

Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego

Dyrektor Wykonawczy

DECYZJA NR 2003/9/RM

DYREKTORA WYKONAWCZEGO AGENCJI

z dnia 24 października 2003

w sprawie specyfikacji certyfikacyjnych, w tym przepisów zdatności do lotu i akceptowalnych sposobów spełnienia wymagań, dla silników (« CS-E »)

DYREKTOR WYKONAWCZY EUROPEJSKIEJ AGENCJI BEZPIECZEŃSTWA LOTNICZEGO,

uwzględniając Rozporządzenie (WE) nr 1592/2002 Europejskiego Parlamentu i Rady z dnia 15 lipca 2002 roku w sprawie wspólnych zasad w zakresie lotnictwa cywilnego i utworzenia Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego¹ (dalej zwane "Rozporządzeniem Podstawowym"), w szczególności jego artykuły 13 i 14,

uwzględniając Rozporządzenie Komisji (WE) nr 1702/2003² z dnia 24 września 2003² ustanawiające zasady wykonawcze dla certyfikacji statków powietrznych i związanych z nimi wyrobów, części i wyposażenia w zakresie zdatności do lotu i ochrony środowiska oraz dla certyfikacji organizacji projektujących i produkujących, w szczególności jego Część 21,

a także mając na uwadze co następuje:

- (1) Agencja wydaje specyfikacje certyfikacyjne, w tym przepisy zdatności do lotu i akceptowalne sposoby spełnienia wymagań, jak też materiały pomocnicze do stosowania w procesie certyfikacji;
- (2) na mocy Artykułu 43 Rozporządzenia Podstawowego, Agencja przeprowadziła szerokie konsultacje z zainteresowanymi stronami w sprawach będących przedmiotem niniejszej Decyzji i w wyniku tych konsultacji udzieliła pisemnej odpowiedzi na otrzymane komentarze;

¹ DZ.U. L 240, 7.09.2002, str. 1.

² DZ.U. L 243, 27.09.2003, str. 6.

PRZYJĄŁ NASTĘPUJĄCĄ DECYZJĘ:

Artykuł 1

Właściwymi specyfikacjami certyfikacyjnymi, obejmującymi przepisy zdatności do lotu i akceptowalne sposoby spełnienia wymagań, dla silników są specyfikacje ustanowione w Załączniku do niniejszej Decyzji, chyba że postanowiono inaczej dla silników do zabudowy na motoszybowcach, bardzo lekkich samolotach i bardzo lekkich wiroplatach.

Artykuł 2

Niniejsza Decyzja wchodzi w życie w dniu 24 października 2003. Zostanie ona opublikowana w Dzienniku Urzędowym Agencji.

Sporządzone w Brukseli, w dniu 24 października 2003 roku

W imieniu Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego

Patrick GOUDOU

Dyrektor Wykonawczy

Specyfikacje Certyfikacyjne dla Silników

CS-E

SPIS TREŚCI (Zarys ogólny)

CS-E KSIĘGA 1 PRZEPISY ZDATNOŚCI DO LOTU

PODCZEŚĆ A POSTANOWIENIA OGÓLNE

- CS-E 10 Zakres stosowania
- CS-E 15 Terminologia
- CS-E 20 Konfiguracja i podłączenia Silnika
- CS-E 25 Instrukcje zapewnienia ciągłej zdatności do lotu
- CS-E 30 Założenia
- CS-E 40 Zakresy
- CS-E 50 Układ Sterowania Silnikiem
- CS-E 60 Wyposażenie w przyrządy
- CS-E 70 Materiały i sposoby wytwarzania
- CS-E 80 Osprzęt
- CS-E 90 Ochrona przed korozją i pogorszeniem własności
- CS-E 100 Wytrzymałość
- CS-E 110 Rysunki i znakowanie części - montaż części
- CS-E 120 Identyfikacja
- CS-E 130 Instalacja Przeciwpożarowa
- CS-E 140 Próby - konfiguracja Silnika
- CS-E 150 Próby - Warunki mające zastosowanie we wszystkich próbach
- CS-E 160 Próby - Historia
- CS-E 170 Sprawdzanie układów Silnika i podzespołów
- CS-E 180 Próby działania Śmigła
- CS-E 190 Silniki do akrobacji

PODCZEŚĆ B — SILNIKI TŁOKOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

- CS-E 210 Analiza Usterek
- CS-E 230 Odladanie i zabezpieczenia przed oblodzeniem
- CS-E 240 Zapłon
- CS-E 250 Układ paliwowy
- CS-E 260 Układ chłodzenia Silnika
- CS-E 270 Układ smarowania
- CS-E 290 Pokręcanie ręczne

PODCZEŚĆ C — SILNIKI TŁOKOWE, UDOWADNIANIE TYPU

- CS-E 300 Warunki stosowane dla wszystkich prób
- CS-E 320 Redukcja osiągnięć
- CS-E 330 Próby - postanowienia ogólne
- CS-E 340 Próby drgań
- CS-E 350 Próby pomiarowe
- CS-E 360 Próby spalania detonacyjnego
- CS-E 370 Próby rozruchu
- CS-E 380 Próby rozruchu w niskiej temperaturze
- CS-E 390 Próby przyśpieszeń
- CS-E 400 Próby nadobrotów

- CS-E 430 Próby natrysku wody
- CS-E 440 Próby trwałościowe
- CS-E 450 Próby zapłonu
- CS-E 460 Próby cofania płomienia
- CS-E 470 Zanieczyszczone paliwo

PODCZEŚĆ D - SILNIKI TURBINOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

- CS-E 500 Działanie
- CS-E 510 Analiza usterek
- CS-E 515 Części krytyczne silnika
- CS-E 520 Wytrzymałość
- CS-E 525 Ciągłe obracanie
- CS-E 540 Uderzenie i wchłanianie obcych ciał
- CS-E 560 Układ paliwowy
- CS-E 570 Układ olejowy
- CS-E 580 Układy powietrzne oraz upusty sprężarki i turbiny
- CS-E 590 Układy rozrusznika

PODCZEŚĆ E - SILNIKI TURBINOWE; UDOWADNIANIE TYPU

- CS-E 600 Próby - postanowienia ogólne
- CS-E 620 Redukcja osiągnięć
- CS-E 640 Obciążenia od ciśnienia
- CS-E 650 Badania drgań
- CS-E 660 Ciśnienie i temperatura paliwa
- CS-E 670 Zanieczyszczone paliwo
- CS-E 680 Skutki obciążeń od pochylenia i od momentu żyroskopowego
- CS-E 690 Upust z silnika
- CS-E 700 Przekroczenie warunków użytkowania
- CS-E 710 Próby zablokowania wirnika
- CS-E 720 Zapłon ciągły
- CS-E 730 Próby pomiarowe silnika
- CS-E 740 Próby trwałościowe
- CS-E 745 Przyspieszenia silnika
- CS-E 750 Próby rozruchu
- CS-E 770 Próby rozruchu w niskiej temperaturze
- CS-E 780 Próby w warunkach tworzenia się lodu
- CS-E 790 Wchłanianie deszczu i gradu
- CS-E 800 Uderzenie i wchłanianie ptaka
- CS-E 810 Awaria łopatki sprężarki i turbiny
- CS-E 820 Próba nadmiernego momentu obrotowego
- CS-E 830 Maksymalne nadobrotki silnika
- CS-E 840 Integralność wirnika
- CS-E 850 Wały sprężarki, wentylatora i turbiny
- CS-E 860 Nadmierna temperatura wirnika turbiny
- CS-E 870 Próba nadmiernej temperatury gazów wylotowych
- CS-E 880 Próby z wtryskiem cieczy chłodzącej dla Startu i/lub 2¹/₂ - Minutowej Mocy OEI
- CS-E 890 Próby urządzenia ciągu wstecznego
- CS-E 900 Hamulec postojowy śmigła
- CS-E 910 Powtórne uruchomienie w locie
- CS-E 920 Próba nadmiernej temperatury

PODCZEŚĆ F - SILNIKI TURBINOWE - WYMAGANIA KONSTRUKCYJNE W ZAKRESIE ESKPLLOATACJI I OCHRONY ŚRODOWISKA

- CS-E 1000 Ogólne
- CS-E 1010 Upust paliwa
- CS-E 1020 Emisje z silnika

CS-E 1030 Dopuszczenie Ograniczone Czasowo
CS-E 1040 ETOPS

DODATKI

DODATEK A KONCENTRACJA DESZCZU I GRADU W ATMOSFERZE, NORMY DLA
CERTYFIKACJI

CS-E KSIĘGA 2 AKCEPTOWALNE SPOSOBY SPEŁNIENIA WYMAGAŃ

PODCZEŚĆ A - POSTANOWIENIA OGÓLNE

AMC do CS-E 10 (c) Urządzenia ciągu wstecznego
AMC do CS-E 20 Konfiguracja i podłączenia silnika.
AMC do CS-E 20 (f) Dane zapewnienia mocy dla silników z jednym lub wieloma zakresami mocy OEI
AMC do CS-E 25 Instrukcje zapewnienia ciągłej zdatności do lotu
AMC do CS-E 30 Założenia
AMC do CS-E 40 Zakresy
AMC do CS-E 40 (b) (3) Zakresy 30 sekund OEI i 2 minut OEI
AMC do CS-E 40 (d) Ograniczenia użytkowania
AMC do CS-E 50 Układ sterowania silnikiem
AMC do CS-E 50 (e) Integralność wirnika
AMC do CS-E 50 (g) Elementy Sterowania - Silniki o 30-sekundowym zakresie mocy OEI
AMC do CS-E 60 Wyposażenie w przyrządy
AMC do CS-E 60 (d) Wyposażenie w przyrządy
AMC do CS-E 70 Odlewy, odkuwki, konstrukcje spawane i części spawane
AMC do CS-E 80 Osprzęt
AMC do CS-E 130 Instalacja Przeciwpożarowa
AMC do CS-E 140 Próby - konfiguracja Silnika
AMC do CS-E 150 (a) Próby - Warunki mające zastosowanie we wszystkich próbach
AMC do CS-E 150 (f) Próby trwałościowe – Przeglądy inspekcyjne i próby pomiarowe
AMC do CS-E 170 Sprawdzanie układów silnika i podzespołów
AMC do CS-E 180 Próby działania Śmigła

PODCZEŚĆ B - SILNIKI TŁOKOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

AMC do CS-E 210 Analiza usterek

PODCZEŚĆ C - SILNIKI TŁOKOWE; UDOWADNIANIE TYPU

AMC do CS-E 300 (f) Warunki Stosowane dla wszystkich Prób – Pomiar Momentu Obrotowego
AMC do CS-E 320 Redukcja osiągnięć
AMC do CS-E 340 Próby drgań
AMC do CS-E 350 Próby pomiarowe
AMC do CS-E 380 Próby rozruchu w niskiej temperaturze
AMC do CS-E 440 (b)(3) Próba trwałościowa – Program dla silników posiadających turbodoładowarkę.
AMC do CS-470 Zanieczyszczone paliwo

PODCZEŚĆ D - SILNIKI TURBINOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

AMC do CS-E 500 Działanie – sterowanie silnikami (silniki turbinowe dla samolotów)
AMC do CS-E 510 Analiza bezpieczeństwa
AMC do CS-E 515 Części krytyczne silnika
AMC do CS-E 520 Wytrzymałość - Zmęczenie wysoko-cyklowe
AMC do CS-E 520 (c)(1) Wytrzymałość - odpadanie łopatek
AMC do CS-E 525 Ciągłe obracanie
AMC do CS-E 540 Uderzenie i wchłanianie obcych ciał
AMC do CS-E 560 Układ paliwowy

AMC do CS-E 570 Układ olejowy

PODCZEŚĆ E – SILNIKI TURBINOWE; UDOWADNIANIE TYPU

AMC do CS-E 600 (e) Próba - Ogólne

AMC do CS-E 620 Osiągi : Wzory

AMC do CS-E 640 Ciśnienie statyczne i próby zmęczeniowe

AMC do CS-E 650 Badania drgań

AMC do CS-E 660 Próby pompy paliwowej (silniki turbinowe do samolotów)

AMC do CS-E 670 Próby zanieczyszczonego paliwa

AMC do CS-E 680 Skutki obciążeń od pochylenia i od momentu żyroskopowego

AMC do CS-E 690 Upust z silnika

AMC do CS-E 700 Przekroczenie warunków użytkowania (silniki turbinowe do samolotów)

AMC do CS-E 710 Próby zablokowania wirnika

AMC do CS-E 720 (a) Zapłon ciągły

AMC do CS-E 730 Próby pomiarowe

AMC do CS-E 740 (c)(3) Próby trwałościowe

AMC do CS-E 740 (f)(1) Silniki wielowirnikowe

AMC do CS-E 740 (g)(1) Próby trwałościowe - okresy stopniowane

AMC do CS-E 745 Przyspieszenia Silnika

AMC do CS-E 750 (b) Próby rozruchu

AMC do CS-E 770 Próby rozruchu w niskiej temperaturze

AMC do CS-E 780 Próby w warunkach tworzenia się lodu (Silniki do samolotów)

AMC do CS-E 790 Wchłanianie deszczu i gradu

AMC do CS-E 790 (a)(2) Wchłanianie deszczu i gradu - utrata mocy/ciągu przez Silnik Turbinowy oraz niestabilność w ekstremalnych warunkach w deszczu i gradzie

AMC do CS-E 800 Uderzenie i wchłanianie ptaka

AMC do CS-E 810 Awaria łopatkę sprężarki i turbiny

AMC do CS-E 840 Integralność wirnika

AMC do CS-E 850 Wały sprężarki, wentylatora i turbiny

AMC do CS-E 890 Próby urządzenia ciągu wstecznego

AMC do CS-E 920 Próba nadmiernej temperatury

PODCZEŚĆ F - SILNIKI TURBINOWE - SPECYFIKACJE KONSTRUKCYJNE W ZAKRESIE ESKPLLOATACJI I OCHRONY ŚRODOWISKA

AMC do CS-E 1000 Specyfikacje konstrukcyjne w zakresie eksploatacji i ochrony środowiska - ogólne

AMC do CS-E 1020 Emisje z silnika

**Specyfikacje Certyfikacyjne EASA
dla
Silników**

**CS-E
Księga 1**

Przepisy zdatności do lotu

PODCZEŚĆ A POSTANOWIENIA OGÓLNE

CS-E 10 Zakres stosowania

(a) Niniejszy CS-E zawiera specyfikacje zdolności do lotu, których spełnienie jest wymagane do wydania certyfikatów typu i zmian do tych certyfikatów dla silników, zgodnie z Częścią 21.

(b) CS-E zawiera specyfikacje dla zatwierdzania do użytkowania silników z urządzeniem ciągu wstecznego, jeżeli takie urządzenie jest zabudowane. Jeżeli zgodność zostanie wykazana, konkretne, zatwierdzone do użytkowania urządzenie ciągu wstecznego zostanie wpisane do dokumentacji certyfikacyjnej Silnika. W przeciwnym razie, zostanie dokonany wpis do dokumentacji zakazujący użytkowania urządzenia ciągu wstecznego.

(c) Specyfikacje podczęści A, B i C stosują się do Silników Tłokowych. Dla Silników Tłokowych przewidywanych do stosowania w wiroplatach, wszystkie konieczne zmiany do specyfikacji podczęści B i C będą ustalane zgodnie z 21A.16.

(d) Specyfikacje podczęści A, D i E stosują się do Silników Turbinowych.

CS-E 15 Terminologia

(a) Terminologię niniejszego CS-E 15 należy stosować w powiązaniu z wydaniem „CS – Definicje”, aktualnym w dniu wydania niniejszego CS-E. Pojęcia zdefiniowane w niniejszym punkcie oraz w „CS – Definicje” są w niniejszym CS-E wyróżnione dużymi literami, jak nazwy własne

(b) Wszystkie Silniki:

Skrajnie Odległe

oznacza, że jest mało prawdopodobne by wydarzenie miało miejsce, jeśli brany będzie pod uwagę całkowity czas pracy pewnej liczby statków powietrznych tego typu, na którym te silniki są zabudowane, ale nie może być całkowicie wykluczone. Tam, gdzie stosowane są wartości liczbowe, może to być zwykle wyrażone jako prawdopodobieństwo mieszczące się w zakresie od 10^{-7} do 10^{-9} na godzinę pracy silnika w locie.

Umiarkowanie Prawdopodobne

oznacza, że jest nieprawdopodobne, by wydarzenie często miało miejsce podczas użytkowania każdego ze statków powietrznych danego typu, ale może wystąpić szereg razy podczas całkowitego okresu użytkowania każdego ze statków tych typów, na których może być zabudowany dany Silnik. Tam, gdzie stosowane są wartości liczbowe, może to być zwykle wyrażone jako prawdopodobieństwo mieszczące się w zakresie od 10^{-3} do 10^{-5} na godzinę pracy Silnika w locie.

Odległe

oznacza, że jest mało prawdopodobne by wydarzenie miało miejsce dla każdego statku powietrznego podczas całkowitego okresu jego użytkowania ale może wystąpić szereg razy podczas okresu użytkowania pewnej liczby statków powietrznych tego typu, na

którym Silnik może zostać zabudowany. Kiedy stosowane są wartości liczbowe, może to być zwykle wyrażone jako prawdopodobieństwo mieszczące się w zakresie od 10^{-5} do 10^{-7} na godzinę pracy Silnika w locie.

(c) Silniki turbinowe

Niebezpieczny Stan Silnika oznacza stan zdefiniowany jako taki w CS-E 510.

Poważny Stan Silnika oznacza stan zdefiniowany jako taki w CS-E 510.

Niegroźny Stan Silnika oznacza stan zdefiniowany jako taki w CS-E 510.

(d) Dla Silników tłokowych

Ciśnienie Doładowania oznacza ustawienie mocy mierzone względem znormalizowanego ciśnienia atmosferycznego na poziomie morza.

Chłodzenie Mieszanki oznacza procentowy stopień chłodzenia mieszanki, określony ilościowo według poniższego wzoru:

$$((t_2 - t_3) / (t_2 - t_1)) \times 100$$

, gdzie

t_1 jest temperaturą powietrza wchodzącego do chłodnicy zespołu napędowego,

t_2 jest temperaturą mieszanki bez chłodzenia, a

t_3 jest temperaturą mieszanki z chłodzeniem

Ciśnienie w Kolektorze Ssącym oznacza bezwzględne ciśnienie statyczne mierzone w odpowiednim punkcie układu wlotowego.

(e) Określenia związane z Układem Sterowania Silnikiem

Tryb Alternatywny oznacza każdy Tryb Sterowania, w tym Tryby Zapasowe, który nie jest Trybem Podstawowym sterowania silnikiem.

Tryb Zapasowy oznacza Tryb Sterowania Układu Zapasowego.

Układ Zapasowy oznacza część Układu Sterowania Silnikiem, gdzie charakterystyki pracy lub możliwości sterowania Silnikiem różnią się od Układu Podstawowego na tyle, że może to mieć istotny wpływ na lub spowodować zmianę charakterystyk użytkowania lub możliwości statku powietrznego, obciążenia załogi lotniczej, lub elementów odpowiednich procedur załogi lotniczej.

Układ Sterowania Silnikiem oznacza każdy układ lub urządzenie stanowiące część projektu typu silnika, które steruje, ogranicza lub monitoruje pracę Silnika i jest niezbędne dla ciągłej zdolności Silnika.

Układ Podstawowy	oznacza każdą część Układu Sterowania Silnikiem wykorzystywaną do sterowania Silnikiem przy normalnej pracy.
Tryb Sterowania	oznacza każdy, zdefiniowany stan działania Układu Sterowania Silnikiem, w którym załoga jest w stanie w stopniu zadowalającym sterować Silnikiem.
Tryb Podstawowy	oznacza tryb przewidziany do stosowania do sterowania Silnikiem w warunkach normalnej pracy. Tryb ten jest często nazywany 'trybem normalnym'.
Dane Dostarczone przez Statek Powietrzny	oznacza wszelkie dane dostarczone przez lub poprzez układy statku powietrznego wykorzystywane przez Układ Sterowania Silnikiem.
Elektroniczny Układ Sterowania Silnikiem (EECS)	oznacza Układ Sterowania Silnikiem, w którym podstawowe funkcje są realizowane przez elektronikę. Obejmuje on wszystkie składniki (np. elektryczne, elektroniczne, hydromechaniczne i pneumatyczne) niezbędne do sterowania mocą lub siłą ciągu Silnika, w ramach obwiedni lotu i ograniczeń użytkowania.
Awaria lub Usterka	oznacza zdarzenie mające wpływ na działanie podzespołu, części lub elementu uniemożliwiające spełnianie założonych funkcji.
Odporność na Awarię lub Usterkę	oznacza zdolność do całkowitej lub częściowej neutralizacji Awarii lub Usterki.
Konfiguracja Pełnej Sprawności	oznacza EECS bez stwierdzonych Awarii lub Usterek.
Utrata Sterowania Siłą Ciągu (LOTTC) lub Utrata Sterowania Mocą (LOPC)	oznacza utratę zdolności do regulowania mocy lub siły ciągu w określonym przedziale wartości, lub niedopuszczalne wahania siły ciągu lub mocy. Wartości te są ustalane w drodze dokładnego zastosowania.
Programowany Układ Logiczny (PLD)	oznacza podzespół zakupiony jako podzespół elektroniczny, następnie zmodyfikowany dla wykonywania określonej dla danego zastosowania funkcji. PLD obejmują, ale nie są ograniczone do, podzespoły o programowalnym macierzowym układzie logicznym (PAL), podzespoły o programowalnej macierzy logicznej, podzespoły o ogólnym macierzowym układzie logicznym (GAL), podzespoły o matrycach bramkowych programowalnych przez użytkownika oraz wymazywalne logiczne układy programowalne.
(f) Pojęcia związane z Częściami Krytycznymi Silnika	
Zatwierdzona Żywotność	oznacza okres do obowiązkowej wymiany danej części, zatwierdzony przez Agencję.

Własności	oznacza charakterystyczne cechy danej gotowej części, decydujące o jej funkcjonowaniu.
Tolerancja Uszkodzeń	oznacza składnik procesu zarządzania żywotnością, który uwzględnia potencjalną możliwość istnienia niedoskonałości danego elementu składowego z powodu naturalnej struktury materiału, jego przetwarzania, konstrukcji elementu składowego, procesu jego wytwarzania lub użytkowania i rozwiązuje ten problem poprzez zastosowanie konstrukcji odpornej na pęknięcia, mechaniki pęknięć, sterowania procesami oraz badań nieniszczących.
Część Krytyczna Silnika	oznacza część, która opiera się o spełnianie nakazanych wymogów integralności CS-E 515 celem uniknięcia jej Uszkodzenia Pierwszorzędowego, które może doprowadzić do Niebezpiecznego Stanu Silnika.
Cykl Lotu Silnika	oznacza profil lotu lub kombinację profili, stanowiący podstawę Zatwierdzonej Żywotności.
Plan Przedsięwzięć Technicznych	oznacza zestawienie założeń, danych technicznych i czynności niezbędnych dla określenia i zachowania żywotności Części Krytycznej Silnika. Plan Przedsięwzięć Technicznych ustanawia się i realizuje jako część działań przed- i pocertyfikacyjnych.
Plan Wytwarzania	oznacza zestawienie, specyficznych dla danej części, rygorów procesu wytwarzania, które muszą być zawarte w opisie wytwarzania (rysunki, procedury, specyfikacje, itp.) Krytycznej Części Silnika, celem zapewnienia zgodności z założeniami konstrukcyjnymi określonymi w Planie Przedsięwzięć Technicznych.
Awaria Pierwszorzędowa	oznacza Awarię danej części nie będącej wynikiem wcześniejszej Awarii innej części lub układu.
Plan Zarządzania Eksploatacją	oznacza zestawienie procesów obsługi technicznej i napraw w trakcie eksploatacji celem zapewnienia, że Krytyczna Część Silnika spełni założenia konstrukcyjne określone w Planie Przedsięwzięć Technicznych.

CS-E 20 Konfiguracja i podłączenia Silnika

(a) Musi być ustanowiona lista wszystkich części i wyposażenia, wraz z odsyłaczami do odpowiednich rysunków, która określa proponowany projekt typu Silnika.

(b) Muszą być wskazane przepisy zgodności wg CS-E 30, zakładane jako mające zastosowanie dla przewidywanej zabudowy Silnika.

(c) Muszą być określone te części oraz wyposażenie, które mogą być zabudowane na Silniku lub mogą być nim napędzane a które nie stanowią części deklarowanej konfiguracji Silnika i dlatego nie są objęte Certyfikatem Typu Silnika.

(d) Muszą być dostarczone podręczniki zawierające instrukcje zabudowy i użytkowania Silnika. W instrukcjach tych muszą być zdefiniowane fizyczne i funkcjonalne połączenia ze statkiem powietrznym i wyposażeniem statku powietrznego. Muszą również zawierać opis Trybu Podstawowego i wszystkich Trybów Zapasowych oraz wszelkich Układów Zapasowych, wraz ze wszelkimi przypisanymi im ograniczeniami, Układu Sterowania Silnikiem i jego współdziałania z układami statku powietrznego, w tym Śmigła, jeżeli ma to zastosowanie.

(e) Dla celów certyfikacji osiągow, obsługi i wytrzymałości statku powietrznego muszą być podane dane osiągow Silnika, zgodne z ograniczeniami na przyjęcie i użytkowanie Silnika. Dane muszą być takie, by pozwalały wyznaczyć moc/ciąg Silnika na poziomie 'minimalnym' i 'maksymalnym' oraz muszą podawać sposoby na określenie wpływu na osiągi zmian upustu i odbioru mocy z Silnika, prędkości lotu, ciśnienia, temperatury i wilgotności otaczającego powietrza.

(f) Dla Silników o jednym lub więcej Zakresie OEI należy podać dane charakterystyk osiągowych Silnika oraz ich zmienności celem umożliwienia wytwórcy statku powietrznego ustanowienia procedur zapewniania mocy.

CS-E 25 Instrukcje zapewnienia ciągłej zdatości do lotu

(a) Zgodnie z 21A.61 (a), musi być opracowany podręcznik(i) zawierający instrukcje zapewnienia ciągłej zdatości do lotu Silnika. Muszą one być uaktualniane, odpowiednio do zmian w istniejących instrukcjach lub zmian w zdefiniowaniu silnika.

(b) Instrukcje zapewnienia ciągłej zdatości do lotu muszą zawierać sekcję zatytułowaną ograniczenia zdatości do lotu, wyraźnie oddzieloną i wyróżniającą się od reszty dokumentu(ów).

Dla Części Krytycznych Silnika, sekcja ta musi zawierać wszelkie obowiązujące działania lub ograniczenia obsługi technicznej i napraw w trakcie eksploatacji, zdefiniowane w Planie Zarządzania Eksploatacją, wymaganym na mocy CS-E 515.

(1) Dla wszystkich Silników, sekcja ograniczeń zdatości do lotu powinna wyszczególniać każdy czas obowiązkowej wymiany, okres pomiędzy przeglądami i związane procedury wymagane do certyfikacji.

(2) Dla Silników o 30-sekundowym i 2-minutowym zakresie mocy OEI, poza zgodnością z CS-E 25 (b)(1), sekcja ograniczeń zdatości do lotu musi zlecać przeglądy po locie oraz czynności obsługowe związane z zastosowaniem nominalnej mocy 30-sekundowej lub 2-minutowej OEI. Adekwatność tych przeglądów i czynności obsługowych podlega potwierdzeniu. Musi być ustanowiony program oceny Silnika w eksploatacji celem zapewnienia adekwatności danych CS-E 20 (f) na temat rozporządzalności mocy oraz instrukcji przeglądów po locie i czynności obsługowych.

Program musi obejmować próby eksploatacyjne Silnika lub równoważne doświadczenie w zakresie prób eksploatacyjnych Silników o podobnej konstrukcji i/lub oceny wykorzystania w eksploatacji 30-Sekundowego / 2-Minutowego zakresu OEI.

(c) Przy przygotowywaniu podręcznika(ów) wymaganych przez CS-E 25(a) powinno się rozważyć umieszczenie w nich, stosownie do potrzeby, niżej podanych informacji.

(1) Szczegółowy opis Silnika, jego składowych, systemów i instalacji.

(2) Sposób postępowania, wraz z odpowiednimi procedurami wyciągania ze skrzyni, usuwania zabezpieczeń przed wilgocią, sprawdzania przy przyjmowaniu, podnoszenia i zabudowy wyposażenia, z uwzględnieniem wszelkich niezbędnych sprawdzeń.

(3) Podstawowe informacje o sterowaniu i funkcjonowaniu opisujących, jak działają elementy, układy i instalacje Silnika. Informacje podające sposoby rozruchu, pracy, prób i zatrzymania Silnika lub jego składowych i systemów, wraz ze wszystkimi stosownymi procedurami specjalnymi i ograniczeniami.

(4) Informacje o obsłudze serwisowej ze szczegółami dotyczącymi punktów, przy pomocy których przeprowadza się obsługę, objętości zbiorników, typów stosowanych płynów, ciśnień właściwych dla różnych systemów, położenia punktów smarowania, stosowanych smarów oraz wyposażenia potrzebnego do obsługi.

- (5) Informacje o terminarzu obsługi każdej części Silnika, z zalecanymi okresami, w których powinny być czyszczone, sprawdzane, regulowane, poddawane próbie i smarowane; należy też podać rodzaj sprawdzenia, odpowiednie ograniczenia użytkowania oraz czynności zalecane do wykonania w danych okresach. Należy podać wszystkie odpowiednie odniesienia do sekcji ograniczeń zdatowności do lotu. Ponadto, musi zostać dołączony, jeśli ma to zastosowanie, program sprawdzeń określający częstotliwość sprawdzeń koniecznych dla zapewnienia ciągłej zdatowności do lotu Silnika.
- (6) Informacje o usuwaniu usterek, opisujące prawdopodobne niesprawności, sposoby rozpoznania tych niesprawności i ich usuwania.
- (7) Informacje podające kolejność i sposób wybudowy silnika oraz jego części oraz zamiany części, kolejność i sposób demontażu i montażu wraz ze wszystkimi koniecznymi środkami ostrożności. Powinny być też podane instrukcje właściwego obchodzenia się z silnikiem na ziemi, pakowania i wysyłki.
- (8) Instrukcje czyszczenia i przeglądów z podaniem stosowanych materiałów, przyrządów i technologii oraz konieczne środki ostrożności. Podane też muszą być metody sprawdzeń.
- (9) Szczegóły metod naprawy zużytych lub z innych przyczyn nie nadających się do użytku części i elementów wraz z informacją niezbędną do określenia kiedy wymiana jest konieczna. Szczegóły wszystkich odpowiednich pasowań i luzów.
- (10) Instrukcje prób wraz wyposażeniem i oprzyrządowaniem do prób.
- (11) Instrukcje przygotowania do przechowania wraz z ograniczeniami przechowania.
- (12) Wykaz narzędzi i wyposażenia koniecznego do obsługi oraz zalecenia o sposobach ich stosowania.

CS-E 30 Założenia

- (a) W trakcie ustalania zgodności z CS-E przyjmuje się pewne założenia dotyczące warunków, które mogą być narzucone na Silnik, po jego ostatecznym zabudowaniu na statek powietrzny. Aby spełnienie warunków założonych do certyfikacji Silnika mogło być ocenione dla każdej danej zabudowy, przed certyfikacją Silnika muszą zostać przedłożone szczegóły dokonanych założeń. Założenia te muszą się znaleźć w instrukcjach zabudowy Silnika wymaganej na mocy CS-E 20 (d).
- (b) Jeżeli dany układ Silnika opiera się o elementy składowe, nie przewidziane w projekcie typu Silnika, to warunki współpracy i wymagania co do niezawodności tych elementów składowych, na których bazuje certyfikacja Silnika, muszą być wyszczególnione w instrukcjach zabudowy Silnika, bezpośrednio lub poprzez odniesienia do odpowiedniej dokumentacji.

CS-E 40 Zakresy

- (a) Dla wszystkich Silników muszą zostać ustalone zakresy mocy dla Mocy / Ciągu Startowego oraz dla Mocy / Ciągu Maksymalnego Trwałego.
- (b) Inne zakresy mogą również zostać ustalone, jako -
- (1) dla Silników Tłokowych -
 - (i) Maksymalna Zalecana Moc Przelotowa,
 - (ii) Maksymalna Najekonomiczniejsza Moc Przelotowa.
 - (2) dla Silników Turbinowych dla Samolotów Wielosilnikowych –

(i) Moc / Ciąg 2 1/2 Minuty OEI.

(ii) Moc / Ciąg Trwały OEI.

(3) dla Silników Turbinowych dla Wiroplątów Wielosilnikowych -

(i) Moc 30-sekundowa OEI.

(ii) Moc 2-minutowa OEI.

(iii) Moc 2 1/2-Minutowa OEI

(iv) Moc 30-minutowa OEI

(v) Moc Ciągła OEI.

(c) Zakresy ciągów i / lub mocy Silnika będą oparte o warunki atmosfery wzorcowej, bez upustu powietrza na potrzeby statku powietrznego i z zabudowanym jedynie tym wyposażeniem, które jest niezbędne dla pracy Silnika, włączając elementy sterowania, chyba że w Arkuszu Danych do Certyfikatu Typu zostało to podane inaczej.

(d) Należy ustanowić ograniczenia użytkowania odpowiednio do warunków eksploatacji przewidywanych dla Silnika.

(e) Zakresy Mocy / Ciągów Silnika i wszystkie ograniczenia użytkowania ustalone na podstawie niniejszego CS-E 40, które muszą być przestrzegane przez załogę statku powietrznego, muszą być podane w Arkuszu Danych do Certyfikatu Typu Silnika określonego w 21A.41. W Arkuszu Danych do Certyfikatu Typu muszą być również podane lub przywołane wszystkie inne informacje, które zostały ocenione jako niezbędne dla bezpiecznego użytkowania Silnika.

(f) Zakresy ustanowione zgodnie z niniejszym CS-E 40 muszą być zdefiniowane dla najmniejszej spodziewanej mocy / ciągu rozwijanej przez każdy z silników danego typu w warunkach przyjętych dla wyznaczania tych zakresów. Musi być podany minimalny zakres wykonania prób, wraz z warunkami z nimi związanymi, niezbędnymi dla zapewnienia spełniania przez Silniki tego wymogu.

(g) Wyznaczając osiągi Silnika i ograniczenia eksploatacyjne, bierze się pod uwagę sumaryczne wielkości dokładności Układu Sterowania Silnikiem oraz niezbędnego oprzyrządowania, o którym mowa w CS-E 60 (b).

(h) Dla Silników Tłokowych, każdy podany zakres musi być zdefiniowany w kategoriach mocy dostarczonej przy danym ustawieniu mocy i prędkości obrotowej Silnika.

CS-E 50 Układ Sterowania Silnikiem

(a) *Działanie Układu Sterowania Silnikiem.* Musi być udowodnione w drodze prób, analiz, bądź ich kombinacji, że Układ Sterowania Silnikiem spełnia założone funkcje w sposób, który -

(1) Umożliwia utrzymanie wybranych odpowiednich parametrów sterowania oraz Silnika w ramach zatwierdzonych ograniczeń eksploatacyjnych, dla zmieniających się warunków atmosferycznych w zadeklarowanej obwiedni lotu.

(2) Spełnia wymagania zdatowności do użytkowania CS-E 390, CS-E 500 (a) i CS-E 745, stosownie do przypadku, w warunkach wszelkich możliwych ustawień na wejściu układu oraz dopuszczalnego zapotrzebowania na moc lub ciąg Silnika chyba, że możliwe jest wykazanie iż nie jest to wymagane dla nie kwalifikujących się do dopuszczenia, szczególnych Trybów Sterowania w przewidywanym zastosowaniu. W takich przypadkach, w zatwierdzeniu Silnika będzie o tym podana odpowiednia informacja.

(3) Umożliwia regulowanie mocy lub ciągu Silnika z odpowiednią czułością i dokładnością w deklarowanych zakresach warunków eksploatacji Silnika, i

(4) Nie wywołuje niedopuszczalnych wahań siły ciągu lub mocy.

(b) *Zmiana Sterowania*. Musi zostać wykazane, że kiedy w wyniku Awarii lub Usterki następuje przejście z jednego Trybu Sterowania do innego, lub jednego kanału do innego lub z Układu Podstawowego do Układu Zapasowego, zmiana następuje w taki sposób, by:

(1) Nie zostały przekroczone jakiegokolwiek ograniczenia użytkowania Silnika,

(2) W silniku nie nastąpił pompaż, oderwanie, zgaśnięcie, bądź nie został on poddany niedopuszczalnym zmianom lub wahaniom ciągu lub innym niedopuszczalnym zjawiskom, i

(3) Jeśli wymagane jest od załogi latającej inicjowanie, reagowanie na lub posiadanie świadomości zmiany Trybu Sterowania, to muszą być przewidziane środki ostrzegania załogi. Warunek ten musi być opisany w instrukcji zabudowy Silnika, a czynności załogi - w instrukcji eksploatacyjnej Silnika.

Wartość jakiegokolwiek zmiany siły ciągu lub mocy i związanego z nią czasu przejścia muszą być zdefiniowane i opisane w instrukcjach zabudowy i eksploatacji Silnika.

(c) *Awarie Układu Sterowania Silnikiem*. Układ Sterowania Silnikiem musi być zaprojektowany i zbudowany w taki sposób, by:

(1) Było możliwe osiągnięcie częstości zdarzeń utraty Sterowania Siłą Ciągu (lub Mocą) (LOTC/LOPC), zgodnych z założeniami w zakresie bezpieczeństwa dla przewidzianego użytkowania statku powietrznego.

(2) W Konfiguracji Pełnej Sprawności układ był zasadniczo odporny na pojedynczą usterkę elektryczną lub elektroniczną w odniesieniu do zdarzeń LOTC/LOPC.

(3) Pojedyncze Awarie elementów składowych Układu Sterowania Silnikiem nie skutkowały Niebezpiecznym Stanem Silnika,

(4) Przewidywalne Awarie lub niesprawności prowadzące do lokalnych zdarzeń przy założonej zabudowie na statku powietrznym takich, jak pożar, przegrzanie, lub Awarie prowadzące do uszkodzenia elementów składowych Układu Sterowania Silnikiem, nie skutkowały Niebezpiecznym Stanem Silnika w wyniku Awarii lub niesprawności Układu Sterowania Silnikiem.

(d) *Ocena Bezpieczeństwa Układu*. Dla spełniania wymagań CS-E 210 lub CS-E 510, musi zostać dokonana ocena bezpieczeństwa Układu Sterowania Silnikiem. Ocena ta musi wskazywać Awarie lub Usterki skutkujące zmianą siły ciągu lub mocy, przekazywaniem błędnych danych lub wpływem na zdadność Silnika do użytkowania oraz przewidywaną częstotliwość występowania tych Awarii lub Usterek. (Patrz też CS-E 110(e))

(e) *Systemy Zabezpieczające*.

(1) Jeżeli przewidziane są systemy zabezpieczające przed nadobrotami, to projekt musi przewidywać metody wykonania prób tych systemów pod kątem dostępności funkcji zabezpieczenia. Metody te powinny umożliwiać wykonanie wyczerpujących prób systemu w minimalnej liczbie cykli. Jeżeli próby nie są w pełni automatyczne, to w instrukcji eksploatacyjnej Silnika powinny zostać uwzględnione specyfikacje dla prób ręcznych.

(2) Jeżeli zabezpieczenie przed nadobrotami jest hydromechaniczne lub mechaniczne, to należy wykazać w drodze prób lub w inny dopuszczalny sposób że funkcja ta jest dostępna w okresach między przeglądami i obsługami.

(f) *Oprogramowanie i Programowane Układy Logiczne*. Dla zminimalizowania możliwości występowania błędów, wszelkie mające zastosowanie oprogramowanie i zakodowane układy logiczne muszą zostać zaprojektowane, wdrożone i sprawdzone z zastosowaniem zatwierdzonych metod, adekwatnych do wagi wykonywanych funkcji.

(g) *Dane Dostarczane przez Statek Powietrzny*.

Pojedyncze Awarie prowadzące do utraty, zakłócenia lub przekłamania Danych Dostarczonych Przez Statek Powietrzny lub danych wymienianych między Silnikami:

(1) Nie mogą skutkować Niebezpiecznym Stanem Silnika dla któregośkolwiek Silnika.

(2) Muszą zostać wykryte i muszą zostać podjęte działania dostosowawcze. Strategia działań dostosowawczych nie może skutkować niedopuszczalną zmianą siły ciągu lub mocy lub niedopuszczalną zmianą charakterystyk pracy i rozruchu Silnika. Wpływ tych Awarii na moc lub siłę ciągu Silnika, jego zdadność do użytkowania i charakterystyki rozruchu w całym obszarze obwiedni lotu musi być oszacowany i udokumentowany.

Specyfikacja CS-E 50(g)(2) nie ma zastosowania do sygnałów sterujących siłą ciągu lub mocy pochodzących od statku powietrznego.

(h) *Zasilanie Elektryczne Dostarczone przez Statek Powietrzny.*

(1) Układ Sterowania Silnikiem musi być tak zaprojektowany by zanik lub przerwy w zasilaniu elektrycznym dostarczonym przez statek powietrzny do Układu Sterowania Silnikiem-

(i) Nie skutkował Niebezpiecznym Stanem Silnika

(ii) Nie powodował niedopuszczalnego przekazu błędnych danych.

Wpływ zaniku lub przerw w zasilaniu elektrycznym dostarczonym przez statek powietrzny musi być uwzględniony przy wykazywaniu zgodności z CS-E 50 (c)(1).

(2) Jeśli dla zgodności z CS-E 50 (h)(1) niezbędne jest wyspecjalizowane źródło zasilania Silnika, to jego potencjał powinien zapewniać wystarczający margines na kompensację pracy Silnika poniżej biegu jałowego, kiedy Układ Sterowania Silnikiem jest tak zaprojektowany by automatycznie przywracał odpowiedni zakres pracy Silnika.

(3) Zapotrzebowanie na zasilanie elektryczne oraz jego charakterystyki, dostarczane ze statku powietrznego do Układu Sterowania Silnikiem dla rozruchu i pracy Silnika, uwzględniając granice stanu przejściowego i stabilnego napięcia, muszą zostać zdefiniowane i podane w instrukcji zabudowy Silnika.

(4) Stany przejściowe niskiego napięcia wykraczające poza ograniczenia napięcia zasilania, podane według CS-E 50 (h)(3), muszą spełniać wymagania CS-E 50 (h)(1). Układ Sterowania Silnikiem powinien wznowić normalną pracę, kiedy dostarczone przez statek powietrzny zasilanie elektryczne powróci do poziomu mieszczącego się w podanych granicach.

(i) *Sygnal Ciśnienia Powietrza.*

Kwestie wpływu blokady lub przecieku łącz przesyłu sygnałów na Układ Sterowania Silnikiem stanowią część Oceny Bezpieczeństwa Układu według CS-E 50 (d) i muszą tu zostać zastosowane odpowiednie środki ostrożności przy projektowaniu.

(j) Silniki o 30-Sekundowym Zakresie Mocy OEI muszą być wyposażone w, lub muszą być dla nich przewidziane, środki automatycznej rozporządzalności i automatycznego sterowania 30-Sekundową Mocą OEI, w zakresie użytkowania.

(k) Muszą być zapewnione środki dla szybkiego wyłączenia Silnika.

CS-E 60 Wyposażenie w przyrządy

(a) Silnik musi być wyposażony w środki konieczne do zabudowy niezbędnego oprzyrządowania zapewniającego użytkowanie zgodne z ograniczeniami Silnika. Tam, gdzie przy Analizie Usterki lub przy wykazywaniu spełnienia innych wymagań stwierdzono, że niezawodność zależy od oprzyrządowania, które nie jest wymagane w przewidywanej zabudowie statku powietrznego, oprzyrządowanie to musi być wyszczególnione w instrukcjach zabudowy Silnika i zdefiniowane jako obowiązkowe w dokumentacji zatwierdzenia Silnika.

(b) Lista przyrządów niezbędnych dla sterowania Silnikiem musi być umieszczona w instrukcjach zabudowy Silnika. Należy również podać sumaryczną dokładność wskazań i odpowiedź przejściową, jakie są wymagane dla danych przyrządów by umożliwić sterowanie pracą Silnika. Pozwoli to na dokonanie oceny, czy zabudowane przyrządy są właściwe.

(c) Czujniki wraz ze związanym z nimi okablowaniem oraz kondycjonowanie sygnału muszą być oddzielone fizycznie i elektrycznie, w stopniu niezbędnym aby zapewnić, że prawdopodobieństwo przeniesienia Usterki z funkcji

oprzyrządowania i monitorowania na funkcje sterowania, lub vice versa, jest zgodne z Awaryjnością w wyniku tej Usterki.

(d) Silniki turbinowe Wiroplątów o 30-Sekundowym i 2-Minutowym Zakresie Mocy OEI muszą:

(1) Dysponować środkami, lub mieć zapewnione środki, ostrzeżenia pilota kiedy Silnik pracuje na poziomie 30-Sekundowej lub 2-Minutowej Mocy OEI, kiedy zdarzenie ma swój początek i kiedy się kończy przedział czasowy.

(2) Dysponować środkami lub mieć zapewnione środki, których nie można przestawiać w trakcie lotu:

(i) Automatycznego zapisu każdego przypadku zastosowania i czasu trwania 30-Sekundowej i 2-Minutowej Mocy OEI.

(ii) Ostrzeżenia personelu obsługi w pozytywny sposób, że Silnik pracował na poziomie 30-Sekundowej lub/i 2-Minutowej Mocy OEI i umożliwić odzyskanie zapisanych danych; i

(3) Dysponować środkami lub mieć zapewnione środki umożliwiające planowe sprawdzanie odpowiedniego użytkownika powyższych środków.

(e) Oprzyrządowanie umożliwiające załodze latającej kontrolowanie działania układu chłodzenia turbin musi być zapewnione chyba, że istnieje świadectwo, że:

(1) Istniejące inne oprzyrządowanie zapewnia dostateczne ostrzeżenie w razie Awarii, lub grożącej Awarii, lub

(2) Awaria układu chłodzenia nie skutkowałaby Niebezpiecznymi Stanami Silnika przed jego wykryciem, lub

(3) Prawdopodobieństwo Awarii układu chłodzenia jest Skrajnie Odległe.

Odpowiednie przeglądy muszą być podane do wiadomości w odnośnych podręcznikach.

CS-E 70 Materiały i sposoby wytwarzania

(a) Przydatność i trwałość materiałów użytych w Silniku musi zostać określona na podstawie doświadczenia lub prób. Zakładane dla konstrukcji własności materiałowe muszą być odpowiednio odniesione do minimalnych własności podanych w danych materiałowych.

(b) Metody wytwórcze i technologia muszą zapewnić stałą wysoką jakość struktury i mechanizmów, które powinny utrzymywać początkowe własności mechaniczne w rozsądnym przedziale warunków eksploatacyjnych.

CS-E 80 Osprzęt

(a) Napęd i mocowanie osprzętu

(1) Konstrukcja mocowania i napędu wszystkich elementów osprzętu zabudowanego na Silniku powinna być taka, by:

(i) Możliwe było bezpieczne użytkowanie Silnika z zabudowanym osprzętem, oraz

(ii) Awaria osprzętu nie powodowała dalszych uszkodzeń, które mogłyby doprowadzić do Niebezpiecznego Stanu Silnika.

(2) Zamocowanie i napędy osprzętu spełniającego wymagania CS-E 20(c) muszą być zaprojektowane i zlokalizowane w taki sposób aby zminimalizować możliwość, że wadliwy osprzęt spowoduje konieczność zatrzymania Silnika, w związku z -

(i) Zanieczyszczeniem, lub znacznym ubytkiem oleju z Silnika, lub

(ii) Wadliwym działaniem Silnika w wyniku przyłożenia nadmiernego momentu skrętnego, wpadnięciem do Silnika luźnych części, bicia napędu, itd.

(b) Osprzęt spełniający wymagania CS-E 20(a) musi być zatwierdzony jako integralna część Silnika i musi spełniać odpowiednie warunki CS-E. Jeżeli, w wyniku wymagań podanych w odpowiednich podczęściach C lub E elementy osprzętu nie będą poddane takim cyklom pracy, które właściwie odzwierciedlają wszystkie krytyczne warunki oddziaływujące na ich zdatność do lotu, których należy się spodziewać w czasie użytkowania, to warunki techniczne osprzętu muszą ustanawiać dodatkowe wymagania zdatności do lotu, dla spełnienia których będą wymagane dowody.

(c) Osprzęt spełniający wymagania CS-E 20(c) będzie zatwierdzony do stosowania na Silniku, jeśli:

- (1) Osprzęt spełnia wymagania na połączenie podane w CS-E 20(d);
- (2) Istnieje dowód należytego spełnienia wymagania CS-E 80(a);
- (3) Jest zatwierdzony według właściwego Certyfikatu Typu statku powietrznego.

(d) Osprzęt posiadający wirniki o wysokiej energii musi być taki, aby spełniał jeden z następujących warunków:

- (1) Uszkodzenie nie spowoduje powstania znacznych niezatrzymywalnych odłamków o wysokiej energii, albo
- (2) Ustalono że istnieje możliwy do przyjęcia poziom integralności konstrukcji, włączając w to części o wysokiej energii, albo
- (3) Ma miejsce odpowiednia kombinacja warunków (1) oraz (2).

CS-E 90 Ochrona przed korozją i pogorszeniem własności

(a) Każda część Silnika i każda pozycja osprzętu muszą być chronione w zatwierdzony sposób przed korozją i pogarszaniem swojego stanu technicznego.

(b) Wszędzie gdzie to możliwe, należy stosować materiały czyniące Silnik samoistnie odpornym na korozję, bez stosowania wewnętrznych lub zewnętrznych środków zabezpieczających przed korozją.

CS-E 100 Wytrzymałość

(a) Maksymalne naprężenia powstające w Silniku nie mogą przekraczać wielkości naprężeń ustalonych dla danego rodzaju materiału na drodze dostatecznego doświadczenia z uwzględnieniem szczególnych kształtów konstrukcji oraz najbardziej trudnych warunków pracy. Jeśli zastosowano nowy typ materiału, to należy przedstawić dowód dla założonych własności danego materiału. W przypadku Silników Turbinowych, należy odpowiednio uwzględnić wpływ wszelkich naprężeń szczytkowych w Częściach Krytycznych Silnika.

(b) Części Silnika tworzące elementy łoża Silnika oraz inne części Silnika narażone na znaczne obciążenia muszą, przy właściwie umocowanym Silniku za pomocą odpowiedniego łoża Silnikowego, posiadać dostateczną wytrzymałość dla przeniesienia przez cały statek powietrzny obciążeń powstających w locie oraz na ziemi, w połączeniu z miejscowymi obciążeniami powstałymi wskutek pracy Silnika.

(c) Każdy Silnik musi być zaprojektowany i zbudowany tak, by podczas pracy zgodnie z deklarowaną obwiednią warunków lotu oraz zakresem eksploatacyjnych obrotów i mocy / ciągu, nie powodować nadmiernych naprężeń w żadnej części Silnika z powodu drgań oraz nie przenosić nadmiernych sił spowodowanych drganiami na strukturę statku powietrznego.

CS-E 110 Rysunki i znakowanie części - montaż części

(a) Rysunki każdej części Silnika i pozycji osprzętu muszą zawierać wszystkie szczegóły konstrukcyjne oraz określać stosowane materiały za pomocą ich specyfikacji. Należy również określić pokrycie ochronne oraz wykończenie powierzchni, jeżeli jest ono stosowane. Na odpowiednich rysunkach należy podawać, w sposób bezpośredni, albo poprzez odwołanie do innych stosownych dokumentów, wszelkie próby niezbędne do ustalenia jakości wykonania części lub osprzętu.

(b) Z wyjątkiem przypadków, dla których ustalono inaczej, każda część musi być oznakowana w sposób umożliwiający jej skojarzenia z rysunkiem według którego została wykonana. Na rysunku muszą być zaznaczone miejsca znakowania.

(c) Niektóre części (włączając Części Krytyczne Silnika, patrz CS-E 515), które mogą być wskazane przez Agencję, muszą być oznakowane a wytwórca musi przechowywać zapisy dotyczące tego oznakowania, w sposób umożliwiający odtworzenie historii ich produkcji.

(d) Części Silnika Turbinowego, których niewłaściwe zamocowanie może powodować Niebezpieczne Stany Silnika, muszą być skonstruowane w sposób minimalizujący możliwość nieprawidłowego montażu, lub tam gdzie nie jest to praktyczne, oznaczone w sposób trwały oznaczający ich właściwe położenie po zamontowaniu.

(e) W ramach oceny bezpieczeństwa układu według CS-E 50 (d), należy ocenić możliwości i konsekwencje nieprawidłowego zamocowania przyrządów, czujników lub złącz. W miarę potrzeb, należy stosować środki ostrożności przy projektowaniu by zapobiec nieprawidłowemu skonfigurowaniu układu.

CS-E 120 Identyfikacja

(a) Znakowanie Silnika powinno spełniać wymagania 21A.801 (a) i (b), oraz 21A.805.

(b) Główne Moduły Silnika, które w trakcie eksploatacji mogą być niezależnie wymieniane, muszą być odpowiednio znakowane tak, aby umożliwić identyfikację części oraz właściwą kontrolę wzajemnej zamienności takich modułów w różnych wariantach Silnika.

CS-E 130 Instalacja Przeciwożarowa

(a) Konstrukcja i budowa silnika oraz stosowane materiały muszą zmniejszać do minimum prawdopodobieństwo wystąpienia oraz rozprzestrzenienia się pożaru podczas normalnego użytkowania i w warunkach występowania Awarii oraz muszą minimalizować skutki takiego pożaru. Ponadto, konstrukcja i budowa Silników muszą zmniejszać do minimum prawdopodobieństwo wystąpienia wewnętrznego pożaru mogącego skutkować Awarią konstrukcji lub Niebezpiecznym Stanem Silnika.

(b) Z wyjątkiem, jak to jest wymagane przez CS-E 130, każdy zewnętrzny przewód, łącznik oraz inny element składowy, który w czasie normalnej pracy Silnika zawiera lub przez który przepływa palny płyn musi być co najmniej Ognioodporny. Elementy składowe muszą być osłonięte lub umieszczone w sposób zabezpieczający przed zapłonem wyciekającego palnego płynu.

(c) Zbiorniki zawierające palny płyn oraz wszelkie związane z nimi środki odcinania oraz podpory, które stanowią część Silnika i są do niego przymocowane, muszą być Ogniotrwałe, bądź w wyniku takiej budowy, bądź w wyniku zastosowania dodatkowej ochrony chyba, że uszkodzenie przez ogień nie spowoduje przecieku lub rozlania palnego płynu w niebezpiecznych ilościach. W Silnikach Tłokowych ze zintegrowanym odstojnikiem oleju o pojemności mniejszej niż 23,7 litra, odstojniki nie muszą być Ogniotrwałe ani osłonięte Ogniotrwałym ekranem ale nadal muszą spełniać wymagania CS-E 130 (b).

(d) Element składowy Silnika zaprojektowany, zbudowany i zabudowany by służyć jako zapora ogniowa musi być -

(1) Ogniotrwały; i,

(2) Zbudowany tak, by przez lub wokół zapory ogniowej nie mogły się przedostać niebezpieczne ilości powietrza, płynu lub płomieni; i,

(3) Zabezpieczony przed korozją.

(e) W uzupełnieniu do wymagań CS-E 130 (a) i (b), elementy składowe Układu Sterowania Silnikiem umieszczone w wyznaczonej strefie ogniowej muszą być co najmniej ognioodporne

(f) Niezamierzonemu nagromadzeniu się niebezpiecznych ilości palnego płynu w Silniku należy przeciwdziałać poprzez drenaż lub upust.

(g) Wszelkie elementy składowe, moduły, wyposażenie oraz elementy osprzętu, które są wrażliwe na oddziaływanie lub są potencjalnymi źródłami wyładowań statycznych lub prądów spowodowanych przez zakłócenia elektryczne, muszą być zaprojektowane i zbudowane tak, aby były uziemione względem masy Silnika w celu zmniejszenia do minimum ryzyka zapłonu w obszarach zewnętrznych, gdzie obecne mogłyby być palne płyny lub opary.

(h) Te elementy silnika, które stanowią część łoża lub punktów mocowania Silnika muszą być Ogniotrwałe, co ma wynikać z ich budowy lub zabezpieczenia chyba, że nie jest to wymagane dla danej zabudowy na statku powietrznym, co zostało zadeklarowane zgodnie z CS-E 30.

CS-E 140 Próby - konfiguracja Silnika

(a) Konfiguracja Silnika, elementów składowych lub części, które mają być poddane próbom musi być wystarczająco reprezentatywna dla projektu typu.

(b) Wszystkie automatyczne elementy sterowania i systemy ochronne muszą być aktywne chyba, że uznano iż nie jest to możliwe lub nie są one wymagane z uwagi na charakter prób.

(c) Nastawne urządzenia nie poddawane regulacji w trakcie pracy silnika muszą zostać ustawione zgodnie z projektem typu przed każdą próbą, z wyjątkiem kiedy dana próba wymaga dokonywania regulacji lub kiedy wymagają tego zapisy odnoszące się do poszczególnych prób. Inne nastawne urządzenia muszą działać lub być obsługiwane w sposób zgodny zarówno z projektem typu, jak też instrukcjami użytkownika dostarczonymi zgodnie z CS-E 20 (d) chyba, że jest to niezbędne do celów prób z innych przyczyn.

(d) (1) Wszelkie napędy osprzętu nieistotne dla należytego działania Silnika należy rozłączyć lub rozładować podczas Prób Pomiarowych, zgodnie z CS-E 350 lub CS-E 730. Podczas wszelkich innych prób, z wyłączeniem opisanych w CS-E 140 (d)(2), muszą one być odpowiednio załadowane, z osprzętem wyszczególnionym w deklaracji wytwórcy lub z jednostkami podrzędnymi odpowiedniego typu.

(2) Przy wykonywaniu dodatkowej sekwencji próby trwałościowe, wymaganej przez CS-E 740 (c)(3)(iii), napędy pomocnicze i zamocowania osprzętu nie muszą być załadowane, jeśli można wykazać że nie ma to istotnego znaczenia dla trwałości któregośkolwiek napędu pomocniczego lub elementu składowego Silnika. Jednakże, równowartość odbioru mocy wyjściowej Silnika z zespołu wirnika turbiny napędowej musi być dodana do mocy na wale Silnika.

(e) Niektóre właściwości nakazane w CS-E 500 oraz CS-E 560 do CS-E 590 mogą stanowić część zabudowy statku powietrznego zamiast części projektu typu Silnika. W tym przypadku, jeżeli istnieje wpływ na osiągi silnika, odnośne właściwości muszą być uwzględnione w próbach Silnika.

(f) Poza łączonymi próbami Silnika i Śmigła, wymaganymi przez CS-E 180, inne próby nakazane w Specyfikacjach Certyfikacyjnych dla Śmigieł mogą być przeprowadzane łącznie z próbami Silnika tam, gdzie uznano iż te łączone próby nie są mniej wymagające dla Silnika, Śmigła lub obu.

CS-E 150 Próby - Warunki mające zastosowanie we wszystkich próbach

- (a) Zwykle paliwo i olej, zastosowane w próbach, dobierane są spośród wyszczególnionych przez Wnioskującego. Jednakże, tam, gdzie może to mieć znaczenie dla wyników którejkolwiek konkretnej próby należy uzasadnić zastosowanie danego paliwa i oleju (w tym również ewentualnych dodatków uszlachetniających).
- (b) W trakcie prób, jedynie obsługa serwisowa i drobne naprawy są dopuszczalne z tym wyjątkiem, że możliwe są poważne naprawy lub wymiana części pod warunkiem, że części te zostaną poddane tzw. próbom karnym o uzgodnionym poziomie.
- (c) Z wyjątkiem przypadków zadeklarowanych przez Wnioskującego, nie wolno stosować sztucznych metod zwiększania wilgotności otaczającego powietrza.
- (d) We wszystkich próbach parametry istotne dla próby muszą być uzgodnione i zapisane na jej odpowiednim etapie. Tam, gdzie to możliwe, należy umożliwić ustabilizowanie się warunków pracy Silnika przed dokonywaniem odczytów. W szczególności, odczyty dokonywane wcześniej niż po 3 minutach od zmiany warunków pracy Silnika nie powinny być uwzględniane przy ocenie osiąarów chyba, że dany zakres nie może być stosowany dłużej niż przez 3 minuty.
- (e) Regulacje dokonywane zgodnie z CS-E 140 (c) muszą być sprawdzane i niezamierzone odchyłki od pierwotnych ustawień powinny być odnotowywane po każdej próbie.
- (f) Wyposażenie stoiska do prób oraz sprzęt pomiarowy wykorzystywany przy próbach muszą być odpowiednio wyskalowane.

CS-E 160 Próby - Historia

- (a) Celem zachowania zgodności z 21A.21 (c)(3) Części 21, w przypadku Awarii części Silnika w trakcie prób certyfikacyjnych, należy ustalić jej przyczynę oraz ocenić jej wpływ na zdatność Silnika. Należy określić i uzasadnić niezbędne działania korygujące.
- (b) Należy mieć na uwadze historię prac badawczo-rozwojowych nad Silnikiem, jego elementami składowymi i osprzętem. Wszelkie znaczące zdarzenia, istotne dla zdatności Silnika, mające miejsce w trakcie prac badawczo-rozwojowych i nie skorygowane przed próbami certyfikacyjnymi, powinny być przeanalizowane zgodnie z CS-E 160 (a).

CS-E 170 Sprawdzanie układów Silnika i podzespołów

W przypadku tych układów lub elementów składowych, dla których nie można uzyskać odpowiedniego uzasadnienia w drodze innych prób według CS-E, przeprowadzone muszą być dodatkowe próby lub analizy w celu wykazania, że układy lub elementy składowe są zdolne realizować zamierzone funkcje we wszystkich deklarowanych warunkach środowiskowych i użytkowania.

CS-E 180 Próby działania Śmigła

- (a) Jeżeli Wnioskujący występuje o certyfikat typu dla Silnika przewidzianego do pracy ze Śmigłem Przewidywalnym, to w celu wykazania, że układ Śmigło-Silnik będzie działał prawidłowo, właściwa liczba prób nakazanych w CS-P musi być wykonana podczas próby trwałościowej zgodnie z CS-E 440 lub CS-740, lub po jej zakończeniu. Poniżej podany jest minimalny zestaw prób, który będzie wymagany dla zatwierdzenia Silnika.
- (b) Muszą być wykonane następujące próby:

- (1) Cykle zmiany skoku

(i) Silniki Turbinowe

(A) Pięćdziesiąt cykli zmian na mały skok za pomocą układu sterowania Śmigłem. (Stosowane jedynie w przypadku zabudowy oddzielnego układu sterowania Śmigłem). Każdy cykl musi obejmować maksymalny zakres skoku, zazwyczaj stosowany w normalnym użytkowaniu.

(B) Sto zadziałań, które wyłączą blokowanie małego skoku w locie. Powyższe może być połączone z deceleracjami Silnika opisanymi w CS-E 740 dla próby trwałościowej.

(ii) Silniki Tłokowe – Dla silników zatwierdzonych do użytkowania ze Śmigłem przestawialnym, należy wykonać 100 reprezentatywnych cykli zmian na mały skok, w pełnym zakresie skoku i prędkości obrotowej.

(2) 10 cykli ustawienia w chorągiewkę. Dodatkowo dla Silników turbinowych, w przypadku, gdy zbiornik oleju ma być zatwierdzony jako część Silnika, należy wykazać, że Silnik może wykonać cały jeden cykl (tzn. ustawienie w chorągiewkę oraz wyjście z chorągiewkowania), gdy podawanie oleju zostanie zmniejszone do minimalnego oleju podczas chorągiewkowania (patrz CS-E 570(b)(6)).

(3) 200 cykli zmian ujemnego skoku (przy hamowaniu, lub przy manewrowaniu - zależnie od tego, które jest większe), utrzymując odpowiednie maksymalne zgłoszone warunki pracy Silnika przez 1 minutę w ciągu każdego cyklu. W tym przypadku, okresy próby trwałościowej obejmujące warunki zakresu przelotowego mogą być skrócone w sumie o 3 godziny.

(4) 1 cykl zmiany skoku ujemnego (podczas manewrowania) utrzymując odpowiednie maksymalne zgłoszone warunki pracy Silnika przez okres 5 minut.

(c) Dodatkowe próby ze Śmigłami Przystawialnymi na Ujemny Skok na Silnikach Tłokowych -

(1) Przy ubieganiu się o zatwierdzenie Silnika przewidzianego do pracy ze Śmigłami Przystawialnymi na Ujemny Skok, należy wykonać odpowiednie próby zgodnie ze Specyfikacjami Certyfikacyjnymi dla Śmigieł na Silnikach, wystarczająco reprezentatywnych dla projektu typu.

(2) Po zakończeniu tych prób, te części Silników, na które może mieć wpływ ujemny ciąg, lub ujemny przepływ powietrza, muszą być zdjęte i zbadane oraz należy wykazać, że nie doznały niekorzystnych zmian.

(d) Jakiegokolwiek inne próby uznane za niezbędne w celu wykazania poprawnej pracy zespołu Śmigło-Silnik.

CS-E 190 Silniki do akrobacji

W przypadku wnioskowania o zatwierdzenie silnika do użytkowania w samolocie, dla którego Instrukcja Użytkowania w Locie dopuszcza wykonywanie lotów akrobacyjnych lub półakrobacyjnych, musi zostać wykazana zdolność Silnika do kontynuowania bezpiecznej pracy w przeciągu określonego czasu w locie w odwróconej pozycji, lub w kontrolowanych warunkach przyspieszeń ujemnych. Jeżeli dostarczone dowody uznane zostaną za wystarczające, a niezbędne próby zostały wykonane z wynikiem pozytywnym, to arkusz danych do Certyfikatu Typu Silnika zostanie opatrzony odpowiednią uwagą, np. "Silnik może być użytkowany w warunkach trwałych przyspieszeń ujemnych, lub lotu odwróconego przez nieprzerwane okresy czasu nie przekraczające..... sekund".

PODCZEŚĆ B — SILNIKI TŁOKOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

CS-E 210 Analiza Usterek

(a) Wymaga się przeprowadzenia analizy usterek Silnika z uwzględnieniem układu sterowania typowej zabudowy w celu stwierdzenia, że żadna pojedyncza, lub podwójna Usterka, jeżeli jedna z Usterek może występować jako nie wykryta podczas przeglądów przed lotem, nie może doprowadzić do niebezpiecznych warunków pracy Silnika będących poza normalną kontrolą załogi latającej.

(b) W określonych przypadkach analiza usterek zależy od założonych warunków zabudowy. Takie założenia muszą zostać podane w analizie.

CS-E 230 Odladzanie i zabezpieczenia przed oblodzeniem

(a) Konstrukcja układu wlotowego Silnika musi być taka, aby zmniejszała do minimum niebezpieczeństwo tworzenia się lodu, ujemnie wpływającego na pracę Silnika oraz, jeżeli to konieczne, musi przewidywać zastosowanie środków zabezpieczenia przed lodem.

(b) Tam, gdzie jest to niezbędne, należy przewidzieć możliwość zamocowania termometru układu wlotowego lub wskaźnika oblodzenia, odpowiednich dla kontroli danego układu.

CS-E 240 Zapłon

Wszystkie Silniki o zapłonie iskrowym powinny spełniać następujące warunki:

(a) Silnik powinien być wyposażony w:-

(1) Podwójny układ zapłonowy o zupełnie niezależnych obwodach magnetycznym i elektrycznym, z uwzględnieniem świec zapłonowych, lub,

(2) Układ zapłonowy, który będzie działał z przynajmniej równoważną niezawodnością.

(b) Jeżeli konstrukcja układu zapłonowego przewiduje nadmiarowość : -

(1) Maksymalny spadek mocy wynikający z utraty nadmiarowości musi być określony w odpowiednim(ch) podręczniku(ach).

(1) Należy zapewnić możliwość ustalenia zdatności do użytkowania układu zapłonowego. Związane z tym procedury i wymagane okresy pomiędzy ustalonymi przeglądami muszą być podane w odpowiednim(ch) podręczniku(ach).

CS-E 250 Układ paliwowy

(a) Każda zatwierdzana specyfikacja paliwa, w tym wszelkie dodatki uszlachetniające, oraz związane z nią ograniczenia przepływu, temperatury i ciśnienia, zapewniające właściwą pracę Silnika we wszystkich przewidywanych warunkach eksploatacji, muszą być zgłoszone i uzasadnione.

Każda właściwość paliwa zgodna z zatwierdzaną(y) specyfikacja(ami), która może wpływać negatywnie na pracę lub trwałość Silnika, musi zostać wskazana, by w miarę potrzeb można było przeprowadzić próby Silnika lub próby stoiskowe z użyciem odpowiedniego paliwa.

(c) Filtry, sitka lub inne równoważne środki muszą być zapewnione dla ochrony układu paliwowego przed nieprawidłowym działaniem wynikającym z zanieczyszczeń. Urządzenia te powinny mieć wystarczającą pojemność do nagromadzenia przewidywanych ilości zanieczyszczeń, w tym wody, biorąc pod uwagę zalecane okresy międzyobsługowe. Środki te mogą być zapewnione w układzie paliwowym statku powietrznego. W takim przypadku, właściwości tych środków powinny być opisane w instrukcjach zabudowy.

(d) Niedopuszczalne jest przeciekanie paliwa do Silnika wtedy gdy ten nie pracuje, w takich ilościach aby powstawało niebezpieczeństwo "zalania cieczą", lub powodowało inny ujemny wpływ na mechaniczną niezawodność Silnika.

(e) Muszą być przewidziane konstrukcyjne środki ostrożności zapobiegające błędom, nieumyślnym lub nieautoryzowanym zmianom ustawień wszelkich urządzeń regulacyjnych.

CS-E 260 Układ chłodzenia Silnika

(a) Konstrukcja i budowa układu chłodzenia Silnika powinny zapewniać odpowiednie chłodzenie w normalnych warunkach eksploatacji, w ramach obwiedni lotu. Wszelkie związki z założonymi warunkami zabudowy muszą być wykazane w instrukcjach zabudowy.

(b) Dla silników chłodzonych cieczą należy wykazać że chłodziwo nie będzie wrzało w normalnych warunkach eksploatacji w ramach obwiedni lotu, przy wszelkich poziomach stężenia dodatków uszlachetniających zatwierdzonych do stosowania.

(c) Silniki chłodzone cieczą muszą dysponować lub mieć zapewnione odpowiednie środki wykrywania utraty chłodziwa celem zapobiegania niesprawnościom Silnika wynikającym z przegrzania.

CS-E 270 Układ smarowania

(a) Niedopuszczalne jest przeciekanie oleju do Silnika wtedy, gdy ten nie pracuje, w takich ilościach aby powstawało niebezpieczeństwo "zalania cieczą", lub powodowało inny ujemny wpływ na mechaniczną niezawodność Silnika.

(b) Przepływ oleju pomiędzy układem smarowania Silnika a układem sterowania Śmigłem lub innym układem, wykorzystującym olej podawany przez Silnik, nie może powodować wykroczenia wartości ciśnienia poza zatwierdzone ograniczenia we wszystkich warunkach eksploatacji w ramach obwiedni lotu, z uwzględnieniem zużycia Silnika.

(c) Wszystkie części układu olejowego nie dysponujące własną zdolnością wchłaniania zanieczyszczeń, które mogą być obecne w oleju lub dostać się w inny sposób do układu olejowego, muszą być chronione odpowiednim(i) filtrem(ami) lub sitkiem(ami). Powinny one zapewnić stopień filtracji odpowiedni dla zapobiegania uszkodzeniu Silnika i jego osprzętu oraz mieć pojemność odpowiednią do nagromadzenia zanieczyszczeń, biorąc pod uwagę zalecane okresy międzyobsługowe. Te filtry lub sitka mogą stanowić część statku powietrznego. W takich przypadkach ich właściwości powinny być wyszczególnione w instrukcjach zabudowy

(d) Musi być zapewnione odpowiednie chłodzenie olejem, bądź muszą być określone wymagane środki chłodzenia olejem w instrukcjach zabudowy, aby nie zostały przekroczone graniczne temperatury w normalnych warunkach eksploatacji w ramach obwiedni lotu.

(e) Każdy rodzaj oleju i gatunek, jeśli ma to zastosowanie, musi być zgłoszony wraz z uzasadnieniem oraz wszelkimi odnośnymi ograniczeniami.

(f) Każda właściwość oleju, która może być krytyczna dla pracy Silnika lub jego trwałości musi zostać wskazana. Jeśli jest to konieczne, przeprowadzane są próby Silnika lub próby stoiskowe z użyciem odpowiedniego oleju.

CS-E 290 Pokręcanie ręczne

Musi być możliwe obracanie wału korbowego powoli w sposób kontrolowany. Jeśli ma to być wykonywane poprzez ręcznie pokręcaną przekładnię, zamiast pokręcania Śmigłem, należy przewidzieć środki zabezpieczające obsługującego przed obrażeniami gdy Silnik zapali lub odbije wstecz. Nie może być możliwe uszkodzenie Silnika poprzez użycie ręcznie pokręcanej przekładni.

PODCZEŚĆ C — SILNIKI TŁOKOWE, UDOWADNIANIE TYPU

CS-E 300 Warunki stosowane dla wszystkich prób

(a) *Przepływ chłodziwa.* (Stosuje się tylko do silników chłodzonych cieczą). Należy przewidzieć urządzenie pozwalające na jednoczesny pomiar przepływu chłodziwa do każdej grupy cylindrów.

(b) *Temperatury cylindrów.* (Stosuje się tylko do silników chłodzonych powietrzem). W czasie prób Sprawdzania Zakresów, Detonacji, Trwałościowej oraz Pomiarowej muszą być robione pomiary temperatur wszystkich cylindrów. Należy zanotować położenie punktu (punktów), w którym mierzy się temperaturę na każdym cylindrze.

(c) *Temperatury - ogólne.* Poza przypadkami określonymi w CS-E 300 (d) i (e), podczas każdego całego etapu, tam gdzie moc jest warunkiem ograniczenia, temperatury deklarowane jako maksymalne dla danej mocy muszą być utrzymane w granicach tolerancji podanych w Tabeli 1.

TABELA 1

Temperatura:	Stosuje się do	Tolerancja (°C)
Olej na wejściu	Wszystkie Silniki	±3
Chłodziwo na wyjściu	Silniki chłodzone cieczą	±3
Cylinder	Silniki chłodzone powietrzem	±5
Chłodnica Mieszanki (jeśli założona)	Wszystkie Silniki	±3

(d) *Temperatury — przy dużych mocach.*

(1) Dla etapów, w których Silnik pracuje z Maksymalną Ciągłą Mocą, tolerancje podane w CS-E 300 (c) stosuje się do 50% całkowitego czasu pracy każdego etapu; pozostałe 50% czasu każdego etapu Silnik musi pracować przy przynajmniej Maksymalnych Najekonomiczniejszych Przelotowych temperaturach.

(2) Dla etapów, w których Silnik pracuje w sposób ciągły na Mocy Startowej nie krócej niż 1 godzinę, tolerancje podane w CS-E 300 (c) stosuje się tylko do okresów pracy nie krótszych niż 15 minut w ciągu każdej godziny, w czasie której należy wykonać co najmniej jeden pełny komplet pomiarów; pozostałą część każdej godziny Silnik musi pracować przy przynajmniej Maksymalnych Najekonomiczniejszych Przelotowych temperaturach

(3) Jeśli Silnik pracuje w sposób ciągły na dowolnej mocy przez okres krótszy niż 15 minut, to dla takiego etapu nie mają zastosowania tolerancje podane w CS-300 (c).

(e) *Temperatury - Próby Pomiarowe.* Dla pomiarów mocy, przy Próbach Pomiarowych z CS-E 350, należy stosować tolerancje wg CS-E 300 (c), z wyjątkiem przypadków kiedy zgłoszona temperatura może zostać uzyskana i wyregulowana na początku każdej charakterystyki, a następnie pozostać nieprzeregulowywana, pod warunkiem że temperatury nie różnią się znacznie od zgłoszonych.

(f) *Pomiar momentu obrotowego* - Dla prób wymagających pomiaru mocy Silnika, należy określić dopuszczalny sposób ustalania momentu obrotowego Silnika.

CS-E 320 Redukcja osiągnięć

(a) Wszystkie osiągnięcia należy zredukować do warunków Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej według uznawanej międzynarodowo metody.

(b) Tam, gdzie moc Silnika jest zależna od temperatury cylindra lub chłodziwa należy zredukować osiągnięcia do minimalnej mocy silnika w granicach temperatur, które mają być zatwierdzone do eksploatacji.

CS-E 330 Próby - postanowienia ogólne

Do wszystkich prób musi być używany jeden Silnik, z tym wyjątkiem, że próby drgań, pomiarowe, i detonacji, na żądanie mogą być przeprowadzone na Silnikach tego samego typu co Silnik badany, pod warunkiem, że zachodzi zasadnicze podobieństwo do tego Silnika. Próby drgań mogą być wykonywane podczas badań rozwojowych typu pod warunkiem, że konstrukcja i osiągnięcia badanego Silnika nie różnią się w zasadniczy sposób od prototypu.

CS-E 340 Próby drgań

(a) W celu upewnienia Agencji, że w całym zakresie użytkowych prędkości obrotowych wału korbowego i mocy Silnika stosowanych w czasie lotu, nie występują żadne niebezpieczne drgania skrętne lub giętne układu dynamicznego, należy przeprowadzić próby na odpowiednim łożu i przy użyciu zatwierdzonych metod. Przy braku dostatecznego dowodu świadczącego inaczej, za bezpieczne maksymalne naprężenia należy przyjąć maksymalne naprężenia bezpieczne dla pracy ciągłej. Przedział pracy musi zawierać pracę na małej mocy oraz musi obejmować prędkości wału korbowego od małego gazu do wartości większej z następujących: 110% wnioskowanych obrotów Maksymalnych Ciągłych, 105% wnioskowanych obrotów Maksymalnych Startowych lub maksymalnych wnioskowanych nadobrotów. W tym zakresie pomiary muszą być robione co 50 obr/min wału korbowego. Próby pokrywające zakres wnioskowanych maksymalnych obrotów startowych muszą być wykonane również z jednym cylindrem niepracującym, wybranym z punktu widzenia powodowania najbardziej krytycznych warunków drgań.

(b) Podczas tych prób należy stosować Śmigło reprezentatywne dla używanych do lotu. W przypadku Śmigła Stałego próbę należy prowadzić według krzywej mocy dławionej dźwignią mocy. Dla Śmigła Przystawialnego, zwykle procedura musi być taka sama, przy czym skok łopaty Śmigła należy ustawić na taką stałą wartość, która pozwoli osiągnąć maksymalną moc Silnika przy maksymalnych obrotach Silnika. Jeżeli wyniki prób ze Śmigłem Przystawialnym wykażą istnienie poważnych drgań krytycznych w użytkowym zakresie prędkości, to należy przeprowadzić bardziej szczegółowe badania przy prędkościach w zakresie krytycznym.

(c) Przy każdym przyroście obrotów Silnika, należy przeprowadzić analizę harmoniczną zapisów drgań wg metody zatwierdzonej przez Agencję, a wyniki należy nanieść w funkcji obrotów Silnika w taki sposób, aby wyraźnie pokazać dominujące harmoniczne i ich względne wielkości w całym zakresie prędkości użytkowych Silnika.

(d) W przypadkach, gdy dokonano pomiaru naprężeń skrętnych wału Śmigła przy pomocy tensometrów, amplitudy momentu skręcającego od drgań poszczególnych harmonicznym należy nanieść na wykres momentu średniego Silnika. W innych przypadkach, gdy z praktycznych względów niemożliwe jest zastosowanie czujnika tensometrycznego mierzącego naprężenia skrętne, natomiast użyto sejsmicznego czujnika drgań przymocowanego do swobodnego końca wału korbowego, należy amplitudy przemieszczeń kątowych różnych harmonicznym drgań wału wykreślić w funkcji prędkości obrotowej Silnika.

(e) Należy wykonać zestawienie oparte na wynikach rozważań teoretycznych i prób, podając następujące informacje w odniesieniu do warunków powstawania rezonansu dla najbardziej krytycznych wielkości: Prędkość obrotowa Silnika, harmoniczne drgań, częstotliwość, maksymalne i minimalne naprężenia od drgań wału korbowego i wału Śmigła oraz obszar, gdzie one występują. Powinno się również przedłożyć wykresy podające krzywe przemieszczeń dla postaci drgań związanych z tymi krytycznymi wielkościami.

(f) Jeżeli stwierdzono występowanie nadmiernych drgań w użytkowym zakresie pracy Silnika, to przed rozpoczęciem próby trwałościowej według CS-E 440 należy przedsięwziąć odpowiednie środki zapobiegawcze.

(g) Jeżeli stwierdzono występowanie drgań umiarkowanych, które nie są na tyle poważne by uzasadniały wprowadzenie zmian, lecz wymagają sprawdzenia ich wpływu na Silnik, należy wykonać tzw. karne próby dodatkowe drgań w etapach Próby Trwałościowej, uznanych za najwłaściwsze. Próba dodatkowa musi przebiegać w dostatecznie długim okresie czasu, w najbardziej niekorzystnych warunkach drgań, w celu określenia wytrzymałości Silnika na Awarię zmęczenia.

CS-E 350 Próby pomiarowe

(a) Charakterystyki mocy Silnika muszą zostać określone w normalnych warunkach eksploatacji, w ramach deklarowanej obwiedni warunków lotu poprzez wykonanie dostatecznych prób pomiarowych.

(b) W celu określenia zmian mocy Silnika jakie mogą wystąpić w czasie próby trwałościowej według CS-E 440, na początku i pod koniec próby trwałościowej należy wyznaczyć krzywe pomiarowe mocy Silnika na poziomie morza.

CS-E 360 Próby spalania detonacyjnego

Dla Silników o zapłonie iskrowym:

(a) Należy przeprowadzić próbę celem wykazania, że Silnik może pracować bez detonacji we wszystkich warunkach eksploatacji w ramach obwiedni lotu. Jeżeli konstrukcja układu zapłonowego przewiduje nadmiarowość, należy powtórzyć tę próbę przy obniżonym poziomie trybu pracy.

(b) Podczas próby według CS-E 360 (a) Silnik powinien pracować w zakresie od najmniejszej prędkości obrotowej Silnika, przewidzianej dla warunków przelotowych, do deklarowanej maksymalnej prędkości obrotowej, przy ustawieniu mocy, nastawie składu mieszanki (jeśli ma to zastosowanie), temperaturze oleju, temperaturze chłodziwa lub głowic cylindrów oraz temperaturze powietrza w kolektorze ssącym, sprzyjających wywołaniu detonacji. Dla określenia stopnia detonacji należy użyć uzgodnionej metody pomiaru.

CS-E 370 Próby rozruchu

(a) Podczas próby trwałościowej według CS-E 440, lub przy jej końcu, należy wykonać co najmniej 100 udanych rozruchów Silnika, używając do rozruchu normalnych środków i sposobów zalecanych przez wytwórcę Silnika. Połowę wyżej wymienionych rozruchów należy wykonać z Silnikiem zimnym, a resztę z Silnikiem gorącym.

(b) Na początku każdego 10-godzinnego okresu należy zapisać: czas rozruchu, liczbę prób, temperaturę otaczającego powietrza oraz (jeśli jest stosowany rozrusznik elektryczny) pobór prądu. Dodatkowo należy odnotować sposób wykonywania i liczbę zastrzyków, jeśli były stosowane oraz, czy rozcieńczano olej do rozruchu.

(c) W przypadku zastosowania alternatywnych środków rozruchowych, używanych w warunkach awaryjnych lub jako zastępcze, należy wykonać co najmniej 10 dodatkowych rozruchów przy pomocy każdego alternatywnego środka

rozruchowego. Próby te mogą być wykonane jako część próby trwałościowej według CS-E 440, lub też oddzielnie. W tym ostatnim przypadku po zakończeniu prób należy dokonać odpowiedniego przeglądu w stanie po rozebraniu.

CS-E 380 Próby rozruchu w niskiej temperaturze

(a) Należy wykonać próby wykazujące, że Silnik może zostać uruchomiony bez jego uszkodzenia w warunkach najniższych temperatur wnioskowanych do zatwierdzenia. Należy wykonać co najmniej 25 udanych rozruchów Silnika przy temperaturach oleju na wejściu równo rozłożonych między + 5°C a zgłaszaną temperaturą minimalną dla rozruchu. Przed każdą próbą rozruchu temperatura oleju na wejściu oraz temperatura Silnika muszą być w znacznym stopniu równe temperaturze otaczającego powietrza.

(b) Próby należy wykonać stosując reprezentatywne wyposażenie rozruchowe statku powietrznego i naziemne oraz metody rozruchu określone w instrukcjach użytkownika.

(c) Silnik powinien być wyposażony w Śmigło reprezentatywne dla używanych do lotu lub jego równoważnik oraz w reprezentatywny zestaw osprzętu, o którym mowa w CS-E 20 (c) .

(d) Zarówno przed, jak i po zakończeniu prób rozruchu w niskiej temperaturze należy poddać Silnik i osprzęt przeglądowi w stanie po rozebraniu celem wykazania, że stan Silnika umożliwia bezpieczną ciągłą eksploatację. Należy wykonać pomiary wymiarów mogących ulec zmianie na skutek zużycia, lub odkształcenia.

CS-E 390 Próby przyspieszeń

(a) Próby według CS-E 390 (a)(1) i (2) muszą być wykonane na koniec próby trwałościowej według CS-E 440 bez ogrzanego powietrza wlotowego, a następnie powtórzone, jeśli ma to zastosowanie, z powietrzem wlotowym ogrzanym do maksymalnej temperatury, której wystąpienie może być spodziewane w kórychkolwiek warunkach eksploatacji w ramach obwiedni lotu.

(1) Dla wszystkich Silników, z wyjątkiem Silników z dwubiegową sprężarką doładowującą, należy wykonać pięć przyspieszeń od warunków małego gazu do Mocy Startowej.

(2) Dla Silników z dwubiegową sprężarką doładowującą, należy wykonać pięć przyspieszeń od warunków małego gazu do każdego z poniższych

(i) Do Mocy Startowej ze sprężarką na niskim biegu

(ii) do Maksymalnej Mocy Trwałej ze sprężarką na wysokim biegu.

(b) Silnik powinien reagować bez opóźnień i przyspieszać łagodnie w całym zakresie użytkowym w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda, kiedy dźwignia mocy jest przestawiana z pozycji minimalnego małego gazu w locie do pozycji Mocy Startowej lub Maksymalnej Mocy Trwałej, stosownie do przypadku.

(c) Jeżeli Silnik ma być zatwierdzony do użytkowania ze śmigłem o przestawialnym skoku lub nastawnym skoku na ziemi, dla prób według CS-E 390(a) skok śmigła powinien zostać ustawiony tak, by Silnik osiągnął moc nie mniejszą niż w zakresie startowym przy prędkości obrotowej podanej dla zakresu startowego (patrz CS-E 40 (h)).

(d) Każde przyspieszenie (z wyjątkiem przypadków ze sprężarką na wysokim biegu) powinno być dokonywane począwszy od minimalnych temperatur dla przyspieszenia z biegu jałowego, które mają być podane w ograniczeniach użytkowania. Każde przyspieszenie ze sprężarką na wysokim biegu powinno być dokonywane z poziomu warunków otaczającego powietrza.

CS-E 400 Próby nadobrotów

(a) Następujące próby, podane w (1) i (2) muszą być wykonane podczas lub przy końcu próby trwałościowej, wykonywanej zgodnie z CS-E 440.

(1) Wszystkie Silniki, z wyjątkiem Silników z dwubiegową sprężarką doładowującą: 20 biegów o długości 30 sekund przy deklarowanych Maksymalnych Nadobrotach Silnika, lub przy prędkości o 5% wyższej od deklarowanej

maksymalnej prędkości obrotowej Silnika, w zależności od tego, która jest większa. Ustawienie mocy dla tych biegów nie może być niższe niż deklarowane dla Maksymalnej Mocy Trwałej.

(2) Silniki z dwubiegowa sprężarką doładowującą: 20 biegów o długotrwałości 30 sekund przy deklarowanych Maksymalnych Nadobrotach Silnika, lub przy prędkości o 5% wyższej od deklarowanej maksymalnej prędkości obrotowej, w zależności od tego, która jest większa, 10 z doładowaniem na niskim biegu i 10 z doładowaniem na wysokim biegu. Ustawienie mocy dla tych biegów nie może być niższe niż deklarowane dla Maksymalnej Mocy Trwałej.

(b) Następną próbą, składającą się sumarycznie z 10 minut pracy, rozbita na etapy nie krótsze niż jedna minuta, musi być wykonana przy deklarowanych Maksymalnych Nadobrotach, albo przy prędkości nie mniej niż o 5% wyższej od deklarowanej maksymalnej prędkości obrotowej Silnika, w zależności od tego która jest wyższa. Moc podczas tej próby musi być nie większa niż 30% Mocy Startowej. Temperatura oleju na wejściu nie może być niższa o więcej niż 30°C od deklarowanej maksymalnej temperatury dla startu. Próba ta może być wykonywana z hamulcem.

CS-E 430 Próby natrysku wody

(a) *Warunki Zabudowy.* Podczas trzech okresów pracy należy poddać Silnik natryskowi wody. Silnik musi być obudowany, lub osłonięty w sposób typowy dla zabudowanego Silnika.

(b) *Warunki pracy.* Każdy okres pracy musi się składać z:

- Rozruchu
- Podgrzewania
- Sprawdzenia iskrowników
- 5 minut pracy przy Mocy Startowej
- 15 minut pracy przy Mocy Maksymalnej Ciągłej
- 15 minut pracy przy Maksymalnej Najekonomiczniejszej Mocy Przelotowej
- 25 minut pracy przy 60% Mocy Maksymalnej Ciągłej oraz 75% Maksymalnej Najekonomiczniejszej Przelotowej prędkości obrotowej wału korbowego
- Sprawdzenie zapłonu i przyspieszeń.

Silniki ze sprężarką doładowującą dwubiegową muszą pracować podczas całej próby na niskim biegu.

(c) *Warunki przerwy.* Po każdym okresie próby musi nastąpić 24 godzinna przerwa. Z chwilą rozpoczęcia próby, nie wolno dokonywać żadnej regulacji ani sztucznego suszenia Silnika. Podczas postoju Silnik musi być całkowicie osłonięty w sposób umożliwiający w pełni na przenikanie wilgoci. Na zakończenie trzeciego cyklu pracy i postoju należy uruchomić Silnik na okres 5 minut przy Mocy Startowej bez natrysku wody.

(d) *Warunki natrysku wody.* Natrysk należy wykonać w taki sposób, aby stosowana woda odpowiadała warunkom bardzo gęstego deszczu padającego w ciągu całego okresu pracy na całą czołową powierzchnię Silnika, łącznie z osłonami, wlotami powietrza, itp., ale nie koniecznie z końcówkami Śmigła. Wydatek wody, R, musi być wyznaczony ze wzoru -

$$R = 12,2F \text{ litrów/min}$$

gdzie F, w m², jest powierzchnią czołową gondoli.

CS-E 440 Próby trwałościowe

(a) (1) Próba musi być wykonana w kolejności określonej w odpowiednim programie i w stosownych nieprzerwanych odcinkach. W przypadku wystąpienia zatrzymania na którymkolwiek etapie, etap ten należy powtórzyć chyba, że uzgodniono iż nie jest to konieczne. W przypadku wystąpienia nadmiernej liczby zatrzymań może zajść konieczność powtórzenia całej próby.

(2) Cała próba trwałościowa musi przebiegać przy ciśnieniu oleju ustawionym na zgłoszoną normalną wartość dla warunków Maksymalnych Ciągłych, za wyjątkiem jednej godziny przy warunkach Startowych i dziewięciu godzin przy warunkach Maksymalnych Ciągłych, które muszą przebiegać przy ciśnieniu oleju ustawionym na zgłoszoną minimalną wartość dla dokończenia lotu w warunkach Maksymalnych Ciągłych. Warunki próby mogą ulec zmianie, jeżeli jest to konieczne dla uniknięcia zatrzymania Silnika podczas poszczególnych odcinków, w celu przestawienia ciśnienia oleju.

(3) Jeżeli warunki pracy są określone w procentach Maksymalnej Mocy Ciągłej, wówczas prędkość obrotowa wału korbowego, ustawienie mocy i nastawa składu mieszanki (jeśli ma to zastosowanie) muszą być odpowiednie do symulowanych, najbardziej niekorzystnych warunków przelotowych przy tej mocy. Jeżeli w takich przypadkach ustawienie mocy nie jest wyższe od ustawienia dla Maksymalnej Najekonomiczniejszej Mocy Przelotowej, to nastawa składu mieszanki (jeśli ma to zastosowanie) musi być zgodna z ustawieniem mocy.

(4) Na każdym etapie próby trwałościowej, prędkość obrotowa wału korbowy i ustawienie mocy muszą być utrzymane na poziomie deklarowanych maksymalnych wartości odpowiednich dla przewidywanych warunków eksploatacji Silnika lub tak blisko tego poziomu, jak to jest możliwe. Może być wymagane powtórzenie biegu, jeżeli z jakichkolwiek powodów mierzona prędkość obrotowa wału korbowego i ustawienie mocy odchyli się o więcej niż $\pm 1,5\%$ od deklarowanym maksymalnych wartości.

(5) *Śmigła*. Podczas niniejszej próby należy stosować Śmigło reprezentatywne dla używanych do lotu.

(i) *Śmigła przestawialne*. Ustawienie łopaty Śmigła nie musi być dokładnie ustawione, jak dla warunków lotu. Jeśli, jednakże, ustawienie łopaty nie pozwoli na uzyskanie warunków opisanych w programie prób, uzgodnionym dla danego Silnika, ograniczenia zatwierdzone dla Silnika będą oparte o warunki, w jakich przebiegała próba.

(ii) *Śmigła Stałe*. Należy wykorzystać wystarczającą liczbę Śmigieł, uzgodnioną przed rozpoczęciem prób, by uzyskać rozsądne przybliżenia dla różnych zakresów mocy. Zwykle akceptowalną liczbą są dwa Śmigła, na przykład: jedno dobrane głównie do Warunków Maksymalnej Najekonomiczniejszej Mocy Przelotowej, a drugie dobrane do warunków Maksymalnych Ciągłych lub Startowych.

(iii) *Ograniczenia Nieosiągalne Jednocześnie*. Jeżeli do prób założono Śmigło stałe, to Silnik powinien pracować na maksymalnym ustawieniu mocy lub maksymalnej prędkości wału korbowego, odpowiednio do warunków prób, w zależności od tego które ograniczenie jest osiągnięte wcześniej.

(6) Silnik musi być poddany przeglądowi przed zmontowaniem, w uzgodnionym zakresie. Należy zapisać wymiary, które mogą się zmienić z uwagi na zużycie, odkształcenie i pełzanie. Należy również odnotować dane dotyczące skalowań i ustawień elementów składowych Silnika i osprzętu, działających oddzielnie (np. układ sterowania, pompy, urządzenia uruchamiające, zawory).

(b) Programy

(1) *Program dla Silników Bezsprężarkowych oraz dla Silników z Jednobiegową Sprężarką Doładowującą Napędzaną Mechanicznie*.

Część 1 : 30-godzinny etap, składający się na przemian z okresów 5 minut na Mocy i prędkości Startowej oraz w warunkach Maksymalnej Najekonomiczniejszej Mocy Przelotowej lub Maksymalnej Zalecanej Mocy Przelotowej.

- Część 2 20-godzinny etap, składający się na przemian z okresów 1½ godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz ½ godziny na 75% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 91% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 3 20-godzinny etap, składający się na przemian z okresów 1½ godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz ½ godziny na 70% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 89% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 4 20-godzinny etap, składający się na przemian z okresów 1½ godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz ½ godziny na 65% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 87% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 5 20-godzinny etap, składający się na przemian z okresów 1½ godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz ½ godziny na 60% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 84,5% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 6 20-godzinny etap, składający się na przemian z okresów 1½ godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz ½ godziny na 50% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 79,5% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 7 20-godzinny etap, składający się na przemian z 2½ godzinnych okresów Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz w warunkach Maksymalnej Najekonomiczniejszej Mocy Przelotowej lub Maksymalnej Zalecanej Mocy Przelotowej.

(2) Program dla Silników z dwubiegową sprężarką doładowującą napędzaną mechanicznie.

- Część 1 30-godzinny etap na niższym biegu, składający się na przemian z okresów 5 minut na Mocy i prędkości Startowej oraz w warunkach Maksymalnej Najekonomiczniejszej Mocy Przelotowej lub Maksymalnej Zalecanej Mocy Przelotowej.
- Jeżeli zakres Mocy Startowej jest przewidziany na wyższym biegu, to 15 godzin pracy z 30-godzinnego etapu musi być wykonane na wyższym biegu okresami na przemian: 5 minut z mocą uzyskiwaną przy ustawieniu mocy dla Startu na wysokości krytycznej i prędkości Startowej oraz 5 minut z 70% Mocy Maksymalnej Ciągłej przy wyższym biegu i 89% prędkości Maksymalnej Ciągłej przy wyższym biegu.
- Część 2 15-godzinny etap na niższym biegu, składający się na przemian z okresów 1 godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz ½ godziny na 75% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 91% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 3 15-godzinny etap na niższym biegu, składający się na przemian z okresów 1 godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz ½ godziny na 75% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 89% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 4 30-godzinny etap na wyższym biegu, na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 5 5-godzinny etap, składający się na przemian z okresów 5 minut na każdym z biegów sprężarki. Pierwsze 5 minut każdego okresu 10-minutowego powinno być realizowane na wyższym biegu, przy prędkości Maksymalnej Ciągłej i mocy uzyskiwanej przy ustawieniu mocy na 90% Maksymalnej Ciągłej na wyższym biegu w warunkach na poziomie morza. Warunki pracy dla kolejnego okresu 5-minutowego na niższym biegu muszą odpowiadać uzyskiwanym przy przełożeniu na niższy bieg przy stałej prędkości.
- Część 6 10-godzinny etap na niższym biegu, składający się na przemian z okresów 1 godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz 1 godziny na 65% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 87% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 7 10-godzinny etap na niższym biegu, składający się na przemian z okresów 1 godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz 1 godziny na 60% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 84,5% prędkości Maksymalnej Ciągłej.

- Część 8 10-godzinny etap na niższym biegu, składający się na przemian z okresów 1 godziny na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej oraz 1 godziny na 50% Mocy Maksymalnej Ciągłej i 79,5% prędkości Maksymalnej Ciągłej.
- Część 9 20-godzinny etap na niższym biegu, składający się na przemian z okresów 2-godzinnych na Mocy i prędkości Maksymalnej Ciągłej i Mocy i prędkości Maksymalnej Najekonomiczniejszej Przelotowej lub Mocy i prędkości Maksymalnej Zalecanej Przelotowej.
- Część 10 5-godzinny etap na niższym biegu na Mocy i prędkości Maksymalnej Najekonomiczniejszej Przelotowej lub Mocy i prędkości Maksymalnej Zalecanej Przelotowej

(3) *Program dla Silników Posiadających Turbodoładowarkę.* Dla Silników posiadających turbodoładowarkę stosuje się Program według CS-E 440 (b)(1), z tym wyjątkiem, że-

- (i) Cały etap opisany w Części 1 musi przebiegać przy ciśnieniu na poziomie morza,
- (ii) Części etapów, według Części 2 do 7, na Mocy Maksymalnej Ciągłej muszą być zrealizowane przy ciśnieniu na Wysokości Krytycznej, a części etapów na innych mocach muszą być zrealizowane przy ciśnieniu na wysokości 2 500 m, oraz
- (iii) Turbodoładowarka używana podczas 150 godzinnej próby trwałościowej musi być poddana dodatkowej 50-cio godzinnej pracy na stoisku przy reprezentatywnym ciśnieniu na wlocie i granicznej temperaturze gazu na wlocie wirnika turbiny oraz z prędkością obrotową, jak dla pracy z Mocą Maksymalną Ciągłą chyba, że podczas 50 godzin pracy na zakresach Mocy Maksymalnej Ciągłej były utrzymywane graniczne temperatury oraz prędkości.

(c) Po zakończeniu próby Silnik musi być poddany przeglądowi w stanie po rozebraniu, a wymiary pobrane zgodnie z CS-E 440 (a)(6) muszą być pobrane ponownie i zapisane. Stan Silnika musi zapewniać bezpieczną ciągłą eksploatację. Oddzielnie pracujące elementy składowe Silnika i osprzętu muszą być poddane sprawdzeniu pod kątem prawidłowości działania przed rozebraniem celem upewnienia się, że jakiegokolwiek zmiany w działaniu lub ustawieniu nie zagrażają normalnej pracy.

CS-E 450 Próby zapłonu

Dla Silników o zapłonie iskrowym:

(a) Jeżeli konstrukcja układu zapłonowego przewiduje nadmiarowość, to należy określić spadek mocy Silnika wynikający z utraty nadmiarowości. Próby należy przeprowadzić z Silnikiem pracującym na ustawieniu mocy na Startową na początku i na końcu każdej części próby trwałościowej według CS-E 440.

(b) W żadnym przypadku spadek mocy podczas próby nie może być większy od deklarowanego zgodnie z CS-E 240 (b)(1).

CS-E 460 Próby cofania płomienia

Dla Silników o zapłonie iskrowym:

(a) Po zakończeniu próby trwałościowej według CS-E 440, należy wykonać próby funkcjonalne w celu zbadania skłonności Silnika do cofania płomienia przy stosowaniu normalnych sposobów rozruchu oraz podczas przyspieszenia, wywołanego dowolnym rozsądnym sposobem.

(b) (1) Jeżeli po zakończeniu próby trwałościowej nie stwierdzono skłonności do cofania płomienia w Silniku, wówczas należy spowodować sztucznie trzy cofnięcia płomienia na Silniku tego samego typu. Jeżeli, natomiast, taką skłonność stwierdzono, należy przeprowadzić sztucznie co najmniej dwadzieścia cofnięć płomienia na Silniku tego samego typu.

(2) Jeżeli zachodzi potrzeba, należy zastosować mechaniczne rozregulowanie dla wywołania zjawiska cofania płomienia. Rozregulowanie może składać się ze sztucznie zubożonej nastawy składu mieszanki (jeżeli ma to zastosowanie), niewłaściwego ustawienia zapłonu, ustawienia popychacza w taki sposób aby zawór wlotowy nie przylegał do gniazda zaworowego, lub skrzyżowania przewodów zapłonowych.

(3) Należy ustalić wpływ cofania płomienia podczas rozruchu oraz podczas pracy.

(4) Silnik kwalifikuje się do zatwierdzenia, jeżeli w wyniku tych prób nie doznał poważnych uszkodzeń.

CS-E 470 Zanieczyszczone paliwo

Należy przedstawić dowód, że kompletny układ paliwowy Silnika jest zdolny do działania bez występowania nieprawidłowej pracy Silnika na paliwie, w którym zawarta jest każda prawdopodobna ilość zanieczyszczeń stałych, wody i lodu. Jeśli zgodność oparta jest o przeciwooblodzeniowe dodatki(ek) uszlachetniające(y) lub o inne środki przewidziane w układzie paliwowym statku powietrznego, należy to zgłosić zgodnie z CS-E 30 wraz z podaniem warunków dopuszczenia stosowania dodatków(ku) uszlachetniających(ego).

PODCZĘŚĆ D - SILNIKI TURBINOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

CS-E 500 Działanie

- (a) Silnik nie może wykazywać niebezpiecznego pompażu i niestatecznej pracy w całym zakresie eksploatacyjnych warunków otoczenia i użytkowania w przedziale, zgłoszonych przez wytwórcę, warunków ciśnienia powietrza na wlocie i temperatury.
- (b) [Zarezerwowane]
- (c) Wszystkie Silniki muszą posiadać układ zapłonowy, umożliwiający rozruch Silnika na ziemi i w locie na wszystkich wysokościach, aż do wysokości zgłoszonej.

CS-E 510 Analiza usterek

- (a) (1) Wymaga się przeprowadzenia analizy Silnika, łącznie z układem sterowania, w celu określenia prawdopodobnych konsekwencji wszystkich Awarii, których można się spodziewać z rozsądnym prawdopodobieństwem. Analiza ta musi uwzględniać:
- (i) Urządzenia i procedury na poziomie Statku Powietrznego, zgodnie z założeniami dla typowej zabudowy. Takie założenia muszą zostać podane w analizie.
 - (ii) Wynikłe Awarie drugorzędowe i ciche.
 - (iii) Wielokrotne Awarie, o których mowa w CS-E510 (d), lub które skutkują Niebezpiecznym Stanem Silnika zdefiniowanym w CS-E 510 (g)(2).
- (2) Musi zostać dokonane podsumowanie tych Awarii, które mogą skutkować Poważnymi Stanami Silnika lub Niebezpiecznymi Stanami Silnika, o których mowa w CS-E 510 (g), wraz z szacunkiem prawdopodobieństwa wystąpienia tych stanów. Wszystkie Części Krytyczne Silnika muszą być wyraźnie zdefiniowane w tym podsumowaniu.
- (3) Należy wykazać, że przewiduje się występowanie Niebezpiecznych Stanów Silnika z częstością nie większą niż określona jako Skrajnie Odległa (prawdopodobieństwo niższe niż 10^{-7} na godzinę pracy silnika w locie). Oszacowane prawdopodobieństwo poszczególnych Awarii może być niewystarczająco dokładne, by umożliwić oszacowanie częstości całkowitej dla Niebezpiecznych Stanów Silnika. Dla certyfikacji Silnika dopuszczalne jest przyjęcie, iż intencje niniejszego punktu zostały spełnione, jeśli prawdopodobieństwo dla Niebezpiecznego Stanu Silnika, wynikające z pojedynczych Awarii, przewidziane jest na poziomie nie wyższym niż 10^{-8} na godzinę pracy silnika w locie (patrz również CS-E 510 (c)).
- (4) Należy wykazać, że przewiduje się występowanie Niebezpiecznych Stanów Silnika z częstością nie większą niż określona jako Odległa (prawdopodobieństwo niższe niż 10^{-5} na godzinę pracy silnika w locie).
- (b) Jeśli istnieją istotne wątpliwości co do konsekwencji Awarii i prawdopodobnych kombinacji Awarii, wszelkie założenia muszą zostać zweryfikowane w drodze prób.
- (c) Uznaje się fakt, że prawdopodobieństwo Awarii Pierwszorzędowej niektórych pojedynczych elementów nie może być w sposób rozsądny oszacowane w postaci liczbowej. Jeśli jest prawdopodobne, że Awaria takich elementów będzie skutkować Niebezpiecznymi Stanami Silnika, należy położyć nacisk na spełnianie nakazanych wymogów integralności według CS-E 515 dla wsparcia dążenia do Skrajnie Odległego prawdopodobieństwa Awarii. Przypadki te muszą zostać określone w analizie bezpieczeństwa zgodnie z wymogami CS-E 510 (a)(2).

(d) Jeżeli niezawodność oparta jest o zapobieganie przez układ zabezpieczający postępowaniu Awarii aż do wywołania Niebezpiecznego Stanu Silnika, prawdopodobieństwo Awarii układu zabezpieczającego w połączeniu z podstawową Awarią Silnik musi zostać uwzględnione w analizie. Taki układ zabezpieczający może obejmować urządzenia bezpieczeństwa, oprzyrządowanie, urządzenia wczesnego ostrzegania, inspekcje obsługowe i inny podobny sprzęt lub procedury. Jeżeli elementy układu zabezpieczającego są poza kontrolą wnioskującego, to założenia analizy bezpieczeństwa pod kątem niezawodności tych części muszą być wyraźnie podane w analizie i zdefiniowane zgodnie z CS-E 30.

(e) Jeżeli akceptowalność analizy bezpieczeństwa zależy od jednej lub więcej z następujących pozycji, to muszą one zostać zdefiniowane w analizie wraz z odpowiednim uzasadnieniem.

(1) Czynności obsługowe wykonane w określonych okresach. Obejmuje to sprawdzanie zdolności do użytkowania elementów, które mogłyby ulec Awarii w postaci cichej. Jeśli jest to konieczne dla zapobieżenia występowania Niebezpiecznych Stanów Silnika z częstością większą niż Skrajnie Odległa, to okresy międzyobsługowe muszą zostać opublikowane w sekcji ograniczeń zdolności do lotu w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdolności, wymaganej na mocy CS-E 25. Jeśli błędy w obsłudze technicznej Silnika, w tym Układu Sterowania Silnikiem, mogłyby prowadzić do Niebezpiecznych Stanów Silnika, to właściwe procedury muszą zostać uwzględnione w odnośnych podręcznikach Silnika.

(2) Sprawdzanie prawidłowego działania urządzeń bezpieczeństwa lub innych urządzeń przed lotem lub przy innych określonych okresach. Szczegóły tego sprawdzania muszą zostać opublikowane w odpowiedniej instrukcji.

(3) Wyposażenie w specjalne oprzyrządowanie, nie wymagane w innych przypadkach.

(4) Działania załogi latającej. Działania te muszą zostać zdefiniowane w instrukcjach użytkownika, wymaganych na mocy CS-E 20 (d).

(f) Jeśli ma to zastosowanie, to analiza bezpieczeństwa musi również uwzględniać następujące elementy, ale nie może być do nich ograniczona-

(1) Osprzęt wskazujący,

(2) Dane Dostarczone przez Statek Powietrzny lub zasilanie elektryczne,

(3) Układy upustu sprężarki,

(4) Układy wtrysku cieczy chłodzącej,

(5) Układy kontroli temperatury gazu,

(6) Regulatory obrotów, mocy lub ciągu Silnika oraz układy sterowania paliwem,

(7) Ograniczniki nadobrotów, nadmiernej temperatury lub mocy nadmiernej Silnika,

(8) Układy sterowania śmigłem, oraz

(9) Układy rewersu śmigła lub ciągu silnika.

(g) Dla zgodności z CS-E mają zastosowanie następujące definicje Awarii Silnika :

(1) Awarię Silnika, której jedyną konsekwencją jest częściowa lub całkowita utrata ciągu lub mocy Silnika (i związanych funkcji usługowych Silnika), należy traktować jako Niegroźny Stan Silnika.

(2) Następujące zjawiska należy traktować jako Niebezpieczne Stany Silnika:

(i) Wyrzucanie odłamków o wysokiej energii poza obudowę,

(ii) Stężenie substancji toksycznych w upuście powietrza z Silnika do kabiny wystarczające dla obezwładnienia załogi lub pasażerów,

- (iii) Znacząca siła ciągu w przeciwnym kierunku do zadanego przez pilota,
- (iv) Niekontrolowany pożar,
- (v) Awaria układu mocowania Silnika, prowadząca do nieumyślnego oddzielenia Silnika,
- (vi) Oderwanie śmigła od Silnika, jeśli ma zastosowanie,
- (vii) Całkowita niezdolność do zatrzymania Silnika.

(3) Zjawisko mieszczące się pomiędzy objętymi przez CS-E 510 (g)(1) i (2) należy traktować jako Poważny Stan Silnika.

CS-E 515 Części krytyczne silnika

Integralność Części Krytycznych Silnika, spełniająca wymagania CS-E 510, musi być ustanowiona poprzez:

(a) Plan Przedsięwzięć Technicznych, którego wykonanie spowoduje ustanowienie i utrzymanie takiego stanu, że kombinacje: obciążeń, własności materiałowych, wpływu środowiska i warunków eksploatacji, z uwzględnieniem oddziaływania wpływu części na te parametry, są wystarczająco dobrze znane lub są do przewidzenia przy pomocy uznanej analizy, próby lub doświadczenia eksploatacyjnego, by umożliwić wycofanie części z eksploatacji w chwili osiągnięcia Zatwierdzonej Żywotności przed wystąpieniem Niebezpiecznych Stanów Silnika. Należy wykonać odpowiednie szacunki Tolerancji Uszkodzeń by przeciwdziałać możliwym Awariom wynikającym z anomalii materiałowych, produkcyjnych lub związanych z eksploatacją w okresie Zatwierdzonej Żywotności części. Zatwierdzona Żywotność musi być opublikowana zgodnie z wymogami CS-E 25 (b).

(b) Plan Wytwarzania wskazujący konkretne ograniczenia produkcyjne niezbędne dla powtarzalnego wytwarzania Części Krytycznych Silnika o Własnościach wymaganych przez Plan Przedsięwzięć Technicznych.

(c) Plan Zarządzania Eksploatacją definiujący procesy w trakcie użytkowania dla obsługi i naprawy Części Krytycznych Silnika, których Własności zachowają zgodność z wymogami Planu Przedsięwzięć Technicznych. Procesy te powinny stać się częścią instrukcji zapewnienia ciągłej zdadności.

CS-E 520 Wytrzymałość

(a) Główne elementy wirujące Silnika muszą mieć wytrzymałość wystarczającą do wytrzymania zarówno warunków cieplnych i dynamicznych występujących podczas normalnej eksploatacji, jak i każdych pogorszonych warunków cieplnych i dynamicznych, które mogą się zdarzyć podczas nienormalnych prędkości, nienormalnych temperatur lub nienormalnych obciążeń od drgań. Podczas oceny nienormalnych warunków należy zwrócić uwagę na analizę usterek nakazaną przez CS-E 510.

(b) Nieruchome elementy konstrukcyjne, będące w pobliżu obracających się części, muszą być tak rozmieszczone, by jakiegokolwiek ocieranie wywołane przez -

(1) Ciepłe rozszerzenie się lub skurczenie części prowadzące do skrajnego przemieszczenia w czasie pracy Silnika w zakresie obwiedni użytkowania Silnika, lub

(2) Przesunięcia wynikłe z warunków prawdopodobnej Usterki nieruchomych lub obracających się części, przebiegnie w taki sposób, że będzie mało prawdopodobne wystąpienie Niebezpiecznego Stanu Silnika. Jako alternatywę należy zainstalować urządzenie ostrzegawcze, sygnalizujące o takim niezamierzonym przemieszczeniu.

(c) (1) Wytrzymałość Silnika musi być taka, żeby urwanie się łopatki sprężarki lub turbiny, pojedynczo lub w prawdopodobnych kombinacjach nie skutkowało Niebezpiecznym Stanem Silnika (np. jako długotrwały skutek w odniesieniu do takich Awarii, które nie zostaną wykryte przez zgłoszone przyrządy takie, jak czujniki drgań) dla tych, które mogą być wykryte, w okresie do prawdopodobnego zatrzymania oraz podczas ciągłego obracania po wyłączeniu.

(2) Należy określić i udostępnić dane umożliwiające każdemu wytwórcy statku powietrznego oszacowanie sił, które mogą oddziaływać na konstrukcję statku powietrznego oraz jego układy w wyniku pracy z niewyważeniem

oraz podczas ciągłego obracania z niewyważeniem wirnika po zgaszeniu silnika spowodowanego wystąpieniem Awarii łopatki, zgodnie z tym co wykazano zgodnie z CS-E 810. Dane powinny zawierać co najmniej odnośne wielkości sił niewyważenia, sztywność Silnika wraz z prawdopodobną zmianą w czasie prędkości obrotowej(ych) głównego(ych) układu(ów) wirującego(ych) Silnika po Awarii łopatki.

(d) Konstrukcja musi minimalizować ryzyko poważnego rozerwania obudowy Silnika (szczególnie odcinków narażonych na wysokie ciśnienie) w przypadku miejscowej Awarii obudowy lub uszkodzenia obudowy spowodowanego, np. przez strumień płomienia w następstwie Awarii układu komory spalania.

CS-E 525 Ciągłe obracanie

Jeżeli którykolwiek z głównych układów wirujących Silnika będzie kontynuował obracanie się po zgaszeniu w locie, w związku z dowolną przyczyną, oraz nie ma przewidzianych środków do uniemożliwienia ciągłego obracania się, to każde ciągłe obracanie w czasie równym maksymalnemu trwaniu lotu i w warunkach, które mogą się zdarzyć z tym Silnikiem niedziałającym, nie mogą spowodować zjawiska, które byłoby niedopuszczalne według CS-E 510.

CS-E 540 Uderzenie i wchłanianie obcych ciał

(a) Silnik musi być tak zaprojektowany, by uderzenie i wchłonięcie obcego ciała, które może dotyczyć tylko jednego Silnika w jakimkolwiek jednym locie nie spowodowało Niebezpiecznych Stanów Silnika podanych w CS-E 510, z tym wyjątkiem iż nie muszą być brane pod uwagę zdarzenia o prawdopodobieństwie wystąpienia niższym niż Skrajnie Odległe.

(b) Silnik musi być tak zaprojektowany, by uderzenie i wchłonięcie obcego ciała, które może dotyczyć więcej niż jednego Silnika w jakimkolwiek jednym locie nie spowodowało braku możliwości bezpiecznego kontynuowania lotu i lądowania statku powietrznego, z powodu Niebezpiecznego Stanu Silnika lub niedopuszczalnej(go):

- (1) Natychmiastowej lub późniejszej utraty osiągnięć;
- (2) Pogorszenia charakterystyki sterowania Silnikiem.
- (3) Przekroczenia jakiegokolwiek ograniczenia użytkowania Silnika.

CS-E 560 Układ paliwowy

(a) (1) Każda zatwierdzona specyfikacja paliwa, z uwzględnieniem wszelkich dodatków uszlachetniających, oraz związane z nią ograniczenia przepływu, temperatury i ciśnienia, zapewniające właściwą pracę Silnika we wszystkich przewidywanych warunkach eksploatacji, muszą być zgłoszone i uzasadnione.

(2) Każdy parametr w specyfikacji paliwa, który może wpływać negatywnie na pracę lub trwałość Silnika, musi zostać wskazany, by w miarę potrzeb można było przeprowadzić próby Silnika lub próby stoiskowe z użyciem odpowiedniego paliwa.

(3) Pompa paliwowa Silnika musi mieć zapas wydajności w stosunku do maksymalnego zapotrzebowania Silnika w ramach obwiedni lotu, odpowiedzi dla przyjętych warunków zabudowy dla statku powietrznego.

(b) (1) Filtry, sitka lub inne równoważne środki muszą być zapewnione dla ochrony układu paliwowego przed nieprawidłowym działaniem wynikającym z zanieczyszczeń. Urządzenia te powinny mieć wystarczającą pojemność do nagromadzenia przewidywanych ilości zanieczyszczeń, w tym wody, biorąc pod uwagę zalecane okresy międzyobsługowe oraz, jeśli został przewidziany, układ sygnalizowania blokady lub bocznikowania.

(2) Każdy główny filtr paliwa lub sitko, umieszczone pomiędzy wlotem paliwa do Silnika a każdym urządzeniem o funkcji istotnej dla sterowania siłą ciągu lub mocą, powinny być wyposażone w środki umożliwiające zasygnalizowanie zagrożenia zablokowania się filtra lub sitka, bądź :

(i) Załodze latającej, bądź

(ii) Personelowi obsługi, jeśli możliwe jest wykazanie że Silnik będzie pracował normalnie przy określonych poziomach zanieczyszczeń przez okres równy okresowi pomiędzy przeglądami sygnalizatora zagrożenia zablokowaniem.

(c) Jeśli przewidziano środki bocznikowania na którymkolwiek filtrze lub sitku, to muszą one być zaprojektowane tak by był utrzymany dopuszczalny wydatek przepływu paliwa w pozostałej części układu po całkowitym zablokowaniu się filtra lub sitka. Ponadto:

(1) Budowa bocznika musi być taka, by w czasie kiedy on działa nagromadzone wcześniej zanieczyszczenia w filtrze lub sitku nie dostały się do części układu paliwowego Silnika, znajdującego się za filtrem lub sitkiem.

(2) Budowa układu paliwowego musi być taka, by praca przy otwartym boczniku na zanieczyszczonym paliwie nie skutkowałą Niebezpiecznym Stanem Silnika.

(3) Jeśli czynność obsługowa po działaniu bocznika różni się od czynności po zasygnalizowaniu zagrożenia zablokowaniem, to musi być uwzględnione wskazywanie działania bocznika.

(d) Układ paliwowy musi być tak zaprojektowany, by żadne nagromadzenie prawdopodobnych ilości wody, która może się oddzielić od paliwa, nie spowodowała wadliwego działania Silnika.

(e) Jeśli w układzie paliwowym może wystąpić oblodzenie, to musi być zapewniona ciągłość prawidłowej pracy Silnika w takich okolicznościach, bez potrzeby podejmowania jakichkolwiek działań ze strony załogi latającej. Jeśli zgodność oparta jest o przeciwooblodzeniowe dodatki uszlachetniające lub o inne środki przewidziane w układzie paliwowym statku powietrznego, należy to zgłosić zgodnie z CS-E 30 wraz z podaniem warunków, które muszą być spełnione.

(f) Należy wykonać zabezpieczenie w pobliżu każdego połączenia ciśnieniowego przewodu paliwowego, zbudowanego pod potrzeby oprzyrządowania, ograniczające utratę płynu w razie Awarii przewodu.

(g) Muszą być przewidziane konstrukcyjne środki ostrożności zapobiegające błędom, nieumyślnym lub nieautoryzowanym zmianom ustawień wszelkich urządzeń regulacyjnych układu paliwowego.

CS-E 570 Układ olejowy

(a) (1) Konstrukcja układu olejowego musi być taka, by zapewniała jego prawidłowe działanie przy wszelkich przewidzianych położeniach w locie, zabudowach, warunkach atmosferycznych i eksploatacji, z uwzględnieniem temperatury oleju i współczynników rozszerzalności.

(2) Muszą być zachowane projektowe środki ostrożności -

(i) By zminimalizować możliwość nieprawidłowego zamocowania urządzenia zamykającego punkt napełniania oleju lub każdy inny punkt dostępu do układu lub wykluczyć utratę płynu w wypadku nieprawidłowego zamocowania, oraz

(ii) By zapobiec dostaniu się do zbiornika oleju lub do któregośkolwiek wylotu zbiornika oleju jakiegokolwiek obiektu mogącego blokować przepływ oleju w układzie.

(3) Korki wlewowe do zbiornika muszą być zaprojektowane tak, by zapewniały nieprzepuszczające oleju szczelne zamknięcie i nie poluzowywały się w locie. Muszą być one oznaczone wyrazem „olej”.

(4) Należy wykonać zabezpieczenie w pobliżu każdego połączenia ciśnieniowego przewodu olejowego, zbudowanego pod potrzeby oprzyrządowania, ograniczające utratę płynu w razie Awarii przewodu.

- (b) (1) Wszystkie części układu olejowego nie dysponujące własną zdolnością wchłaniania zanieczyszczeń, które mogą być obecne w oleju lub dostać się w inny sposób do układu olejowego, muszą być chronione odpowiednim(i) filtrem(ami) lub sitkiem(ami). Powinny one zapewnić stopień filtracji odpowiedni dla zapobiegania uszkodzeniu Silnika i jego osprzętu oraz mieć pojemność odpowiednią do nagromadzenia zanieczyszczeń, biorąc pod uwagę zalecane okresy międzyobsługowe.
- (2) Jeśli najbardziej krytyczny główny filtr oleju nie jest wyposażony w bocznik, to musi być zapewnione odpowiednie sygnalizowanie załódze latającej zagrożenia zablokowaniem.
- (c) Każdy filtr lub sitko wyposażone w bocznik muszą być zaprojektowane i zabudowane tak, by w pozostałej części układu był utrzymany wydatek przepływu oleju mieszczący się w normalnych zakresach pracy układu po całkowitym zablokowaniu się filtra lub sitka. Ponadto:
- (1) Budowa bocznika musi być taka, by w czasie kiedy on działa nagromadzone wcześniej zanieczyszczenia w filtrze lub sitku nie dostały się do części układu olejowego Silnika, znajdującego się za filtrem lub sitkiem.
- (2) Musi być przewidziane wskazywanie działania bocznika, by umożliwić podjęcie odpowiedniej czynności obsługowej. Takie wskazywanie nie jest konieczne, jeżeli instrukcje obsługi wymagają podjęcia tych samych czynności po zasygnalizowaniu zagrożenia zablokowaniem najbardziej krytycznego głównego filtra oleju.
- (d) Układ olejowy, w tym przestrzeń rozprężna zbiornika oleju, musi być odpowiednio odpowietrzany. Wszystkie odpowietrzniki atmosferyczne w układzie olejowym muszą być umieszczone lub zabezpieczone w taki sposób, by zminimalizować wnikanie obcych ciał, co mogłoby mieć wpływ na prawidłową pracę Silnika. Odpowietrzenie musi być tak rozmieszczone, by skondensowana para wodna, która mogłaby zamarznąć i zatkać przewód, nie mogła gromadzić się w żadnym punkcie;
- (e) (1) Muszą być zapewnione środki umożliwiające odcięcie podawania oleju, z wyjątkiem przypadku, kiedy zbiornik, jego podpory oraz wszystkie elementy składowe układu olejowego na zewnątrz obudowy Silnika są ogniotrwałe. Środki muszą być takie, by po ich uruchomieniu zabezpieczyły przed wylewem oleju w niebezpiecznych ilościach w przypadku Awarii któregośkolwiek przewodu układu olejowego.
- (2) W przypadkach, kiedy ma to zastosowanie, uruchomienie środków odcinających nie może uniemożliwiać podawania oleju potrzebnego do ustawiania Śmigła w choraśiewkę.
- (f) (1) Żaden niehermetyzowany zbiornik oleju nie może przeciekać, gdy jest poddawany oddziaływaniu maksymalnej temperatury roboczej i różnicy ciśnienia wynoszącej 35 kPa.
- (2) Każdy zbiornik oleju musi być wyposażony w lub mieć zapewniony wskaźnik ilości oleju.
- (3) Jeżeli układ ustawiania Śmigła w choraśiewkę zależy od oleju Silnika,
- (i) Muszą istnieć środki zatrzymujące pewną ilość oleju w zbiorniku, jeżeli jego podawanie zostanie zubożone w wyniku Awarii którejkolwiek części układu smarowania, innej niż sam zbiornik. Ilość zatrzymanego oleju musi być wystarczająca by wykonać jedną operację ustawienia w choraśiewkę, uwzględniając przy tym pogorszenie stanu w wyniku eksploatacji, i może być dostępna jedynie dla pompy ustawiania w choraśiewkę.
- (ii) Muszą być zapewnione środki zapobiegające dostawaniu się szlamu lub obcych ciał do układu ustawiania Śmigła w choraśiewkę.
- (iii) Budowa układu olejowego Silnika musi być taka, by było możliwe skuteczne wykonanie operacji ustawienia w choraśiewkę lub wyjścia z choraśiewkowania we wszystkich normalnych warunkach eksploatacji.
- (g) (1) Każdy zatwierdzany gatunek i rodzaj oleju oraz odnośne ograniczenia muszą być zgłoszone i uzasadnione.
- (2) Każdy parametr w specyfikacji oleju, który może być krytyczny dla pracy lub trwałości Silnika, musi zostać wskazany, by w miarę potrzeb można było przeprowadzić próby Silnika lub próby stoiskowe z użyciem odpowiedniego oleju.

CS-E 580 Układy powietrzne oraz upusty sprężarki i turbiny

(a) Tam gdzie do chłodzenia lub zapewnienia nadciśnienia w przestrzeniach Silnika jest używane powietrze z upustu, a funkcja ta mogłaby ulec pogorszeniu w wyniku wnikięcia obcych ciał (np. piasku lub kurzu), konstrukcja musi uniemożliwiać wnikanie obcych ciał o niedopuszczalnej ilości lub wielkości.

(b) Przewody powietrza na zewnątrz Silnika muszą być tak zaprojektowane, poprowadzone lub rozmieszczone, żeby Awaria przewodu nie prowadziła do niebezpiecznych warunków pracy Silnika (np. w wyniku nadmiernego upustu lub uszkodzenia drugorzędowego) przed tym zanim Silnik może zostać zatrzymany, chyba że można wykazać, że Awaria przewodu jest Skrajnie Odległa.

CS-E 590 Układy rozrusznika

Tam, gdzie rozrusznik jest zgłoszony jako część Silnika, jego konstrukcja oraz związany z nim mechanizm napędu muszą być takie, aby nadobroty rozrusznika, do wielkości które mogą doprowadzić do Niebezpiecznego Stanu Silnika, nie mogły wystąpić w warunkach takiej Awarii w Silniku, której nie można zakwalifikować jako Skrajnie Odległa. Należy ocenić prawdopodobieństwo, że rozrusznik pozostanie połączony albo zostanie powtórnie połączony z Silnikiem w wyniku jakiegokolwiek Awarii układu napędu. Tam, gdzie dla wykazania zgodności z niniejszym punktem przewiduje się środki zabezpieczające będące częścią zabudowy, potrzeba istnienia takich środków musi zostać podana.

PODCZEŚĆ E - SILNIKI TURBINOWE; UDOWADNIANIE TYPU

CS-E 600 Próby - postanowienia ogólne

(a) Wszelkie próby należy wykonywać z wlotami powietrza zgodnymi z dopuszczalną konstrukcją, która jest tak reprezentatywna dla wlotów zespołu napędowego, jak jest to tylko możliwe.

(b) Wszelkie próby należy wykonywać z dopuszczalnymi reprezentatywnymi rurami reakcyjnymi i dyszami napędowymi, z wyłączeniem przypadków dopuszczonych w CS-E 740 (f)(4)(i). Zatwierdzenie innych rur reakcyjnych lub / dysz napędowych dla poszczególnych zabudów będzie rozważane w trybie indywidualnym, jeśli jest to niezbędne.

(c) Wszelkie opcjonalne upusty powietrza muszą być zamknięte w trakcie wszystkich odnośnych prób chyba, że wymagania są inne dla konkretnej próby.

(d) W przypadkach, gdy wewnątrz Silnika gromadzi się brud w związku warunkami otoczenia stanowiska do prób, dopuszczalne jest czyszczenie wewnętrzne Silnika, w uzgodnionych okresach w trakcie próby trwałościowej według CS-E 740, uzgodnionym sposobem, który nie obejmuje demontażu jakichkolwiek części z Silnika lub wymaga usunięcia Silnika ze stoiska do prób.

(e) Dla Silników do Wiroplątów - Wszelkie próby muszą być zwykle wykonane przy Silniku zamocowanym w położeniu, w jakim będzie zabudowany.

CS-E 620 Redukcja osiągow

(a) Wszystkie osiągi należy zredukować do następujących założonych warunków ciśnienia i temperatury atmosferycznej na średnim poziomie morza:

(1) Ciśnienie 1013.25 hPa

(2) Temperatura 288 K

(3) Atmosfera. Suche powietrze (jeśli redukcja jest znacząca).

(b) *Redukcja Wilgotności.* Nie należy robić korekcji mocy uzyskanej na wilgotność dostarczanego powietrza. Jednakże, należy ustanowić redukcję Wilgotności odpowiednią dla wysokich temperatur atmosferycznych, na wysokościach do 4500 m dla każdego typu Silnika turbinowego, do stosowania przy szacowaniu osiągow statku powietrznego w tych warunkach.

CS-E 640 Obciążenia od ciśnienia

(a) *Obciążenie od Ciśnienia Statycznego*

Należy ustalić w drodze prób, potwierdzonej analizy lub ich kombinacji, że wszelkie części nieruchome poddane znacznym obciążeniom od ciśnienia gazu lub płynu nie będą przez ustabilizowany okres jednej minuty:

(1) wykazywać trwałych odkształceń, przekraczających granice zdatności do użytkowania lub przecieków mogących skutkować Niebezpiecznym Stanem Silnika, gdy zostaną poddane większemu z poniższych ciśnień:

- (i) 1,1 raza większemu od maksymalnego ciśnienia pracy, lub
- (ii) 1,33 raza większemu od normalnego ciśnienia pracy, lub
- (iii) przekraczającemu o 35 kPa normalne ciśnienie pracy, oraz

(2) wykazywać pęknięć lub rozerwania, gdy zostaną poddane większemu z poniższych ciśnień:

- (i) 1,15 raza większemu od maksymalnego ciśnienia pracy, lub
- (ii) 1,5 raza większemu od maksymalnego ciśnienia pracy, lub
- (iii) przekraczającemu o 35 kPa maksymalne możliwe ciśnienie.

(b) Spełnienie wymagań CS-E 640 (a) musi uwzględniać

- (1) temperaturę roboczą części,
- (2) każde inne znaczące obciążenie statyczne poza obciążeniami od ciśnienia,
- (3) minimalne własności reprezentatywne zarówno dla materiału, jak i procesu zastosowanych w budowie części, oraz
- (4) wszelkie niekorzystne warunki geometryczne dopuszczone przez projekt typu.

CS-E 650 Badania drgań

(a) Dla każdego Silnika należy wykonać badania drgań, aby upewnić się że charakterystyka drganiowa tych części składowych, które mogą być poddane wymuszeniom od drgań mechanicznych lub aerodynamicznych, jest do przyjęcia w całym przedziale deklarowanej obwiedni lotu. Sposób i zakres badań Silnika powinien opierać się na odpowiedniej kombinacji doświadczenia, analizy i prób części składowych oraz powinien obejmować, jako minimum, łopatki, aparaty kierujące, tarcze wirników, tuleje dystansowe i wały wirników.

(b) Badania powinny obejmować takie zakresy mocy lub ciągu oraz fizycznych i zredukowanych prędkości obrotowych każdego układu wirującego, które odpowiadają użytkowaniu w warunkach atmosferycznych panujących w przedziale deklarowanej obwiedni lotu, od minimalnej prędkości obrotowej do 103% maksymalnej fizycznej i zredukowanej prędkości obrotowej dozwolonej dla zakresów o czasie trwania dwie minuty lub dłużej oraz do 100% dla wszystkich innych dozwolonych fizycznych i zredukowanych prędkości, włącznie z Nadobrotami. Jeżeli jakiegokolwiek wyniki wskazują, że dla tych najwyższych wymaganych prędkości obrotowych fizycznych lub zredukowanych występują wzrosty naprężeń, to badania należy odpowiednio rozszerzyć tak, by określić maksymalne występujące poziomy naprężeń, jednak to rozszerzenie nie musi być większe niż o 2 punkty procentowe ponad te prędkości.

(c) Należy oszacować:

- (1) Wpływ na charakterystyki drgań takich sposobów użytkowania, które wiążą się z dokonywaniem planowych zmian (biorąc pod uwagę również tolerancje) kątów ustawienia przestawialnych aparatów kierujących, upustów ze sprężarki, obciążania agregatów, z najbardziej niekorzystną postacią nierównomierności powietrza na wlocie, zgłoszoną przez wytwórcę, i z najbardziej niekorzystnymi warunkami kanału(ów) wylotu; oraz
- (2) czynniki aerodynamiczne i aeromechaniczne, które mogą wywoływać lub wpływać na drgania samowzbudne w tych układach, które są podatne na taką formę drgań.

(d) Z wyjątkiem jak podano w CS-E (e), naprężenia od drgań związanych z charakterystykami drgań, ustalonymi zgodnie z niniejszym CS-E 650, w połączeniu z właściwymi naprężeniami statycznymi muszą być mniejsze niż graniczna wytrzymałość zmęczeniowa dla danego materiału, uwzględniając zapas na warunki użytkowania oraz na

dozwolone zmiany własności materiału. Odpowiedniość tych zapasów naprężeń musi być uzasadniona dla każdej części. Jeśli ustalono, że pewne warunki użytkowania lub zakresy należy ograniczyć, należy ustanowić ograniczenia użytkowania i zabudowy.

(e) Należy ocenić, przy pomocy próby lub analizy lub na podstawie porównania do dotychczasowych doświadczeń, wpływ na charakterystyki drganiowe sił wymuszających spowodowanych warunkami Awarii (takimi, jak niewyrównoważenie, miejscowe zablokowanie lub powiększenie traktu aparatu kierującego, zatkanie wtryskiwacza paliwa, niewłaściwe sterowanie elementami zmiennymi sprężarki oraz innymi nie wymienionymi wyżej), oraz należy wykazać że nie skutkują one Niebezpiecznymi Stanami Silnika.

(f) Wykazanie zgodności z niniejszym CS-E 650 powinno być dokonane dla każdej poszczególnej konfiguracji zabudowy, która może wpłynąć na charakterystyki drganiowe Silnika. Jeżeli ich wpływ na drgania nie może zostać w pełni zbadany podczas certyfikacji Silnika, wówczas w instrukcjach zabudowy Silnika wymaganych w CS-E 20 (d) należy podać i uzasadnić metody, przy pomocy których można go określić i wykazać jego zgodność.

CS-E 660 Ciśnienie i temperatura paliwa

Ograniczenia minimalnych i maksymalnych ciśnień i temperatur paliwa, które mają być zatwierdzone dla Silnika, dokonywane są na podstawie dowodu. Szczegóły tego dowodu, który może wymagać prób stoiskowych i / lub prób całego Silnika, muszą być uzgodnione z Agencją.

CS-E 670 Zanieczyszczone paliwo

(a) Należy przedstawić dowód, o czasie wystarczająco długim dla upewnienia się że usterka Silnika tym spowodowana nie wystąpi, by wykazać, że kompletny układ paliwowy Silnika jest zdolny do prawidłowego działania na paliwie, w którym zawarta jest maksymalna ilość zanieczyszczeń ciekłych / stałych, mogących wystąpić w eksploatacji,

(b) Należy wykazać że -

(1) Zanieczyszczenia, które mogą przedostać się przez zainstalowane filtry w krótkim okresie albo w czasie dłuższej eksploatacji, nie wpłyną niekorzystnie na układ paliwowy, i

(2) Silnik umożliwia dokończenie pracy przez okres równy co najmniej połowie maksymalnego czasu lotu samolotu, na którym należy się spodziewać, że będzie on zainstalowany, z tym samym poziomem zanieczyszczeń, od momentu przy którym po raz pierwszy zostało zasygnalizowane zagrożenie zatkania filtra.

CS-E 680 Skutki obciążeń od pochylenia i od momentu żyroskopowego

Musi być wykazane, że wpływ pochylenia na pracujący Silnik nie jest w istotnym stopniu szkodliwy oraz że silnik jest skonstruowany tak, że może przenieść obciążenia od momentu żyroskopowego powstające przy normalnych manewrach w locie.

CS-E 690 Upust z silnika

(a) W przypadku Silnika posiadającego upust (upusty) na potrzeby statku powietrznego i / lub Silnika, należy zmienić standardowy program próby trwałościowej według niniejszego punktu CS-E 740 (a), chyba że zastosowanie tego upustu (upustów) udowodnione jest oddzielnymi próbami i analizą.

(1) *Ogólne*

(i) Włączyć sterowanie upustów przy końcu każdego etapu próby trwałościowej.

(ii) Wykonać wszystkie inne próby, które mogą być konieczne dla udowodnienia prawidłowego działania Silnika i upustów.

(iii) W celu niedopuszczenia do przekroczenia maksymalnych zgłoszonych temperatur w rurze reakcyjnej przy czynnych upustach, podczas prób podanych w CS-E 690 (a)(3), można, jeśli to konieczne, zmniejszać prędkość(i) obrotową(e) Silnika. (Patrz CS-E 740 (f)(2))

(2) *Próby Pomiarowe.* Uwzględnić pomiar podczas pracy każdego upustu oddzielnie i pomiar przy wszystkich pracujących razem. (Patrz CS-E 730)

(3) *Próba Trwałościowa.*

(i) Wykonać Etapy 3, 7, 13, 17 i 23 z działającym upustem(ami) we wszystkich warunkach pracy, dla których mają być zatwierdzone do użytkowania.

(ii) W trakcie czterech sekwencji prób z CS-E 740 (c)(3)(iii) nie musi być zastosowany odbiór upustu powietrza tam, gdzie jest wykazane że nie ma to negatywnego wpływu na ważność próby.

(b) *Próby na zanieczyszczenie Upustu Powietrza pod kątem Hermetyzacji lub Wentylacji kabiny.* Wymagania niniejszego punktu (b) mają zastosowanie, gdy jest pożądane uznanie, że powietrze z upustu sprężarki jest odpowiednie dla bezpośrednio zastosowania do układu ciśnieniowania lub wentylacji kabiny statku powietrznego.

(1) Należy wykonać próby stwierdzające czystość dostarczanego powietrza.

(2) Należy wykonać analizę uszkodzeń mogących wpłynąć na czystość powietrza z upustów i tam, gdzie to konieczne, przeprowadzić symulację uszkodzeń, w sposób uzgodniony z Agencją, w celu określenia stopnia możliwego zanieczyszczenia. Jeżeli któreś z rozważanych uszkodzeń wiązałoby się z natychmiastowym zatrzymaniem Silnika, to wymagane badania mogą być odpowiednio zmienione.

CS-E 700 Przekroczenie warunków użytkowania

Jeżeli jakikolwiek z warunków użytkowania (np. ciśnienie powietrza lub gazów, ciąg, temperatura gazów) udowodniony na podstawie innego miejsca tej podczęści może zostać przekroczony w jakichkolwiek warunkach normalnego lub prawdopodobnego awaryjnego użytkowania w deklarowanej przez wytwórcę Silnika obwiedni lotu, to musi zostać ustalone w sposób do przyjęcia przez Agencję, że najbardziej niekorzystne warunki, jakie mogą zaistnieć, nie wywołają niedopuszczalnych skutków dla Silnika.

CS-E 710 Próby zablokowania wirnika

Jeżeli zabezpieczeniem przed ciągłym obracaniem jest urządzenie do blokowania wirnika(ów), Silnik musi być poddany próbie zawierającej 25 zadziałań zablokowania i odblokowania przy pomocy tego urządzenia w następujących warunkach: Silnik musi być zatrzymany z zakresu Mocy Maksymalnej Ciągłej; użytkowanie urządzenia do zatrzymywania i blokowania musi być takie, jak podano w instrukcjach użytkowania Silnika dla maksymalnego momentu, który może wystąpić przy ciągłym locie w tych warunkach; i po zablokowaniu wirnika, wirnik(i) musi pozostawać nieruchomy w tych warunkach przez pięć minut dla każdej z 25 operacji.

CS-E 720 Zapłon ciągły

(a) Jeżeli zgłasza się zatwierdzenie Silnika, które umożliwia lub wymaga użycia ciągłego zapłonu, to muszą zostać spełnione wymagania CS-E 720 (b) (b) łącznie z CS-E 720 (c) lub (d)

(b) Muszą być przeprowadzone oddzielne próby uzgodnione z Agencją w celu wykazania, że układy ciągłego zapłonu są bezpieczne i skuteczne w warunkach wymagających lub zezwalających na jego użycie.

(c) Układ musi być włączany podczas odpowiednich okresów próby trwałościowej Silnika, na przeciąg czasu odzwierciedlający długotrwałość i częstotliwość jego użycia w prawdopodobnej eksploatacji i powinien być uzgodniony z Agencją dla indywidualnych przypadków. Ogólnie, program badań musi zawierać okres działania ciągłego zapłonu odpowiadający maksymalnemu czasowi, który jest prawdopodobny podczas 1000 godzin użytkowania silnika.

(d) Jeżeli to jest możliwe, zezwala się na wykonanie równoważnego programu prób stoiskowych, lecz w takim przypadku ostateczne potwierdzenie przydatności tego wyposażenia na Silniku musi być osiągnięte poprzez pracę Silnika w przeciągu co najmniej 10 godzin (w okresach co najmniej 0,5 godz.) próby trwałościowej Silnika z działającym ciągłym zapłonem w odpowiednich warunkach pracy Silnika.

CS-E 730 Próby pomiarowe silnika

W celu określenia zmian ciągu lub mocy Silnika, jakie mogą wystąpić w czasie próby trwałościowej, zgodnie z CS-E 740, należy wyznaczyć krzywe / charakterystyki mocy Silnika, bądź w drodze specjalnych prób wykonanych bezpośrednio przed i po próbie trwałościowej lub poprzez pomiary uzyskane w trakcie pierwszego i ostatniego etapu próby trwałościowej, aż do najwyższych zakresów mocy z wyjątkiem zakresów 30-Sekundowej i 2-Minutowej Mocy OEI.

CS-E 740 Próby trwałościowe

(a) Wymagania niniejszego CS-E 740 powinny być modyfikowane i uzupełniane, jeśli jest to niezbędne dla spełnienia wymagań CS-E 890.

(b) (1) Próba musi być wykonana w kolejności określonej w odpowiednim harmonogramie i w stosownych nieprzerwanych odcinkach. Można zastosować alternatywny harmonogram, jeżeli zostało uzgodnione, że jest on przynajmniej tak samo wymagający. W przypadku wystąpienia zatrzymania na którymkolwiek etapie, etap ten należy powtórzyć chyba, że uzgodniono iż nie jest to konieczne. W przypadku wystąpienia nadmiernej liczby zatrzymań może zajść konieczność powtórzenia całej próby.

(2) Czas na zmianę ustawień mocy i / lub siły ciągu podczas całej próby nie powinien być odejmowany od nakazanych okresów przy wyższych ustawieniach.

(3) Podczas każdego etapu próby trwałościowej prędkość obrotowa musi być utrzymana w granicach uzgodnionych limitów, zgłoszonej wartości odpowiedniej dla danego warunku. Przy ustalaniu niezbędnej tolerancji prędkości obrotowej bierze się pod uwagę obroty Silnika, wyposażenie kontrolno-pomiarowe oraz każdy inny istotny czynnik. [Patrz również CS-E 740 (f)(1)].

(4) W przypadku Silników turbośmigłowych musi być założone Śmigło reprezentatywne dla używanych do lotu.

(5) Silnik musi być poddany przeglądowi przed zmontowaniem, w uzgodnionym zakresie. Należy zapisać wymiary, które mogą się zmienić z uwagi na zużycie, odkształcenie i pełzanie. Należy również odnotować dane dotyczące skalowań i ustawień elementów składowych Silnika i osprzętu, działających oddzielnie (np. układ sterowania, pompy, urządzenia uruchamiające, zawory).

(c) Programy

(1) *Program dla Zakresów Standardowych (Startowy i Maksymalny Ciągły)*

25 sześciogodzinnych etapów, każdy etap zawierający -

Część 1 Jedna godzina, składająca się z 5-minutowych okresów na przemian Startowej Mocy lub Ciągu i minimalnego małego gazu na ziemi lub, dla Silników do wiroplątów, minimalnego małego gazu na stoisku do prób.

Część 2 (A) Etapy 1 do 15, każdy po 30 minut na Maksymalnej Ciągłej Mocy/Ciągu.

(B) Etapy 16 do 25, każdy po 30 minut na Startowej Mocy/Ciągu.

Dla Silników do Samolotów. Jeżeli w eksploatacji mogą być używane prędkości obrotowe Silnika pomiędzy zakresem Maksymalnym Ciągłym i Startowym, np. dla zakresu startowego o zmniejszonym ciągu, lub dla różnych temperatur otoczenia i te prędkości nie będą wystarczająco uwzględnione w innych Częściach próby trwałościowej, wówczas Część 2 musi być zastąpiona następująco:

(C) Etapy 1 do 10, każdy po 30 minut na Maksymalnej Mocy/Ciągu.

(D) Etapy 11 do 15, każdy po 30 minut na Startowej Mocy/Ciągu.

(E) Etapy 16 do 25, każdy po 30 minut z 6-cioma okresami o prędkości obrotowej, w przybliżeniu równo wzrastającymi pomiędzy Maksymalną Ciągłą i Startową Mocą/Ciągiem.

Część 3: Jedna godzina i 30 minut na Maksymalnej Ciągłej Mocy/Ciągu.

Część 4 2 godziny i 30 minut z 15-ma okresami pracy, w przybliżeniu równo wzrastającymi od Małego Gazu na Ziemi do Maksymalnej Ciągłej Mocy/Ciągu, lecz bez jej osiągnięcia.

Część 5 30 minut przyspieszeń i deceleracji, zawierających 6 cykli od Małego Gazu na Ziemi do Startowej Mocy/Ciągu, utrzymując Startową Moc/Ciąg przez okres 30 sekund, a pozostały czas pracy na Małym Gazie na Ziemi.

(2) (i) *Program dla Zakresów Standardowych z Zakresem 2^{1/2} - Minutowym OEI i/lub Ciągłym OEI i/lub Zakresem 30 Minut OEI (jeśli ma zastosowanie).*

25 sześciogodzinnych etapów, każdy etap zawierający -

Część 1 Jedna godzina, składająca się z 5-minutowych okresów na przemian Startowej Mocy lub Ciągu i minimalnego małego gazu na ziemi lub, dla Silników do wiroplątów, minimalnego małego gazu na stoisku do prób, z wyjątkiem tego, że -

(A) W etapach 3 do 20, w miejsce dwu 5-cio minutowych okresów przy Startowej Mocy/Ciągu, wykonuje się 2½ minutowe okresy przy Startowej Mocy/Ciągu, a następnie 2½ minutowe przy Mocy/Ciągu 2½ Minutowej OEI.

(B) W etapach 21 do 25, w miejsce trzech 5-cio minutowych okresów przy Mocy/Ciągu Startowej, wykonuje się jednonminutowy okres przy Mocy/Ciągu Startowej, a następnie 2-minutowy okres przy Mocy/Ciągu 2½ Minutowej OEI i 2-minutowy okres przy Mocy/Ciągu Startowej.

Część 2 (A) Etapy 1 do 15, każdy po 30 minut na Maksymalnej Ciągłej Mocy/Ciągu.

(B) Etapy 16 do 25, każdy po 30 minut na Mocy/Ciągu Startowej, z wyjątkiem że w jednym etapie w środkowej części 30 minutowego okresu musi być wykonany 5-cio minutowy okres na Mocy/Ciągu 2½ Minutowej OEI.

Dla Silników do Samolotów. Jeżeli w eksploatacji mogą być używane prędkości obrotowe Silnika pomiędzy zakresem Maksymalnym Ciągłym i Startowym, np. dla zakresu startowego o zmniejszonym ciągu lub dla różnych temperatur otoczenia i te prędkości nie będą wystarczająco uwzględnione w innych Częściach próby trwałościowej, wówczas Część 2 musi być zastąpiona następująco:

(C) Etapy 1 do 15, każdy po 30 minut na Maksymalnej Mocy/Ciągu.

(D) Etapy 16 do 20, każdy po 30 minut na Mocy/Ciągu Startowej, z wyjątkiem że w 16-tym etapie w środkowej części 30 minutowego okresu musi być wykonany 5-cio minutowy okres na Mocy/Ciągu 2½ Minutowej OEI.

(E) Etapy 21 do 25, każdy po 30 minut z 6-cioma okresami o prędkości obrotowej w przybliżeniu równo wzrastającymi pomiędzy Mocą/Ciągiem Maksymalną Ciągłą i Startową.

Część 3: (A) Dla Silników do Samolotów -

30 minut na Mocy/Ciągu Maksymalnej Ciągłej, następnie jedna godzina na Mocy/Ciągu Ciągłym OEI.

(B) Dla Silników do Wiroplątów -

Albo (dla Silników, dla których ma być zatwierdzony zakres Ciągły OEI) 30 minut przy Mocy Maksymalnej Ciągłej, a następnie jedna godzina przy Mocy Ciągłej OEI, albo (dla Silników dla których ma być zatwierdzony 30 minutowy Zakres OEI) jedna godzina przy Mocy Maksymalnej Ciągłej, a następnie 30 minut przy Mocy 30 Minutowej OEI. Jeśli wnioskowano, to Zakres Ciągły OEI i Zakres 30 Minutowy OEI przy wyższym poziomie mocy mogą być sprawdzone podczas tej samej próby, pracując przez 30 minut przy Maksymalnej Ciągłej Mocy, a następnie 30 minut przy Mocy Ciągłej OEI oraz Mocy 30 Minutowej OEI.

Część 4 2 godziny i 30 minut z 15-ma okresami pracy w przybliżeniu równo wzrastającymi od Małego Gazu na Ziemi, lub, dla Silników do wiroplątów, minimalnego małego gazu na stoisku do prób do Mocy Maksymalnej Ciągłej, lecz bez jej osiągnięcia.

Część 5 30 minut przyspieszeń i deceleracji składających się z 6-ciu cykli od Małego Gazu na Ziemi, lub, dla Silników do wiroplątów, minimalnego małego gazu na stoisku do prób do Mocy/Ciągu Startowego, z wytrzymaniem na zakresie Mocy/Ciągu Startowym przez 30 sekund, a pozostały czas pracy na zakresie Małego Gazu na Ziemi, lub, dla Silników do wiroplątów, minimalnego małego gazu na stoisku do prób.

(ii) Jeżeli wymagany jest tylko jeden dodatkowy zakres, wówczas okresy dla zakresów które nie są wymagane muszą być prowadzone na poziomie mocy/ciągu odpowiadającym następnemu niższemu zakresowi.

(iii) Tam gdzie wytwórca zgłasza Zakres OEI jedynie dla przelotu 30 minut, wówczas, zamiast niniejszego Programu, może być zastosowany odpowiedni Program FAR 33.87. Tam, gdzie wybrano tę możliwość i jeśli jest także zgłaszany zakres mocy 2½ Minutowy OEI, wówczas musi być zastosowany odpowiedni Program FAR 33.87.

(3) Dla Silników z 30-Sekundowymi i 2-Minutowymi zakresami Mocy OEI,

(i) Jeśli Zakres Mocy Ciągłej jest związany z 30-Sekundowymi i 2-Minutowymi zakresami Mocy OEI, to należy wykonać następujące próby, uzupełnione przez dodatkowe próby według CS-E 740 (c)(3)(iii) :

25 sześciogodzinnych etapów, każdy etap zawierający -

Część 1 Jedna godzina, składająca się z 5-minutowych okresów na przemian Startowej Mocy i minimalnego małego gazu na ziemi.

Część 2 (A) Etapy 1 do 15, każdy po 30 minut na Maksymalnej Ciągłej Mocy.

(B) Etapy 16 do 25, każdy po 30 minut na Startowej Mocy.

Część 3 Godzina na Mocy Maksymalnej Ciągłej, następnie jedna godzina na Mocy Ciągłej OEI.

- Część 4 2 godziny z 12-ma okresami pracy w przybliżeniu równo wzrastającymi od minimalnego małego gazu na stoisku do prób do Mocy Maksymalnej Ciągłej, lecz bez jej osiągnięcia.
- Część 5 30 minut przyspieszeń i deceleracji, zawierających 6 cykli od minimalnego małego gazu na stoisku do prób do Startowej Mocy utrzymując Startową Moc przez okres 30 sekund, a pozostały czas pracy na minimalnym małym gazie na stoisku do prób.

(i) Jeśli 30-Minutowy zakres Mocy OEI jest związany z 30-Sekundowymi i 2-Minutowymi zakresami Mocy OEI, to należy wykonać następujące próby, uzupełnione przez dodatkowe próby według CS-E 740 (c)(3)(iii) :

25 sześciogodzinnych etapów, każdy etap zawierający -

- Część 1 : Jedna godzina, składająca się z 5-minutowych okresów na przemian Startowej Mocy i minimalnego małego gazu na stoisku do prób.
- Część 2 : (A) Etapy 1 do 15, każdy po 30 minut na Maksymalnej Ciągłej Mocy.
(B) Etapy 16 do 25, każdy po 30 minut na Startowej Mocy.
- Część 3: Jedna godzina na Mocy Maksymalnej Ciągłej, następnie trzydzieści minut na Mocy 30-Minutowej OEI.
- Część 4: Dwie godziny i trzydzieści minut z 15-ma okresami pracy, w przybliżeniu równo wzrastającymi od minimalnego małego gazu na stoisku do prób do Mocy Maksymalnej Ciągłej, lecz bez jej osiągnięcia.
- Część 5: 30 minut przyspieszeń i deceleracji, zawierających 6 cykli od minimalnego małego gazu na stoisku do prób do Startowej Mocy, utrzymując Startową Moc przez okres 30 sekund, a pozostały czas pracy na minimalnym małym gazie na stoisku do prób.

(iii) Następująca sekwencja prób musi być wykonana cztery razy, a całkowity czas trwania nie może być mniejszy niż 120 minut. Jeśli w trakcie niniejszej próby wystąpi zatrzymanie, to przerwana sekwencja musi zostać powtórzona chyba, że zostanie wykazane, że poziom surowości próby nie ulegnie obniżeniu w przypadku jej kontynuacji:

- Część 1: Trzy minuty pracy przy Mocy Startowej
- Część 2: Trzydzieści sekund na 30-Sekundowej Mocy OEI.
- Część 3: Dwie minuty na 2-Minutowej Mocy OEI.
- Część 4: Pięć minut na Mocy, która jest największa spośród, stosownie do przypadku: 30-Minutowej OEI, Ciągłej OEI i Maksymalnej Ciągłej, z tym wyjątkiem, że w trakcie pierwszej sekwencji prób okres ten musi wynosić sześćdziesiąt pięć minut. Jednakże tam, gdzie największą jest Moc 30-Minutowa OEI, ten sześćdziesięcio-pięć minutowy okres musi składać się z trzydziestu minut na 30-Minutowej Mocy OEI, a następnie trzydziestu pięciu minut na większej z następujących Mocy: Ciągłej OEI i Maksymalnej Ciągłej, stosownie do przypadku.
- Część 5: Jedna minuta pracy przy 50 procentach Mocy Startowej
- Część 6: Trzydzieści sekund na 30-Sekundowej Mocy OEI.
- Część 7: Dwie minuty na 2-Minutowej Mocy OEI.
- Część 8: Jedna minuta na małym gazie w locie.

(d) *Przyspieszenia i Deceleracje*

(1) Podczas planowych przyspieszeń i deceleracji, wykonanych zgodnie z Częściami 1 i 5,

(i) Dla Silników do samolotów, dźwignia sterowania mocą lub ciągiem musi być przesunięta z jednego skrajnego położenia do drugiego w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda.

(ii) Dla Silników do wiroplątów, zapotrzebowanie na moc powinno zostać zwiększone do Startowego z minimalnego małego gazu na stoisku do prób w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda.

(2) Odczyty

(i) Silniki turbinowe do Samolotów.

(A) Odczyty mocy/ciągu, prędkości obrotowej i Temperatury Gazów Wylotowych muszą być rejestrowane przy każdej znaczącej zmianie warunków pracy Silnika. Po przyspieszeniu należy zanotować zarzuty prędkości obrotowej, oraz temperatury gazów powyżej stabilnych warunków przy Starcie.

(B) Odczyty wszystkich parametrów muszą być zapisane po pierwszym ustaleniu się warunków pracy silnika, a następnie w czasie okresów stabilnej pracy ciągłej, w przybliżeniu w 30-minutowych odstępach.

(C) W czasie cyklicznej, lub innych rodzajów pracy, muszą być dokonywane dostateczne odczyty, aby ustalić warunki mocy/ciągu, prędkości obrotowej i temperatury Silnika, wszędzie tam, gdzie mogą być dokonane istotne odczyty.

(ii) Silniki turbinowe dla Wiroplątów.

Odczyty mocy, prędkości obrotowej, pozycji dyszy wylotowej i Temperatury Gazów Wylotowych muszą być dokonane przy prędkości obrotowej małego gazu i przy maksymalnej prędkości obrotowej otrzymanej podczas przyspieszenia. Należy zanotować zarzuty prędkości obrotowej i temperatury powyżej ustabilizowanych warunków Mocy Startowej. Jest prawdopodobne, że na te odczyty będą miały wpływ typy użytych przyrządów i dlatego typy przyrządów muszą być podane w sprawozdaniu z próby trwałościowej.

(e) *Ciśnienie oleju.* Cała próba trwałościowa musi być przeprowadzona z ciśnieniem oleju wyregulowanym na wartość, która mieści się w ograniczeniach zadeklarowanych do zatwierdzenia Silnika, oprócz:

(1) Etapu 22, który musi być wykonany z ciśnieniem oleju zadeklarowanym jako minimum dla zakończenia lotu przy warunkach zakresu Maksymalnego Ciągłego, oraz

(2) Jeden z innych etapów musi być przeprowadzony z ciśnieniem oleju zadeklarowanym jako maksymalne normalne, przy warunkach zakresu maksymalnego ciągłego. W czasie tego etapu temperatura oleju nie musi osiągać maksymalnej wartości. Alternatywnie, ta próba może być pominięta w próbie trwałościowej, jeśli są dostępne materiały dowodowe z innych prób.

(f) *Ograniczenia Użytkowania.* Normalne ograniczenia eksploatacyjne Silnika dotyczące mocy, prędkości obrotowej, temperatury na wejściu do turbiny, temperatury oleju itp., określane według CS-E 40 (d) i CS-E 40 (g), oparte są o średnie wartości otrzymane w czasie odpowiednich okresów próby trwałościowej, z uwzględnieniem, tam gdzie ma to zastosowanie, średnich wartości otrzymanych w czasie zastosowania warunków Mocy 30-Sekundowej i 2-Minutowej w 2-godzinnej dodatkowej sekwencji próby trwałościowej według CS-E 740 (c)(3)(iii).

Podobnie, zakresy upustu powietrza ze sprężarki i turbiny, które mogą być zatwierdzone, stanowią określone procenty wydatku wykazane w trakcie próby trwałościowej, z wyjątkiem postanowień CS-E 690 (a)(3)(ii).

(1) Charakterystyki Silników wielowirnikowych mogą być takie, że niemożliwe jest otrzymanie maksymalnej prędkości obrotowej każdego wirnika jednocześnie przy warunkach próby stoiskowej na poziomie morza bez uczynienia Silnika niestandardowym w stopniu nie do przyjęcia lub powodowania, że będzie pracował w niereprezentatywny sposób. W takich okolicznościach próba trwałościowa musi być przeprowadzona przy temperaturach na wejściu do turbiny, dla której oczekiwane jest zatwierdzenie, a zatwierdzenie jakichkolwiek wyższych ograniczeń na prędkość obrotową wymaga uzasadnienia w postaci dowodów z dodatkowych prób trwałościowych wg programu zatwierdzonego przez Agencję,

(2) Jeżeli podczas etapów 3, 7, 13, 17 i 23 z upustem(ami) powietrza wymagane jest użycie prędkości obrotowej mniejszej niż maksymalna bez upustów (jak zezwalają CS-E 690 (a) (1) (iii)), te etapy nie wymagają włączenia do oceny wartości średniej prędkości obrotowej, co należy uzgadniać z Agencją.

(3) W przypadku Silników posiadających wolną turbinę napędową, jeśli wymagane okresy nie są realizowane z maksymalnym momentem na turbinie napędowej, dla którego zatwierdzenie jest oczekiwane, to będzie wymagane przeprowadzenie dodatkowych prób dowodowych. Może być to spełnione przy pomocy prób równoważnych próbie trwałościowej, na podobnym Silniku, Silniku do próby trwałościowej, lub odpowiednich jego części. We wszystkich takich dodatkowo przeprowadzanych próbach, odpowiednie okresy muszą być prowadzone przy maksymalnej prędkości obrotowej, dla której wymagane jest zatwierdzenie maksymalnego momentu.

(4) *Temperatury*

(i) Wszystkie okresy próby odpowiadające zakresom do zatwierdzenia muszą przebiegać przy odpowiednich zgłoszonych maksymalnych temperaturach na wlocie turbiny dla tych zakresów, jeśli nie zostało uzgodnione inaczej. Środki stosowane do osiągnięcia powyższego (np. regulując powierzchnię przekroju dyszy, stosując upust) muszą być uzasadnione.

(ii) Przy ustalaniu ograniczeń na temperaturę Silnika, na ogół wykorzystuje się średnią wartość temperatur osiągniętych podczas odpowiednich okresów próby. Jednak średnie Temperatury Gazów Wylotowych będą obniżone o wielkość zapewniającą, że temperatury na wlocie turbiny podczas lotu nie przekroczą temperatur na wlocie do turbiny określonych poprzez próbę trwałościową dla odpowiednich warunków pracy na danym zakresie. Podczas przyspieszeń i krótkich okresów pracy z Mocą Startową należy dążyć, by były one wykonane z maksymalną temperaturą, lecz jeśli z powodu niestabilizowanych warunków zarejestrowano odczyty z niższą temperaturą, to nie muszą one być uwzględniane przy obliczaniu średniej.

(iii) Silniki dla Samolotów. Jeśli Silnik charakteryzuje się tym, że przyspieszenie ze stanu zimnego powoduje przejściowy wzrost temperatury ponad temperaturę dla ustalonego stanu pracy, wówczas może zostać zatwierdzone 2 minutowe ograniczenie maksymalnej temperatury gazów wylotowych dla przyspieszenia, udowodnione na podstawie pracy z wymaganą temperaturą podczas pierwszych 2 minut każdego podanego okresu w warunkach Startowej Mocy trwającego 5 minut, lub więcej, oraz podczas wszystkich 30 sekundowych okresów z Mocą Startową. Zatwierdzenie warunków dla krótkiego okresu przejściowego w warunkach Mocy 2^{1/2} Minutowej OEI nie będzie rozważane, i jakakolwiek zgoda na wnioskowaną temperaturę musi być normalnie wykazana podczas okresów 2^{1/2} Minutowych OEI w próbie trwałościowej.

(iv) Silniki do Wiroplątów. Jeśli Silnik charakteryzuje się tym, że przyspieszenie ze stanu zimnego powoduje przejściowy wzrost temperatury ponad temperaturę dla ustalonego stanu pracy, wówczas może zostać zatwierdzone 2 minutowe ograniczenie maksymalnej Temperatury Gazów Wylotowych dla przyspieszenia, udowodnione na podstawie pracy z wymaganą temperaturą podczas pierwszych 2 minut każdego podanego okresu w warunkach Startowej Mocy trwającego powyżej 2 minut (i dla wszystkich 30 sekundowych okresów z Mocą Startową dla wiroplątów jednosilnikowych). Zatwierdzenie warunków dla krótkiego okresu przejściowego z mocą 2 1/2 Minutową OEI nie będzie rozważane, i każde zatwierdzenie wymaganej temperatury musi być normalnie wykazane próbą trwałościową.

(v) Dla wszystkich okresów 5 minutowych, lub dłuższych, 5 minut Mocy/Ciągu Startowego musi być prowadzone przy maksymalnej zgłoszonej temperaturze oleju na wejściu, a reszta każdego 30 minutowego okresu przy Startowej Mocy/Ciągu przy normalnej temperaturze dla zakresu startowego. Jeżeli jest oczekiwany 10 minutowy Zakres Startowej Mocy/Ciągu, wówczas 10 minut każdego 30 minutowego okresu przy Startowej Mocy/Ciągu, musi być prowadzone przy maksymalnej temperaturze oleju. Dla wszystkich okresów Maksymalnej Ciągłej Mocy/Ciągu okresy 30 minutowe muszą być przeprowadzone z maksymalną deklarowaną dla tych warunków temperaturą oleju na wejściu, a reszta każdego 1 1/2 godzinowego okresu przy Maksymalnej Ciągłej Mocy/Ciągu jest prowadzona przy normalnej temperaturze oleju dla wznoszenia/przelotu.

(vi) Jeżeli zachodzi konieczność zezwolenia, by w warunkach użytkowania zdarzał się krótkotrwały wzrost zmierzonej temperatury oleju ponad wartość maksymalną utrzymywaną podczas próby trwałościowej, to takie wyższe temperatury mogą być ustalone jako Maksymalne Temperatury Oleju (z odpowiednim ograniczeniem czasu) bez dodatkowych prób, o ile można wykazać, że -

(A) Wzrost temperatury w warunkach użytkowania jest wynikiem miejscowego wzrostu temperatury oleju w okolicy czujnika (np. co może się zdarzyć przy redukowaniu mocy w końcu wznoszenia tam, gdzie paliwo służy jako czynnik chłodzący olej),

(B) Nie zachodzi znaczący wzrost miejscowej temperatury zespołów Silnika lub oleju, w żadnej Krytycznej Części Silnika, i

(C) Nie zachodzi w takim przypadku nadmierne pogorszenie się stanu oleju, ani nie ma to niepożądanego wpływu na układy, w których olej jest stosowany jako czynnik roboczy (np. sterowanie Śmigłem).

(g) *Okresy stopniowane.*

(1) Gdy w jakichkolwiek warunkach wewnątrz eksploatacyjnego zakresu Silnika występuje znaczny wzrost drgań (nie zabroniony według CS-E 650(d)), wówczas nie mniej niż 10 godzin, lecz nie przekraczając 50% okresów stopniowanych według części 4 próby trwałościowej, musi być prowadzone przy obrotach zmienianych w sposób ciągły w zakresie, w którym stwierdzono podczas badania drgań występowanie drgań o największej amplitudzie; jeżeli w zakresie eksploatacyjnym Silnika są inne zakresy obrotów, przy których występują w przybliżeniu te same amplitudy, kolejne 10 godzin musi być prowadzone w taki sam sposób dla każdego takiego zakresu. Zmiany prędkości muszą być sterowane w sposób automatyczny przy użyciu metody uzgodnionej z Agencją.

(2) W przypadku pracy Silników ze stałą prędkością obrotową, zamiast zmian obrotów w Części 4 próby trwałościowej można zmieniać moc i/lub ciąg.

(3) W przypadku Silników z wolną turbiną napędową, muszą być zbadane obroty turbiny w normalnym zakresie użytkowania. Można to przeprowadzić równocześnie z badaniem zakresu prędkości wytwornicy gazu.

(4) W przypadku Silnika z wolną turbiną napędową dla Wiroplata, musi ona pracować przez 10 minut Części 4 każdego etapu próby trwałościowej przy Maksymalnej prędkości Obrotowej Turbiny napędowej dla autorotacji i z wytwornicą gazu wytwarzającą najbardziej krytyczne warunki jakie mogą mieć miejsce przy tej konfiguracji lotu.

(h) (1) Po zakończeniu próby Silnik musi być poddany przeglądowi w stanie po rozebraniu, a wymiary pobrane zgodnie z CS-E 740 (b)(5) muszą być pobrane ponownie i zapisane. Stan Silnika musi zapewniać bezpieczną ciągłą eksploatację. Oddzielnie pracujące elementy składowe Silnika i osprzętu muszą być poddane sprawdzeniu pod kątem prawidłowości działania przed rozebraniem celem upewnienia się, że jakiegokolwiek zmiany w działaniu lub ustawieniu nie zagrażają normalnej pracy.

(2) Silniki z 30-Sekundowymi i 2-Minutowymi zakresami Mocy OEI muszą zostać poddane przeglądowi w stanie po całkowitym rozebraniu, po zakończeniu dodatkowej próby trwałościowej według CS-E 740 (c)(3)(iii).

(i) Jeśli Silnik nie został poddany przeglądowi w stanie po rozebraniu przed rozpoczęciem dodatkowej próby trwałościowej, to wymagania CS-E 740 (h)(1) dla przeglądu w stanie po rozebraniu mają zastosowanie z chwilą zakończenia próby.

(ii) Jeśli jest proponowane poddanie Silnika przeglądowi w stanie po rozebraniu przed rozpoczęciem dodatkowej próby trwałościowej, Silnik musi zostać ponownie złożony z wykorzystaniem tych samych części, które były wykorzystane w trakcie 150 godziny prowadzenia prób, z wyłączeniem części określonych w dokumentacji Silnika jako zużywalne.

(iii) Po tej dodatkowej próbie trwałościowej Silnik może wykazywać utratę swoich własności ponad dozwolone przez CS-E 740 (h)(1) i jest zaakceptowane, że niektóre części nie nadawały się do dalszego użytkowania. Musi być wykazane w drodze przeglądu, analizy i/lub próby lub ich dowolnej kombinacji że jest zachowana integralność strukturalna Silnika.

CS-E 745 Przyspieszenia silnika

(a) Należy udowodnić na stoisku do próby, że:

(1) Dla Silników do samolotu, po przesunięciu dźwigni sterowania mocą lub ciągiem z położenia minimalnego małego gazu na ziemi do położenia maksymalnego, w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda, oraz przy odpowiednio najbardziej niekorzystnej kombinacji upustu powietrza i odbioru mocy dozwolonych na potrzeby samolotu, moc / ciąg wzrasta do zakresu Startowego bez wystąpienia zarzutu temperatury, pompażu, oderwań lub innych niekorzystnych zjawisk występujących w Silniku.

(2) Dla Silników do wiroplata, po wzroście zapotrzebowania na moc od minimalnego małego gazu na stoisku do prób do zakresu Startowego, w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda, oraz przy odpowiednio najbardziej niekorzystnej kombinacji upustu powietrza i odbioru mocy dozwolonych na potrzeby statku powietrznego, moc

wzrasta do zakresu Startowego bez wystąpienia zarzutu temperatury, pompażu, oderwań lub innych niekorzystnych zjawisk występujących w Silniku.

(3) Dla wszystkich Silników, można zwiększyć moc lub ciąg od 15% zakresu Startowego do 95% zakresu Startowego, w czasie nie dłuższym niż 5 sekund. Czas dłuższy może zostać przyjęty, lecz należy to odpowiednio uzasadnić. Ta odpowiedź mocy lub ciągu musi zachodzić w warunkach statycznych ustabilizowanych i przy stosowaniu jedynie tych upustów powietrza i obciążenia tego osprzętu, który jest niezbędny do pracy Silnika.

(b) Czas minimalnej odpowiedzi do 95% mocy lub ciągu zakresu Startowego, będący wynikiem przesunięcia dźwigni mocy Silników do samolotu w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda od położenia minimalnego małego gazu na ziemi i od minimalnego małego gazu w locie lub, dla Silników do wiroplata, będący wynikiem wzrostu zapotrzebowania na moc w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda od warunków minimalnego małego gazu na stoisku do prób, rozpoczynając od warunków ustabilizowanych, powinien być mierzony dla następujących warunków obciążenia Silnika:

(1) Bez upustu powietrza i odbioru mocy na potrzeby statku powietrznego.

(2) Maksymalny upust powietrza i odbiór mocy na potrzeby statku powietrznego.

(3) Pośrednia wartość upustu powietrza i odbioru mocy reprezentatywna do tej, jaka maksymalnie może być stosowana na potrzeby statku powietrznego podczas podchodzenia do lądowania.

(c) Jeżeli nie są dostępne urządzenia do prób, aby wykazać wpływ odbioru mocy wymagany w CS-E 745(b)(2) oraz (3), to należy tego dokonać przy zastosowaniu odpowiednich metod analitycznych.

CS-E 750 Próby rozruchu

(a) Podczas próby trwałościowej z CS-E 740 należy specjalnie wykonać równo rozłożone podczas jej trwania dwadzieścia pięć rozruchów zimnych (tj. wykonanych w czasie nie krótszym niż po dwu godzinach po zatrzymaniu Silnika) oraz dziesięć rozruchów gorących (tj. wykonywanych w czasie do 15 minut po zatrzymaniu po poprzedniej pracy). Musi być rejestrowany czas upływający od chwili włączenia zapłonu i przyspieszenia do warunków małego gazu.

(b) Podczas próby trwałościowej należy wykonać dziesięć, równo rozłożonych podczas jej trwania, Rozruchów Rzekomych, przy czym po każdym z nich, natychmiast po upływie przewidzianego okresu spuszczenia paliwa, następuje rozruch normalny. Niemożność wykonania rozruchu należy w tych okolicznościach symulować poprzez wyłączenie układu zapłonowego. Po każdym Rozruchu Rzekomym można normalnymi dostępnymi środkami odprowadzić każdą ilość paliwa, która mogła się zebrać w komorach spalania, przestrzeniach powietrznych, itp.

(c) Podczas zakończenia próby trwałościowej ogólna liczba rozruchów musi wynosić sto. Jeśli liczba ta jest mniejsza, można ją uzupełnić do wymaganej liczby rozruchami "zimnymi" lub "gorącymi". Wszystkie podejmowane rozruchy, włącznie z rozruchami podanymi w CS-E 750 (b), wliczają się do ogólnej liczby pod warunkiem, że zakończony jest normalny cykl rozruchu.

(d) W przypadku Silnika z wolną turbiną dla Wiroplatów, każdy normalny rozruch musi być wykonywany z turbiną wolną w stanie zablokowanym, a następnie silnik musi pracować w ciągu trzech minut w warunkach Małego Gazu na Ziemi z turbiną wolną nieruchomą, w celu odtworzenia warunków pracy silnika na wiroplacie z zablokowanym układem wirnikowym.

(e) Szczegóły wszystkich rozruchów wykonywanych podczas próby trwałościowej muszą być rejestrowane. Dotyczy to również czasu upływającego do rozpłomienia oraz do chwili osiągnięcia warunków małego gazu, a także szczegółów wszystkich usiłowanych rozruchów i przyczyn jakichkolwiek Awarii.

CS-E 770 Próby rozruchu w niskiej temperaturze

(a) Należy wykazać, że Silnik ma możliwość wykonania prawidłowego rozruchu i przyspieszenia z odpowiednich minimalnych temperatur zgłoszonych przez wytwórcę i wykazanych w sposób przedstawiony w CS-E 770 (b) i (c). Jeśli nie uzgodniono inaczej, temperaturą podawaną dla eksploatacji powinna być temperatura oleju.

(b) *Minimalna temperatura do rozruchu Korpusu/Oleju Silnika*. Należy przedstawić dowód, że rozruch Silnika przy temperaturze korpusu i oleju Silnika równej minimalnej zgłoszonej temperaturze stosując maksymalny i minimalny moment w trakcie rozruchu zgłoszony do użytkownika, jest możliwy i nie spowoduje uszkodzenia Silnika. Jeżeli poniżej danej temperatury wymagana jest niestandardowa procedura rozruchu, należy to również ustalić, a w instrukcjach użytkownika Silnika, dodatkowo do procedury standardowej, muszą być podane istotne szczegóły.

(c) *Minimalna Temperatura Oleju dla Przyspieszenia*. Należy przedstawić dowód, że jest możliwe wykonanie płynnego przyspieszenia Silnika bez jego uszkodzenia, z olejem Silnika o temperaturze równej minimalnej zgłoszonej dla wprowadzenia na zakres Startowej mocy lub ciągu, przestawiając dźwignie sterowania mocą lub ciągiem z położenia małego gazu na ziemi (dla Silników do wiroplata, z minimalnego małego gazu dla stoiska do prób) do położenia odpowiadającemu Startowi, w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda.

CS-E 780 Próby w warunkach tworzenia się lodu

(a) Jeżeli nie ma innego wystarczającego dowodu, muszą zostać wykonane próby w celu ustalenia, czy Silnik będzie pracował zadawalająco w warunkach atmosferycznego oblodzenia, jak opisano w CS-Definicje, bez niedopuszczalnego

- (1) Natychmiastowego lub późniejszego spadku osiągnięć Silnika,
- (2) Wzrostu temperatur pracy Silnika,
- (3) Pogorszenia się charakterystyk sterowności Silnika, i
- (4) Uszkodzenia mechanicznego.

(b) *(Zarezerwowane)*

(c) Podczas prób CS-E 780 (a), wszystkie opcjonalne upusty Silnika dozwolone w warunkach oblodzenia, muszą być w pozycji uznanej za najbardziej krytyczną. Jednakże, musi zostać udowodnione, że inne prawdopodobne użycie upustów nie spowoduje wadliwej pracy Silnika.

(d) Jeżeli uzna się, że Silnik jest czuły na użytkowanie w warunkach chmury kryształów lodowych, w warunkach kryształów lodowych zmieszanych z wodą lub w opadach śniegu, to muszą zostać wykonane dodatkowe próby w celu stwierdzenia zadawalającej pracy w takich warunkach.

(e) Podczas wykazywania zgodności z wymaganiami niniejszego punktu CS-E 780, muszą zostać uwzględnione warunki typowej zabudowy.

(f) Jeżeli po próbach zostanie stwierdzone wyraźne uszkodzenie, to może zaistnieć potrzeba dalszych prac lub inny dowód, w celu wykazania, że następujące po tym awarie są mało prawdopodobne.

(g) Jeżeli zainstalowana jest osłona wlotu powietrza, to udowodnienie zgodności z wymaganiami niniejszego punktu CS-E 780 musi być wykonane z założoną osłoną chyba, że w warunkach oblodzenia osłona wlotu musi być schowana. W takim przypadku musi zostać udowodniona możliwość jej schowania po upływie typowego opóźnienia.

CS-E 790 Wchłanianie deszczu i gradu

(a) *Wszystkie Silniki*

- (1) Wchłonięcie dużych ziaren gradu (o ciężarze właściwym 0,8 do 0,9) przy maksymalnej rzeczywistej prędkości lotu, dla wysokości do 4 500 metrów, związane z użytkowaniem reprezentatywnego statku powietrznego w burzliwym powietrzu, z Maksymalną Ciągłą mocą/ ciągiem Silnika, nie może spowodować niedopuszczalnego uszkodzenia mechanicznego lub niedopuszczalnej utraty mocy lub ciągu w wyniku wchłonięcia lub konieczności zatrzymania Silnika. Połowa z ogólnej liczby ziaren gradu musi być skierowana losowo w przekrój wlotu,

natomiast druga połowa musi być skierowana w krytyczny obszar przekroju wlotu. Ziarna muszą być pochłaniane szybko, jedno po drugim, tak, by symulowały napotkanie opadów gradu, a rozmiar i liczbę ziaren należy wyznaczyć w następujący sposób:

(i) Jedno ziarno średnicy 25 milimetrów dla Silników o powierzchni przekroju gardzieli wlotu nie większej niż $0,0645 \text{ m}^2$.

(ii) Jedno ziarno średnicy 25 milimetrów i jedno średnicy 50 milimetrów na każde $0,0968 \text{ m}^2$ powierzchni przekroju gardzieli wlotu lub jego części, dla Silników o powierzchni przekroju gardzieli wlotu większej niż $0,0645 \text{ m}^2$.

(2) Oprócz wykazania zgodności z CS-E 790(a)(1), poza przypadkiem podanym w CS-E 790(b), należy wykazać, że każdy Silnik może w sposób do przyjęcia pracować w całym zakresie określonej dla niego obwiedni lotu podczas niespodziewanego napotkania deszczu i lodu o koncentracji odpowiadającej standardom certyfikacji podanej w Dodatku A do CS-E. Praca do przyjęcia wyklucza, by podczas jakiegokolwiek 3 minutowego ciągłego okresu w deszczu i jakiegokolwiek 30 sekundowego ciągłego okresu z gradem wystąpiło zgaśnięcie, niekontrolowana deceleracja, ciągły lub niemożliwy do opanowania pompaż lub oderwania albo utrata zdolności do przyspieszania lub deceleracji. Należy również udowodnić, że po wchłonięciu nie wystąpiło niedopuszczalne mechaniczne uszkodzenie, niedopuszczalna utrata mocy lub ciągu, lub inna niekorzystna nieprawidłowość Silnika.

(b) *Silniki do Wiroplątów* - Alternatywnie do wymagań wyszczególnionych w CS-E 790 (a)(2), ale wyłącznie dla Silników turbinowych do wiroplątów, należy wykazać, że każdy Silnik jest zdolny do prawidłowej pracy w trakcie i po wchłonięciu deszczu przy ogólnym stosunku wagowym przepływu kropli wody do przepływu powietrza wynoszącym co najmniej 4 procent, przy równomiernym rozkładzie w płaszczyźnie wlotowej. Praca do przyjęcia wyklucza zgaśnięcie, niekontrolowaną decelerację, ciągły lub niemożliwy do opanowania pompaż lub oderwanie, albo utratę zdolności do przyspieszania lub deceleracji. Należy również wykazać, że po wchłonięciu nie wystąpiło niedopuszczalne mechaniczne uszkodzenie, niedopuszczalna utrata mocy lub ciągu lub inna niekorzystna nieprawidłowość Silnika. Wchłanianie deszczu musi zachodzić w następujących statycznych warunkach na poziomie ziemi:

(1) Normalny okres ustabilizowania się Mocy na zakresie Startowym bez wchłaniania deszczu oraz niezwłoczne rozpoczęcie nagłego wchłaniania deszczu przez trzy minuty na zakresie Mocy Startowej; następnie

(2) Kontynuowanie wchłaniania deszczu podczas nagłej deceleracji do minimalnej mocy na małym gazie; następnie

(3) Kontynuowanie wchłaniania deszczu w czasie trzech minut na zakresie mocy minimalnej na małym gazie zatwierdzonej do użytkowania w locie; następnie

(4) Kontynuowanie wchłaniania deszczu podczas późniejszego nagłego przyspieszenia do Mocy Startowej;

(c) *Silniki do Samolotów Naddźwiękowych* - Dodatkowo do spełnienia wymagań CS-E 790 (a)(1) oraz (a)(2), z wyjątkiem jeżeli podano inaczej w niniejszym CS-E 790(c), lecz tylko dla Silników do samolotów naddźwiękowych, należy wykonać oddzielną próbę z trzema ziarnami gradu wchłanianymi podczas naddźwiękowej prędkości przelotowej. Warunki pracy Silnika podczas tej próby: prędkość(ci) obrotowa(e) wirnika(ów), obciążenia i temperatury części składowych muszą odzwierciedlać te, które panują podczas przelotu w locie naddźwiękowym. Te ziarna gradu muszą być skierowane w krytyczny obszar czołowy, a ich wchłonięcie nie może spowodować niedopuszczalnego uszkodzenia mechanicznego lub niedopuszczalnej utraty ciągu po wchłonięciu lub konieczności zatrzymania Silnika. Ziarna muszą być pochłaniane szybko, jedno po drugim, tak, by symulowały napotkanie opadów gradu, a rozmiar tych ziaren należy wyznaczyć z liniowo zmieniającej się średnicy od 25 milimetrów dla 10 500 metrów do 6 milimetrów dla 18 000 metrów. Wybrać należy średnicę odpowiadającą najniższej spodziewanej wysokości przelotu naddźwiękowego. Alternatywnie, można zastosować szybkie wchłonięcie trzech większych ziaren gradu, jedno po drugim, dla poddźwiękowej prędkości, ale tylko wtedy, gdy można udowodnić, że takie wchłonięcie jest równoważne do odpowiedniego wchłaniania przy prędkości naddźwiękowej, biorąc pod uwagę obciążenie i wytrzymałość części składowych Silnika, energię kinetyczną ziaren gradu oraz głębokość ich penetracji wewnątrz Silnika.

(d) W przypadku Silnika, który posiada lub dla którego jest wymagane stosowanie urządzenia zabezpieczającego, Agencja może zrezygnować w części lub całości z wykazywania dla Silnika zdolności do wchłaniania deszczu i gradu, wymaganych w CS-E 790(a), (b) i (c), jeżeli zostanie wykazane, że -

- (1) Drobin deszczu lub gradu są takich rozmiarów, że nie przedostaną się przez urządzenie zabezpieczające;
- (2) Urządzenie zabezpieczające wytrzyma uderzenie podawanych drobin deszczu lub gradu; oraz
- (3) Podawane drobin deszczu lub gradu, zatrzymane przez urządzenie zabezpieczające, nie będą blokować przepływu zasysanego powietrza do Silnika skutkującego uszkodzeniem, utratą mocy lub siły ciągu lub innymi niekorzystnymi nieprawidłowości Silnika, w stopniu przekraczającym dopuszczalny według CS-E 790 (a), (b) lub (c).

CS-E 800 Uderzenie i wchłanianie ptaka

(a) *Cel.* Wykazanie, jako część wykazania zgodności z CS-E 54, że po określonym zetknięciu się z ptakami, Silnik zareaguje w bezpieczny sposób. Wykazanie dotyczyć będzie wchłonięcie dużych, średnich i małych ptaków, a także wpływ uderzenia takich ptaków na przód Silnika.

(b) *Próba wchłonięcia pojedynczego dużego ptaka.* Próbę wchłonięcia przez Silnik należy przeprowadzić używając dużego ptaka, według opisu poniżej. Dopuszcza się dowód zastępczy, jaki podano w CS-E 800 (f)(1)

(1) Warunki próby

(i) Przed wchłonięciem, warunki pracy silnika muszą być ustabilizowane na nie mniej niż 100% Mocy lub Ciągu Startowego dla warunków atmosferycznych dnia próby. Dodatkowo, wykazanie spełnienia wymagań musi uwzględnić pracę Silnika w warunkach startowych na poziomie morza w najgorętszym dniu, dla którego najgorszy Silnik może osiągnąć zakres maksymalnej Mocy lub Ciągu Startowego,

(ii) Minimalna masa użytego ptaka musi wynosić: -

(A) 1,85 kg dla powierzchni gardzieli wlotu Silnika mniejszej niż 1,35 m² chyba, że ustalono że użycie mniejszego ptaka stanowiłoby bardziej wymagającą próbę.

(B) 2,75 kg dla powierzchni gardzieli wlotu Silnika mniejszej niż 3,90 m², lecz równej lub większej niż 1,35 m².

(C) 3,65 kg dla powierzchni gardzieli wlotu Silnika, równej lub większej niż 3,90 m².

(iii) Ptak musi być wycelowany w najbardziej krytyczne odkryte miejsce na łopatkach wirnika pierwszego stopnia.

(iv) Dla Silników do zabudowy na samolotach - prędkość ptaka 200 węzłów, a dla Silników do zabudowy na wiroplatach - maksymalna prędkość w powietrzu dla normalnych operacji w locie.

(v) W czasie 15 sekund po wchłonięciu poruszanie dźwigni mocy jest niedozwolone.

(2) *Kryteria zatwierdzenia.* Wchłonięcie tego pojedynczego dużego ptaka nie może skutkować Niebezpiecznym Stanem Silnika

(c) *Duży ptak w stadzie.* Próba Silnika z użyciem pojedynczego ptaka musi być wykonana w warunkach wyszczególnionych poniżej dla Silników z powierzchnią przekroju gardzieli wlotu równą lub większą niż 2,5 m². Dopuszcza się dowód zastępczy, jaki podano w CS-E 800 (f)(1)

(1) Warunki próby

(i) Przed wchłonięciem, warunki pracy silnika muszą być ustabilizowane na nie mniejszej mechanicznej prędkości pierwszych narażonych stopni(a) wirujących niż ta, która dałaby 90% statycznego Ciągu Startowego na poziomie morza.

- (ii) Prędkość ptaka musi wynosić 200 węzłów.
- (iii) Masa ptaka musi być przynajmniej taka, jak podano poniżej

Powierzchnia gardzieli wlotu Silnika (A) m ² :	Masa ptaka kg
$A < 2,50$	Nie ma zastosowania
$2,50 \leq A < 3,50$	1,85
$3,50 \leq A < 3,90$	2,10
$3,90 \leq A$	2,50

(iv) Ptak musi być wycelowany w pierwsze odkryte stopnie(n) wirujące na wysokości pióra łopatki nie mniejszej niż 50%, mierzone przy krawędzi natarcia.

(v) Należy zastosować następujący program próby:

Krok 1 – Wchłonięcie, po którym przez 1 minutę nie jest przestawiana dźwignia mocy.

Krok 2 – 13 minut na poziomie nie niższym niż 50% Zakres Ciągu Startowy.

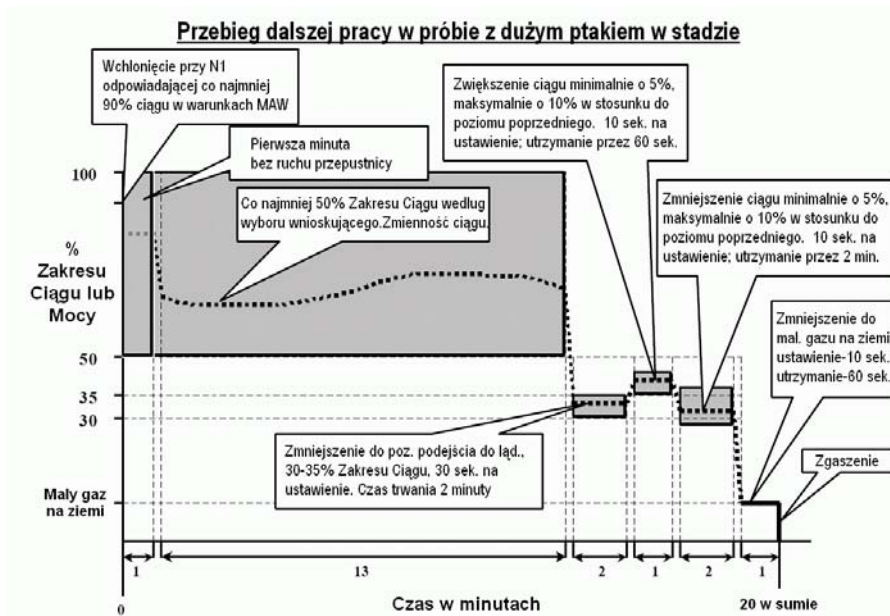
Krok 3 – 2 minuty z siłą ciągu ustawioną pomiędzy 30% a 35% Zakresu Ciągu Startowego.

Krok 4 – 1 minuta z siłą ciągu zwiększoną z poziomu ustawionego w kroku 3 o 5% do 10% Zakresu Ciągu Startowego.

Krok 5 – 2 minuty z siłą ciągu zmniejszoną z poziomu ustawionego w kroku 4 o 5% do 10% Zakresu Ciągu Startowego.

Krok 6 – Przynajmniej 1 minuta na poziomie gazu na ziemi, poczym następuje zatrzymanie Silnika.

Czas trwania każdego wyszczególnionego kroku jest czasem w zdefiniowanych warunkach danego kroku. Przesławianie dźwigni mocy pomiędzy poszczególnymi krokami powinno trwać 10 sekund lub mniej, z tym wyjątkiem, że przesławianie dźwigni dla warunków ustawień kroku 3 wyniesie 30 sekund lub mniej. W ramach kroku 2, dozwolone jest przesławianie dźwigni mocy bez ograniczeń.



(2) Kryteria zatwierdzenia.

Próba według CS-E 800 (c)(1)(v) nie może powodować:

- Niemożności dokończenia wymaganego programu próby Silnika,
- Zatrzymania Silnika przed końcem kroku 6,
- Trwałego spadku siły ciągu do poziomu poniżej 50% Zakresu Startowego Ciągu w trakcie kroku 1,
- Niebezpiecznego Stanu Silnika.

(d) *Próby wchłonięcia średnich i małych ptaków.* Próby i analizy wchłonięcia przez Silnik ptaków o rozmiarach małych i średnich należy przeprowadzić w sposób podany niżej. Dopuszcza się dowód zastępczy, jaki podano w CS-E 800 (f)(1). Próba z małymi ptakami nie będzie wymagana, jeżeli podana liczba średnich ptaków przejdzie do łopatek wirnika Silnika podczas próby średnich ptaków.

(1) *Warunki próby*

(i) Przed wchłonięciem, warunki pracy silnika muszą być ustabilizowane na nie mniej niż 100% Mocy lub ciągu Startowego dla warunków atmosferycznych dnia próby. Dodatkowo, wykazanie spełnienia wymagań musi uwzględnić pracę Silnika w warunkach startowych na poziomie morza w najgorętszym dniu, dla którego najgorszy Silnik może osiągnąć zakres maksymalnej Mocy lub ciągu Startowego,

(ii) Należy ustalić przy pomocy analizy lub prób elementów, lub jednego i drugiego, parametry krytycznego wchłonięcia wpływające na utratę mocy i zniszczenie. Należy uwzględnić, lecz nie ograniczać się do, wpływ prędkości ptaka, położenie krytyczne celu i prędkość wirnika pierwszego stopnia. Krytyczna prędkość wchłonięcia ptaka musi oddawać najbardziej krytyczne warunki w zakresie prędkości w powietrzu podczas normalnego użytkowania w locie do 450 m (1 500 stóp) nad poziomem ziemi, lecz dla Silników do zabudowy na samolocie nie mniejsza niż minimalna V1.

(iii) Z wyjątkiem Silników do wiroplątów, należy stosować następujący program próby:

- Wchłonięcie symulujące napotkanie stada w ciągu jednej sekundy.
- 2 minuty bez przestawiania dźwigni mocy
- 3 minuty na 75% warunków próby podanej w CS-E 800 (d)(1)(i)
- 6 minut na 60% warunków próby podanej w CS-E 800 (d)(1)(i)
- 6 minut na 40% warunków próby podanej w CS-E 800 (d)(1)(i)
- 1 minuta na Małym Gazie dla Podejścia do Lądowania
- 2 minuty na 75% warunków próby podanej w CS-E 800 (d)(1)(i)
- Ustalona praca na małym gazie i zatrzymanie Silnika.

Powyższe czasy dotyczą pracy w podanych warunkach, przy czym czas przestawienia dźwigni mocy między warunkami wynosi mniej niż 10 sekund.

(iv) Dla silników do wiroplątów, należy zastosować następujący program próby:

- Wchłonięcie, symulujące napotkanie stada w ciągu jednej sekundy.
- 3 minuty na 75% warunków próby podanej w CS-E 800 (d)(1)(i)
- 90 sekund na minimalnym małym gazie na stoisku
- 30 sekund na 75% warunków próby podanej w CS-E 800 (d)(1)(i)
- Ustalona praca na małym gazie i zatrzymanie Silnika.

Powyższe czasy dotyczą pracy w podanych warunkach, przy czym czas przestawienia dźwigni mocy między warunkami wynosi mniej niż 10 sekund.

(v) (A) *Średnie ptaki.* Masy i liczby ptaków należy wyznaczyć z kolumny 2 Tabeli A. Jeśli wybrano tylko jednego ptaka, musi być wycelowany w środek głównego traktu przepływowego; inne krytyczne miejsca powierzchni czołowej Silnika muszą być ustalone przy pomocy odpowiednich prób, analiz lub obu tych sposobów.

Jeśli wybrano dwa lub więcej ptaków, największy musi być wycelowany w środek głównego traktu przepływowego, a drugi musi być wycelowany w najbardziej krytyczne odkryte miejsce na łopatkach wirnika pierwszego stopnia. Wszystkie pozostałe ptaki muszą być równo rozłożone na powierzchni czołowej Silnika.

(B) *Małe ptaki*. Jeden ptak o 85 g na każde 0,032 m² powierzchni gardzieli wlotu lub jej części, maksymalnie 16 ptaków, rozłożonych tak, by uwzględnić wszystkie krytyczne odkryte miejsca łopatek wirnika pierwszego stopnia, a poza tym równo rozłożonych na powierzchni czołowej Silnika.

TABELA A

Średnie ptaki (stado)

	Próba Silnika (CS-E 800 (d)(1))	Dodatkowa ocena integralności (CS-E 800 (d)(3))
Powierzchnia gardzieli wlotu Silnika (A) m ²	Liczba ptaków x masa ptaków kg	Liczba x masa ptaków kg
A < 0,05	żadne	żadne
0.05 ≤ A < 0,10	1 x 0,35	żadne
0.10 ≤ A < 0,20	1 x 0,45	żadne
0.20 ≤ A < 0,40	2 x 0,45	żadne
0.40 ≤ A < 0,60	2 x 0,70	żadne
0.60 < A < 1,00	3 x 0,70	żadne
1.00 ≤ A < 1,35	4 x 0,70	żadne
1.35 ≤ A < 1,70	1 x 1,15 + 3 x 0,70	1 x 1,15
1.70 ≤ A < 2,10	1 x 1,15 + 4 x 0,70	1 x 1,15
2.10 ≤ A < 2,50	1 x 1,15 + 5 x 0,70	1 x 1,15
2.50 ≤ A < 2,90	1 x 1,15 + 6 x 0,70	1 x 1,15
2.90 ≤ A < 3,90	1 x 1,15 + 6 x 0,70	2 x 1,15
3.90 ≤ A < 4,50	3 x 1,15	1 x 1,15 + 6 x 0,70
4.50 ≤ A	4 x 1,15	1 x 1,15 + 6 x 0,70

(2) *Kryteria zatwierdzenia*. Wchłonięcie nie może spowodować:

- Trwałego spadku mocy lub ciągu o więcej niż 25 %
- Zatrzymania silnika podczas próby.

(3) Dodatkowo, z wyjątkiem silników dla wiroplątów, należy udowodnić przy pomocy odpowiednich prób lub analiz lub obu tych sposobów że, gdy cały zespół wirnika pierwszego stopnia jest poddany próbie z liczbą i masą średnich ptaków zgodnie z Kolumną 3 Tabeli A, wystrzeloną w najbardziej krytyczne miejsce wirnika pierwszego stopnia, skutki nie będą takie, by Silnik nie był w stanie spełnić kryteriów zatwierdzenia podanych w CS-E 800 (d)(2).

(e) *Uderzenie*. Uderzenie w przód Silnika największego średniego ptaka wymaganego przez CS-E 800 (d)(1)(v)(A) oraz dużego ptaka wymaganego przez CS-E 800 (b)(1)(ii) musi być ocenione na zgodność z CS-E 540 dla warunków określonych dla próby wchłonięcia. Prędkość ptaka musi być krytyczną prędkością wchłonięcia ptaka dla krytycznych miejsc w zakresie prędkości w powietrzu podczas normalnego użytkowania w locie do 450 m (1 500 stóp) nad poziomem ziemi, a dla silników do zabudowy na samolocie nie mniejsza niż minimalna V_1 lub większa niż prędkości w próbach wchłaniania.

Ocena uderzenia może być przeprowadzona niezależnie od oceny wchłonięcia; jednak każde uszkodzenie spowodowane uderzeniem w przód silnika musi zostać ocenione pod kątem dalszych wynikłych z tego uszkodzeń łopatek wirujących.

(f) *Ogólne*

(1) Próby Silnika muszą być wykonane w sposób podany w CS-E 800 (b), (c) i (d) chyba, że uzgodniono iż alternatywne dowody takie, jak próba Silnika, próba stoiskowa, analiza lub odpowiednia kombinacja tych sposobów mogą pochodzić z doświadczeń Wnioskującego z silnikami o porównywalnej wielkości, konstrukcji, wykonaniu, osiągniach i charakterystykach sterowania, uzyskanych podczas prac badawczo-rozwojowych, certyfikacji lub użytkowania.

(2) Próba Silnika opisana w CS-E 800 (b)(1) w odniesieniu do pojedynczego dużego ptaka może zostać zaniechana, jeżeli może zostać wykazane przy pomocy prób lub analizy, że wymagania CS-E 810 (a) są bardziej surowe.

(3) Zgodność z CS-E 800 (c), w miejsce próby Silnika, może być wykazana poprzez:

(i) Włączenie wymagań dalszej pracy z CS-E 800 (c)(1)(v) do wykazania w drodze próby Silnika podanej w CS-E 800 (b)(1); lub

(ii) Zastosowanie próby elementów składowych w warunkach według CS-E 800 (b)(1) lub (c)(1), z zachowaniem następujących warunków dodatkowych:

(A) Wszystkie elementy składowe, krytyczne dla zachowania kryterium CS-E 800 (c) dalszej pracy są uwzględnione w próbie elementów składowych; i

(B) Elementy składowe poddawane próbie, według (A) powyżej, są następnie zabudowywane na reprezentatywnym Silniku celem wykazania prawidłowości dalszej pracy, zgodnie z CS-E 800 (c)(1)(v) z tym wyjątkiem, że kroki 1 i 2 CS-E 800 (c)(1)(v) są zastąpione przez specjalny, 14-minutowy krok przy ciągu nie mniejszym niż 50% Zakresu Ciągu Startowego, po uruchomieniu i ustabilizowaniu się pracy Silnika, i

(C) Może zostać wykazane, że zjawiska dynamiczne, które występowałyby w trakcie pełnej próby Silnika, są nieistotne dla spełnienia wymagań CS-E 800 (c).

(4) Przekraczanie ograniczeń w trakcie próby CS-E 800 (c) i (d) może być dozwolone. Wszelkie przekroczenia ograniczeń muszą zostać zarejestrowane i musi zostać wykazane, że są one dopuszczalne na mocy CS-E 700.

(5) Dla Silnika posiadającego urządzenie zabezpieczające wlot, zgodność z CS-E 800 musi być wykazana z funkcjonującym urządzeniem, a w zatwierdzeniu Silnika musi zostać umieszczona odpowiednia uwaga.

(6) Jeżeli nie została wykazana zgodność ze wszystkimi wymaganiami CS-E 800, to w zatwierdzeniu Silnika jest umieszczona odpowiednia uwaga ograniczająca zabudowy Silnika do takich, w których ptaki nie mogą uderzyć w Silnik lub być wchłonięte przez Silnik lub niekorzystnie ograniczyć przepływ powietrza do Silnika.

(7) Silnik do zabudowy na wiroplacie wielosilnikowym nie musi spełniać wymagań CS-E 800(c) na średnie i małe ptaki, lecz w zatwierdzeniu Silnika podawana jest odpowiednia informacja.

(8) Powierzchnia gardzieli wlotu Silnika, taka jak stosowana w CS-E 800 dla wyznaczania liczby i masy ptaków, powinna być ustalona i podana jako ograniczenie na minimalną powierzchnię gardzieli wlotu w instrukcjach zabudowy.

CS-E 810 Awaria łopatki sprężarki i turbiny

(a) Musi zostać wykazane, że każda pojedyncza łopatka sprężarki lub turbiny po Awarii zostanie utrzymana i nie może powstać Niebezpieczny Stan Silnika w wyniku innych możliwych do powstania uszkodzeń Silnika. przed zatrzymaniem Silnika po Awarii łopatki.

(b) Jeżeli przy analizie Usterek wg CS-E 510 niezawodność oparta jest o odpadanie łopatek turbiny. jako środek zabezpieczający układ wirujący przy nadobrotach, muszą być wykonane próby wykazujące, że -

(1) Odpadanie łopatek nastąpi przy prędkości obrotowej, która zapewnia wystarczający margines -:

(i) Powyżej maksymalnej prędkości obrotowej Silnika, która ma być zatwierdzona (łącznie z Maksymalnymi Nadobrotami Silnika), i

(ii) Poniżej minimalnej prędkości obrotowej rozerwania wirnika.

(2) Nie jest prawdopodobne wystąpienie Niebezpiecznego Stanu Silnika na skutek odpadnięcia łopatek.

CS-E 820 Próba nadmiernego momentu obrotowego

(a) Jeżeli dla Silnika posiadającego wolną turbinę napędową wnioskowane jest zatwierdzenie Maksymalnego Nadmiernego Momentu Obrotowego, zgodność z niniejszym punktem musi być wykazana przy pomocy próby.

(1) Na życzenie, próba może stanowić część próby trwałościowej wg. CS-E 740. W zamian może zostać przedstawiony dowód z prób kompletnego Silnika lub równoważnych prób poszczególnych elementów składowych.

(2) Na zakończeniu takich prób, stan Silnika po rozebraniu lub poszczególnych elementów składowych musi być wystarczająco dobry dla dalszej pracy.

(b) Warunki próby muszą być następujące:

(1) W sumie 15 minut pracy na Maksymalnym Nadmiernym Momencie Obrotowym, który ma być zatwierdzony. Można ją wykonać oddzielnymi etapach, o długości co najmniej 2½ minuty.

(2) Prędkość obrotowa turbiny napędowej równa maksymalnej prędkości, przy której w eksploatacji może wystąpić Maksymalny Nadmierny Moment Obrotowy, lecz nie większa niż dopuszczalna prędkość na zakresie Startowym lub OEI, o długości co najmniej 2 minuty.

(3) Dla Silników z przekładnią redukcyjną, temperatura oleju przekładni równa maksymalnej temperaturze, przy której może wystąpić w eksploatacji Maksymalny Nadmierny Moment Obrotowy; dla innych Silników, temperatura oleju w normalnym zakresie eksploatacyjnym.

(4) Temperatura gazów na wejściu do turbiny równa maksymalnej temperaturze stanu ustalonego zatwierdzanej do stosowania na czas dłuższy niż 20 sekund, w warunkach użytkowania nie związanych z zakresami Mocy 30-Sekundowej i 2-Minutowej OEI chyba, że można wykazać iż dowód na skutki temperatury rozpatrywane w połączeniu z innymi parametrami podanymi w CS-E 820 (b)(1), (b)(2) oraz (b)(3) zapewnia inna próba.

CS-E 830 Maksymalne nadobroty silnika

(a) Jeżeli wnioskowane jest zatwierdzenie Maksymalnych Nadobrotów Silnika dla układu wirującego Silnika musi być wykonana próba kompletnego silnika. Alternatywnie, można też przedstawić wyniki prób Silnika podobnej konstrukcji.

(b) Warunki próby muszą być następujące:

(1) W sumie 15 minut pracy na Maksymalnych Nadobrotach Silnika, które mają być zatwierdzone. Można ją wykonać w oddzielnych etapach, o długości co najmniej 2,5 minuty.

(2) Temperatura gazów na wejściu do turbiny równa maksymalnej temperaturze stanu ustalonego zatwierdzanej do stosowania na czas dłuższy niż 20 sekund, nie związanej z zakresami Mocy 30 Sekundowej i 2 Minutowej OEI. Jednakże, dla układu wałów, który ma być zatwierdzany: jeżeli maksymalne nadobroty nie mogą wystąpić przy maksymalnej temperaturze na wlocie do turbiny, to powinna być zastosowana najwyższa temperatura mogąca wystąpić w warunkach Maksymalnych Nadobrotów Silnika.

(3) Zgłoszona maksymalna użytkowa temperatura oleju.

(c) Na zakończeniu takich prób, stan Silnika po rozebraniu musi być wystarczająco dobry dla dalszej pracy.

(d) Próba może być przeprowadzana, jeśli jest to wnioskowane, jako część próby trwałościowej według CS-E 740, pod warunkiem spełnienia wymagań CS-E 830 (b).

CS-E 840 Integralność wirnika

(a) Dla każdego wirnika wentylatora, sprężarki i turbiny należy wykazać przy pomocy próby, analizy lub ich kombinacji, że wirnik, który posiada najbardziej niekorzystny zbieg własności materiałowych i tolerancji wymiarowych dozwolonych przez projekt typu, nie rozerwie się podczas pracy w Silniku przez pięć minut w tych warunkach podanych w CS-E 840 (b), które są najbardziej krytyczne z punktu widzenia integralności takiego wirnika.

Jednakże, jeśli wymagane warunki wyznaczone są przez CS-E 840 (b)(3) lub (b)(4), a związany z tym stan Awarii ma charakter nagłego stanu przejściowego taki, jak utrata obciążenia, i wyklucza dalszą pracę danego wirnika, wówczas czas trwania tego stanu Awarii jest czasem wystarczającym dla wykazania zgodności przy pomocy próby Silnika, pod warunkiem, że osiągnięte zostały wymagane prędkości próby. Wirniki poddane próbie, nie mające najbardziej niekorzystnego zbiegu własności materiałowych oraz tolerancji wymiarowych, muszą spełniać wymagania przy odpowiednio zmodyfikowanych warunkach próby, np. prędkości, temperaturach, obciążeniach.

(b) Podczas określania warunków pracy właściwych dla każdego wirnika dla wykazania zgodności z CS-E 840(a) i (c), należy przeanalizować każdą z prędkości podaną niżej wraz ze związanymi z nimi temperaturami i gradientami temperatury, w całym zakresie eksploatacyjnej obwiedni Silnika:

(1) 120% maksymalnych dozwolonych prędkości wirnika związanych z którymkolwiek zakresem, z wyjątkiem zakresów OEI krótszych niż 2½ minuty,

(2) 115% maksymalnych dozwolonych prędkości wirnika związanych z którymkolwiek zakresem OEI krótszym niż 2½ minuty,

(3) 105% najwyższej prędkości wirnika, która może wynikać z -

(i) Awarii części składowej lub układu, która w reprezentatywnej zabudowie Silnika jest najbardziej krytyczna z punktu widzenia nadobrotów podczas pracy w dowolnych warunkach zakresów, z wyjątkiem zakresów OEI krótszych niż 2½ minuty, lub

(ii) Awarii części składowej lub układu, która w reprezentatywnej zabudowie Silnika w połączeniu z dowolną inną Awarią części składowej lub układu, jakiej nie można było normalnie wykryć w czasie rutynowego przeglądu przedlotowego lub w czasie normalnej eksploatacji w locie, jest najbardziej krytyczna z punktu

widzenia nadobrotów, z wyjątkiem podanym w CS-E 840 (c), podczas pracy w warunkach któregokolwiek z zakresów, prócz zakresów OEI krótszych niż 2½ minuty.

(4) 100% najwyższej prędkości wirnika wynikłej z Awarii części składowej lub układu, która w reprezentatywnej zabudowie Silnika jest najbardziej krytyczna z punktu widzenia nadobrotów podczas pracy w dowolnych warunkach zakresów OEI krótszych niż 2½ minuty.

(c) Do prędkości rozważanych zgodnie z CS-E 840 (b)(3)(i), (ii) i (b)(4) należy włączyć najwyższe nadobrotы wynikające z całkowitego zaniku obciążenia wirnika turbiny chyba, że zgodnie z założeniami CS-E 850 można wykazać że jest to Skrajnie Odległe, niezależnie od tego, czy przyczyną jest Awaria wewnątrz Silnika, czy na zewnątrz Silnika.

Należy rozważyć nadobrotы wynikające z jakiegokolwiek innej pojedynczej Awarii. Nadobrotы wynikające z kilku Awarii muszą być również rozważone chyba, że można wykazać iż są one Skrajnie Odległe.

(d) Dodatkowo, dla każdego wirnika wentylatora, sprężarki i turbiny należy wykazać przy pomocy próby, analizy lub ich kombinacji, że wirnik który posiada najbardziej niekorzystny zbieg własności materiałowych i tolerancji wymiarowych dozwolonych przez projekt typu i który pracuje w Silniku przez pięć minut w 100% najbardziej krytycznych warunków prędkości i temperatury wynikłych z dowolnej Awarii lub kombinacji Awarii, rozważanych zgodnie z CS-E 840 (b)(3) i (b)(4), spełni kryteria wymagane do zatwierdzenia podane niżej w CS-E 840 (d)(1) i (d)(2).

Jednakże, jeśli stan Awarii ma charakter nagłego stanu przejściowego takiego, jak utrata obciążenia i wyklucza dalszą pracę danego wirnika, wówczas czas trwania tego stanu Awarii jest czasem wystarczającym dla wykazania zgodności przy pomocy próby Silnika.

Wirniki poddane próbie, nie mające najbardziej niekorzystnego zbiegu własności materiałowych oraz tolerancji wymiarowych, muszą spełniać wymagania przy odpowiednio zmodyfikowanych warunkach próby, np. prędkości, temperaturach, obciążeniach.

(1) Przyrost wymiarów wirnika podczas pracy w stosowanych warunkach nie może spowodować, by Silnik:

(i) Zapalił się,

(ii) Spowodował wydostanie się przez obudowę Silnika odłamków o wysokiej energii lub spowodował niebezpieczną Awarię obudowy Silnika,

(iii) Wywołał obciążenia większe niż obciążenia niszczące, na które zaprojektowano zawieszenie Silnika, zgodnie z CS-E 100 (b), lub

(iv) Utracił możliwość jego wyłączenia.

(2) Po pracy w odpowiednim okresie czasu, wirnik nie może mieć oznak takich, jak pęknięcia lub odkształcenia, które wykluczałyby bezpieczne użytkowanie Silnika podczas jakiegokolwiek prawdopodobnej ciągłej pracy następującej po zaistnieniu w eksploatacji takiego przypadku nadobrotów.

CS-E 850 Wały sprężarki, wentylatora i turbiny

(a) *Cel.*

(1) Należy wykazać, że Awarie układów wałów nie będą skutkować Niebezpiecznymi Stanami Silnika, z wyłączeniem przypadków przewidzianych w CS-E 850 (a)(3).

(2) Musi zostać ustalone, że układy wałów są tak zaprojektowane, iż Awarie nie powinny mieć częstości większej niż zdefiniowana jako Odległa.

(3) Jeżeli zgodność z celami CS-E 850 (a)(1) nie jest osiągnięta dla niektórych części składowych wału, to musi zostać wykazane iż Awarie tych części składowych nie powinny mieć częstości większej niż zdefiniowana jako Skrajnie Odległa.

(b) *Zgodność.*

(1) Niegroźne Awarie Wału. Jeżeli jest deklarowane, że Awarie układów wałów nie będą skutkować Niebezpiecznymi Stanami Silnika, zwykle wymagane jest przeprowadzenie próby by wykazać jakie są konsekwencje tych Awarii chyba, że zostało uzgodnione iż konsekwencje są łatwo przewidywalne.

(2) Niebezpieczne Awarie Wałów. Przy wykazywaniu zgodności z CS-E 850 (a)(3), częstość Awarii niektórych części składowych układów wałów będzie uznana jako Skrajnie Odległa, jeżeli :-

(i) Wał jest zdefiniowany jako Krytyczna Część Silnika i jest wykazana zgodność z CS-E 515,

oraz

(ii) Właściwości ich projektu i materiału są dobrze znane i sprzyjają dobrze opanowanym i potwierdzonym metodom wytrzymałościowym.

oraz

(iii) Warunki otoczenia rozważanych części składowych są takie, iż uznaje się że wystąpienie Awarii wału wynikającej z tych warunków może zostać ocenione jako wystarczająco nieprawdopodobne, by ta postać Awarii mogła nie być brana pod uwagę. Uwzględnianie otoczenia powinno obejmować złożoność projektu, korozję, zużycie, wibracje, pożar, kontakt z przyległymi elementami składowymi lub konstrukcją, przegrzanie oraz drugorzędowy skutek innych Awarii lub kombinacji Awarii.

oraz

(iv) Przy dokonywaniu szacunku opisanego w CS-E 850 (b)(2)(iii), wszelkie założenia dotyczące zabudowy Silnika są zdefiniowane i zgłoszone zgodnie z CS-E 30.

oraz

(v) Doświadczenie z częściami o podobnej konstrukcji zostało przeanalizowane i jest brane pod uwagę, stosownie do przypadku.

CS-E 860 Nadmierna temperatura wirnika turbiny

(a) Najbardziej krytyczne warunki temperaturowe, które wirnik(i) turbiny może(ga) osiągnąć w przypadku Awarii doprowadzenia powietrza chłodzącego, muszą zostać ustalone poprzez analizę lub próbę, stosownie do przypadku. Awaria pojedynczego elementu Silnika, która może zostać zakwalifikowana jako Skrajnie Odległa, nie musi być brana pod uwagę w czasie analizy lub próby.

(b) Dowody wykazujące, że oprzyrządowanie nie jest wymagane według CS-E 60 (e), mogą zostać uzyskane w czasie pracy sprawdzającej trwałość w Silniku lub na stoisku lub tam, gdzie może być wykazany dostateczny margines, na drodze obliczeniowej. Tam, gdzie jest to praktyczne, czas trwania pracy sprawdzającej trwałość może zostać skrócony poprzez zastosowanie odpowiednio zwiększonej temperatury.

CS-E 870 Próba nadmiernej temperatury gazów wylotowych

(a) *Postanowienia ogólne*

(1) Jeżeli Wnioskujący chce ustanowić ograniczenie Maksymalnej Nadmiernej Temperatury Gazów Wylotowych, to musi zostać wykazana zgodność z niniejszym punktem CS-E 870.

(2) Na życzenie, próba może stanowić część próby trwałościowej wg. CS-E 740. W zamian, można również przedstawić jako dowód próbę przeprowadzoną na Silniku tego samego typu.

(3) Na zakończenie takich prób, stan Silnika po demontażu musi być zadowalający dla kontynuowania eksploatacji.

(b) *Warunki próby*

(1) 15-minutowy okres przy Maksymalnej Nadmiernej Temperaturze Gazów Wylotowych musi być wykonany dla każdego wirnika Silnika, który może być istotny dla tej próby, przy maksymalnej prędkości, która ma być zatwierdzona (wyłączając Maksymalne Nadobrotły Silnika (20 sekund)).

(2) Na życzenie, próba może składać się z oddzielnych odcinków o długości co najmniej 2½ minuty każdy, dając w sumie 15 minut.

CS-E 880 Próby z wtryskiem cieczy chłodzącej dla Startu i/lub 2½ - Minutowej Mocy OEI

(a) *Silniki dla wiroplatów*. Zmiany w próbach nakazanych w niniejszej podczęści E, w przypadku stosowania wtryskiwania czynnika chłodzącego muszą zostać uzgodnione w drodze konsultacji z Agencją.

(b) *Silniki dla Samolotów*. Wtryskiwanie Czynnika Chłodzącego Stosowane w celu Zwiększenia Osiągów na Starcie oraz/lub 2½ Minutowej OEI w warunkach MAW. Należy dokonać następujących modyfikacji prób podanych w niniejszej podczęści E:

(1) *Próby Pomiarowe*. (patrz CS-E 730) Dla wykazania, że przewidziana moc/ciąg na wyjściu osiągana będzie w warunkach wymagających maksymalnego przepływu czynnika chłodzącego, dla każdego zakresu należy dodać pomiar z wtryskiwaniem czynnika. Ten dodatkowy pomiar może być, jeśli wnioskowano, wykonywany na osobnym Silniku.

(2) *Próba Trwałościowa* (Patrz CS-E 740 (c)). Wszystkie normalne okresy Startowe (i/lub 2½ Minutowe OEI, gdy używane) Części 1 każdego etapu należy wykonywać stosując wtrysk czynnika chłodzącego tak, by osiągnąć średni przepływ czynnika równy co najmniej 50% przepływu maksymalnego, przy zachowaniu co najmniej minimalnej deklarowanej mocy/ciągu użytecznej i maksymalnej deklarowanej temperatury na wlocie do turbiny.

(3) *Przyspieszenia* (Patrz CS-E 740 (c) i (d)). Należy wykonać wszystkie właściwe przyspieszenia Części 1 każdego etapu z wybranym wtryskiwaniem czynnika chłodzącego.

(4) *Warunki małego gazu stosowane dla odpowiedzi mocy lub ciągu* (Patrz CS-E 745). Należy ustalić warunki małego gazu właściwe do prób zarówno z maksymalnym przepływem czynnika chłodzącego, jak i bez niego.

(5) *Próba Nadobrotów* (Patrz CS-E 830). Gdy maksymalna Startowa prędkość obrotowa z wtryskiem czynnika chłodzącego różni się od maksymalnej Startowej prędkości obrotowej bez wtrysku czynnika chłodzącego, to należy podać dwie wartości Nadobrotów. Gdy wszystkie krytyczne warunki przy wtrysku czynnika chłodzącego są bardziej wymagające niż bez wtrysku, to próbę Nadobrotów należy przeprowadzić tylko z wtryskiem czynnika chłodzącego. 15-minutowa próba Nadobrotów z wtryskiwaniem czynnika chłodzącego nie musi być przeprowadzana bez przerw, lecz czas trwania każdego okresu pracy nie może być, w tych warunkach, krótszy od 3 minut.

(c) *Silniki dla Samolotów*. Wtryskiwanie czynnika chłodzącego w celu Przywrócenia właściwych dla Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej osiągnięć Startu i 2½ Minutowej OEI przy wyższych Temperaturach Otoczenia. Należy dokonać następujących modyfikacji prób podanych w niniejszej podczęści E:

(1) *Próby Pomiarowe*. (Patrz CS-E 730) Do wykonywanych prób należy dodać pomiar z wtryskiwaniem czynnika chłodzącego by pokazać, że przewidziana moc/ciąg osiągnane będą przy maksymalnej zadeklarowanej temperaturze powietrza na wlocie podczas pracy w ramach odpowiednich ograniczeń eksploatacyjnych. Ten dodatkowy pomiar może być, jeśli wnioskowano, wykonywany na osobnym Silniku.

(2) *Próba Trwałościowa* (Patrz CS-E 740 (c)). Wszystkie okresy Startowe Części 1 dowolnych 10 etapów należy wykonywać stosując wtryskiwanie czynnika chłodzącego tak, by osiągnąć średni przepływ czynnika chłodzącego równy co najmniej 50% przepływu maksymalnego, przy zachowaniu co najmniej minimalnej deklarowanej mocy/ciągu na wyjściu i maksymalnej deklarowanej temperatury na wlocie do turbiny. Jeżeli występuje się również o zatwierdzenie Zakresu 2½ Minut OEI, to wszystkie okresy Startowe i 2½ Minut OEI etapów od 3 do 12 Części 1 muszą przebiegać jak powyżej.

(3) *Przyspieszenia* (Patrz CS-E 740 (c) i (d)). Należy wykonać wszystkie właściwe przyspieszenia Części 1 każdego z 10 wymaganych etapów z wybranym wtryskiwaniem czynnika chłodzącego.

(4) *Warunki małego gazu stosowane dla odpowiedzi mocy lub ciągu* (Patrz CS-E 745). Należy ustalić warunki małego gazu właściwe do prób zarówno z maksymalnym przepływem czynnika chłodzącego, jak i bez niego.

(5) *Nadobroty* (Patrz CS-E 830). Próbę należy wykonać, albo bez wtryskiwania czynnika chłodzącego i temperaturze na wlocie równym temperaturze otaczającego powietrza, albo z wtryskiwaniem czynnika chłodzącego i temperaturze powietrza na wlocie podniesionej do najwyższej temperatury na poziomie morza, przy której ma być stosowany czynnik chłodzący, w zależności od tego, które z warunków są bardziej wymagające. Jeżeli przeprowadza się próbę z wtryskiwaniem czynnika chłodzącego, to 15-minutowy okres nie musi być przeprowadzany bez przerwy, lecz czas trwania każdego poszczególnego okresu pracy w tych warunkach nie może być krótszy od 3 minut. Próba może być przeprowadzana, jeśli jest to wnioskowane, jako część próby trwałościowej. Alternatywnie, można też przedstawić wyniki prób Silnika podobnej konstrukcji.

CS-E 890 Próby urządzenia ciągu wstecznego

(a) *Zakres stosowania*. CS-E 890 ma zastosowanie do urządzeń ciągu wstecznego przeznaczonych do zabudowy na Silnikach turbinowych.

(b) Urządzenie ciągu wstecznego musi być zamocowane na Silniku przez cały okres trwania próby trwałościowej według CS-E 740. Ponadto musi być wykorzystany reprezentatywny układ sterowania.

(c) *Urządzenia ciągu wstecznego przewidziane jedynie do użytkowania naziemnego*. Następujące konkretne próby muszą zostać przeprowadzone jako część prób CS-E 740:

(1) 150 cykli od prędkości obrotowej Silnika w zakresie ciągu do przodu nie większym niż ten, który będzie uzyskiwany w reprezentatywnym samolocie w typowych warunkach lądowania, do warunków maksymalnego ciągu odwróconego z utrzymaniem warunków maksymalnego odwrócenia ciągu, w trakcie każdego z cykli, przez okres, dla którego jest wnioskowane zatwierdzenie dla tych warunków.

(2) 25 cykli od prędkości obrotowej Silnika dla zakresu warunków Startowych do zgłoszonych warunków maksymalnego ciągu odwróconego.

(3) Jeden cykl do zgłoszonych warunków maksymalnego ciągu odwróconego od każdej z dziesięciu prędkości obrotowych Silnika w zakresie ciągu do przodu (z wyłączeniem prędkości obrotowej dla Startu oraz małego gazu), przy takim ustaleniu tych prędkości, że zakres ciągu do przodu jest podzielony na w przybliżeniu równe przyrosty.

(4) Jeden cykl do maksymalnej prędkości obrotowej dla Startu od każdej z 15 prędkości w zgłoszonym zasięgu ciągu odwróconego, przy takim ustaleniu tych prędkości, że zakres ciągu odwróconego jest podzielony na w przybliżeniu równe przyrosty.

(d) W przypadku wnioskowania o zatwierdzenie do użytkowania na ziemi i w locie, poza próbami nakazanymi na mocy CS-E 890 (c), należy dodatkowo wykonać próbę przynajmniej 5-godzinną, jako część prób według CS-E 740, w warunkach maksymalnego ciągu odwróconego zgłoszonego do użytkowania w locie, podzieloną na równe okresy, z których każdy nie jest krótszy od dozwolonego maksimum dla użytkowania w locie, i obejmującą przynajmniej 30 przestawień na ciąg odwrócony.

(e) (1) Podczas prób CS-E 890 (c) i (d) należy rejestrować czas potrzebny do zakończenia każdej planowanej operacji z ciągiem.

(2) Przystawienie dźwigni sterowania mocą na ciąg odwrócony musi zaczynać się w warunkach podanych w programie, z zachowaniem zalecanej procedury wybierania ciągu odwróconego. Niezwłocznie po wskazaniu, że urządzenie ciągu wstecznego jest w pozycji odwróconego ciągu, dźwignia sterowania mocą musi być przestawiona z pozycji minimalnego małego gazu z odwróconym ciągiem do maksymalnego z odwróconym ciągiem, w czasie nie dłuższym niż 1 sekunda. W trakcie deceleracji dźwigni sterowania mocą musi być przestawiona z pozycji odpowiedniej dla zgłoszonego maksimum z odwróconym ciągiem do pozycji minimalnego małego gazu z odwróconym ciągiem, w czasie nie dłuższym niż 1 sekunda.

(f) Po wykonaniu prób wyszczególnionych w CS-E 890 (c) i (d), Silnik i urządzenie ciągu wstecznego musi spełnić wymagania CS-E 740 (h).

(g) Próby Silnika muszą być wykonane w sposób podany w CS-E 890 (b), (c) i (d) chyba, że uzgodniono iż alternatywne dowody wsparte analizami i próbami, stosownie do przypadku, mogą pochodzić z doświadczeń Wnioskującego z silnikami o porównywalnej wielkości, konstrukcji, wykonaniu, osiąгах i charakterystykach sterowania, uzyskane podczas prac badawczo-rozwojowych, certyfikacji lub użytkowania.

CS-E 900 Hamulec postojowy śmigła

Jeśli jest zabudowany hamulec postojowy Śmigła, to należy użyć go 100 razy podczas próby trwałościowej. Musi on być użyty przy maksymalnych obrotach Śmigła, zalecanych przez wytwórcę Silnika.

CS-E 910 Powtórne uruchomienie w locie

Wytwórca Silnika musi zalecić obwiednie warunków dla powtórnego uruchomienia Silnika w locie, i musi to udowodnić przy pomocy odpowiednich prób lub przy pomocy innego dowodu. Zalecenia muszą podawać wszystkie mające zastosowanie warunki, np. wysokość, prędkość lotu, prędkość wiatrakowania Silnika, to czy wymagane jest stosowanie rozrusznika, zalecaną procedurę postępowania.

CS-E 920 Próba nadmiernej temperatury

Dla Silników z zakresami Mocy 30-Sekund i 2-Minuty OEI, Silnik musi pracować przez okres 4 minut na prędkości obrotowej dla maksymalnej mocy na wirniku z temperaturą gazu na wejściu do turbiny wyższą o co najmniej 19 °C od ograniczenia temperatury roboczej na zakresie Mocy 30-Sekund OEI. W następstwie tej próby, zespół turbiny może wykazywać pogorszenie stanu wykraczające poza granice dla warunków nadmiernej temperatury pod warunkiem, że zostało wykazane w drodze analizy lub próby, lub jednego i drugiego, że zachowana jest integralność zespołu turbiny Silnika.

PODCZEŚĆ F - SILNIKI TURBINOWE - WYMAGANIA KONSTRUKCYJNE W ZAKRESIE ESKPLLOATACJI I OCHRONY ŚRODOWISKA

CS-E 1000 Ogólne

Spełnienie wymagań CS-E 1010 i CS-E 1020 może być obowiązkowe dla certyfikacji typu Silnika w zależności od wymagań przywoływanych w CS-34. Spełnienie wszystkich lub niektórych pozostałych wymagań niniejszej podczęści jest opcjonalne, na życzenie wnioskującego.

Spełnienie wymagań niniejszej podczęści odnotowywane jest w uwagach w arkuszu danych Certyfikatu Typu Silnika .

CS-E 1010 Upust paliwa

Konstrukcja Silnika turbinowego musi spełniać lub tam, gdzie nałożone wymagania dotyczą statku powietrznego, przewidywać środki umożliwiające statkowi powietrznemu, na którym Silnik ma być zabudowany, spełnienie wymagań CS 34.1 dotyczących upustu paliwa.

CS-E 1020 Emisje z silnika

Musi zostać wykazane w drodze próby lub analizy lub kombinacji jednego i drugiego, że projekt Typu silnika spełnia wymagania CS 34.2 w zakresie emisji, obowiązujące w dniu certyfikacji Silnika. Dane wynikowe muszą być zarejestrowane.

CS-E 1030 Dopuszczenie Ograniczone Czasowo

Jeśli wnioskowane jest dopuszczenie ograniczone czasowo, wszelkie konfiguracje Silnika kwalifikujące się do dopuszczenia, w tym jego układ sterowania, powinny spełniać mające zastosowanie wymagania CS-E. Okres czasu dozwolony do usunięcia Awarii skutkującej pogorszeniem działania musi zostać uzasadniony w ramach oceny bezpieczeństwa układu CS-E 50 (d) lub analizy bezpieczeństwa według CS-E 510 i udokumentowany jako część Głównego Wykazu Wyposażenia Minimalnego statku powietrznego, na którym Silnik jest zabudowany.

CS-E 1040 ETOPS

(Zarezerwowane)

DODATKI

DODATEK A KONCENTRACJA DESZCZU I GRADU W ATMOSFERZE, NORMY DLA CERTYFIKACJI

Rysunek A1, Tabela A1, Tabela A2, Tabela A3 oraz Tabela A5 w niniejszym Dodatku A podają koncentrację i rozkład wielkości deszczu i gradu w atmosferze do celów certyfikacji, zgodnie z wymaganiami CS-E 790 (a)(2). Podczas prób, zwykle symulując warunki deszczu poprzez wtryskiwanie ciekłej wody i symulując warunki gradu poprzez podawanie ziaren gradu wytworzonych z lodu, stosowanie kropeł wody i ziaren gradu o kształtach, rozmiarach i rozkładzie rozmiaru innych niż podano w Dodatku A lub stosowanie kropeł wody i ziaren gradu o jednakowych rozmiarach lub kształtach, może zostać przyjęte pod warunkiem, że taka zamiana nie obniża surowości próby. [Dane w Tabelach A1 do A4 podano za: Results of the Aerospace Association Propulsion Committee Study, Project PC 338-1, Czerwiec 1990].

Uwaga: Jednostki wysokości zachowano jako "stopy" dla zachowania zgodności ze źródłem danych. Jest to zgodne z Załącznikiem 5 ICAO.

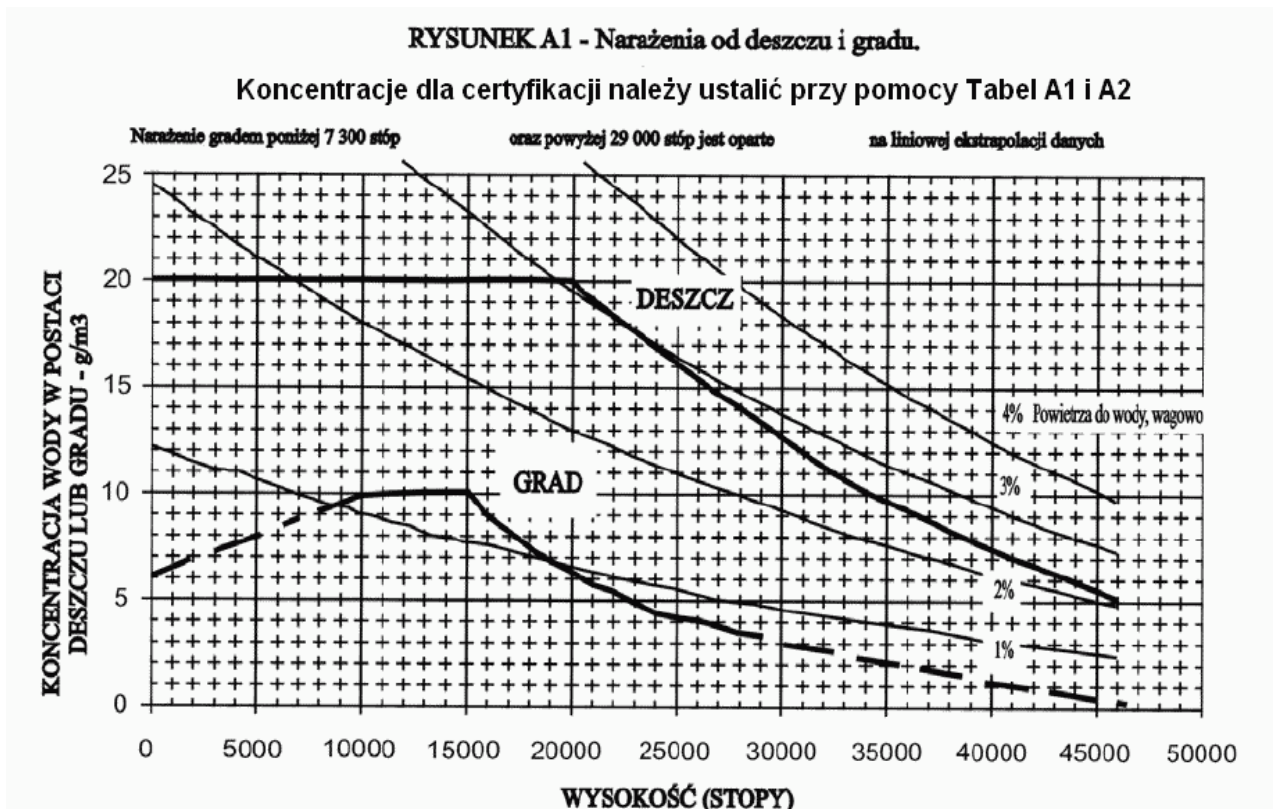


TABELA A1 - KONCENTRACJA DESZCZU W ATMOSFERZE, NORMY DLA CERTYFIKACJI

Wysokość (stopy)	Zawartość Ciekłej Wody (ZCW) (gram wody/metr sześć. powietrza)
0	20.0
20 000	20.0
26 300	15.2
32 700	10.8
39 300	7.7
46 000	5.2

Wartości ZCW na innych wysokościach mogą zostać określone przy pomocy interpolacji liniowej.

TABELA A2 - KONCENTRACJA GRADU W ATMOSFERZE, NORMY DLA CERTYFIKACJI

Wysokość (stopy)	Zawartość Wody w postaci Gradu (ZWG) (gram wody/metr sześć. powietrza)
0	6.0
7 300	8.9
8 500	9.4
10 000	9.9
12 000	10.0
15 000	10.0
16 000	8.9
17 700	7.8
19 300	6.6
21 500	5.6
24 300	4.4
29 000	3.3
46 000	0.2

Wartości ZWG na innych wysokościach mogą zostać określone przy pomocy interpolacji liniowej. Zagrożenie gradem poniżej 7 300 stóp oraz powyżej 29 000 stóp określane jest na podstawie liniowej ekstrapolacji danych.

TABELA A3 - ROZKŁAD WIELKOŚCI KROPEL DESZCZU W ATMOSFERZE, NORMY DLA CERTYFIKACJI

Średnica Kropelki Deszczu (mm)	Udział w ogólnej ZCW (%)
0 – 0.49	0
0.50-0.99	2.25
1.00-1.49	8.75
1.50-1.99	16.25
2.00-2.49	19.00
2.50-2.99	17.75
3.00-3.49	13.50
3.50-3.99	9.50
4.00-4.49	6.00
4.50-4.99	3.00
5.00-5.49	2.00
5.50-5.99	1.25
6.00-6.49	0.50
6.50-7.00	0.25
W SUMIE 100.00	

Średnia średnica kropeł wody wynosi 2,66 mm

TABELA A4 — ROZKŁAD WIELKOŚCI ZIAREN GRADU W ATMOSFERZE, NORMY DLA CERTYFIKACJI

Średnica Ziarna Gradu (mm)	Udział w ogólnej ZCW (%)
0 – 4.9	0
5.0 – 9.9	17.00
10.0-14.9	25.00
15.0-19.9	22.50
20.0-24.9	16.00
25.0-29.9	9.75
30.0-34.9	4.75
35.0-39.9	2.50
40.0-44.9	1.50
45.0-49.9	0.75
50.0-55.0	0.25
W SUMIE 100,00	

Średnia średnica ziarna gradu wynosi 16 mm

**Specyfikacja Certyfikacyjne EASA
dla
Silników**

**CS-E
Księga 2**

**Akceptowalne Sposoby Spełnienia
Wymagań**

PODCZEŚĆ A - POSTANOWIENIA OGÓLNE

W dodatku do akceptowalnych sposobów spełnienia wymagań w Księdze 2 niniejszych Specyfikacji Certyfikacyjnych, również AMC-20 może zawierać akceptowalne sposoby spełnienia wymagań do wymagań Księgi 1 niniejszego CS-E.

AMC do CS-E 10 (c) Urządzenia ciągu wstecznego

Jeżeli urządzenie ciągu wstecznego jest zgłoszone jako część projektu typu Silnika według CS-E 20 (a), to powinno ono spełniać wszelkie właściwe wymagania CS-E i dlatego powinno być certyfikowane jako część Silnika. Jednakże, samo urządzenie ciągu wstecznego powinno ponadto spełniać odpowiednie wymagania dla statku powietrznego w trakcie certyfikacji statku powietrznego.

Intencją wymagań CS-E jest osiągnięcie wystarczającej pewności, że użytkowanie urządzenia ciągu wstecznego nie powoduje powstawania żadnych negatywnych zjawisk w samym Silniku takich, jak drgania samowzbudne na wentylatorze, nadmierne drgania lub obciążenia wywołane na korpusie Silnika, itd.

Temat ten jest rozważany głównie w CS-E 650 i CS-E 890.

Jeśli Silnik przewidziany jest do użytkowania z urządzeniem ciągu wstecznego, które nie jest uwzględnione w projekcie typu Silnika, to wymagania CS-E powinny mimo to zostać uwzględnione przy zatwierdzaniu użytkowania Silnika z tym urządzeniem ciągu wstecznego. Jeżeli nie zostanie to zrobione, wtedy dokumentacja certyfikacyjna Silnika zostanie opatrzona adnotacją, że użytkowanie urządzenia ciągu wstecznego jest zakazane.

Jeżeli kombinacja Silnik / urządzenie ciągu wstecznego spełnia wymagania CS-E, to arkusz danych Silnika zawiera adnotację o możliwości jego użytkowania z konkretnym urządzeniem ciągu wstecznego.

AMC do CS-E 20 Konfiguracja i podłączenia silnika.

(1) Do listy części składowych i wyposażenia projektu typu Silnika (patrz CS-E 20 (a)) powinny być włączone te elementy, które są niezbędne dla właściwego funkcjonowania Silnika oraz sterowania Silnikiem.

(2) Nie musi do niej być włączany żaden z elementów, od którego wymagane jest dostarczanie na wejściu do Silnika czynników nie-mechanicznych, a właściwości tych czynników (np. napięcie, natężenie prądu, przebieg czasowy, paliwo, powietrze, itp.) mogą zostać jednoznacznie zdefiniowane.

(3) Te części składowe i wyposażenie, które spełniają wymagania CS-E 20 (c), stanowią podłączenia w znaczeniu CS-E 20 (d). Wpływ tych części składowych i wyposażenia na Silnik, dla przypadków normalnych oraz Awarii, powinien zostać oceniony podczas certyfikacji Silnika (patrz CS-E 80). Instrukcje zabudowy Silnika wymagane w CS-E 20 (d) powinny wyraźnie stawiać wymagania, by takie części składowe i wyposażenie spełniały postanowienia CS-E 80 (c).

(4) Wnioskujący powinien przedstawić wytwórcy statku powietrznego informację o założeniach, przyjętych podczas certyfikacji Silnika i które muszą być wzięte pod uwagę podczas projektowania zabudowy (patrz CS-E 30). Wnioskujący powinien zapewnić, jeśli to potrzebne to przy współdziałaniu wytwórcy statku powietrznego, by założenia konstrukcyjne Silnika, które mogą być narzucone przez przyjęte specyfikacje certyfikacyjne dla zabudowy, były wzięte pod uwagę. Na przykład, na Silniku musi być zrobione wszystko to, co jest potrzebne do zabudowy i pracy przynajmniej tych obowiązkowych elementów wyposażenia, które w przyjętych do stosowania przepisach statku powietrznego określono słowem 'powinien'.

(5) Instrukcje zabudowy Silnika powinny obejmować lub nawiązywać do opisów podłączenia instalacyjnego, ograniczeń i wymagań dla Układu Sterowania Silnikiem. Na przykład, wymagania mocy oraz jakość, w tym ograniczenia przerw, Elektronicznego Układu Sterowania Silnikiem (EECS) powinny być wyraźnie określone dla montującego. Innym przykładem jest to, że impedancja i ograniczenia buforowania dla sygnałów dostarczanych przez EECS do wyświetlacza i oprzyrządowania, lub sygnały wykorzystywane przez EECS takie, jak informacje z zakresu zestawu danych do lotu, powinny być podane.

(6) Tendencja w kierunku integracji układów może doprowadzić do tego, że EECS będzie:

- Miał inne funkcje sterowania zintegrowane wewnątrz Układu Sterowania Silnikiem, np. jako zintegrowany Układ Sterowania Silnikiem i Śmigłem lub,
- Polegać na zasobach statku powietrznego.

Przykładami tych zasobów, dostarczonych przez statek powietrzny są, np. rejestrowanie danych wiroplata przy Jednym Silniku Niedziałającym lub centralne komputery statku powietrznego, wykonujące niektóre lub wszystkie funkcje sterowania Silnikiem.

Wnioskujący jest odpowiedzialny za określenie wymagań dla EECS dla zasobów dostarczonych przez statek powietrzny w instrukcjach zabudowy Silnika i uzasadnienie odpowiedniości tych wymagań.

(7) Instrukcje zabudowy Silnika powinny zawierać opis wszystkich trybów pracy Układu Sterowania Silnikiem i jego funkcjonalnego połączenia z układami statku powietrznego, z uwzględnieniem Trybów Zapasowych i Alternatywnych, niezależnie czy kwalifikują się do dopuszczenia, czy też nie oraz Śmigła, jeżeli ma zastosowanie.

AMC do CS-E 20 (f) Dane zapewnienia mocy dla silników z jednym lub wieloma zakresami mocy OEI

(1) Dla Silników o jednym lub więcej zakresach, wnioskujący powinien podać w instrukcjach zabudowy niezbędne dane Silnika by wspomóc montującego w spełnieniu wymagań CS-27.45 (f) lub CS-29.45 (f) w zakresie rozporządzalności mocą .

Dane te powinny uwzględniać wpływ tych strat zabudowy, które mogą być określone na poziomie Silnika. Takie straty zabudowy powinny obejmować upusty usługowe, usługowy odbiór mocy oraz inne, stosownie do przypadku, aż do najwyższego zakresu mocy, włącznie.

(2) Analiza bezpieczeństwa według CS-E 510 powinna uwzględniać Awarie ciche mogące prowadzić do niedostępności zakresów OEI, a wyniki tego przeglądu powinny stanowić część danych wymaganych na mocy CS-E 20 (f).

(3) Celem procedury rozporządzalności mocą jest umożliwienie montującemu zapewnienie, by Silnik był zdolny do osiągnięcia i podtrzymania zakresów OEI, w ramach odpowiednich ograniczeń użytkowania zakresów. Wymagane dane Silnika przewidziane są do wykorzystania przy tworzeniu procedury analizowania przez operatora trendów z zakresie osiągnięć dla poszczególnych Silników. Dane te powinny wspierać procedury obsługowe, okresy i normy właściwe dla Silnika, z uwzględnieniem czujników i układów wskazujących, w zakresie wykrywania tych ukrytych lub cichych stanów, które nie są wykrywalne w drodze normalnych procedur zapewniania mocy dla statku powietrznego (np. zdolność układu sterowania paliwem do maksymalnego przepływu paliwa, pogorszenie stanu sekcji turbin), lub z takiego powodu, iż procedura zapewniania mocy może nie obejmować sprawdzenia maksymalizacji mocy do najwyższego poziomu zakresu mocy OEI.

Odpowiedniość tych procedur, okresów i norm powinna zostać zweryfikowana w drodze analizy Postaci Awarii i ich Skutków (FMEA) Silnika i jego układów wymaganej na podstawie CS-E 510. Baza danych Silnika powinna obejmować: model termodynamiczny, doświadczenie uzyskane podczas prac badawczo-rozwojowych i prób certyfikacyjnych oraz doświadczenie eksploatacyjne z tym typem Silnika lub Silnikami o podobnej konstrukcji, jeśli ma to zastosowanie.

(4) Dla spełnienia wymagań CS-27/29.45 (f) w zakresie rozporządzalności mocą, dane wymagane przez CS-E 20 (f) powinny umożliwić montującemu ustanowienie procedur zapewniania mocy umożliwiających ekstrapolację wyników w zakresie zapewniania mocy, z niższego poziomu sprawdzenia mocy do najwyższego zakresu mocy OEI. Ekstrapolacja osiągnięć może być dokonana w drodze porównania charakterystyk osiągnięć z najniższymi dopuszczalnymi osiągnięciami Silnika, w stanie zużyтым. Ustanowienie charakterystyki najniższych dopuszczalnych osiągnięć Silnika uzależnione jest od istnienia wiarygodnej bazy danych. W dojrzałym programie dla Silnika, jest możliwe wykorzystanie danych z badań zatwierdzających nowowyprodukowany Silnik, poziomu niepowtarzalności Silnika lub prób Silników przed naprawą główną, do określenia skutków zużycia Silnika. W ten sposób można tworzyć zaktualizowaną charakterystykę najniższych osiągnięć Silnika.

Dla projektu zupełnie nowego Silnika lub odległej pochodnej istniejącego projektu może być trudne stworzenie wyjściowej bazy danych. Należy wykorzystać doświadczenie z prac badawczo-rozwojowych i prób certyfikacyjnych. Na to doświadczenie składa się, na ogół, wiele tysięcy godzin pracy według programów, które powinny być bardziej rygorystyczne niż normalne warunki użytkowania komercyjnego. Informacje zebrane w tych próbach mogą stanowić bazę danych wystarczającą dla oceny użytkowanych silników, z uwzględnieniem tempa zużycia. Wykonywanie prób produkowanych silników w określonym czasie pozwoli określić poziom niepowtarzalności Silnika, ale wstępnie należy przyjąć najbardziej niekorzystny poziom niepowtarzalności na podstawie doświadczeń z silnikami o tej samej lub podobnej konstrukcji.

(5) Wnioskujący powinien również podać informacje o sposobach zapewnienia, by ustawienia ogranicznika Silnika nie uniemożliwiały osiągnięcia przez Silnik mocy 30-Sekund lub 2-Minut OEI, które byłyby automatycznie dostępne przy spełnieniu wymagań CS-E 50 (f). Te ustawienia ograniczników mogą obejmować obroty Silnika, mierzoną temperaturę gazu i wydatek paliwa. Szczególną uwagę należy poświęcić warunkom startowym z zimnym zalany Silnikiem.

AMC do CS-E 25 Instrukcje zapewnienia ciągłej zdatności do lotu

(1) Czynności obsługowe są ustalane poprzez próby certyfikacyjne, w tym tam, gdzie ma to zastosowanie: próby trwałościowe, próby Nadobrotów, próby Nadmiernej temperatury uzupełnione próbami badawczo-rozwojowymi oraz doświadczenie eksploatacyjne związane z silnikami tej samej lub podobnej konstrukcji. Informacje o obsłudze serwisowej powinny obejmować dane dotyczące punktów, przy pomocy których przeprowadza się obsługę, przeglądów, regulacji, prób oraz wymiany podzespołów, jeżeli jest to wymagane.

Obowiązkowe czynności obsługowe i przy przeglądach podane w CS-E 25 (b)(1) mogą również ewoluować po wejściu do eksploatacji, na podstawie zdobytych doświadczeń eksploatacyjnych.

(2) Tam, gdzie jest dozwolone wykonywanie pewnych prób z silnikami zabudowanymi na statku powietrznym, odnośne instrukcje(a) powinny podawać informacje co do sposobu weryfikacji najniższych poziomów osiągnięć w zabudowie (jeśli jest to konieczne) oraz związane z zakresami na stoisku statycznym na poziomie morza, zatwierdzonymi dla Silnika.

(3) Podręczniki wymagane w CS-E 25 powinny obejmować, tam, gdzie ma to zastosowanie, szczegóły dotyczące podziału Silnika na moduły z podaniem nazewnictwa i wyraźnego rozgraniczenia pomiędzy poszczególnymi modułami.

(4) Czynności inspekcyjne i obsługowe dla silników z zakresami Mocy 30-Sekund i 2-Minuty OEI. (Patrz CS-E 25 (b)(2))

(a) Dla Silników z 30-Sekundowym i 2-Minutowym zakresem Mocy OEI, sekcja ograniczeń zdatności do lotu w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdatności powinna nakazywać obowiązkowe przeglądy po locie oraz czynności obsługowe, mające zastosowanie po użyciu jednego z tych zakresów, lub obu, przed kolejnym lotem.

Jeśli okres 2-Minutowego zakresu Mocy OEI zostanie wydłużony do 2½ minuty, jak opisano w punkcie (5) AMC do CS-E 5 (b), to ten dodatkowy 30-sekundowy okres jest uznawany jako 30-Sekundowy zakres Mocy OEI i czynności obsługowe nakazane dla 30-Sekundowego zakresu Mocy OEI powinny zostać wykonane. Alternatywnie, wnioskujący może starać się o zatwierdzenie innego zestawu przeglądów i czynności obsługowych dla przekroczenia czasu pracy Silnika na zakresie 2-Minutowej Mocy OEI, jeżeli jest to odpowiednio

uzasadnione i potwierdzone. Na przykład, jeżeli Silnik nie różni się zasadniczo od posiadającego 2½ -Minutowy zakres OEI równoważny nowemu 2-Minutowemu zakresowi OEI, to wtedy założenia obsługowe dla 2½ -Minutowego zakresu OEI mogłyby również mieć zastosowanie po użyciu 2-Minutowego zakresu OEI przez okres do 2,5 minuty.

Jeżeli tylko sumaryczny czas pracy jest rejestrowany według CS-E 60 (d)(2), to przeglądy i czynności obsługowe nakazane zgodnie z CS-E 25 (b)(2) powinny opierać się o zarejestrowany czas całkowity, niezależnie od liczby zastosowań tych zakresów w trakcie jednego lotu.

(b) Zakresy 30-Sekundowe i 2-Minutowe OEI pierwotnie były przewidziane do krótkotrwałych okresów pracy blisko ograniczeń konstrukcyjnych Silnika. Może to skutkować zużyciem podzespołów poza granice zdadności do użytkowania, a zatem nie nadawałyby się one do dalszego użytkowania.

Stopień, w jakim używanie zakresów powoduje uszkodzenie podzespołów lub zmniejszenie ich żywotności, w szczególności żywotności Części Krytycznych Silnika, jest głównie funkcją marginesów konstrukcyjnych Silnika, poziomu i czasu pracy, stanu elementów konstrukcyjnych przed pracą oraz warunków eksploatacji. Ponieważ warunki eksploatacji Silnika oraz rejestracja czasu są specyfikacjami dla tego zakresu, czynności obsługowe mogą mieć bezpośredni związek z faktycznym udokumentowanym stopniem, czasem oraz, jeśli ma to zastosowanie, znanym stanem użytkowania przed zastosowaniem zakresu (godziny / cykle / wcześniejsze poddanie działaniu na odnośnym zakresie, itp.).

Zależnie od parametrów faktycznej pracy takich, jak temperatura oraz czas poddania odnośnemu działaniu, rejestrowanych podczas stosowania tych zakresów zgodnie z CS-E 60 (d), jest możliwe wcześniejsze określenie czynności obsługowej oraz upływ czasu pozostałego do naprawy głównej lub wymiany podzespołu, na podstawie rodzaju, poziomu oraz czasu poddania odnośnemu działaniu. Jeśli obowiązkowe instrukcje obsługi nie przewidują czynności obsługowej, to wtedy minimalnym wymaganiem byłoby zinterpretowanie zarejestrowanych danych zdarzeń oraz udokumentowanie ich w książce(ach) obsługi. Instrukcje zapewnienia ciągłej zdadności powinny również definiować dane Silnika, które użytkownik powinien dostarczać w trakcie eksploatacji celem ułatwienia wnioskującemu realizacji programu oceny Silnika w eksploatacji.

(c) Potwierdzanie obowiązkowych czynności inspekcyjnych i obsługowych po locie.

(i) Według CS-E 40 (f), w całym okresie użytkowania Silnik powinien być utrzymany w stanie zapewniającym możliwości osiągnięcia i utrzymania zakresu 30-Sekundowego i 2-Minutowego OEI. Wymaganie to ma znaczenie zarówno dla procedur zapewniania mocy, jak też instrukcji zapewnienia ciągłej zdadności. Obowiązkowa obsługa, następująca po pracy na 30-Sekundowym lub 2-Minutowym zakresie OEI, powinna zapewnić wykrycie i naprawienie wszelkich przejawów pogorszenia stanu elementów składowych, które mogłyby w sposób istotny obniżyć dalszą niezawodność Silnika lub uniemożliwić ponowne osiągnięcie i utrzymywanie zakresów OEI na danym Silniku.

Wnioskujący powinien przedstawić dowody w postaci wyników próby trwałościowej lub analizy opartej o dane z niej, ewentualnie wraz z doświadczeniami z innych prób certyfikacyjnych i eksploatacji silników o podobnym typie i konstrukcji, aby wykazać że 30-Sekundowy i 2-Minutowy zakres są osiągalne i mogą zostać utrzymane przez odnośny okres czasu, w każdym momencie pomiędzy naprawami głównymi lub poważnymi obsługami Silnika.

(ii) Zasadnicze znaczenie dla ustanowienia instrukcji obsługi obowiązkowej ma wyczerpująca wiedza na temat uszkodzenia w wyniku pracy na zakresach 30-Sekundowym i 2-Minutowym OEI, a co jest jeszcze ważniejsze, pozostającego marginesu do Awarii elementu lub obniżenia osiągow Silnika w związku z zastosowaniem tych zakresów OEI.

Procedury certyfikacji dla zakresów 30-Sekundowych i 2-Minutowych OEI kładą nacisk na wykazywanie odpowiedniości projektu w drodze prób trwałościowych i specjalnych prób pod kątem marginesów temperatury turbiny, prędkości wirnika, itp. Znajomość marginesów działania dla różnych postaci Awarii przy stosowaniu 30-Sekundowego i 2-Minutowego zakresu OEI jest niezbędna dla opracowania odpowiednich instrukcji zapewnienia ciągłej zdadności. Powyższe postacie Awarii powinny zostać ustalone i potwierdzone przy zastosowaniu odpowiednich metod lub doświadczeń.

(iii) Wnioskujący powinien podjąć niezbędne działania, z uwzględnieniem instrukcji w podręcznikach Silnika, celem upewnienia się, że użytkownicy są świadomi potrzeby i rozumieją procedury prawidłowego zbierania i przekazywania informacji niezbędnych do monitorowania przez wnioskującego odpowiedniości nakazanych obowiązkowych czynności obsługowych.

(d) Program oceny Silnika w eksploatacji

(i) Dla spełnienia wymagań CS-E 25 (b)(2), należy przed certyfikacją opracować i przedstawić Agencji do zatwierdzenia program oceny Silnika w eksploatacji celem zapewnienia ciągłej odpowiedniości instrukcji ciągłej zdatności oraz danych rozporządzalności mocą.

Celem tego programu jest uzyskanie istotnych danych dotyczących stanu elementów konstrukcyjnych Silnika i rozporządzalności mocą na różnych etapach okresu żywotności elementów konstrukcyjnych Silnika, krytycznych dla osiągnięcia danych zakresów oraz porównanie tych danych do odpowiadających im danych pobranych w trakcie procesu certyfikacji, decydujących dla treści instrukcji zapewnienia ciągłej zdatności do lotu.

Mogą istnieć różnice w stanie elementów konstrukcyjnych i charakterystykach rozporządzalności mocą eksploatowanych silników, które nie były poddawane pracy na 30-Sekundowych lub 2-Minutowych zakresach OEI, w porównaniu do podobnych parametrów, które istniały przed dodatkową dwugodzinną próbą trwałościową z CS-E740(c)(3)(iii).

Podobnie, mogą istnieć różnice w stanie elementów konstrukcyjnych i charakterystykach zapewnienia mocy eksploatowanych silników po pracy na 30-Sekundowych lub 2-Minutowych zakresach OEI, w porównaniu do podobnych parametrów zmierzonych po dodatkowej dwugodzinnej próbie trwałościowej z 740(c)(3)(iii).

Odpowiednie zapisy w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdatności do lotu powinny przewidywać i uwzględniać takie warunki w eksploatacji; jednakże, niniejszy program powinien być tak sformułowany by potwierdzić, że takie różnice eksploatacyjne zostały stosownie uwzględnione. Jeżeli dane uzyskane w trakcie realizacji programu wskazują, że różnice eksploatacyjne nie zostały należycie uwzględnione, to wtedy dane z programu lub dodatkowych prób Silnika powinny zostać wykorzystane do stosownej modyfikacji instrukcji.

(ii) Program oceny Silnika w eksploatacji powinien obejmować dany rodzaj prób Silnika w eksploatacji i / lub oceny eksploatacyjne stosowania zakresów 30-Sekundowych / 2-Minutowych OEI; jest jednak dopuszczalne wykorzystanie jako alternatywy dla powyższego, równoważnych doświadczeń z prób Silników w eksploatacji o podobnej konstrukcji. Ta część programu składałaby się z przynajmniej jednego lub większej liczby poniższych elementów:

- Planowe próby Silników w eksploatacji, wymagające trzykrotnego zastosowania zakresu Moc 30 sekundowej OEI na Silniku zabudowanym na wiroplacie lub na stanowisku do prób silnikowych. Dla wybranych reprezentatywnych Silników używanych program powinien uwzględniać liczbę i częstość próbek oraz wymagania dla przeglądów i prób. Takie wymagania powinny obejmować rejestrowanie danych dotyczących rozporządzalnej mocy oraz stanu elementów konstrukcyjnych przed i po zastosowaniu 30-Sekundowego i 2-Minutowego zakresu OEI.

- Nieplanowe próby przypadkowych silników, przewidujące trzykrotne zastosowanie zakresu mocy 30 sekundowej OEI. Program może obejmować czynności do podjęcia, kiedy Silniki będą dostępne spełniające pewne wcześniej zdefiniowane kryteria. Definicje kryteriów doboru reprezentatywnych silników używanych powinny być zawarte w programie. Wymagania dla przeglądów / prób takich silników powinny obejmować rejestrowanie danych dotyczących rozporządzalnej mocy oraz stanu elementów konstrukcyjnych przed i po zastosowaniu 30-Sekundowego i 2-Minutowego zakresu OEI.

- Stosowanie w eksploatacji zakresów mocy 30-sekundowej/2 minutowej OEI. Może to obejmować zarejestrowane dane mocy rozporządzalnej po użytkowaniu i / lub wyniki obowiązkowych czynności obsługowych i w zakresie przeglądów.

- Równoważna próba eksploatacyjna silników o podobnej konstrukcji jest dopuszczalna, jeżeli wykazano iż jest ona reprezentatywna.

Próby certyfikacyjne statku powietrznego na zakresie 30-Sekundowym i/lub 2-Minutowym OEI mogą również dostarczyć dla programu dodatkowych zarejestrowanych danych odnośnie rozporządzalnej mocy, dane dotyczące mocy po użytkowaniu oraz wyniki obsługi elementów konstrukcyjnych i przeglądów Silnika.

Poza próbami na silnikach w eksploatacji, program oceny eksploatacyjnej może również obejmować dowody doświadczalne z prac badawczo-rozwojowych lub prób certyfikacyjnych celem zmniejszenia liczby, ale nie do zera, potrzebnych eksploatowanych silników.

W trakcie realizacji eksploatacyjnego programu oceny, instrukcje zapewnienia ciągłej zdatności do lotu powinny być modyfikowane w niezbędnym zakresie, w oparciu o uzyskane wyniki. Podobnie, jeżeli uzasadniają to okoliczności, sam program może być modyfikowany w miarę, jak dane z eksploatacji stają się dostępne.

(iii) Wymagane od użytkownika informacje lub działania wspierające eksploatacyjny program oceny mogą być nakazane w sekcji ograniczeń zdatności do lotu w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdatności do lotu.

AMC do CS-E 30 Założenia

Szczegóły dotyczące założeń, wymagane w CS-E 30, powinny zwykle zawierać przynajmniej informacje na tematy podane w Tabeli 1.

TABELA 1

<i>Specyfikacje/Numer</i>	<i>Założenia</i>
WSZYSTKIE SILNIKI	
Podłączenia CS-E 20	Mające zastosowanie wymagania dla statku powietrznego Obciążenia w locie i na ziemi Części składowe i wyposażenie statku powietrznego nie ujęte w definicji Silnika Położenie Długotrwałość ujemnego przyspieszenia Fizyczne i funkcjonalne połączenia ze statkiem powietrznym Elastyczność zamocowania
Układ Sterowania Silnikiem CS-E 50	Rodzaj zabudowy na statku powietrznym Warunki dotyczące połączeń ze statkiem powietrznym lub Śmigłem Warunki atmosferyczne
Oprzyrządowanie CS-E 60	Oprzyrządowanie wymagane oraz określenie dokładności. Dla silników z 30-Sekundowym / 2-Minutowym zakresem OEI, warunki dla systemu rejestrowania użycia.
Wytrzymałość CS-E 100 CS-E 520, E 640	Obciążenia niszczące i dopuszczalne -Obciążenia od niewyważenia -Obwiednia użytkowania
Próby działania śmigła CS-E 180	Układ śmigła Poziomy drgań śmigła
Analiza Usterek CS-E 210, E 510	Problemy zabudowy i założeń związanych z każdym układem zabezpieczającym wymaganym dla Silnika oraz z tymi które są poza kontrolą wnioskującego
Próby rozruchu w niskiej temperaturze	Minimalny i maksymalny moment w trakcie rozruchu.

CS-E 380, E 770	
SILNIKI TURBINOWE	
Zapas statecznej pracy CS-E 500	Obwiednia użytkowania, tj. wysokość, temperatura, prędkość statku powietrznego. Dopuszczalne odkształcenia wlotu
Zmęczenie niskocyklowe CS-E 515	Cykl Lotu Silnika
Ciągłe obracanie CS-E 525	Warunki statku powietrznego takie jak prędkość lotu, długość lotu i warunki otaczającego powietrza
Zabezpieczenia pożarowe CS-E 530	Wymagania związane z podziałem strefy ogniowej dla każdej części łoża lub punktów mocowania Silnika które nie są ogniotrwałe
Umasienie elektryczne CS-E 530.	Wymagania związane z zapewnieniem umasienia elektrycznych elementów składowych Silnika na statku powietrznym i ich zabezpieczenie przed wyładowaniami atmosferycznymi.
Układ paliwowy CS-E 560	Specyfikacje paliwa zatwierdzonego do użytkowania Zapotrzebowanie na środki zabezpieczające paliwo statku powietrznego przed lodem lub paliwo z dodatkami uszlachetniającymi zabezpieczającymi przed lodem. Przyjęcie założeń odnośnie maksymalnych poziomów zanieczyszczeń paliwa podawanego do Silnika.
Układ Olejowy CS-E 570	Olej(e) zatwierdzone(e) do użytkowania
Układ rozrusznika CS-E 570	Wymagania związane z potrzebą układów zabezpieczających zainstalowanych na statku powietrznym, które są poza kontrolą wnioskującego.
Badania Drgań CS-E 650	Warunki na wlocie, Warunki na wylocie. Wpływy śmigła lub odwracacza ciągu.
Zanieczyszczone paliwo CS-E 670	Długość lotu z zanieczyszczonym paliwem po wskazaniu zbliżającego się niebezpieczeństwa zatkania filtra i krytyczna temperatura do prób wg AMC do CS-E 670 punkt 2
Skutki obciążeń od pochylenia i od momentu żyroskopowego CS-E 680	Manewry w locie
Przekroczenie warunków użytkowania CS-E 700	Obwiednia użytkowania.
Próba zablokowania wirnika CS-E 710	Maksymalny moment pochodzący od kontynuowania lotu
Odpowiedź mocy lub ciągu CS-E 745	Minimalny mały gaz na ziemi Minimalny mały gaz w locie Obwiednia lotu
Próby w warunkach tworzenia się lodu CS-E 780	Warunki i konfiguracja wlotu. Prędkości statku powietrznego i odpowiednie moce silnika.
Wchłanianie deszczu i gradu CS-E 790	Prędkości statku powietrznego, prędkości i wysokości silnika. Powierzchnia gardzieli wlotu - Konfiguracja wlotu
Uderzenia ptaków CS-E 800	Prędkości statku powietrznego, prędkości i wysokości Silnika. Powierzchnia gardzieli wlotu - Konfiguracja wlotu
Powtórne uruchomienie w locie CS-E 910	Obwiednia dla powtórnego uruchomienia w locie
SILNIKI TŁOKOWE	
Odladzanie i zabezpieczenie przed oblodzeniem	Zakładany wzrost temperatury

CS-E 230	
Filtry CS-E 260	Środki które powinny się znaleźć w instalacji
Próby drgań CS-E 340	Użyte śmigło
Próby natrysku wody CS-E 430	Szczegóły na temat zabudowy.

AMC do CS-E 40 Zakresy

Zatwierdzane zakresy ciągu i / lub mocy powinny być odpowiednio uzasadnione przez wnioskującego z wykorzystaniem, stosownie do przypadku, wyników z prób pomiarowych (CS-E 350 lub CS-E 730) oraz wartości uzasadnionych w próbie trwałościowej (CS-E 440 lub CS-E 740) lub innych środków.

AMC do CS-E 40 (b) (3) Zakresy 30 sekund OEI i 2 minut OEI

(1) 30-Sekundowy i 2-Minutowy zakres Mocy OEI są dwoma oddzielnymi zakresami. Jednakże są one powiązane ze sobą w połączonym układzie o długotrwałości 2,5 minuty.

(2) 30-Sekundowy i 2-Minutowy zakresy OEI są opcjonalnymi zakresami, o które może wystąpić wnioskujący i które są przewidziane do stosowania dla kontynuowania pojedynczej operacji lotniczej po Awarii jednego z Silników na wielosilnikowym wiroplacie podczas startu, wznoszenia lub lądowania. 30-Sekundowy zakres Mocy OEI zapewnia krótki impuls mocy na potrzeby ukończenia startu lub przerwania startu, gdyby wystąpiła Awaria Silnika w krytycznym punkcie decyzji tak, by wiropląt mógł wznieść się celem ominięcia ewentualnej przeszkody na torze lotu i przejść na wznoszenie lub przerwać start. Podobnie, zakres ten zapewnia również odpowiednią moc by wiropląt mógł wykonać bezpieczne lądowanie lub przerwane podejście do lądowania, jeżeli Silnik ulegnie awarii na poziomie do punktu decyzji przy lądowaniu, włącznie. 2-Minutowy zakres Mocy OEI zapewnia kolejny okres zwiększonej mocy umożliwiając wiroplątowi ukończenie przejścia na wznoszenie przy starcie lub przy przerwaniu podejściu do lądowania do bezpiecznej wysokości i prędkości lotu.

(3) Chociaż 30-Sekundowy i 2-Minutowy zakresy mocy OEI były pierwotnie pomyślane jako zakresy wysokiej mocy wykorzystujące dostępne zapasy konstrukcyjne Silnika, i po zastosowaniu których obowiązywało przeprowadzenie naprawy głównej Silnika, to doświadczenie pokazało iż wytwórcy dostarczają silniki o różnych możliwościach i różnych zapasach. Dlatego dopuszcza się pewną elastyczność w określaniu obowiązkowych czynności obsługowych, pod warunkiem że są one odpowiednio zweryfikowane w trakcie certyfikacji. (Patrz również AMC do CS-E 25)

(4) Zakresy te zostały przewidziane do jednorazowego zastosowania na jeden lot, w sytuacji awaryjnej w fazie startu lub lądowania. Jednakże, specyfikacje certyfikacyjne zostały sformułowane na okoliczność najgorszego scenariusza zakładającego ewentualne zastosowanie tych zakresów trzykrotnie podczas jednego lotu (tj. zdarzenie przy starcie, przerwany podejściu do lądowania i ostatecznym lądowaniu). Choć nie takie było przeznaczenie, uznaje się możliwość wykorzystania tych zakresów do niezamierzonych celów, jak w sytuacji niespodziewanych niekrytycznych warunków takich, jak Awaria Silnika wiroplata na wysokiej prędkości przelotowej. We wszystkich przypadkach, wymagane obowiązkowe czynności obsługowe mają zastosowanie po wszelkich przypadkach użycia tych zakresów mocy.

(5) W niektórych okolicznościach, najwyższa moc wykorzystana przez okres 2,5 minutowego zdarzenia OEI może być poniżej pasma 30-sekundowej mocy OEI, jednak pozostając nadal w zatwierdzonym paśmie 2-Minutowego zakresu mocy OEI. W tym przypadku dopuszczalne jest wydłużenie stosowania 2-Minutowego zakresu mocy OEI do sumarycznego okresu 2,5 minut. Jednakże, ten dodatkowy 30-sekundowy okres będzie uznany jako 30-Sekundowy zakres mocy OEI. Wymagane obowiązkowe czynności obsługowe podane są w CS-E 25 (b)(2) i AMC to CS-E 25.

(6) 30-Sekundowy i 2-Minutowy zakres mocy OEI powinny uwzględniać pogorszenie stanu ustalone w mającej zastosowanie dawce dwugodzinnej dodatkowej próby trwałościowej według of CS-E 740 (c)(3)(iii).

Wszelkie dostępne informacje z próby według CS-E 740 (c)(3)(iii) mogą być wykorzystane przy określaniu charakterystyk Silnika w obrębie jego obwiedni użytkowania. W szczególności, zakresy mocy 30-Sekundowej i 2-Minutowej OEI powinny odzwierciedlać spadek mocy zaobserwowany w okresie od skalowania próbą dwugodzinną, poprzez trzecie zastosowanie 30-Sekundowego zakresu mocy OEI, włącznie, podczas dodatkowej próby trwałościowej. Utrata mocy przy tym trzecim zastosowaniu powinna być najlepszym wskaźnikiem najgorszego z możliwych przypadku utraty mocy, jaki mógłby się zdarzyć przy jego faktycznym zastosowaniu. Dlatego powinna ona znaleźć odzwierciedlenie w danych przekazywanych wytwórcy statku powietrznego, aby ten mógł określić charakterystyki osiągowo układu statku powietrznego. W przypadku, gdyby utrata mocy wynosiła ponad 10% na zakresie 30-Sekundowym OEI w trakcie 2-godzinnej próby, powinien zostać przeanalizowany stopień pogorszenia stanu celem upewnienia się, że dostępność zakresu mocy 30-Sekundowej OEI w eksploatacji nie ulegnie ograniczeniu poprzez jego zmienność.

AMC do CS-E 40 (d) Ograniczenia użytkowania

Ograniczenia użytkowania ustanowione na mocy CS-40 (d) powinny zwykle obejmować pozycje wyszczególnione poniżej.

(1) Ogólne

- (a) Warunki otoczenia. (Obwiednia lotu)
- (b) Maksymalne deklarowane dla Silnika warunki użytkowania Śmigła ze skokiem w rewersie. (Jeśli ma zastosowanie)
- (c) Typy zatwierdzonych Śmigieł. (Jeśli ma zastosowanie)
- (d) Wyposażenie zatwierdzone do stosowania na Silniku.

(2) Silniki Tłokowe

- (i) Maksymalna prędkość obrotowa i ustawienie mocy Silnika dla warunków Startowych.
- (ii) Maksymalna prędkość obrotowa i ustawienie mocy Silnika dla warunków Maksymalnych Ciągłych.
- (iii) Maksymalne Nadobroty Silnika

- (iv) Specyfikacje paliwa, oleju i chłodziwa Silnika, w tym dodatków uszlachetniających.
- (v) Maksymalna(e) temperatura(y) oleju (odpowiednio dla wszystkich warunków użytkowania).
- (vi) Minimalna temperatura oleju na wlocie dla rozruchu.
- (vii) Minimalna temperatura oleju na wlocie dla przyspieszenia z małego gazu,
- (viii) Normalne użytkowe ciśnienie oleju na wlocie dla warunków Maksymalnych Ciągłych.
- (ix) Minimalne ciśnienie oleju na wlocie dla dokończenia lotu w warunkach Maksymalnych Ciągłych.
- (x) Maksymalna temperatura cylindrów (jeśli ma zastosowanie)
- (xi) Minimalna temperatura cylindrów dla przyspieszenia z małego gazu. (Jeśli ma zastosowanie)
- (xii) Maksymalna temperatura chłodziwa Silnika. (Jeśli ma zastosowanie)
- (xiii) Minimalna temperatura chłodziwa Silnika dla przyspieszenia z małego gazu. (Jeśli ma zastosowanie)
- (xiv) Maksymalna temperatura powietrza na wlocie (Jeśli ma zastosowanie)
- (xv) Maksymalne Nadobroty i związane z nimi ograniczenie czasowe,
- (xvi) Ciśnienie paliwa na wlocie w normalnym użytkowaniu,
- (xvii) Minimalna temperatura paliwa na wlocie dla rozruchu.
- (xviii) Maksymalna temperatura paliwa na wlocie

(3) Silniki turbinowe

(a) Prędkość obrotowa, wskazywana temperatura gazów turbiny i czas dla:

- Warunków Startowych.
- Warunków Maksymalnych Ciągłych.
- Warunków Maksymalnych Awaryjnych. (Jeśli ma zastosowanie)
- Warunków Pośrednich Awaryjnych. (Jeśli ma zastosowanie)
- Warunków 30-minutowych Awaryjnych. (Jeśli ma zastosowanie)

(b) Gatunki i rodzaje oleju.

(c) Specyfikacje(a) paliw(a).

(d) Specyfikacje(a) płynu(ów) hydraulicznych. (Jeśli ma zastosowanie)

(e) Zakłócenie przepływu pochłanianego powietrza na wlocie do Silnika.

(f) Maksymalne i minimalne ciśnienie paliwa.

(g) Maksymalna i minimalna temperatura paliwa.

(h) Maksymalna wskazywana temperatura oleju dla:

- Warunków Startowych.

-Warunków Maksymalnych Ciągłych.

-Warunków awaryjnych

-Warunków przejściowych i związanych(ego) ograniczeń(nia) czasowych(ego)

- (i) Minimalna wskazywana temperatura oleju dla rozruchu.
- (j) Minimalna wskazywana temperatura oleju dla przyspieszenia z małego gazu.
- (k) Minimalne ciśnienie oleju dla dokończenia lotu w warunkach Maksymalnych Ciągłych.
- (l) Maksymalne normalne ciśnienie oleju w warunkach Maksymalnych Ciągłych.
- (m) Wykorzystanie powietrza z upustu sprężarki
- (n) Maksymalna prędkość Turbiny Napędowej w Autorotacji (jeśli ma zastosowanie).
- (o) Maksymalny moment Turbiny Napędowej i maksymalna prędkość obrotowa, dla której zatwierdzono maksymalny moment.
- (p) Maksymalny chwilowy Nadmierny Moment i ograniczenie czasowe.
- (q) Maksymalne chwilowe nadobroty i ograniczenie(a) czasowe dla wszystkich stosowanych warunków użytkowania.
- (r) Maksymalna chwilowa Nadmierna Temperatura i ograniczenie czasowe.
- (s) Maksymalna wielkość przepływu chłodziwa (jeśli ma zastosowanie).
- (t) Warunki maksymalnego ciągu w rewersie i ograniczenie czasowe (łącznie ze stosowaniem w locie, jeśli ma zastosowanie).
- (u) Maksymalna prędkość obrotowa dla użycia hamulca Śmigła (jeśli ma zastosowanie).

AMC do CS-E 50 Układ sterowania silnikiem

(1) Zakres Stosowania

CS-E 50 ma zastosowanie do wszystkich rodzajów Układu Sterowania Silnikiem. Na przykład, układy te mogą być: hydromechaniczne lub hydromechaniczne z nadzorem elektronicznym o ograniczonej samodzielności, jednokanałowym układem sterowania Silnikiem o pełnej samodzielności ze wsparciem hydromechanicznym lub dwukanałowym Elektronicznym Układem Sterowania Silnikiem o pełnej samodzielności bez wsparcia, lub każdą inną kombinacją. Elektronika może być analogowa lub cyfrowa.

Układ Sterowania Silnikiem obejmuje wszelkie układy bądź urządzenia, które sterują, ograniczają lub monitorują pracę Silnika i są niezbędne dla ciągłej zdatności Silnika. Obejmuje to wszelki osprzęt, który jest niezbędny dla sterowania Silnikiem i zapewnienia jego bezpiecznej eksploatacji w ramach jego ograniczeń, o których mowa w CS-E 50 (a). Powyższe implikuje konieczność brania pod uwagę wszystkich elementów składowych Układu Sterowania Silnikiem, w tym: jednostki(a) sterowania elektronicznego, jednostki(a) podawania paliwa, urządzenia uruchamiające o zmiennej geometrii, linki, przewody, czujniki, itp. Główna pompa paliwowa Silnika często jest zamocowana na Silniku i fizycznie zintegrowana z jednostką podawania paliwa. Jednakże, zwykle nie jest ona uznawana za część składową Układu Sterowania Silnikiem.

Wymagania te obejmują główny Układ Sterowania Silnikiem, jak też systemy zabezpieczające przed, na przykład: nadobrotami, nadmiernym momentem obrotowym lub nadmierną temperaturą.

Jeżeli stosowane są środki zapobiegania przed skutkami nadobrotów w postaci ochrony przed odpadającymi łopatkami lub związane z konstrukcją Silnika, nie są one w rozumieniu CS-E 50 częściami Układu Sterowania Silnikiem, ponieważ ochrona ta ma charakter czysto mechaniczny i jest tak zaprojektowana by działać bez wpływu Układu Sterowania Silnikiem.

Układy monitorowania Silnika są objęte tą specyfikacją, jeżeli są fizycznie lub funkcjonalnie zintegrowane z Układem Sterowania Silnikiem lub wykonują funkcje mające wpływ na bezpieczeństwo Silnika lub są wykorzystywane do podejmowania decyzji z zakresu ciągłej eksploatacji lub przywrócenia do eksploatacji. Na przykład, liczniki cykli zmęczenia niskocyklowego (LCF) dla Części Krytycznych Silnika byłyby objęte, a większość monitorów trendów i urządzeń dostarczających danych dla obsługi nie byłoby objętych. Tam, gdzie urządzenie nie jest funkcjonalnie ani fizycznie zintegrowane z Układem Sterowania Silnikiem i nie wykonuje funkcji mających wpływ na bezpieczeństwo Silnika, powinno ono jednak nadal być brane pod uwagę zgodnie z CS-E 170.

(2) Cel

Celem CS-E 50 jest zdefiniowanie ogólnych założeń konstrukcyjnych i funkcjonalnych Układu Sterowania Silnikiem, a intencją tych specyfikacji nie jest zamiana lub zastępowanie innych wymagań dla układów paliwowych takich, jak CS-E 560. Dlatego, poszczególne elementy składowe Układu Sterowania Silnikiem takie, jak prądnice prądu przemiennego, czujniki, urządzenia uruchamiające powinny być objęte, dodatkowo, innymi punktami CS-E takimi, jak CS-E 80 lub CS-E 170, stosownie do przypadku.

Dla Elektronicznego Układu Sterowania Silnikiem (EECS) AMC 20-1 podaje dodatkowe szczegółowe interpretacje CS-E 50 ze szczególnym uwzględnieniem podłączenia do statku powietrznego i do Śmigła, kiedy ma to zastosowanie.

(3) Integralność

Intencją CS-E 50 (c) jest zdefiniowanie wymogów integralności Układu Sterowania Silnikiem spójnych z wymaganiami eksploatacyjnymi dla różnych zastosowań. W szczególności, wprowadzenie Elektronicznych Układów Sterowania Silnikiem powinno zapewniać przynajmniej równoważny poziom bezpieczeństwa i niezawodności Silnika w porównaniu do Silników wyposażonych w hydromechaniczne układy sterowania i ochrony oraz układy iskrownikowe.

(4) Zasilanie Dostarczane Przez Statek Powietrzny

Układy Sterowania Silnikiem działające w oparciu o technikę hydromechaniczną lub technikę inną niż elektryczna lub elektroniczna powinny z założenia spełniać wymagania CS-E 50 (h). Jednakże, jeżeli układ ma funkcje wykonywane elektrycznie lub elektronicznie, zależne od zasilania elektrycznego dostarczanego ze statku powietrznego, układ powinien być zbadany na zgodność z tą zasadą (patrz wskazówki w AMC 20-1).

(5) Powietrzne Łącza Przesyłu Sygnałów

CS-E 50 (i) obejmuje przypadki wnikania obcych ciał (np. piach, pył, woda lub owady), które może skutkować zablokowaniem łącz i negatywnie wpływać na pracę Silnika. Na przykład, doświadczenie wykazało że łącza wykorzystywane do pomiaru ciśnienia statycznego w sprężarce Silnika turbinowego mogą zostać zablokowane przez zamrożoną wodę powodując utratę mocy. Dlatego powinny zostać zastosowane środki zaradcze takie, jak: zabezpieczanie otworów, drenaż wody, podgrzewanie łącz celem uniemożliwienia zamrażania wody skondensowanej. Należy również uwzględnić wpływ korozji.

AMC do CS-E 50 (e) Integralność wirnika

Urządzenia, układy oraz przyrządy sterowania silnikiem przytaczane w CS-E 50(e) są zwykle, w nowoczesnych silnikach, dostarczane w urządzeniach zabezpieczenia przed nadobrotami i/lub obwodach, które mimo że mogą stanowić niezależne urządzenie, są dostarczane zwykle jako część elektronicznego Układu Sterowania Silnikiem. Jedną z akceptowalnych metod wykazania zgodności z wymaganiem na „uzasadnioną pewność” funkcjonowania układu lub obwodu zabezpieczenia jest wykonywanie okresowych sprawdzeń przy pomocy wbudowanego testera (BITE) lub próby funkcjonalnej.

W przypadku układu zabezpieczenia przed nadobrotami, kontrola testerem musi zapewniać całkowite sprawdzenie części elektrycznej/elektronicznej układu zabezpieczenia. Potrzeba wykonywania przeglądów lub sprawdzeń części mechanicznej lub wykonawczej układu zabezpieczenia jest oparta o wyniki analizy bezpieczeństwa tej części.

AMC do CS-E 50 (g) Elementy Sterowania - Silniki o 30-sekundowym zakresie mocy OEI

(1) Założeniem 30-Sekundowego zakresu OEI jest zapewnienie wiroplątowi zapasu mocy na wypadek unieruchomienia jednego z Silników. Lot i warunki działania wymagające wykorzystania tego zakresu mogą wiązać się ze znacznym obciążeniem pilota, by zachować bezpieczeństwo lotu. Dlatego 30-Sekundowy zakres OEI powinien być uruchamiany i sterowany automatycznie, bez udziału pilota innego niż wydanie polecenia zakończenia. Po uruchomieniu, 30-Sekundowa moc OEI jest automatycznie sterowana, a Silnik jest zabezpieczony przed przekraczaniem ograniczeń podanych w arkuszu danych certyfikatu typu Silnika, związanych z tym zakresem. Ponieważ 30-Sekundowy zakres OEI wykorzystuje niemal cały dostępny margines konstrukcyjny Silnika, uważa się iż przekroczenie ograniczeń związanych z tym zakresem najprawdopodobniej skutkowałoby Awarią Silnika, co byłoby niedopuszczalne w warunkach lotu krytycznego, już z jednym Silnikiem niedziałającym.

Założeniem wymagania automatycznego sterowania mocą 30-Sekundową OEI jest wyeliminowanie potrzeby monitorowania parametrów Silnika takich, jak moment lub moc na wale wyjściowym, prędkość obrotowa wału wyjściowego, prędkość obrotowa wytwornicy gazu oraz temperatura traktów gazowych. Takie środki sterowania automatycznego w ramach ograniczeń użytkowania powinny być skuteczne zarówno przy zwyczajnych jak i niezwykłych operacjach.

(2) Środki wymagane przez CS-E 50 (j) nie powinny uniemożliwiać osiągnięcia i utrzymywania przez Silnik zakresu Mocy 30-Sekundowej OEI. Patrz także punkt (5) w AMC do CS-E 20 (f).

AMC do CS-E 60 Wyposażenie w przyrządy

(1) Według wymagań CS-E 60 (a) producent Silnika powinien określić, jakie oprzyrządowanie jest niezbędne dla działania Silnika w ramach jego ograniczeń i zapewnić możliwość zabudowy tego oprzyrządowania.

Analiza bezpieczeństwa Silnika może wykazać, w dodatku do oprzyrządowania zespołu napędowego wymaganego do certyfikacji statku powietrznego, zapotrzebowanie na szczególne oprzyrządowanie dostarczające załodze latającej lub personelowi obsługi informacji pod kątem podejmowania odpowiednich czynności dla zapobieżenia wystąpieniu Awarii lub neutralizacji wszelkich związanych z tym konsekwencji.

(2) Należy dołożyć starań, by umiejscowienie na Silniku punktów pomiarowych parametrów takich, jak ciśnienie oleju, zapewniało prawidłowy odczyt na potrzeby przewidzianej ochrony istotnych elementów składowych. Na przykład:

(a) Punkt pomiaru ciśnienia w Silniku dla wskaźnika ciśnienia oleju i urządzenia ostrzegawczego niskiego ciśnienia oleju, tam gdzie ma to zastosowanie, powinien być odpowiednio wybrany z uwzględnieniem wszystkich krytycznych części w celu zapewnienia właściwych wskazań ciśnienia oleju w głównych łożyskach Silnika.

(b) Jeśli nie uzgodniono inaczej, między wskaźnikiem ciśnienia oleju a połączeniem urządzenia ostrzegawczego i łożyskami głównymi Silnika nie powinien być umieszczony zawór redukcyjny lub inna część mogąca ulec Awarii. Należy dobrać właściwe filtry potrzebne do ochrony wtryskiwaczy olejowych, lub otworków dawkujących w celu zmniejszenia możliwości ich zatkania oraz umieścić je tak, aby był łatwy dostęp przy kontrolach okresowych.

(3) Przy wykazywaniu zgodności CS-E 60(c), na przykład dlatego, że nieumyślne uruchomienie w locie odwracacza ciągu jest Niebezpiecznym Stanem Silnika, sterowanie położeniem urządzenia ciągu wstecznego oraz układy sygnalizujące to położenie powinny być oddzielone tak, by Awarie mogące mieć wpływ na położenie urządzenia ciągu wstecznego nie powodowały, w kabinie załogi, nieprawidłowych wskazań położenia odwracacza ciągu.

(4) Dla spełnienia wymagań CS E 60(d), przestawienie układu rejestrującego powinno być dostępne tylko dla personelu obsługi, a nie dla załogi latającej, celem uniemożliwienia dalszego użytkowania Silnika bez uprzedniego przeprowadzenia nakazanego obowiązkowego przeglądu po locie i czynności obsługi.

AMC do CS-E 60 (d) Wyposażenie w przyrządy

(1) W rozumieniu spełniania wymagań CS-E 60 (d), poziom 30-Sekundowej mocy OEI jest uznawany za zastosowany za każdym razem, kiedy jest przekroczone jedno lub więcej ograniczenie użytkowania właściwe dla poziomu 2-Minutowej mocy OEI. Poziom 2-minutowej mocy OEI jest uznawany za zastosowany za każdym razem, kiedy jest przekroczone jedno lub więcej ograniczenie użytkowania, właściwe dla kolejnego niższego zakresu mocy OEI lub są przekroczone inne zakresy Silnika (jeśli ma to zastosowanie).

(2) Wymagane środki, zapewniane przez wnioskującego lub wytwórcę wiroplata, powinny automatycznie rejestrować wejście na, i dalsze stosowanie zdefiniowanych poziomów mocy i umożliwiać automatyczne ostrzeżenie pilota o wejściu na te poziomy mocy oraz o związanym z tym zbliżającym się wyczerpaniem czasu oraz o wyczerpaniu czasu. Automatyczne rejestrowanie powinno być zgodne z instrukcjami obsługi, nakazanymi dla tych zakresów. W szczególności, powinno ono rejestrować liczbę zastosowań oraz czas każdego zastosowania lub czas sumaryczny, w tym wszelkie przekroczenia ograniczeń użytkowania 30 Sekund OEI i/lub 2 Minut OEI lub związanych z nimi ograniczeń czasowych. Powinno ono również zapewniać środki ostrzegania personelu obsługi o przypadkach zastosowania i/lub przekroczenia 30-Sekundowej i/lub 2-Minutowej mocy OEI. Patrz także punkt (5) w AMC to CS-E 40 (b) odnośnie przekroczenia 2-minutowego ograniczenia czasowego na 2-Minutowej mocy OEI.

(3) Celem jest zapewnienie, by informacje niezbędne dla obowiązkowych czynności obsługowych były dostępne po użytkowaniu 30-Sekundowej i/lub 2-Minutowej mocy OEI pod kątem uniknięcia dalszego użytkowania Silnika w potencjalnie niebezpiecznym stanie. Ogólny poziom zapewniania rozwoju układu rejestrującego i odczytującego powinien być zgodny z tym celem. Poziom zapewniania rozwoju elementów składowych układów zastosowanych do rejestrowania użytkowania i odtwarzania zapisu 2-Minutowego i 30-Sekundowego zakresu OEI powinien opierać się o krytyczność wykonywanych funkcji w ramach układu rejestrowania i odtwarzania, ustaloną na podstawie analizy bezpieczeństwa układu wymaganej przez CS-E 50 (d). Ogólny poziom jakości układu może zostać osiągnięty w oparciu o odpowiednią kombinację architektury układu i poziomu jakości elementów składowych.

Jeżeli układ rejestrowania i/lub odczytywania nie jest częścią składową Silnika, to statek powietrzny powinien nadal spełniać wymagania CS-27/29.1305. Wnioskujący powinien podać w instrukcjach zabudowy, że zadaniem tego układu rejestrowania/odczytywania jest zapewnienie, by informacje niezbędne dla obowiązkowych czynności obsługowych były dostępne po użytkowaniu 30-Sekundowej i/lub 2-Minutowej mocy OEI pod kątem uniknięcia dalszego użytkowania Silnika w potencjalnie niebezpiecznym stanie oraz że ogólny poziom zapewniania rozwoju układu rejestrowania i odczytu powinien być zgodny z tym zadaniem.

(4) Przystawienie układu rejestrującego powinno być dostępne tylko dla personelu obsługi, a nie dla załogi latającej, celem uniemożliwienia dalszego użytkowania Silnika bez uprzedniego przeprowadzenia nakazanego obowiązkowego przeglądu po locie i czynności obsługowej.

AMC do CS-E 70 Odlewy, odkuwki, konstrukcje spawane i części spawane

(1) Odlewy

Sposoby utrzymania żądanej jakości wszystkich odlewów powinny wykorzystywać takie metody jak, analiza składu chemicznego, badanie właściwości mechanicznych, badania mikroskopowe, badania niszczące, testy na wytrzymałość, badania radiograficzne, itp. Podczas, gdy dla większości odlewów wystarczyć mogą inne badania, to dla elementów odlewów poddanych większym naprężeniom w celu upewnienia się, że technologia odlewu jest zadawalająca, powinno się, jeśli to praktyczne, stosować badania radiograficzne.

Jeżeli potrzebne są badania radiograficzne, to powinny być one kontynuowane dopóki nie zostanie osiągnięty zadowalający poziom jakości. Dopuszczalne jest późniejsze złagodzenie kontroli przy produkcji masowej według uznania wytwórcy Silnika i przy akceptacji Agencji.

Wszystkie odlewy powinny być poddawane odpowiednim badaniom na pęknięcia. Badania powinny być wykonywane po każdej obróbce cieplnej.

Rysunki każdego odlewu powinny zawierać informacje wystarczające do jednoznacznego określenia metody jego produkcji i kontroli jakości, albo przytaczając szczegółowe informacje, albo powołując się na właściwe dokumenty. Tam gdzie to konieczne, powinno się wyszczególnić miejsca narażone na szczególne naprężenia, choć można zrobić to na osobnym rysunku.

Bez porozumienia z wytwórcą Silnika nie powinno się zmieniać odlewni (tj. wytwórcy odlewów) ani też czynić znaczących zmian w technice ich wykonywania. Porozumienie to powinno zawierać analizę dotyczącą potrzeby powtórzenia niektórych prób lub / oraz zmianę metody kontroli jakości.

(2) Odkuwki

(a) Odkuwki powinny się podzielić na należące do Klasy 1, Klasy 2 lub Klasy 3 według niżej podanych kryteriów:

-*Klasa 1* Części, których Awaria naraża statek powietrzny na niebezpieczeństwo.

-*Klasa 2* Części przenoszące naprężenia, nie zaliczone do Klasy 1.

-*Klasa 3* Części nie przenoszące naprężeń, lub tylko lekko obciążone, nie wliczone do Klasy 1.

Sposoby utrzymania żądanej jakości wszystkich odkuwek powinny wykorzystywać takie metody, jak analiza składu chemicznego, badanie właściwości mechanicznych, badania mikroskopowe, badania niszczące, testy na wytrzymałość, badania radiograficzne, itp.

Rysunki części zaliczonych do Klasy 1, powinny wyraźnie pokazywać układ ziaren, w sposób łatwo zauważalny dla osoby odpowiedzialnej za wybór technologii kucia. Powinny również podawać uzgodnione właściwości materiałowe.

Wszystkie odkuwki powinno się poddać, na właściwym etapie wykonawstwa, stosownym badaniom na pęknięcia. Dodatkowe badania wykrywające pęknięcia powinno się przeprowadzić po zakończeniu każdej dalszej obróbki cieplnej materiału. Jeżeli poziom i umiejscowienie naprężeń szczątkowych, występujących w odkuwkach stanowiących Części Krytyczne Silnika może być znaczący w porównaniu do przewidywanych obciążeń, jak również nie mogą być one ocenione na podstawie doświadczeń uzyskanych z podobnych konstrukcji używających podobnych materiałów i technologii kucia, powinno się wykonać wystarczającą liczbę badań własności fizycznych, by upewnić się co do właściwego poziomu naprężeń szczątkowych oraz odpowiedniej powtarzalności.

Jeżeli potrzebne są badania radiograficzne lub ultradźwiękowe, to powinny być one kontynuowane, dopóki nie zostanie osiągnięty zadowalający poziom jakości. Dopuszczalne jest późniejsze złagodzenie kontroli przy produkcji seryjnej, według uznania wytwórcy Silnika i przy akceptacji Agencji.

Rysunki każdej odkuwki powinny zawierać informacje, wystarczające do jednoznacznego określenia metody jej produkcji (np. optymalnej technologii oraz kolejności czynności, pozwalających utrzymać pożądany poziom naprężeń szczątkowych i właściwy układ ziaren w gotowej odkuwce) oraz kontroli jakości, albo przytaczając szczegółowe informacje, albo powołując się na właściwe dokumenty dotyczące sterowania procesami.

Wytrzymałość odkuwek należących do Klasy 1 i Klasy 2 powinno się udowodnić przy pomocy obliczeń, badań lub porównań z innymi odkuwkami podobnego typu, których wytrzymałość została już udowodniona jako zadowalająca.

(b) Próby

Każda odkuwka zaliczana do Klasy 1 lub 2, powinna posiadać co najmniej jeden występ spełniający rolę próbki(ek) do badań mających dać pewność, że właściwości materiałowe odkuwki są zadowalające.

Lokalizacja(e) i rozmiary występu(ów) do badań powinno się ustalać w porozumieniu z wytwórcą odkuwek. Wytwórca odkuwek powinien zaświadczyć, że próbka (próbki) do badań ma(ją) żądane właściwości materiałowe.

Tam, gdzie stosowanie próbek do badań jest kłopotliwe lub gdzie mogłoby ujemnie wpłynąć na wyrób, powinno się wyraźnie zaznaczyć na rysunku, że nie są one wymagane. W przypadkach tych powinno się uzgodnić właściwą metodykę badania próbek.

(c) Bez porozumienia z wytwórcą Silnika nie powinno się zmieniać wytwórcy odkuwek ani też czynić znaczących zmian w technice ich wykonywania. Porozumienie to powinno zawierać analizę dotyczącą potrzeby powtórzenia niektórych prób lub / oraz zmianę metody kontroli jakości.

(3) Konstrukcje Spawane i Części Spawane

Spoiny gazowe i zgrzeiny rezystancyjne powinno się podzielić w sposób, jak następuje:

-*Grupa 1* Spoiny i zgrzeiny, których Awaria lub nieszczelność może narazić statek powietrzny na niebezpieczeństwo.

-*Grupa 2* Spoiny i zgrzeiny podlegające silnym naprężeniom, których Awaria lub nieszczelność nie naraża statku powietrznego na niebezpieczeństwo.

-*Grupa 3* Pozostałe spoiny i zgrzeiny.

Powinno się ustalić konieczne sposoby utrzymania żądanej jakości wszystkich konstrukcji i elementów spawanych i zgrzewanych. Mogą one zawierać kontrolę poprawności stosowania zatwierdzonych metod przygotowania oraz metod spawania lub zgrzewania przy użyciu niszczących i nieniszczących badań reprezentatywnych próbek w zalecanych przedziałach czasu podczas procesu produkcji, oględzin każdej gotowej spoiny i zgrzeiny oraz tam, gdzie ma zastosowanie, prób ciśnieniowych.

Wszystkie części spawane i zgrzewane powinno się poddać na właściwym etapie wykonawstwa badaniom na pęknięcia. Dodatkowe badania wykrywające pęknięcia powinno się przeprowadzać po zakończeniu każdej dalszej obróbki cieplnej materiału.

Jeżeli potrzebne są badania radiograficzne, to powinny być one kontynuowane dopóki nie zostanie osiągnięty zadowalający poziom jakości. Dopuszczalne jest późniejsze złagodzenie kontroli przy produkcji seryjnej według uznania wytwórcy Silnika i przy akceptacji Agencji.

Rysunki każdej części lub konstrukcji spawanej, albo zgrzewanej, powinny zawierać informacje wystarczające do jednoznacznego określenia metody jej produkcji oraz kontroli jakości, albo przytaczając odpowiednie informacje, albo powołując się na właściwe dokumenty.

Bez porozumienia z wytwórcą Silnika nie powinno się czynić znaczących zmian w technice spawania i zgrzewania. Porozumienie powinno zawierać analizę dotyczącą potrzeby zmian metody kontroli jakości lub nawet czynności zatwierdzania zmian.

AMC do CS-E 80 Osprzęt

(1) Przy spełnianiu wymagań CS-E 80 należy określić ewentualną potrzebę dodatkowych wymagań w specyfikacjach osprzętu. Wnioskujący może je zdefiniować na zasadach ogólnych, na przykład celem uwzględnienia więcej niż jednej zabudowy na statku powietrznym.

Uwzględnienie warunków ogólnych takich, jak EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, umożliwia certyfikację osprzętu w konsekwentny sposób, niezależnie od wszelkich uwarunkowań dotyczących zabudowy. Jednakże, mogą być wymagane dodatkowe próby dla spełnienia wymagań CS-E 80 (b), w zależności od przyjętych warunków zabudowy. Należy wykazać, że wszelki osprzęt, w tym wszelkie podzespoły elektroniczne, czujniki, uprząże, elementy hydromechaniczne oraz wszelkie inne istotne części, działają prawidłowo w zgłoszonych warunkach.

(2) Producent powinien rozważyć możliwość zastosowania pozycji wyszczególnionych w Tabelach 1 i 4 poniżej, które powinny być traktowane jako wskazówki.

Dokumenty, podające dopuszczalne procedury prób dla każdej pozycji są przywoływane w tej samej tabeli. Producent może określić inne dopuszczalne i odpowiednie procedury prób i analiz. Zgodność jest zwykle wykazywana w drodze

prób i analiz chyba, że zostanie wykazane iż osprzęt jest wystarczająco podobny do osprzętu wcześniej certyfikowanego i pracuje w identycznych lub mniej wymagających warunkach.

Założenia i zastosowanie poszczególnych pozycji Tabel od 1 do 4 są podane poniżej każdej z tabel.

Następująca lista mających zastosowanie prób i procedur (lub ich odpowiedników) jest dopuszczalna dla oceny zdolności osprzętu.

(a) Ogólne Warunki Otoczenia

Następujące warunki otoczenia powinny zostać uwzględnione dla wszelkiego Osprzętu.

Tabela 1

	WARUNKI OTOCZENIA	DOPUSZCZALNE PRÓBY/PROCEDURY
1	Wysoka Temperatura	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, sekcja 4 lub Mil-E-5007 punkt 4.6.2.2.5
2	Niska Temperatura	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, sekcja 4 lub Mil-E-5007 punkt 4.6.2.2.7
3	Temperatura Pokojowa	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, sekcja 4 lub Mil-E-5007 punkt 4.6.2.2.6
4	Zanieczyszczone Płyny	Jako przypomnienie. Patrz specyfikacje dla paliwa/oleju/powietrza w odpowiednim CS-E lub Mil-E-5007 punkt 4.6.2.2.6 (tylko próby dla paliwa)
5	Drgania	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 8
6	Odporność na wstrząsy w eksploatacji i rozbicie	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 7.2 i 7.3.1
7	Piach i Pył	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 12, Kategoria D lub

		Mil-STD-810
8	Wrażliwość na Oddziaływanie Płynów	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 11, Kategoria F
9	Oprysk Solą	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 14, Kategoria S lub MIL-STD-810
10	Oblodzenie Układu Paliwowego	Jako przypomnienie. Patrz CS-E 560 (e)
11	Oblodzenie Układu Wlotowego	Jako przypomnienie. Patrz CS-E 230 i E 780
12	Grzyb	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 13, Kategoria F
13	Temperatura i wysokość	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 4

Wysoka Temperatura

Demonstracja dotycząca wysokiej temperatury służy potwierdzeniu, że osprzęt jest w stanie działać prawidłowo w najwyższej dla niego temperaturze otoczenia oraz rozpoznaniu wszelkich ewentualnych uszkodzeń spowodowanych poddaniem działaniu maksymalnej temperatury, mogących skutkować Awarią osprzętu. Warunki maksymalne powinny uwzględniać temperaturę otaczającego powietrza, zewnętrznego i wewnętrznego płynu, oddziaływaniu których poddawany jest osprzęt. Historyczne wymagania można znaleźć w MIL-E-5007 Punkt 4.6.2.2.5. Próby EUROCAE ED-14 /RTCA/DO-160 Sekcja 4 zostały zastosowane do wykazania zgodności.

Niska Temperatura

Demonstracja dotycząca niskiej temperatury służy potwierdzeniu, że osprzęt jest w stanie działać prawidłowo w najniższej dla niego temperaturze otoczenia oraz rozpoznaniu wszelkich ewentualnych uszkodzeń spowodowanych poddaniem działaniu minimalnej temperatury, mogących skutkować Awarią osprzętu. Warunki minimalne powinny uwzględniać temperaturę otaczającego powietrza, zewnętrznego i wewnętrznego płynu, oddziaływaniu których poddawany jest osprzęt. Historyczne wymagania można znaleźć w MIL-E-5007 Punkt 4.6.2.2.7. Próby EUROCAE ED-14 /RTCA/DO-160 Sekcja 4 zostały zastosowane do wykazania zgodności.

Temperatura Pokojowa

Demonstracja dotycząca temperatury pokojowej służy rozpoznaniu wszelkich ewentualnych uszkodzeń spowodowanych wydłużoną pracą w temperaturze pokojowej, mogących skutkować Awarią osprzętu. Próby EUROCAE ED-14 /RTCA/DO-160 Sekcja 4 zostały zastosowane do wykazania zgodności. Historyczne wymagania można znaleźć w MIL-E-5007 Punkt 4.6.2.2.6. Próba ta może być połączona z próbą z zanieczyszczonym płynem, jeśli ma zastosowanie.

Zanieczyszczone Płyiny

Demonstracja dotycząca zanieczyszczonego płynu służy potwierdzeniu, że układy Silnika są w stanie działać prawidłowo w warunkach zanieczyszczonego płynu. Może to być wykonane w drodze prób układu lub prób/analiz poszczególnych elementów osprzętu. Patrz mające zastosowanie wymagania CS-E takie, jak CS-E 560 dla paliwa, CS-E 570 dla oleju i CS-E 580 (a) dla powietrza. Próby mogą być połączone z demonstracją dotyczącą temperatury pokojowej.

Drgania

Demonstracja dotycząca drgań służy potwierdzeniu, że oddziaływanie zgłoszonych warunków drgań nie prowadzi do Awarii konstrukcji, a osprzęt jest w stanie działać prawidłowo w tych warunkach. Może to być zrealizowane w drodze specjalnych prób na niewyważonym Silniku lub prób osprzętu. Osprzęt nie musi być w stanie czynnym w trakcie prób osprzętu, jeżeli wnioskujący może wykazać innymi sposobami, że osprzęt działa prawidłowo lub nie wpływa negatywnie na działanie układu, kiedy zostanie poddany oddziaływaniu deklarowanym drganiom. Próby EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 8 są właściwe, jeśli warunki drgań dla osprzętu mogą zostać skorelowane z normami DO-160.

Odporność na wstrząsy w eksploatacji i zderzenie

Demonstracja dotycząca wstrząsów służy potwierdzeniu, że oddziaływanie wstrząsów doznawanych w trakcie normalnej eksploatacji statku powietrznego nie uniemożliwi dalszej prawidłowej pracy osprzętu. Demonstracja dotycząca zderzenia służy potwierdzeniu, że oddziaływanie wstrząsów doznawanych w warunkach zderzenia nie wywoła Awarii mocowania. Niniejszą demonstrację stosuje się tam, gdzie oddzielenie się osprzętu mogłoby prowadzić do Niebezpiecznego Stanu Silnika. Próby EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 7 i 7.3.1 są właściwe.

Piach i Pył

Demonstracja dotycząca piachu i pyłu ma zastosowanie do wszelkiego osprzętu, który nie jest uszczelniony pod kątem ochrony przed oddziaływaniem otoczenia. Próby powinny zostać wykonane zgodnie EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 12, kategoria D

Wrażliwość na Oddziaływanie Płynów

Demonstracja dotycząca wrażliwości na oddziaływanie płynów służy potwierdzeniu, że osprzęt jest w stanie działać prawidłowo po poddaniu go oddziaływaniu określonych płynów oraz rozpoznaniu wszelkich ewentualnych uszkodzeń tym spowodowanych mogących skutkować Awarią osprzętu. Zwykle płynami branymi pod uwagę są te, które mogą występować w eksploatacji takie, jak paliwo, olej, płyny hydrauliczne, rozpuszczalniki do czyszczenia, itp. Próby osprzętu mogą być wykonane według procedury podanej w EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160 sekcja 11, kategoria F, punkt 11.4.1 (Próba Natrysku). Po zakończeniu próby należy otworzyć podzespół, jeżeli jego konstrukcja to umożliwia, celem przeprowadzenia oględzin pod kątem ewentualnego przedostania się płynu do środka. Jeśli istnieją ślady przedostania się płynu do środka, wnioskujący powinien przedstawić argumenty za przyjęciem wyników próby, odnosząc się do krytyczności ilości płynu i umiejscowienia przecieku.

Oprysk Solą

Demonstracja dotycząca oprysku solą służy potwierdzeniu prawidłowego działania osprzętu po poddaniu go warunkom oprysku solą. Dla osprzętu uszczelnionego pod kątem ochrony przed oddziaływaniem środowiska, wymogi mogą być uzasadnione w drodze analizy wykazującej, że materiał obudowy osprzętu jest odporny na warunki oprysku solą. Próby mogą zostać wykonane zgodnie EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 14, kategoria S.

Oblodzenie Układu Paliwowego

Wykazanie zdolności osprzętu układu paliwowego do działania w warunkach oblodzenia odbywa się zwykle w drodze prób układu lub analizy.

Oblodzenie Układu Wlotowego

Wykazanie zdolności osprzętu, narażonego na oblodzenie traktu gazowego lub układu upustu Silnika, do działania w warunkach oblodzenia odbywa się zwykle w drodze prób Silnika lub analizy.

Grzyb

Demonstracja dotycząca grzyba oparta jest o próbę lub analizę, które wykazują że nie są zastosowane w osprzęcie żadne materiały podatne na rozwój grzyba. Próby mogą być wykonane według EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160 sekcja 13, kategoria F (Grzyboodporność).

Temperatura i wysokość

Celem jest potwierdzenie w drodze próby lub analizy, że osprzęt działa zgodnie z założeniami konstrukcyjnymi w całym zakresie obwiedni lotu dla Silnika. Próby mogą zostać wykonane zgodnie EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 4.

(b) Ogólne Warunki Otoczenia dla Sprzętu Elektrycznego /Elektronicznego

Następujące warunki otoczenia powinny zostać uwzględnione dla wszelkiego sprzętu elektrycznego / elektronicznego lub sprzętu z podzespołami elektrycznymi / elektronicznymi. Dodatkowe materiały pomocnicze dotyczące EMI, HIRF i wyładowań atmosferycznych można znaleźć w AMC 20-1.

Tabela 2

Elektryka Ogólne	WARUNKI OTOCZENIA	DOPUSZCZALNE PRÓBY/PROCEDURY
14	Cykle Termiczne	EUROCAE ED-14/ RTCA/DO-160, Sekcja 5
15	Odporność na Eksplozje	EUROCAE ED-14 /RTCA/DO-160, Sekcja 9
16	Wilgotność	EUROCAE ED-14 //RTCA/DO-160, Sekcja 6 lub MIL-STD-810
17	Wodoszczelność	EUROCAE ED-14 /RTCA/DO-160, Sekcja 10 lub MIL-STD-810 (DESZCZ)
18	EMI, HIRF i wyładowanie atmosferyczne	Patrz AMC 20-1
19	Zasilanie	EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 16 i 17 lub MIL-STD-704

Cykle Termiczne

Demonstracja dotycząca cykli termicznych służy wykazaniu, że dany sprzęt będzie nadal działać i nie ulegnie awarii bądź uszkodzeniu gdy zostanie poddany cyklom termicznym i termicznym stanom przejściowym, zgodnym ze zgłoszonymi termicznymi warunkami otoczenia. Próby mogą zostać wykonane według procedur podanych w EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 5. Jeśli sprzęt ma elektryczne podzespoły, dopuszczalne może być ograniczenie próby do tych podzespołów.

Odporność na Eksplozje

Demonstracja dotycząca odporności na eksplozje służy wykazaniu, że dany sprzęt nie może spowodować wybuchu palnych płynów lub oparów. Próby odporności na eksplozje mogą zostać wykonane zgodnie EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 9 (Odporność na Eksplozje), jeśli ma to zastosowanie. Środowisko I określa sprzęt mocowany w zbiornikach paliwowych lub wewnątrz układów paliwowych. Środowisko II jest otoczeniem, gdzie mogą występować mieszanki palne w wyniku "Rozlania lub przecieku powodującego Usterki".

Dla instalacji w strefie Ogniowej, strefa ta powinna być wyposażona w środki gaśnicze, by próba odporności na eksplozje podana w Środowisku II w DO-160D, sekcji 9 była odpowiednia. Jednakże, strefy Przecieku Płynów Palnych mogą nie być wyposażone w środki gaszenia ognia lub spełniać innych wymagań bezpieczeństwa związanych ze strefami ogniowymi w związku z założeniem, że nie ma w nich żadnych źródeł ognia. W tych przypadkach dla zabudowy na statku powietrznym może być konieczna próba odporności na eksplozje podana w Środowisku I w DO-160D, sekcji 9.

Wilgotność

Demonstracja dotycząca wilgotności służy wykazaniu, że wnikanie wilgoci nie ma negatywnego wpływu na działanie i konstrukcję sprzętu. Próby mogą zostać wykonane zgodnie EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 6.

Wodoszczelność

Demonstracja dotycząca wodoszczelności służy potwierdzeniu, że sprzęt jest w stanie działać prawidłowo po poddaniu go oddziaływaniu wody oraz rozpoznaniu wszelkich ewentualnych uszkodzeń tym spowodowanych mogących skutkować Awarią sprzętu. Próby wodne mogą zostać wykonane zgodnie EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, Sekcja 10 Kategoria S. Po próbie należy otworzyć podzespół, jeżeli jego konstrukcja to umożliwia, celem przeprowadzenia oględzin pod kątem ewentualnego przedostania się wody do środka. Jeśli istnieją ślady przedostania się wody do środka, wnioskujący powinien przedstawić argumenty za przyjęciem wyników próby odnosząc się do krytyczności ilości wody i umiejscowienia przecieku.

Zasilanie

Demonstracja dotycząca zasilania stosuje się tylko do sprzętu elektrycznego/elektronicznego lub sprzętu z elektrycznymi/elektronicznymi podzespołami, zasilanymi bezpośrednio ze statku powietrznego (np. EEC, HMU elektromagnetyczne odcięcie paliwa). Celem tej próby jest wykazanie, że taki sprzęt może przyjąć pełny zakres mocy zasilania zgłoszony dla zabudowy. Dla odnośnego sprzętu, wymagania mogą być uzasadnione w drodze prób podanych w EUROCAE ED-14 / RTCA/DO-160, sekcja 16 i 17.

(c) Sprzęt Mechaniczny

Inne wymagania CS-E, podane poniżej, mogą mieć znaczenie dla sprzętu.

Tabela 3

	TEMAT	DOPUSZCZALNE PRÓBY/PROCEDURY
20	Ciśnienie Dopuszczalne	CS-E 640 (a)(1)
21	Ciśnienie Niszczące	CS-E 640 (a)(2)
22	Ciśnienie Cykliczne	CS-E 640 (b)
23	Ogień	CS-E 130 (uwaga: Układ Sterowania Silnikiem powinien spełniać wymagania CS-E 130 (e))

Właściwe są AMC do CS-E 130 i AMC do CS-E 640.

(d) Próby Specjalistycznego Osprzętu

Tabela 4

	TEMAT	DOPUSZCZALNE PRÓBY/PROCEDURY
24	Przegrzanie elektronicznych Układów Sterowania Silnikiem	AMC 20-1

Przegrzanie

Celem niniejszej próby lub analizy jest potwierdzenie, że elektryczne/elektroniczne składniki Układu Sterowania Silnikiem nie spowodują wystąpienia Niebezpiecznego Stanu Silnika, kiedy zostaną poddane warunkom przegrzania prowadzącym do Awarii. Patrz także AMC 20-1. Jeśli próba/analiza przegrzania nie została wykonana, powinno to być zgłoszone jako ograniczenie zabudowy w instrukcjach zabudowy Silnika, a możliwość przegrzania powinna zostać uwzględniona przy certyfikacji statku powietrznego.

(3) Umieszczenie słabego łącza w napędzie lub uwzględnienie słabego łącza w osprzęcie zwykle jest dopuszczalne jako sposób na ograniczenie nadmiernego momentu skrętnego. Jednakże, dla niektórego osprzętu, który może być zastosowany zgodnie z CS-E 20 (c) (np. prądnicą elektryczną wysokiej mocy) słabe łącze może nie zapewnić odpowiedniego zabezpieczenia przez uszkodzeniem Silnika w wyniku przegrzania i zniszczenia osprzętu. W takim przypadku inne sposoby rozłączenia muszą zostać uwzględnione lub przewidziane celem umożliwienia odłączenia osprzętu przy pracującym Silniku.

(4) Osprzęt z wirnikami o wysokiej energii. Zgodność z wymaganiami CS-E 80 (d) może zostać wykazana poprzez odniesienie do czterech kategorii obudowoodporności w Tabeli 5 dotyczących rozrusznika turbinowego zasilanego powietrzem lub gazem z zewnętrznego źródła, w której wyszczególnione są specyfikacje właściwe dla każdej kategorii. Inny osprzęt rozważany jest na podobnych zasadach przy wykorzystaniu Analizy Usterek całego układu do wyznaczenia prędkości krytycznych, które mogą wystąpić w wyniku Awarii.

Tabela 5

KATEGORIA WYKAZYWANEJ OBUDOWOODPORNOŚĆ	MAJĄCE ZASTOSOWANIE SEKCJE SPECYFIKACJI (patrz Tabela 6)
1. Zatrzymywanie tylko łopatek	a, b, c, d i e
2. Rozerwanie piasty przy normalnej prędkości użytkowej (tj. najwyższa dopuszczalna prędkość obrotowa bez Awarii układu ale z uwzględnieniem maksymalnego wyskoku regulatora)	a, b, c (zmniejszenie rozrzutu wytrzymałości zmęczeniowej może być dozwolone), d i e
3. Rozerwanie piasty przy maksymalnej prędkości "bez obciążenia" przy wszelkich postaciach Usterek lub ich kombinacji (w tym mających wpływ na podawanie płynów) inne niż postać Skrajnie Odległej Usterki	a i b
4. Przypadek napędzania przez Silnik jeśli bardziej krytyczny niż 3. Zatrzymanie rozerwanej piasty przy maksymalnej napędzanej prędkości obrotowej lub, jeżeli jest mniejsza, maksymalnej prędkości rozerwania	tylko a

Tabela 6

ODNIESIENIE	SPECYFIKACJA
a	Kontrola jakości środków zapewniających obudowoodporność
b	Zapewnienie, by mechanizm napędu uniemożliwił Silnikowi rozkręcenie rozrusznika do niebezpiecznej prędkości obrotowej, chyba, że takie prawdopodobieństwo jest Skrajnie Odległe (patrz CS-E 590)
c	Zapewnienie Zatwierdzonej Żywotności i kontroli jakości wirujących Części Krytycznych Silnika (patrz CS-E 515,

	E 70 i E 110)
d	Próba integralności wirujących części (patrz CS-E 840)
e	Prześwit między wirującymi i nieruchomymi częściami (patrz CS-E 520 (b))

AMC do CS-E 130 Instalacja Przeciwożarowa

(1) Definicje

(a) Układy Drenażowe i Wentylacyjne: Elementy składowe zastosowane do usuwania z Silnika nieużywanych lub niepożądanych ilości płynów palnych lub oparów.

(b) Przewody Zewnętrzne, Złączki i inne Elementy: Części Silnika podające płyny palne znajdujące się poza obudową, ramą lub innym znaczącym elementem konstrukcji Silnika głównego. Części to m.in. rurki paliwowe i olejowe, przekładnia agregatu, pompy, wymienniki ciepła, zawory oraz elementy sterowania paliwem na Silniku.

(c) Zagrożenie Pożarowe: (1) Niezamierzone wypuszczenie lub nagromadzenie niebezpiecznej ilości palnego płynu, oparów lub innych materiałów; lub (2) Awaria lub niesprawność prowadząca do powstania niezamierzonego źródła ognia w strefie ogniowej; lub (3) zagrożenie Niebezpiecznym Stanem Silnika w wyniku działania ognia.

(d) Ognioodporny, Ogniotrwały: definicje "Ognioodporny" i "Ogniotrwały" podane są w CS-E 15; wynika z nich, że działanie danej części w warunkach pożaru nie powinno narazić statku powietrznego na niebezpieczeństwo.

(e) Niebezpieczna ilość: Ilość paliwa, oparów lub innego materiału, która podtrzymywałaby pożar o długotrwałości i szkodliwości wystarczającej dla wywołania uszkodzenia, mogącego potencjalnie skutkować Niebezpiecznym Stanem Silnika. W przypadku braku bardziej odpowiedniego ustalenia niebezpiecznej ilości palnego płynu, należy przyjąć, że jest to 0,25 litra lub więcej (lub palnego materiału o równoważnej pojemności cieplnej).

(2) Ogólne

(a) Cel

Celem CS-E 130 jest zapewnienie, by zastosowana konstrukcja, materiały oraz sposoby wykonania minimalizowały prawdopodobieństwo wystąpienia pożaru, jego skutki oraz rozprzestrzenianie się.

(b) Zadania

Dla realizacji powyższego celu, podstawowe zadania to: (1) ograniczyć, odizolować oraz wytrzymać pożar lub zapobiec podtrzymywaniu istniejącego pożaru poprzez zasilanie w powietrze lub materiały palne oraz (2) zwiększenie prawdopodobieństwa utrzymania przez Układ Sterowania Silnikiem i wyposażenie możliwości bezpiecznego wyłączenia Silnika lub ustawienia Śmigła w chorągiewkę (jeżeli układ sterowania Śmigłem jest częścią konstrukcji Silnika) i utrzymanie tego stanu.

(c) Ustalenie poziomu zabezpieczenia przeciwpożarowego

Wymaganiem CS-E 130 (b) jest, by wszystkie części lub elementy składowe podające palne płyny były przynajmniej Ognioodporne, a CS-E 130 (c) wymaga, by zbiorniki na palne płyny i związane z nimi środki odcinania płynu były Ogniotrwałe. Następnie należy ustalić jaki poziom zabezpieczenia przeciwpożarowego powinien zostać wykazany dla każdego elementu składowego wymagającego oceny zabezpieczenia przeciwpożarowego.

5 minutowe poddanie działaniu ognia związane ze statusem "Ognioodporności" zapewnia załodze latającej wystarczającą ilość czasu na rozpoznanie stanu pożarowego, zatrzymanie odpowiedniego Silnika i zamknięcie odpowiednich zaworów(u) odcinających. Odcina to źródło płynu.

Jednakże, elementy składowe Układu olejowego Silnika turbinowego mogą nadal transportować olej po zatrzymaniu Silnika w wyniku ciągłego obracania. Podawanie oleju do pożaru może trwać tak długo, jak będzie obecne zjawisko ciągłego obracania lub dopóki nie zostanie zubożone podawanie oleju.

Zgodnie z tymi założeniami, ogólnie rzecz biorąc, elementy składowe podające palne płyny mogą być ocenione na normy ognioodporności pod warunkiem, że normalne podawanie palnego płynu zostanie zatrzymane przy wykorzystaniu opcji odcinania płynu [patrz także CS-E 570 (b)(7)(i)].

Elementy składowe Układu olejowego mogą wymagać oceny pod kątem zagrożenia pożarowego (ilość, ciśnienie, wydatek, itp.) celem określenia, czy powinna być zastosowana norma dotycząca ognioodporności, czy też ogniotrwałości. Warto zwrócić uwagę, że historycznie rzecz biorąc większość elementów składowych układu olejowego była oceniana pod kątem normy ogniotrwałości.

Inne elementy składowe podające płyny palne (z wyłączeniem zbiorników palnych płynu) takie, jak układy hydrauliczne i zwiększające ciąg powinny zostać ocenione na podobnych zasadach. Zbiorniki płynów palnych powinny być ogniotrwałe zgodnie z wymaganiami CS-E 130 (c).

(d) Kryteria zaliczenia / nie zaliczenia

Przy przeprowadzaniu próby ogniowej należy stosować następujące kryteria akceptacji:

- Zachowanie zdolności wykonywania funkcji założonych na wypadek pożaru,
- Brak przecieków niebezpiecznych ilości palnych płynów, oparów lub innych materiałów,
- Brak podtrzymywania spalania przez składniki artykułu poddawanego próbie,
- Brak przepalania przez ścianki przeciwogniowe,
- Brak innych warunków mogących skutkować Niebezpiecznym Stanem Silnika,

(i) Funkcje

Funkcje założone na wypadek pożaru będą ustalane oddzielnie dla każdego przypadku. Na przykład, Układy Sterowania Silnikiem nie powinny wywoływać Niebezpiecznego Stanu Silnika kontynuując działanie ale powinny umożliwiać lub powodować bezpieczne zgaszenie Silnika, w każdej chwili okresu trwania odnośnych warunków.

Bezpieczne zgaszenie Silnika w każdym momencie próby odporności na ogień jest dopuszczalnym rozwiązaniem dla tego typu elementów składowych, pod warunkiem że bezpieczne zgaszenie jest utrzymane do końca 5 minut okresu próby.

Zawór odcinający zbiornika płynu palnego powinien pozostawać czynny (by zamknąć) lub powracać do pozycji zamknięcia oraz powinien być w stanie utrzymać tę pozycję bez przecieku niebezpiecznej ilości palnego płynu do końca 15-minutowego okresu próby.

Powyższe przykłady podane są dla zilustrowania indywidualnego charakteru dokonywania niniejszego ustalenia.

(ii) Przeciek palnego płynu

W trakcie całej próby nie powinna przeciec z artykułu niebezpieczna ilość palnego płynu.

(iii) Podtrzymywanie spalania

Należy uwzględnić próby dotyczące przypadków niesamogasnących pożarów. Przypadki te to spalanie składników materiałowych badanego artykułu lub spalanie palnego płynu wyciekającego z podzespołu. Ogólnie rzecz biorąc, takie przypadki powinny nadal powodować niezaliczenie próby chyba, że można wykazać że składniki materiałowe podtrzymujące spalanie nie są niebezpieczną ilością palnego płynu, oparów materiału w rozumieniu niniejszego AMC.

Miało to miejsce w przypadku niektórych podzespołów elektronicznych. Dzisiejsza technologia elektroniczna często wykorzystuje związki chemiczne do zalewania obwodów drukowanych wewnątrz obudowy Układu Sterowania Silnikiem, które mogą podtrzymywać spalanie przy odpowiednim podgrzaniu lub, gdy zostaną poddane działaniu otwartego płomienia. Te związki chemiczne mogą się również topić w wysokich temperaturach i mogą przeciec przez obudowę. Dlatego te materiały mogą podtrzymywać ogień o niskiej intensywności wewnątrz i / lub na zewnątrz obudowy przez ograniczony okres czasu po usunięciu płomienia wykorzystanego do próby.

(iv) Zapora Ogniowa

Przez cały czas trwania próby i po jej zakończeniu elementy zapory ogniowej powinny utrzymać pożar wewnątrz wyznaczonej strefy lub obszaru. Oznacza to, że elementy zapory ogniowej nie doznają przepalenia w postaci otworów i nie zawiodą w żaden sposób, a ich mocowania i punkty uszczelnień przed ogniem wokół elementów nie będą płonąć po usunięciu płomienia wykorzystywanego do próby. Nie powinien wystąpić zapłon z tylnej strony.

(v) Inne warunki

W trakcie trwania całej próby i po jej zakończeniu nie może wystąpić Niebezpieczny Stan Silnika.

(3) Materiały

(a) Doświadczenie wykazało, że przy stosowaniu takich materiałów, jak stopy magnezu i tytanu może być konieczne zastosowanie stosownych konstrukcyjnych środków ostrożności, by zapobiec niedopuszczalnemu zagrożeniu pożarowemu. Należy uwzględnić możliwość powstania ognia w wyniku ocierania lub kontaktu z gorącymi gazami.

Wszelkie materiały wykorzystane w ścieralnych okładzinach powinny zostać poddane ocenie pod kątem uniknięcia zagrożenia pożarem lub wybuchem. Należy również zwrócić uwagę na skutki Awarii mechanicznych wszelkich elementów składowych Silnika oraz skutki zmian wymiarów wynikających ze zjawisk termicznych wewnątrz Silnika.

(b) Stosowanie Tytanu

W sprzyjających warunkach wiele stopów tytanu stosowanych do wytwarzania łopatek wirnika i kierownic w Silniku zapala się i może podtrzymywać spalanie. Ogólnie rzecz biorąc, tytan pali się bardzo szybko i niezmiernie intensywnie. Stopione cząstki w pożarach tytanu wytwarzają bardzo erozyjne gorące strumienie przepalające obudowy sprężarki, co skutkuje promieniowym wyrzucaniem stopionego lub rozżarzonego metalu. W takich przypadkach, w zależności od zabudowy, statek powietrzny może być narażony na niebezpieczeństwo.

Przy wykazywaniu zgodności z CS-E 130 (a) wnioskujący powinien ocenić całokształt konstrukcji pod kątem podatności na pożary tytanu. Jeżeli ocena ta nie wykluczy możliwości podtrzymywania ognia, wtedy należy wykazać że pożar tytanu nie skutkuje Niebezpiecznym Stanem Silnika.

Na podstawie doświadczeń można stwierdzić że następujące środki ostrożności mogą obniżyć podatność Silników na pożar tytanu:

-Rodzaj stopu, tj. składniki inne niż tytan.

-Powłoki lub mechaniczne okładziny łopatek / obudowy, powstrzymujące zapłon lub dalsze spalanie.
-Sposób, w jaki konstrukcja minimalizuje potencjalnie niebezpieczne ocieranie się:

* Duże prześwity pomiędzy rzędami łopatek;

*W miejscach potencjalnego występowania ocierania stosowanie odpowiednich materiałów ścieralnych o dostatecznej grubości uwzględniającej przewidywane wychylenia wirnika i kierownic, w tym również te mogące wystąpić w warunkach Usterki;

* Nie stosowanie tytanu w sąsiadujących częściach wirujących i częściach nieruchomych;

* Uwzględnienie w pełni ruchów wirnika w stanach przejściowych i w warunkach wystąpienia Awarii łożysk;

* Zapewnienie, by cienkie łatwopalne przekroje tytanu nie były wyrzucane z przodu Silnika.

(c) Stosowanie Magnezu

Wiele stopów magnezu stosowanych w produkcji elementów składowych Silnika jest łatwopalnych, jeżeli występują w postaci drobnych opiłków lub proszku. Dlatego stosowanie stopów magnezu w cienkich przekrojach lub w miejscach narażenia na korozję, ocieranie lub szorowanie z dużą prędkością powinno być starannie rozważone.

Przy wykazywaniu zgodności z CS-E 130 wnioskujący powinien ocenić całokształt konstrukcji pod kątem podatności na pożary magnezu. Jeżeli ocena ta nie wykluczy możliwości podtrzymywania ognia, wtedy należy wykazać że pożar magnezu zostanie utrzymany w strefach Silnika nie zagrażających wystąpieniem Niebezpiecznego Stanu Silnika.

(d) Ścieralne Okładziny

Wiele modułów wentylatora, sprężarki i turbiny ma ścieralne okładziny pomiędzy końcówkami wirujących łopatek a obudową kierownic. Doświadczenia pokazują, że w zależności od materiału zastosowanego w ścieralnej okładzinie może wystąpić pożar lub wybuch przy obecności źródła ognia, jeżeli zostanie starta znaczna część okładziny przy ocieraniu występującym pomiędzy wirnikiem a kierownicą. W pewnych warunkach może wystąpić samozapłon mieszanki drobnych cząstek usuniętych ze ścieralnych okładzin z gorącym gazem w traktach przepływowych.

Zjawisko to powinny zostać ocenione dla każdego stopnia wentylatora, sprężarki turbiny z okładziną ścieralną

(e) Materiały Nasiąkliwe

Materiały nasiąkliwe nie powinny być stosowane w pobliżu elementów składowych układu płynu palnego chyba, że są spreparowane lub pokryte w taki sposób, by zapobiec pochłonięciu niebezpiecznych ilości takiego płynu.

(4) Szczególne interpretacje

(a) Wyposażenie kontrolno-pomiarowe i skalowanie

Dopuszczalne procedury skalowania palników do prób oraz normy dla płomienia podane są w normie ISO 2685.

Przed każdą próbą niezbędne jest odpowiednie skalowanie, by upewnić się iż osiągnięta jest znormalizowana temperatura i wydatek ciepła płomienia. Dla zapewnienia stałości warunków płomienia w trakcie całej próby należy wykazać stałość parametrów przepływu w trakcie całej próby lub wykonać skalowanie po próbie celem wykazania zgodności z wartościami sprzed próby.

(b) Umiejscowienie oddziaływania płomienia

Ogólnie rzecz biorąc, płomień w próbie powinien być przyłożony do tych elementów danego artykułu, które w drodze prób lub analizy zostały wskazane jako najbardziej krytyczne dla przetrwania skutków oddziaływania ognia.

Przy takim podejściu, wskazanie miejsc(a) oddziaływania płomienia powinno uwzględniać co najmniej następujące potencjalne czynniki: materiały; geometrie; właściwości części; zjawisko miejscowych strumieni płomienia; drgania; poziom wewnętrznego płynu, ciśnienie i wydatek; powłoki powierzchniowe; właściwości zabezpieczenia przeciwpożarowego; itp.

Alternatywnie, wnioskujący może rozważyć wszelkie potencjalne źródła ognia w przewidywanej zabudowie przy ustalaniu specyfikacji umiejscowienia oddziaływania ognia przy przeprowadzaniu próby.

Celem jest wskazanie miejsc lub elementów, na które nie może bezpośrednio oddziaływać ogień oraz ocena krytycznych elementów, na które ogień może bezpośrednio oddziaływać. Jeśli wnioskujący wybiera niniejszy sposób przeprowadzenia analizy zabudowy, to powinna ona bazować na faktycznie przewidzianej zabudowie i powinna przynajmniej uwzględniać czynniki wymienione powyżej wraz z następującymi potencjalnymi czynnikami specyficznymi dla zabudowy: konstrukcja osłony i gondoli; przepływ powietrza pod osłoną; elementy konstrukcyjne montowania Silnika statku powietrznego; itp.

Taka analiza zabudowy powinna wystrzegać się prostych uogólnień takich, jak "najbardziej prawdopodobnym kierunkiem płomienia jest kierunek pionowy przy założeniu, że paliwo zbiera się na dnie osłony" i powinna być uzgodniona z montującym. Jeśli będzie zastosowane niniejsze podejście, każda nowa zabudowa będzie wymagała ponownej oceny w porównaniu do pierwotnego uzasadnienia zabezpieczenia przeciwpożarowego dla potwierdzenia odpowiedniości dla nowej zabudowy. Na koniec, należy odpowiednio uwzględnić elementy zabezpieczenia przeciwpożarowego takich, jak osłony ogniowe, powłoki przeciwpożarowe lub inne środki - w taki sposób by nie zniechęcić do ich stosowania lub je odrzucić w kontekście zgodności z CS-E 130.

(c) Parametry pracy artykułów poddawanych próbom

Właściwości i parametry pracy artykułu poddawanego próbie powinny być spójne, choć konserwatywne, w odniesieniu do warunków mogących wystąpić w trakcie rzeczywistego pożaru. Na przykład tam, gdzie wysoki wydatek wewnętrznego przepływu płynu potęguje zjawisko opadania ciepła i jest mniej konserwatywny w odniesieniu do podatności na ogień, należy podać dla próby warunki minimalnego przepływu. To samo jest prawdziwe dla przykładów dotyczących temperatur przepływu wewnętrznego, ilości lub innych parametrów.

(d) Elementy składowe Układów Elektrycznych

Dla spełnienia wymagań CS-E 130 (c) należy ocenić wpływ ognia na elementy składowe układu elektrycznego. Przewody elektryczne, złącza, końcówki i osprzęt zabudowane na Silniku w wyznaczonych strefach ogniowych powinny być przynajmniej ognioodporne.

(5) Próby pożarowe

(a) Próba pożarowa zbiornika palnego płynu

W przypadku braku akceptowalnej oceny zabudowy, płomień w próbie powinien być przyłożony do tych miejsc(a) lub tych elementów zbiornika, które w drodze prób lub analizy zostały wskazane jako najbardziej krytyczne dla przetrwania skutków oddziaływania ognia (tj. miejsce lub element, którego przetrwanie warunków próby lub spełnienie kryteriów zaliczenia próby jest najmniej prawdopodobne).

Przy doborze miejsca przyłożenia płomienia należy brać pod uwagę zabudowę zbiornika oraz wszelkie elementy zespołu zbiornika. Typowe elementy zbiornika to m.in. część główna zbiornika, zespoły wlotowy i wylotowy, oszklony wziernik, zaślepki drenażu, magnetyczny wykrywacz opiłków, zespół dozownika, zespół wentylacyjny, korek wlewowy i spływnik, mocowanie, zawór odcinający, czujnik temperatury oraz zespół separatora powietrza/płynu. Zbiorniki mogą być konstruowane i produkowane z dowolną kombinacją powyższych elementów lub innych, nie wymienionych, oraz z różnych materiałów.

Dlatego, w niektórych przypadkach, wykazanie zgodności z CS-E 130 może wymagać wsparcia danymi z innych prób pożarowych, wykonania wielokrotnych prób w różnych miejscach, prób na poziomie podzespołów lub z doświadczeń eksploatacyjnych, aby objąć wszystkie elementy zespołu zbiornika.

Należy rozważyć również inne aspekty wyznaczania umiejscowienia oddziaływania płomienia takie, jak wydajność układu wentylacji (doświadczenie pokazało, że próby pożarowe na zbiornikach paliwa nie powiodły się

z uwagi na wysokie ciśnienie wewnętrzne i nieodpowiednią wentylację), brak zjawiska opadania ciepła dla elementów zbiornika na poziomie pracy zawartości płynnych zbiornika lub powyżej, oraz wpływu jakichkolwiek specjalnych środków ochronnych (osłon, powłok, rozmieszczenia elementów, itd.) uwzględnionych w projekcie.

W odniesieniu do ilości płynu, ilość w zbiorniku na początku próby nie powinna być wyższa niż minimalna ilość kwalifikująca się do dopuszczenia chyba, że większa ilość oznaczałaby bardziej rygorystyczne warunki. Odnośnie wydatku, pierwsze 5 minut próby powinno być realizowane w najbardziej krytycznych warunkach użytkowania (zwykle jest to wydatek przy minimalnym małym gazie w locie), a kolejne 10 minut z wydatkiem przy zgaszeniu Silnika z uwzględnieniem wpływu ewentualnego ciągłego obracania. Test może również zostać przeprowadzony przez 15 minut w najbardziej krytycznych warunkach (najgorsze warunki przy pracy Silnika lub przy zgaszeniu w locie). Wybór należy do wnioskującego.

W odniesieniu do temperatury, powinna ona osiągać swoją najwyższą wartość (najwyższa dla stanu ustabilizowanego lub graniczna dla stanu przejściowego) na początku próby chyba, że niższa temperatura oznaczałaby bardziej rygorystyczne warunki. Ciśnienie wewnętrzne w zbiorniku na początku próby powinno być na poziomie normalnego ciśnienia pracy w warunkach eksploatacyjnych. Wiadomym jest, że te wartości mogą się zmieniać w zależności od warunków próby.

Powinna zostać przeanalizowana konstrukcja zbiornika i jego przeznaczenie, by uzyskać wystarczającą pewność że założenia dla próby odzwierciedlają najbardziej krytyczny kierunek oddziaływania płomienia i warunki eksploatacji w przewidzianym zastosowaniu.

(b) Układy Drenażowe i Wentylacyjne

CS-E 130 (b) dopuszcza wyłączenie niektórych części z obowiązku spełniania wymagań, gdyż w typowych warunkach normalnej eksploatacji Silnika nie zawierają one ani nie przenoszą palnych płynów. Dotyczy to normalnej pracy przy typowym profilu lotu. Nie ma takiego zamiaru, by nałożyć obowiązek wykonywania demonstracji ognioodporności wszystkich części Silnika, które mogą zawierać, przenosić lub być zwilżone palnymi płynami, we wszelkich możliwych scenariuszach Awarii.

Przykładem części, która mogłaby być wyłączona jest układ drenowania komory spalania, który zwykle odprowadza resztki paliwa po przerwaniu rozruchu Silnika. Podobnie może być w przypadku większości indywidualnych drenaży i odpowietrzników.

Jednakże, obandażowany przewód paliwowy jest uznawany jako oddzielny zespół, który nie może być rozdzielony na główny przewód paliwowy i jego okrycie (działające jako drenaż w przypadku Awarii głównego przewodu paliwowego) i powinien spełniać wymagania CS-E 130 jako element składowy przenoszący palny płyn. W tym konkretnym przypadku, po poddaniu działaniu płomienia, zewnętrzna powłoka może zostać zniszczona pod warunkiem spełnienia kryteriów zaliczenia podanych w punkcie (2)(d) niniejszego AMC.

W przypadku układu drenażu i wentylacji przenoszącego niebezpieczne ilości palnego płynu podczas ciągłego obracania po zatrzymaniu Silnika, może być właściwa norma ogniotrwałości. Funkcje każdego drenażu lub wentylacji powinny być starannie rozważone dla powyższych ustaleń.

(c) Umasienie Elektryczne

Ogólnym założeniem CS-E 130 (g) jest wykazanie, że istnieje ścieżka przepływu prądu elektrycznego pomiędzy niektórymi elementami składowymi mocowanymi na zewnątrz Silnika a korpusem Silnika.

Tymi elementami składowymi są te, które w odniesieniu do zabezpieczenia przeciwpożarowego są podatne na lub są potencjalnymi źródłami wyładowań statycznych lub prądów spowodowanych przez zakłócenia elektryczne. By spełnić to wymaganie, wnioskujący powinien wykazać że moduły, zespoły, elementy składowe i wyposażenie zabudowane na Silniku są pod względem elektrycznym uziemione względem masy Silnika.

Powyższe może być dokonane w drodze przeglądu rysunków projektu typu, sprawdzenia ciągłości elektrycznej lub faktycznego przeglądu Silnika. Projekt typu powinien zapewniać ochronę na wypadek możliwych Awarii.

(d) Źródła Powietrza

Zgodnie z CS-E 130 (a), wnioskujący powinien ocenić wpływ ognia na elementy składowe przenoszące powietrze z upustu oraz ocenić, czy Awaria takich elementów składowych mogłaby spotęgować siłę lub długotrwałość pożaru w strefie ogniowej.

(e) Zapora Ogniowa

Ogólnym założeniem CS-E 130 (d)(2) jest określenie wymagań dla prawidłowego działania zapory ogniowej, spójnych ze specyfikacjami statku powietrznego odnośnie zapór ogniowych. W żadnym przypadku niebezpieczna ilość palnego płynu lub oparów nie powinna się przedostać przez zaporę ogniową. Zapora ogniowa powinna również nie przepuścić ognia bez powodowania Niebezpiecznego Stanu Silnika.

(f) Ekranowanie

Ogólnym założeniem specyfikacji CS-E 130 (b) dotyczącym ekranowania i umiejscowienia elementów składowych jest minimalizacja prawdopodobieństwa kontaktu ciekłych palnych płynów ze źródłami ognia i ich zapalenia. Źródła ognia obejmują gorące powierzchnie o temperaturach na poziomie lub powyżej punktów gwałtownego spalania typowych dla paliwa lotniczego, olejów i płynów hydraulicznych lub wszelkie elementy składowe powodujące wyładowania elektryczne. Zgodność z tą specyfikacją może zostać wykazana poprzez obudowę bandaży drenażowych wokół przewodów lub złączek do palnych płynów lub montaż osłon przed natryskiem odbijających ciekły płynu z dala od źródła ognia, oraz ogólne rozmieszczenie elementów składowych na Silniku minimalizujące prawdopodobieństwo wzniesienia i podtrzymywania ognia. Dlatego, ogólne uzasadnienie powinno wykazywać, że jest mało prawdopodobne, by przeciek palnego płynu oddziaływał na źródło ognia w stopniu wywołującym i podtrzymującym ogień.

AMC do CS-E 140 Próby - konfiguracja Silnika

W przypadku silników turbinowych, jeżeli napędy agregatów turbiny napędowej nie są załadowane, należy dodać równowartość mocy zgodnie z wymaganiami CS-E 140 (d)(3) do wymaganej mocy na wyjściu napędu tak, by zespół wirnika turbiny napędowej pracował na tym samym poziomie lub powyżej poziomu pracy w przypadku załadowania napędów agregatów turbiny napędowej.

AMC do CS-E 150 (a) Próby - Warunki mające zastosowanie we wszystkich próbach

W przypadku Silników tłokowych tam, gdzie warunki użytkowania w próbie odpowiadają Maksymalnej Ciągłej Mocy na danej wysokości, paliwo o wyższej liczbie oktanowej lub każdy inny zatwierdzony składnik antydetonacyjny może być zastosowany, jeśli jest to konieczne, celem ograniczenia detonacji w trakcie próby.

AMC do CS-E 150 (f) Próby trwałościowe – Przeglądy inspekcyjne i próby pomiarowe

(1) Jeśli ma zastosowanie, poziom demontażu Silnika, czyszczenie elementów składowych i ich wymiana przed ponownym złożeniem do dodatkowej sekwencji próby trwałościowej powinny zostać uzgodnione z Agencją (Patrz CS-E 150 (f)(3)(ii)). Powinno zostać wykazane, że wszelkie czyszczenie lub wymiana zużywalnych części podczas przeglądu w stanie po rozebraniu lub wymiana zużywalnych części nie poprawi zdolności Silnika do spełnienia wymagań dodatkowej próby trwałościowej CS-E 740 (e)(3)(iii).

(2) Dla spełnienia wymagań integralności strukturalnej CS-E 150 (f)(3)(iii), wnioskujący powinien wykazać, że w trakcie próby lub podczas zgaszenia nie występuje żadna Awaria któregośkolwiek istotnego elementu składowego Silnika lub nie zostanie stwierdzona podczas wykonanego później przeglądu po demontażu. W przypadku stwierdzenia jakiegokolwiek Awarii, powinna ona zostać poddana analizie pod kątem podjęcia czynności korygujących lub, stosownie do przypadku, nałożenia określonych ograniczeń na Silnik. Do celów niniejszej specyfikacji, części Silnika uznane za

znaczące to te, które mogą mieć wpływ na integralność strukturalną, w tym m.in. zawieszenie, obudowa, podpory łożysk, wały i wirniki.

(3) Stan Silnika po dodatkowej próbie trwałościowej wymaganej przez CS-E 740 (c)(3)(iii) może zostać wykorzystany dla potwierdzenia obowiązkowych czynności obsługowych po zastosowaniu 30-Sekundowego i 2-Minutowego zakresu OEI zgodnie z wymaganiem CS-E 25 (b)(2) i opisem w związonym AMC.

(4) W przypadku elementów składowych ulegających w trakcie próby CS-E 740 (c)(3)(iii) pogorszeniu stanu wykraczającemu poza granice zdadności do użytkowania należy wykazać, że przeglądy oraz obowiązkowe czynności obsługowe dla tych elementów składowych, podane w Instrukcji Zapewnienia Ciągłej Zdadności, są odpowiednie. Instrukcje powinny uwzględniać środki odpowiedniego rozpoznawania stanu elementów składowych i właściwie zdefiniowane czynności obsługowe.

Powinien być ustalony stan utraty własności elementu składowego wpływający na osiągi w trakcie próby oraz jego stan po próbie. Pogorszenie stanu, uznane za będące skutkiem 2-godzinnej próby, nie powinno powodować potencjalnie niebezpiecznego stanu. W dodatku do widocznych uszkodzeń fizycznych należy oszacować uszkodzenia niewidoczne. Takie uszkodzenia mogą m.in. obejmować skutki pełzania, naprężeń niszczących, zjawisk metalurgicznych, zużycia żywotności, itp. Ta całościowa ocena powinna następnie zostać uwzględniona przy określaniu i uzasadnianiu przeglądów i obowiązkowych czynności obsługowych w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdadności.

AMC do CS-E 170 Sprawdzanie układów silnika i podzespołów

Założeniem CS-E 170 jest określenie dodatkowych prób lub analiz niezbędnych dla tych układów lub elementów składowych, które nie koniecznie były poddane próbie w trakcie próby trwałościowej według CS-E 440 lub CS-E 740.

Widome jest również, że inne wymagania CS-E nie zawsze zapewniają wystarczające próby dla uwzględnienia wszystkich warunków (ciśnienie, temperatura, wibracje, itp.), mogących mieć wpływ na zdadność egzemplarza osprzętu w całej deklarowanej obwiedni warunków lotu oraz dla wszystkich zgłoszonych warunków zabudowy.

Inne powody przeprowadzania prób według CS-E 170 obejmują m.in. następujące przykłady:

-Jeżeli wykonanie prób wspierających CS-E 50 (a) konieczne jest dla zatwierdzenia w całej deklarowanej obwiedni warunków lotu oraz dla wszystkich zgłoszonych warunków zabudowy.

-Jeżeli w trakcie planowej próby CS-E 440 nie jest poddany sprawdzeniu zawór redukujący ciśnienie na wlocie kolektora ssącego Silnika z turbodoładowaniem oraz wpływ jego działania na Silnik i turbodoładowarkę.

-Jeżeli, na przykład, układ zabezpieczenia przed nadobrotami (lub ogranicznik momentu) najprawdopodobniej nie zostanie poddany sprawdzeniu podczas planowej próby CS-E 740.

-Jeżeli Elektroniczny Układ Sterowania Silnikiem ma zapasowy układ mechaniczny, który nie jest zwykle używany podczas próby trwałościowej.

-Kiedy wykazywane jest, że układ sygnalizujący Awarie, na którego działanie powoływano się w analizie bezpieczeństwa Silnika, będzie w razie potrzeby działał prawidłowo.

Producent Silnika powinien określić wszelkie niezbędne próby i / lub analizy dla wyposażenia lub układów, wymagających specjalnego uzasadnienia, w uzupełnieniu do prób certyfikacyjnych wykonywanych na kompletnym Silniku, z uwzględnieniem ich umieszczenia i warunków eksploatacji. Uzasadnienie dla poszczególnych elementów składowych może być zrealizowane w postaci oddzielonej od układu, którego są częścią chyba, że konieczna jest próba działania samego układu.

Celem CS-E 50 (a), wraz z CS-E 80 lub CS-E 170, jest wykazanie, że Układ Sterowania Silnikiem może wykonywać założone funkcje w warunkach zabudowy. W szczególności, Elektroniczne Układy Sterowania Silnikiem są czułe na wyładowania atmosferyczne i inną interferencję elektromagnetyczną, a warunki te mogą dotyczyć nie tylko jednego Silnika. Wskazówki dotyczące zjawisk atmosferycznych, innych niż wyładowanie atmosferyczne i zjawiska elektromagnetyczne, można znaleźć w AMC do CS-E 80.

Dla spełnienia wymagań CS-E 170, powinna zostać zachowana integralność funkcjonalna Układu Sterowania Silnikiem, gdy jest on poddawany indukcji elektrycznej lub elektromagnetycznej o wyznaczonym poziomie z uwzględnieniem wpływu promieniowania zewnętrznego i wyładowań atmosferycznych. Warunki otoczenia, w tym emisje związane z promieniowaniem i przewodzeniem, do których Układ Sterowania Silnikiem i jego elementy składowe zostały zakwalifikowane, powinny zostać wpisane do instrukcji zabudowy Silnika i powinny być traktowane przez montującego jako ograniczenia zabudowy.

Jeżeli montujący określa warunki otoczenia dla zabudowy, zgodność z niniejszą specyfikacją może być wykazana poprzez spełnienie tych wymagań dla zabudowy.

Jeżeli te wymagania zabudowy nie są określone lub nie są znane, można przyjąć warunki otoczenia dla typowej zabudowy.

Należy ustalić w drodze analiz lub prób, że wszystkie elementy składowe Układu Sterowania Silnikiem, w tym wszelkie podzespoły elektroniczne, czujniki, uprężę, elementy hydromechaniczne oraz wszelkie inne istotne części lub podzespoły działają prawidłowo w zgłoszonych warunkach. Przepisy nie nakładają ograniczeń w zakresie warunków otoczenia ale powinny one być reprezentatywne dla warunków otoczenia mogących wystąpić przy zabudowie Silnika.

Dodatkowe środki można znaleźć w AMC do CS-E 80 lub AMC 20-1 dla Elektronicznych Układów Sterowania Silnikiem.

Przy spełnianiu wyżej wymienionych spraw dotyczących warunków otoczenia, należy odpowiednio uwzględnić kwalifikowanie do dopuszczenia w każdym zatwierdzonym stanie obniżonej sprawności.

Dodatkowe, konkretne środki podane są w AMC do CS-E 80.

AMC do CS-E 180 Próby działania Śmigła

Dla zatwierdzenia Śmigła pozostałe próby wg. CS-P mogą być przeprowadzone na innym Silniku tego samego typu, pod warunkiem, że zostanie użyte to samo Śmigło bez dodatkowej regulacji.

Dla Silników Tłokowych, podczas prób wg. CS-E 180 (b)(3) i (4) można stosować pomocnicze chłodzenie.

PODCZEŚĆ B - SILNIKI TŁOKOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

AMC do CS-E 210 Analiza usterek

(1) Analiza Usterek powinna normalnie obejmować badanie tych części składowych Silnika, które mogą wpływać na funkcjonalność i integralność głównych zespołów wirujących, a dla układu sterowania wszystkie ręczne i automatyczne elementy sterowania takie, jak układ wtrysku czynnika chłodzącego, regulatory obrotów Silnika i układu paliwowego, układy ograniczenia Silnika przed nadobrotami, układy sterowania Śmigłem, układy rewersu ciągu Śmigła, itd.

(2) Awarie pojedynczych części składowych Silnika oraz jego instalacji nie muszą być uwzględnione w analizie, jeżeli Agencja uzna, że możliwość takiej Awarii jest wystarczająco odległa.

PODCZEŚĆ C - SILNIKI TŁOKOWE; UDOWADNIANIE TYPU

AMC do CS-E 300 (f) Warunki Stosowane dla wszystkich Prób – Pomiar Momentu Obrotowego

Przy ustalaniu akceptowalnego sposobu wyznaczania momentu Silnika należy uwzględnić, co następuje:

- (1) Tam, gdzie metoda bezpośredniego pomiaru momentu Silnika ma być zastosowana, należy ustalić sumaryczną dokładność układu pomiarowego momentu.
- (2) Tam, gdzie nie ma możliwości wykonania bezpośredniego pomiaru momentu Silnika będzie niezbędna odpowiednia metoda wyznaczenia momentu.
 - (a) Zwykle wymaga to wykorzystania odpowiednich parametrów Silnika (np. ustawienie mocy i obroty Silnika), żeby skorelować moment Silnika zmierzony dynamometrem z momentem Silnika uzyskanym w konfiguracji do próby.
 - (b) To skorelowanie powinno uwzględniać wszelkie zjawiska wynikające ze zmian warunków otoczenia (np. temperatury, wilgotności, ciśnienia otaczającego powietrza) oraz zmian konfiguracji próby na hamowni (np. różnice pomiędzy zastosowaniem dynamometru, a konfiguracją próby w zakresie: wlotu powietrza, układu chłodzenia silnika i gazów wylotowych).
 - (c) Powinna zostać określona sumaryczna dokładność metody zastosowanej do wyznaczenia momentu Silnika.

AMC do CS-E 320 Redukcja osiąarów

- (1) Dopuszczalna metoda obliczania redukcji osiąarów podana jest w ISO 1585:1992, Pojazdy drogowe – zbiór przepisów dotyczących prób Silnika – Moc użyteczna.
- (2) Ponieważ wpływ wody swobodnej na moc w zakresie normalnie występujących w użytkowaniu stosunków wody do powietrza jest rzędu $\pm 1\%$ i trudno jest zmierzyć ilość wody swobodnej, można nie robić poprawek na wodę swobodną.

AMC do CS-E 340 Próby drgań

- (1) Obliczenia w trakcie projektowania silnika

Podczas projektowania Silnika, wnioskujący powinien wykonać obliczenia w celu określenia charakterystyki sprzężonych drgań skrętnych wału korbowego i drgań giętnych Śmigła w układzie Silnik - Śmigło. W tym celu wytwórca Śmigła powinien dostarczyć wykres linii "wpływowych" Śmigła. Zakres obliczeń powinien być dostatecznie szeroki dla wykrycia wszystkich krytycznych, w użytkowym zakresie, prędkości obrotowych Silnika oraz ich względnych wielkości. Obliczenia te stanowią zasadniczą część dalszej analizy i wniosków z prób wymaganych przez CS-E 340.

(2) Maksymalne Dopuszczalne Naprężenia.

Przy rozpatrywaniu naprężeń maksymalnych układu wał korbowy Silnika - Śmigło, do naprężeń pochodzących od drgań dla danej prędkości i mocy powinno się dodać średnie naprężenia istniejące na danej prędkości.

Przy braku dostatecznego dowodu świadczącego inaczej, za maksymalne bezpieczne naprężenia dla wału korbowego Silnika i Śmigła można przyjąć maksymalne naprężenia bezpieczne dla pracy ciągłej.

AMC do CS-E 350 Próby pomiarowe

(1) Dla spełnienia wymagań CS-E 350 (a), następujące próby pomiarowe są zwykle uznawane za odpowiednie.

(a) Charakterystyka mocy Silnika na poziomie morza powinna zostać wyznaczona w funkcji prędkości obrotowej i ustawienia mocy. Następujące krzywe powinny zostać wyznaczone, z której każda składa się z wystarczającej liczby punktów dla każdej charakterystyki dla zachowania odpowiedniej dokładności interpolacji. Zwykle wymagane jest co najmniej pięć punktów dla każdej krzywej:

(i) Moc w funkcji prędkości obrotowej przy stałym ustawieniu mocy, począwszy od każdego zakresu, który ma być zgłoszony, w pełnej rozpiętości prędkości obrotowych właściwych dla tego zakresu.

(ii) Moc w funkcji ustawienia mocy przy stałej prędkości, dla przynajmniej pięciu przyrostów prędkości obrotowej pomiędzy Maksymalnym Startowym zakresem prędkości a 60% najekonomiczniejszej prędkości przelotowej, w pełnej rozpiętości ustawień mocy właściwych dla tej prędkości obrotowej. Dobrane przyrosty powinny obejmować wszystkie zakresy prędkości obrotowej.

(b) Powinien zostać określony wpływ na moc Silnika wszystkich parametrów mogących mieć wpływ na moc dostarczoną (np. wysokość ciśnieniowa, temperatura otaczającego powietrza, temperatura cylindra/chłodziwa, nastawa składu mieszanki, specyfikacja paliwa.).

(2) Dla spełnienia wymagań CS-E 350 (b), próby pomiarowe podane w punkcie (1)(a) niniejszego AMC zwykle powinny być uznane za odpowiednie.

AMC do CS-E 380 Próby rozruchu w niskiej temperaturze

Minimalna tropikalna i umiarkowana temperatura na poziomie morza podana w CS-Definicje równa się -20°C . Aby nie ograniczać eksploatacji statku powietrznego w którym jest zainstalowany Silnik, zaleca się by minimalna zadeklarowana temperatura do rozruchu nie była wyższa niż -20°C .

AMC do CS-E 440 (b)(3) Próba trwałościowa – Program dla silników posiadających turbodoładowarkę.

Próby wysokościowe mogą być symulowane, zakładając że zostanie wykazane, że Silnik oraz turbodoładowarka zostały poddane mechanicznym obciążeniom i temperaturom użytkowym nie mniejszym, niż gdyby próba była wykonywana w rzeczywistych warunkach wysokościowych.

AMC do CS-470 Zanieczyszczone paliwo

Dla spełnienia wymagań CS-E-470, następujące specyfikacje dla zanieczyszczeń i ich poziomów uznawane są za dopuszczalne:

(1) Zanieczyszczenia ciałem stałym

- (a) Zanieczyszczenia o właściwościach wyszczególnionych w MIL-E-5007C.
- (b) Nasycenie zanieczyszczeniami na poziomie 1,0 g zanieczyszczeń na 1 000 litrów.

(2) Zanieczyszczenie wodą

- (a) Zanieczyszczone paliwo początkowo nasycone wodą przy temperaturze mieszanki paliwo/woda 27°C, do której dodano 0,2 ml czystej wody na litr paliwa równomiernie zmieszanej z paliwem.
- (b) Mieszanka zanieczyszczonego paliwa powinna stanowić najbardziej krytyczne warunki dla lodu w paliwie występujących w eksploatacji.

PODCZEŚĆ D - SILNIKI TURBINOWE; KONSTRUKCJA I BUDOWA

AMC do CS-E 500 Działanie – sterowanie silnikami (silniki turbinowe dla samolotów)

Zwykle akceptuje się, że sterowanie Silnikami w obrębie ich ograniczeń może być wykonywane przy pomocy środków sterowania ręcznego, jako alternatywnych do automatycznego zakładając, że:

- (1) Prawdopodobna prędkość zmiany warunków pracy Silnika jest taka, że ręczne sterowanie jest możliwe,
- (2) Minimalne parametry ciągu używanego podczas wszystkich krytycznych faz lotu (np. startu lub przerwane podejścia do lądowania), mogą być ustalone w sposób, który zapewnia, że:
 - (a) Są one łatwe do ustawienia,
 - (b) Ten sam przyrząd jest stosowany we wszystkich warunkach otoczenia.
 - (c) Zwykle zabezpieczają przed przekroczeniem wszystkich innych ograniczeń (choć można założyć, że zwykła ich obserwacja przez załogę umożliwi wykrycie zmian wolno zmierzających w kierunku ich przekroczenia, co może wynikać z pogorszenia stanu Silnika w eksploatacji).
- (3) Wykazano, że Silnik jest bezpieczny w przypadku niezamierzonego przestawienia dźwigni do jej maksymalnego położenia w sytuacji awaryjnej (patrz także AMC do CS-E 700 punkt 3).

AMC do CS-E 510 Analiza bezpieczeństwa

- (1) Wprowadzenie.

Zgodność z CS-E 510 wymaga analizy bezpieczeństwa, która powinna zostać uzasadniona, kiedy jest to niezbędne, w drodze odpowiednich prób i/lub porównywalnych doświadczeń eksploatacyjnych.

Szczegółowość i zakres akceptowalnej oceny bezpieczeństwa zależą od złożoności i krytyczności funkcji wykonywanych przez analizowane układy, elementy składowe lub zespoły, srogości związanych z nimi stanów Awarii, unikalności projektu oraz zakresu związanych z nim doświadczeń eksploatacyjnych, liczby i złożoności wykrytych Awarii oraz wykrywalności Awarii mających wpływ na stan bezpieczeństwa.

Przykładami metodologii są: Analizy Drzewa Usterek (FTA), Analiza Postaci Awarii i ich Skutków (FMEA) i Analiza Markova.

- (2) Cel.

Ostatecznym celem analizy bezpieczeństwa jest zapewnienie, by ryzyko dla statku powietrznego wynikające ze wszystkich stanów Awarii było dopuszczalnie niskie. Podstawą jest koncepcja, że dopuszczalne sumaryczne ryzyko konstrukcyjne Silnika jest osiągalne poprzez utrzymanie poszczególnych poważnych i niebezpiecznych dla Silnika wielkości ryzyka na dopuszczalnych poziomach. Koncepcja ta zakłada zmniejszanie prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia proporcjonalnie do dotkliwości jego skutków. Analiza bezpieczeństwa powinna wspierać założenia konstrukcyjne Silnika tak, by nie było Poważnych lub Niebezpiecznych Stanów Silnika przekraczających prawdopodobieństwo wystąpienia w wyniku Awarii Silnika. Analiza powinna uwzględniać pełne spektrum przewidzianych operacji.

(3) Konkretnie środki.

(a) Klasyfikacja wpływu Awarii Silnika.

Klasyfikacja Awarii na poziomie Statku powietrznego nie ma bezpośredniego zastosowania do oceniania Silnika, gdyż statek powietrzny może mieć właściwości zmniejszające lub zwiększające konsekwencje stanu Awarii Silnika. Ponadto, ten sam Silnik certyfikowany jako typ może być użyty w rozmaitych zabudowach, z których każda o innej klasyfikacji Awarii na poziomie statku powietrznego.

CS-E 510 definiuje stany Awarii na poziomie Silnika i zakładane poziomy ich dotkliwości.

Ponieważ wymagania na poziomie statku powietrznego dla poszczególnych stanów Awarii mogą być bardziej rygorystyczne niż na poziomie Silnika, powinna zostać ustanowiona współpraca na możliwie wczesnym etapie pomiędzy wnioskującym a wytwórcą statku powietrznego celem zapewnienia kompatybilności Silnika i statku powietrznego.

(b) Analiza Bezpieczeństwa na Poziomie Elementów Składowych.

Przy wykazywaniu zgodności z CS-E 510 (a), analiza bezpieczeństwa na poziomie elementów składowych może być audytowalną częścią procesu projektowania lub może zostać przeprowadzona specjalnie dla wykazania zgodności z niniejszym przepisem.

Konkretne wymagania CS-E 50 dotyczące Układu Sterowania Silnikiem powinny zostać zintegrowane z ogólną analizą bezpieczeństwa Silnika.

(c) Typowa zabudowa

Nawiązanie do "typowej zabudowy" w CS-E 510 (a)(1)(i) nie oznacza, że zjawiska na poziomie statku powietrznego są znane ale, że założenia dotyczące urządzeń i procedur typowego statku powietrznego takich, jak sprzęt do gaszenia pożarów, urządzenia powiadamiające, itd., są konkretnie podane w analizie.

CS-E 510 (f) wymaga, by wnioskujący uwzględnił w rozważaniach dotyczących analizy bezpieczeństwa Silnika niektóre elementy składowe statku powietrznego.

Jest uznane, że przy wykazywaniu zgodności z CS-E 510 (a)(3) i (4) dla niektórych stanów Silnika, wnioskujący może nie być w stanie określić dokładnej sekwencji Awarii, częstości zdarzeń lub okresu postaci cichej takiej Awarii elementów składowych statku powietrznego.

W takich przypadkach, przy certyfikacji Silnika, wnioskujący założy częstość Awarii dla tych elementów składowych statku powietrznego. Zgodność z CS-E 510 (e) wymaga, by wnioskujący umieścił w instrukcjach zabudowy Silnika listę Awarii elementów składowych statku powietrznego, mogących skutkować lub przyczynić się do powstania Niebezpiecznych lub Poważnych Stanów Silnika. Sposób propagacji stanu powinien zostać opisany, a założona częstość Awarii powinna być podana.

W trakcie certyfikacji statku powietrznego, stan Silnika będzie rozważany w kontekście całego statku powietrznego. Zostanie wzięta pod uwagę rzeczywista częstość Awarii podzespołów statku powietrznego.

Założenia te powinny być rozważane zgodnie z CS-E 30.

(d) Niebezpieczne Stany Silnika

(i) Dopuszczalna częstość występowania Niebezpiecznych Stanów Silnika odnosi się do każdego poszczególnego stanu. Jest zrozumiałe, że przy prawdopodobieństwach o wartościach tak niskiego rzędu niepodważalny dowód nie jest możliwy i należy tu polegać na znanstwie technicznym i poprzednich doświadczeniach w połączeniu z solidnym projektem i podstawowymi założeniami prób.

Docelowe prawdopodobieństwo nie wyższe niż 10^{-7} na godzinę pracy Silnika w locie dla każdego Niebezpiecznego Stanu Silnika odnosi się do podsumowania prawdopodobieństw wystąpienia tego Niebezpiecznego Stanu Silnika w wyniku poszczególnych postaci Awarii lub kombinacji postaci Awarii innych niż Awarii Części Krytycznych Silnika (np. tarcz, piast, tulei dystansowych). Na przykład, sumaryczna częstość

występowania niekontrolowanych pożarów, uzyskana przez zsumowanie poszczególnych postaci Awarii oraz kombinacji postaci Awarii prowadzących do niekontrolowanego pożaru nie powinna przekraczać 10^{-7} na godzinę pracy Silnika w locie. Ewentualne ciche okresy Awarii powinny zostać uwzględnione w obliczeniach częstości Awarii.

Jeżeli każda poszczególna Awaria mieści się poniżej 10^{-8} na godzinę pracy silnika w locie sumowanie nie jest wymagane.

(ii) Przy rozważaniu Awarii Pierwszorzędowych niektórych pojedynczych części składowych takich, jak Części Krytyczne Silnika cyfrowe wyrażenie częstości Awarii nie może być w sposób racjonalny oszacowane. Jeśli jest prawdopodobne, że Awaria takich elementów będzie skutkować Niebezpiecznymi Stanami Silnika, należy tu polegać na spełnianiu przez nie nakazanych wymogów integralności takich, jak m.in. CS-E 515. Wymagania te są uwzględniane dla wsparcia założeń konstrukcyjnych, które jak pierwszorzędowa Awaria elementu składowego w wyniku LCF (Zmęczenie Niskocyklowe), powinny być Skrajnie Odległe w całym okresie operacyjnej trwałości. Nie ma specyfikacji uwzględniających szacowane częstości Awarii Pierwszorzędowych takich pojedynczych części składowych w sumowaniu Awarii dla każdego Niebezpiecznego Stanu Silnika, w związku z trudnościami wykonania i uzasadnienia takich szacunków.

(iii) Wyrzucanie odłamków o wysokiej energii poza obudowę,

Wyrzucane odłamki obejmują szerokie spektrum poziomów energii, w związku ze zróżnicowaniem wielkości i prędkości części uwalnianych przy Awarii Silnika. Struktura zapewniająca obudowoodporność Silnika jest tak zaprojektowana, by zapobiec konsekwencjom uwolnienia jednej łopatki (patrz CS-E 810 (a)), co jest często wystarczające dla zatrzymania dodatkowych uwolnionych łopatek i części nieruchomych. Nie oczekuje się, by struktura zapewniająca obudowoodporność Silnika zatrzymywała poważne części wirujące, gdyby uległy one pęknięciu. Tarcze, piasty, wirniki napędzane, duże wirujące uszczelnienia oraz inne podobne duże wirujące elementy składowe powinny wobec powyższego zawsze być uznawane za odłamki o potencjalnie wysokiej energii.

Doświadczenia eksploatacyjne pokazały, że w zależności od wielkości i ciśnienia wewnętrznego pęknięcie obudowy wysokiego ciśnienia może wygenerować odłamki o wysokiej energii. Dlatego obudowy powinny być rozważane jako potencjalne źródło odłamków o wysokiej energii.

(iv) Substancje toksyczne.

CS-E 510 (g)(2)(ii) dotyczy wytwarzania i przenoszenia substancji toksycznych, spowodowane nieprawidłowym działaniem Silnika, w ilościach wystarczających dla obezwładnienia załogi lub pasażerów podczas lotu. Możliwe scenariusze to m.in.:

Szybki przepływ substancji toksycznych niemożliwy do zatrzymania przed obezwładnieniem.

Brak skutecznych środków zatrzymania przepływu substancji toksycznych do przedziałów załogi i pasażerów.

Brak możliwości wykrycia substancji toksycznych przed obezwładnieniem.

Substancje toksyczne mogą powstać, na przykład, w wyniku zużycia materiałów ściernych w sprężarce ocieranych przez łopatki wirujące lub pogorszenie zabezpieczenia przed przeciekami oleju do traktu przepływu powietrza sprężarki.

W tej analizie na poziomie Silnika nie należy przyjmować żadnych założeń dotyczących rozcieńczenia lub mieszania z powietrzem kabiny; czynniki te mogą być prawidłowo ocenione jedynie w trakcie certyfikacji statku powietrznego. Założeniem CS-E 510 (g)(2)(ii) jest rozważenie względnego stężenia substancji toksycznych w upuście powietrza z Silnika. Niebezpieczny Stan Silnika związany z substancjami toksycznymi odnosi się do znaczących stężeń substancji toksycznych, gdzie "znaczące" jest zdefiniowane jako stężenie wystarczające do obezwładnienia osób poddanych oddziaływaniu substancji o tych stężeniach.

Ponieważ te stężenia są istotne dla montującego, informacje dotyczące natężenia przepływu i stężeń substancji toksycznych w upuście powietrza z Silnika do kabiny powinny być podane montującemu jako część instrukcji zabudowy Silnika.

(v) Znacząca siła ciągu w przeciwnym kierunku do zadanego przez pilota,

Awarie Silnika powodujące powstanie znaczącej siły ciągu w przeciwnym kierunku do zadanego przez pilota mogą, w zależności od fazy lotu, skutkować stanem niebezpiecznym związanym ze sterownością statku powietrznego. Awaryje, jeśli ma to zastosowanie przy certyfikacji według CS-E, które mogłyby być sklasyfikowane jako niebezpieczne zdarzenia to m.in.:

-Samoczynne uruchomienie się urządzenia ciągu wstecznego;

-Niezamierzone przestawienie łopatek Śmigła poniżej ustanowionej pozycji minimalnego małego skoku w locie.

-Duży ciąg do przodu, kiedy zadany jest ciąg odwrócony,

(vi) Niekontrolowany pożar.

Niekontrolowany pożar należy rozumieć, w niniejszym kontekście, jako rozległy lub bezustanny pożar gondoli, który nie jest skutecznie ograniczony do wyznaczonej strefy ogniowej lub który nie może być zgaszony przy pomocy środków na statku powietrznym, określonych w założeniach. Środki do drenażu palnego płynu, zatrzymywania ognia, wykrywania pożaru oraz gaszenia ognia mogą być rozważane na etapie oceny dotkliwości skutków pożaru.

(vii) Całkowita niezdolność do zatrzymania Silnika.

Całkowita niezdolność do zatrzymania Silnika jest postrzegana jako Niebezpieczny Stan Silnika w związku z potencjalnymi okolicznościami, w których ciągła praca Silnika, nawet na małej mocy lub ciągu, stanowi zagrożenie. Okoliczności te to m.in.: wstrzymywanie bezpiecznej ewakuacji pasażerów i załogi, problemy ze sterowaniem kierunkowym podczas lądowania w związku z brakiem możliwości wyeliminowania siły ciągu lub mocy lub brakiem możliwości zapewnienia bezpiecznego zatrzymania Silnika, kiedy jest to wymagane w następstwie Awarii.

Jest dopuszczalne uwzględnienie osprzętu zasilanego ze statku powietrznego (środki odcinania paliwa, itd.) w zabezpieczeniu przed "całkowitą niezdolnością" do zatrzymania Silnika.

Włączenie tej pozycji do Niebezpiecznych Stanów Silnika nie powinno wykluczać przeciwdziałania nieumyślnemu zgaszeniu wszystkich silników przez sprzęt lub oprogramowanie przewidziane do zabezpieczenia przed nieumyślnym zgaszeniem Silnika, w tym układy logiczne statku powietrznego.

(e) Poważne Stany Silnika

Zgodność z CS-E 510 (a)(4) może być wykazana, jeżeli prawdopodobieństwo poszczególnych Awarii lub kombinacji Awarii skutkujących Poważnymi Stanami Silnika wynosi nie więcej niż 10^{-5} na godzinę pracy silnika w locie. Sumowanie prawdopodobieństw postaci Awarii skutkujących tym samym Poważnym Stanem Silnika nie jest konieczne by wykazać zgodność z niniejszym przepisem.

Jest prawdopodobne, że Poważne Stany Silnika znacznie zwiększą obciążenie załogi lub zmniejszą marginesy bezpieczeństwa. Nie wszystkie zjawiska wyszczególnione poniżej muszą mieć zastosowanie do wszystkich silników lub zabudów, z uwagi na zróżnicowanie cech konstrukcyjnych, a lista z założenia nie jest wyczerpująca.

Zwykle, za Poważne Stany Silnika uznawane są następujące przypadki:

-Kontrolowane pożary (tzn. te które zostały opanowane poprzez zatrzymanie Silnika lub przez pokładowe instalacje gaszenia ognia).

-Przepalenie obudowy tam, gdzie może być wykazane że nie ma miejsca przejście do Niebezpiecznych Stanów Silnika.

-Uwolnienie części o niskiej energii tam, gdzie może być wykazane że nie ma miejsca przejście do Niebezpiecznych Stanów Silnika.

-Poziomy drgań powodujące dyskomfort załogi.

-Stężenie substancji toksycznych w upuszczeniu powietrza z Silnika do kabiny, wystarczające dla obniżenia sprawności załogi.

-Siła ciągu w przeciwnym kierunku do zadanego przez pilota, poniżej poziomu zdefiniowanego jako niebezpieczny.

-Utrata integralności przebiegu sił wewnętrznych w układzie mocowania Silnika bez faktycznego oddzielenia Silnika.

-Wytwarzanie siły ciągu większej niż maksymalny zakres siły ciągu.

-Znaczne, niekontrolowane wahania siły ciągu.

Stężenie substancji toksycznych w upuszczeniu powietrza z Silnika może być interpretowane jako wytwarzanie i podawanie substancji toksycznych, będące skutkiem niewłaściwego działania Silnika, które obezwładniłoby załogę i pasażerów, z wyjątkiem, kiedy substancje te działają wystarczająco wolno i/lub są łatwo wykrywalne tak, że mogą być zatrzymane w wyniku działań załogi przed obezwładnieniem. Jeśli ma to zastosowanie, należy uwzględnić ewentualne obniżenie sprawności załogi w wyniku poddania jej działaniu substancji w chwili wykonywania czynności wykrywania i zatrzymywania tych substancji. Ponieważ te stężenia są istotne dla montującego, informacje dotyczące natężenia przepływu i stężeń substancji toksycznych w upuszczeniu powietrza z Silnika do kabiny powinny być podane montującemu jako część instrukcji zabudowy Silnika.

(f) Niegroźne Stany Silnika.

Jest powszechnie uznane, że Awaria Silnika wiążące się z całkowitą utratą siły ciągu lub mocy tego Silnika mogą występować w trakcie eksploatacji i że statek powietrzny powinien być zdolny do kontrolowanego lotu po takim zdarzeniu. Do celów analizy bezpieczeństwa Silnika i certyfikacji Silnika, Awaria Silnika bez skutków zewnętrznych poza utratą siły ciągu i funkcji usługowych może być postrzegana jako Awaria o niegroźnych skutkach. Założenie to może być ponownie rozważone w trakcie certyfikacji statku powietrznego, gdzie czynniki związane z zabudową takie, jak nadmiarowość Silnika mogą być przeanalizowane w sposób kompleksowy. To ponowne badanie ma zastosowanie do certyfikacji statku powietrznego i z założenia nie ma wpływu na certyfikację Silnika.

Niepowodzenie w zakresie uzyskania któregoś z założonego zakresu mocy lub siły ciągu, na które Silnik był certyfikowany powinno być uwzględnione w analizie bezpieczeństwa i może być postrzegane jako niegroźny stan Silnika. Analogicznie i to założenie może być ponownie rozważone w trakcie certyfikacji statku powietrznego, szczególnie w trakcie certyfikacji wielosilnikowych wiroplątów.

(g) Określenie skutków Awarii.

Przewidywania dotyczące prawdopodobnego rozwoju Awarii Silnika w znacznym stopniu polegają na znawstwie technicznym i nie mogą być w sposób niepodważalny udowodnione. Jeżeli są wątpliwości co do wiarygodności takiego znawstwa technicznego, w stopniu podważającym wiarygodność wniosków analizy, mogą być wymagane dodatkowe uzasadnienia. Dodatkowe uzasadnienie może polegać na nawiązaniu do prób Silnika, prób stoiskowych, prób elementów składowych, prób materiałowych, analizy technicznej, wcześniejszych odnośnych doświadczeń eksploatacyjnych lub ich kombinacji. Jeśli istnieją poważne wątpliwości co do wiarygodności przygotowanego w ten sposób uzasadnienia, może być konieczne wykonanie dodatkowych prób lub inne potwierdzenie zgodnie z CS-E 510 (b).

(h) Poleganie na czynnościach obsługowych.

Dla zgodności z CS-E 510 (e)(1) jest dopuszczalne formułowanie ogólnych stwierdzeń we wnioskach analizy nawiązujących do regularnej obsługi w warsztacie lub liniowej. Jeżeli konkretne częstotliwości Awarii zależą od specjalnych lub nietypowych inspekcji obsługowych, powinny one być wyraźnie określone w analizie.

Przy wykazywaniu zgodności z czynnikiem błędu obsługi z CS-E 510 (e)(1), podręcznik obsługi technicznej Silnika, instrukcje naprawy głównej lub inne odnośne podręczniki mogą służyć jako uzasadnienie. Przy wykazywaniu

zgodności z CS-E 510 (e)(1) nie jest wymagane wyszczególnienie wszelkich możliwych nieprawidłowych czynności obsługowych.

Błędy w obsłudze przyczyniały się do niebezpiecznych lub katastrofalnych skutków na poziomie statku powietrznego. Wiele z tych zdarzeń miało miejsce w wyniku wykonania tych samych nieprawidłowych czynności obsługowych na wielu silnikach, podczas tego samego postoju obsługowego, przez ten sam personel obsługi, i dlatego są przede wszystkim problemem na poziomie statku powietrznego. Mimo tego, należy zachować środki ostrożności przy projektowaniu Silnika by zminimalizować prawdopodobieństwo wystąpienia błędów w obsłudze. Jednakże, całkowite wyeliminowanie źródeł błędów w obsłudze na etapie projektowania nie jest możliwe; dlatego przy projektowaniu Silnika należy rozważyć neutralizowanie ich skutków.

Jeżeli jest to stosowne, należy poddać rozważaniom zasady komunikowania się przy równoczesnej obsłudze wielu silników.

Elementy składowe poddawane częstej obsłudze powinny być zaprojektowane pod kątem ułatwienia obsługi i prawidłowego ponownego montażu.

Poniższa lista błędów w obsłudze Silnika została zestawiona z przypadków, które miały miejsce w eksploatacji i które spowodowały przynajmniej jedno poważne zdarzenie:

- Zaniechanie odtworzenia integralności dostępu do układu olejowego lub wziernika optycznego po planowej obsłudze technicznej (wykrywacz opiłków w oleju lub sprawdzanie filtra). Podobne przypadki należy rozważyć w odniesieniu do innych układów.
- Nieprawidłowy montaż lub zaniechanie ponownego założenia uszczelek okrągłych,
- Użycie w obsłudze nieodpowiednich płynów,
- Zaniechanie montażu nakrętek, nieuwzględnianie odpowiedniego momentu ich dokręcenia, dokręcanie zbyt małym lub zbyt dużym momentem.

Niewłaściwa obsługa części takich, jak tarcze, piasty i tuleje dystansowe doprowadziła do Awarii skutkujących Niebezpiecznymi Stanami Silnika. Przykłady, które miały miejsce w eksploatacji to: przeoczenie istniejących pęknięć lub uszkodzeń podczas przeglądu i zaniechanie zastosowania lub niewłaściwe zastosowanie powłok ochronnych (np. antykorozyjnych).

Przy wykazywaniu zgodności z CS-E 510 (e)(2) oczekuje się, że tam, gdzie określone częstości Awarii związane są ze specjalnymi lub nietypowymi inspekcjami obsługowymi elementów zabezpieczenia, powinny one być wyraźnie podane w analizie.

(4) Metody analityczne.

Niniejszy punkt opisuje różne metody przeprowadzania analizy bezpieczeństwa. Istnieją inne porównywalne metody, które mogą być zaproponowane przez wnioskującego. Modyfikacje i/lub kombinacje tych metod są również dopuszczalne. Dla silników pochodnych jest dopuszczalne ograniczenie zakresu analizy do zmodyfikowanych elementów składowych lub warunków eksploatacji i ich wpływu na resztę Silnika. Na możliwie wczesnym etapie wnioskujący powinien uzgodnić z Agencją zakres i metodę oceny, które będą zastosowane.

Jest dostępnych wiele metod oceny przyczyn, poziomu dotkliwości i prawdopodobieństwa wystąpienia stanów Awarii, wpierających znawstwo techniczne. Te różnorodne analizy oparte są o podejście indukcyjne bądź dedukcyjne. Poniżej podane są krótkie opisy typowych metod. Bardziej szczegółowe opisy metod analitycznych można znaleźć w źródłach podanych w punkcie (5) niniejszego AMC.

-Analiza Postaci Awarii i ich Skutków Jest to uporządkowana, indukcyjna, analiza typu od dołu do góry, która jest stosowana do oceny wpływu na Silnik każdej możliwej Awarii elementu lub części składowej. Przy prawidłowym sformułowaniu ułatwi identyfikację ukrytych Awarii i możliwe przyczyny każdej postaci Awarii.

-Analizy: Drzewo usterek lub Schemat Zależności (Schemat Blokowy Niezawodności). Są to uporządkowane, dedukcyjne, analizy typu od góry do dołu stosowane do identyfikacji warunków, Awarii i zdarzeń, które powodują każdy zdefiniowany stan Awarii. Są to graficzne metody identyfikacji logicznych relacji pomiędzy każdym poszczególnym stanem Awarii a Awarią pierwszorzędową elementu lub części składowej, innymi zdarzeniami lub ich kombinacjami mogącymi wywołać stan Awarii. Analiza Drzewa Usterek jest zorientowana na Awarie i jest wykonywana z następującej perspektywy: jakie Awarie muszą wystąpić by spowodować zdefiniowany stan

Awarii. Analiza Schematu Zależności jest zorientowana na powodzenie i jest wykonywana z następującej perspektywy: jakie Awarie nie mogą wystąpić by wykluczyć zdefiniowany stan Awarii.

(5) Źródła.

- AMC 25.1309 do CS-25, "Projektowanie systemowe i analiza".
- Taylor Young Limited, "Systematyczne bezpieczeństwo" autorzy: E Lloyd i W Tye
- Stowarzyszenie Inżynierów Samochodowych (SAE), Dokument Nr. ARP4754, Rozważania Certyfikacyjne dla Układów Statku Powietrznego o Wysokim Stopniu Integracji lub Złożoności.
- Stowarzyszenie Inżynierów Samochodowych (SAE), Dokument Nr. ARP 926A, "Procedura dla Usterki/Analizy Usterki".
- Stowarzyszenie Inżynierów Samochodowych (SAE), Dokument Nr. ARP 4761, "Wskazówki i Metody Przeprowadzania Procesu Oceny Bezpieczeństwa Układów i Wyposażenia w Lotnictwie Cywilnym".
- Carter, A.D.S., Niezawodność Mechaniczna (wyd. 2-gie). Macmillan, 1986.

(6) Definicje.

Następujące definicje mają zastosowanie. Nie należy zakładać, że mają one zastosowanie do takich samych lub podobnych określeń stosowanych w innych specyfikacjach lub AMC.

- | | |
|-----------------------|---|
| Cicha Awaria. | Awaria, której skutek pozostaje niewykryty przez określony okres czasu. |
| Stan Awarii. | Stan mający bezpośredni wpływ na poziomie Silnika, spowodowany lub do którego przyczyniła się jedna lub więcej Awarii. Przykłady to m.in. ograniczenie siły ciągu do biegu jałowego lub wydech oleju. |
| Postać Awarii. | Przyczyna Awarii lub sposób, w jaki dany element lub funkcja może ulec awarii. Przykłady to m.in.: Awarie na skutek korozji lub zmęczenia, lub Awaria w pozycji otwartej zablokowanej. |
| Substancje toksyczne. | Substancje, które na ludzi działają lub odnoszą skutek taki, jak trucizna. |

AMC do CS-E 515 Części krytyczne silnika

(1) Wprowadzenie

Ponieważ jest prawdopodobne, że Awaria Krytycznej Część Silnika będzie skutkować Niebezpiecznym Stanem Silnika niezbędne są środki ostrożności zapobiegające występowaniu Awarii takich części. Są one nakazane przez wymogi integralności CS-E 510 (c).

W tym celu wymagane jest, przez CS-E 515, opracowanie Planu Przedsięwzięć Technicznych, Planu Wytwarzania i Planu Zarządzania Eksploatacją. Te trzy plany tworzą system o zamkniętej pętli łączącej założenia z Planu Przedsięwzięć Technicznych z tym, jak dana część jest wytwarzana i obsługiwana w eksploatacji; te dwa ostatnie aspekty kontrolowane są, odpowiednio, przez Plan Wytwarzania i przez Plan Zarządzania Eksploatacją. Plany te mogą wygenerować ograniczenia, które są publikowane w Sekcji Ograniczeń Zdatości do Lotu w Instrukcjach Zapewnienia Ciągłej Zdatości do Lotu. Niniejsze AMC podaje środki do opracowywania takich planów.

(2) Ogólne

(a) Identyfikacja Części Krytycznych Silnika

Analiza bezpieczeństwa wymagana według CS-E 510 identyfikuje Części Krytyczne Silnika, które mają spełniać wymagania CS-E 515. Krytyczna Część Silnika jest z definicji Częścią Krytyczną, w sensie zgodności z Częścią 21.

Jeżeli część jest wykonana z różnych elementów, które ostatecznie są łączone nierozdzielnie w jedną część i którykolwiek z tych elementów jest zidentyfikowany jako Krytyczna Część Silnika, to wtedy cała część traktowana jako Krytyczna Część Silnika.

(b) *Własności części*

'Własności' to m.in.: właściwości mechaniczne materiału, mikrostruktura materiału, nieregularności materiału, naprężenie szczątkowe, stan powierzchni i tolerancje geometryczne. Procesy takie, jak wytapianie stopów, przetwarzanie wlewek na sztaby lub pręty, kucie, odlewanie, obróbka skrawaniem, spawanie, powlekanie, kulowanie, obróbka wykańczająca, montaż, przegląd, przechowywanie, naprawa, obsługa techniczna oraz postępowanie z częścią mogą mieć wpływ na Własności gotowej części. Warunki otoczenia napotymane w eksploatacji mogą również mieć wpływ na Własności.

(c) *Zawartość planu*

Plan Przedsięwzięć Technicznych, Plan Wytwarzania i Plan Zarządzania Eksploatacją powinny podawać zrozumiałe i jednoznaczne informacje, potrzebne do zarządzania Częścią Krytyczną Silnika.

'Plan', w kontekście niniejszego przepisu nie koniecznie oznacza zebranie w pojedynczym dokumencie wszystkich informacji technicznych. Jeżeli odnośne informacje znajdują się w innych źródłach, to w planie można posługiwać się odnośnikami do, stosownie do przypadku, rysunków, specyfikacji materiałowych, specyfikacji procesów, podręczników, itd. Należy zwrócić uwagę, by te odnośniki były wystarczająco jasne, by jednoznacznie wskazywać właściwy dokument. Plan powinien umożliwiać prześledzenie historii poszczególnych numerów katalogowych części.

(3) *Środki formułowania Planu Przedsięwzięć Technicznych*

(a) *Wprowadzenie*

Plan Przedsięwzięć Technicznych składa się z pełnych procesów określania żywotności oraz technologii zapewniających, że każda Krytyczna Część Silnika może zostać wycofana z eksploatacji w odpowiednim czasie by nie wystąpiły Niebezpieczne Stany Silnika. Te procesy i technologie dotyczą aspektów projektowania, prowadzenia prób sprawdzających oraz certyfikacji. Opisują one procesy wytwarzania i zarządzania obsługą, które powinny być kontrolowane pod kątem spełnienia założeń konstrukcyjnych Krytycznych Części Silnika.

(b) *Części Składowe Planu Przedsięwzięć Technicznych*

Plan Przedsięwzięć Technicznych powinien uwzględniać następujące zagadnienia:

-Analityczne i empiryczne procesy techniczne zastosowane do wyznaczenia Zatwierdzonej Żywotności.

-Uporządkowane procesy prowadzenia prób silnika i jego elementów składowych realizowane pod kątem potwierdzenia wiarygodności Zatwierdzonej Żywotności.

-Określenie Własności na potrzeby zarządzania wytwarzaniem i obsługą Części Krytycznych Silnika.

-Próby badawczo-rozwojowe i certyfikacyjne oraz doświadczenia eksploatacyjne wymagane dla potwierdzenia odpowiedniości projektu i Zatwierdzonej Żywotności. W Planie Zarządzania Eksploatacją powinny być uwzględnione wszelkie przeglądy w eksploatacji zidentyfikowane jako elementy krytyczne dla ogólnej integralności części.

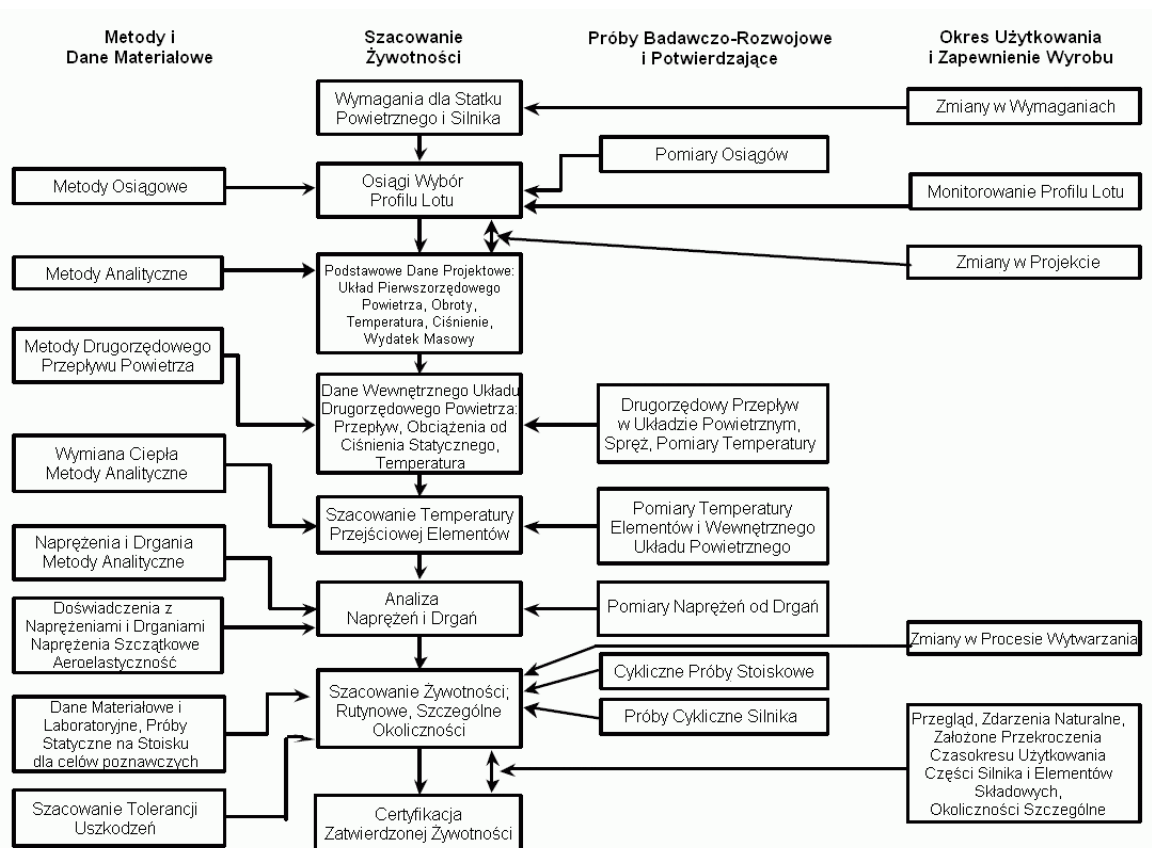
(c) *Ustalenie Zatwierdzonej Żywotności — Ogólne*

Wyznaczenie żywotności Krytycznej Części Silnika wiąże się z rozważeniem wielu oddzielnych czynników, z których każdy może mieć znaczący wpływ na wynik końcowy.

Jest możliwe, że wynikowa wyliczona żywotność będzie wyższa niż uznana jako prawdopodobna dla odnośnego zastosowania płatowca. Jednakże, mimo tego żywotność, wyrażona, stosownie do przypadku, w cyklach lub godzinach, powinna być odnotowana w sekcji ograniczeń zdolności do lotu celem umożliwienia odpowiedniego śledzenia użytkowania danej części.

(d) Ustalenie Zatwierdzonej Żywotności – Części wirujące

Poniżej podano opis typowego procesu ustalania Zatwierdzonej Żywotności wirujących części:



Zasadniczymi elementami analizy są:

(i) Warunki eksploatacji.

Dla celów certyfikacyjnych przewidywane eksploatacyjne warunki otoczenia są określone przez: odpowiedni profil lotu lub kombinację profili, oczekiwany zakres warunków atmosferycznych oraz zmienność eksploatacyjna. Cykl Lotu Silnika powinien obejmować różnorodne fazy lotu takie, jak: rozruch, bieg jałowy, start, wznoszenie, przelot, podejście do lądowania, lądowanie, odwrócenie ciągu i zgaszenie. Założenia co do długości poszczególnych faz lotu powinny odpowiadać założonym ograniczeniom zmiennych zabudowy (ciężar statku powietrznego, prędkość wznoszenia, itp.). Najbardziej rygorystyczny cykl, o potwierdzonym charakterze konserwatywnym, może być zastosowany jako alternatywa.

Prędkość wirnika, ciśnienie wewnętrzne oraz temperatura w trakcie każdej fazy lotu powinny zostać skorygowane pod kątem uwzględnienia zmienności osiągnięć silnika z uwagi na: tolerancję w procesie wytwarzania, procedury wyważania przy zabudowie, utratę własności silnika, która może wystąpić w okresach pomiędzy obsługami technicznymi o poważnym zakresie. Powinny również zostać uwzględnione zakresy temperatury otoczenia oraz warunków wysokościowych przy starcie napotykanym w okresie użytkowania Silnika, jak też skutki gorących i zimnych rozruchów silnika.

Odpowiedniość Cyklu Lotu Silnika powinna być potwierdzona i utrzymana przez cały okres życia konstrukcji. Zakres procesu potwierdzania zależy od podejścia przyjętego przy wypracowaniu Cyklu Lotu Silnika. Na przykład, konserwatywny cykl, w którym wszystkie zmienne mają wartości najbardziej niekorzystne dla żywotności, wymagałby potwierdzenia w niewielkim zakresie podczas, gdy cykl lotu jest w jakiejś swojej części bardziej reprezentatywny dla rzeczywistego profilu lotu ale z natury jest mniej konserwatywny, niezbędne byłoby bardziej rozbudowany proces potwierdzenia. Dalsze uszczegółowienie może nastąpić po zebraniu istotnych danych z eksploatacji.

(ii) Analiza termiczna.

Analityczne i empiryczne procesy techniczne są stosowane do wyznaczenia wewnętrznych warunków pracy silnika (temperatury, ciśnienia, przepływy, itp.), na podstawie których ustalane są temperatury stanów przejściowych i stabilnych dla Cyklu Lotu Silnika. Wewnętrzne warunki pracy silnika i temperatury elementów składowych powinny zostać skorelowane i zweryfikowane doświadczalnie w trakcie wykonywania prób badawczo-rozwojowych silnika.

(iii) *Analiza naprężeń.*

Wyznaczanie naprężeń jest stosowane do określenia limitujących miejsc takich, jak wydrążenia, otwory, zmiany pola przekroju, spoiny lub gniazda mocowania, oraz limitujących warunków obciążenia. Analityczne i empiryczne procesy techniczne są stosowane do wyznaczenia rozkładu naprężeń w każdej części. Analizy oceniają, przy wielu indywidualnych warunkach cykli silnika, wpływ na naprężenia w części następujących parametrów: obrotów silnika, ciśnienia, temperatury części i gradientów temperatury. Na tej podstawie jest tworzona historia naprężeń cyklicznych w danej części. Wszystkie metody analizy naprężeń powinny zostać potwierdzone w drodze pomiarów doświadczalnych.

(iv) *Analiza żywotności.*

Analiza żywotności uwzględnia naprężenie, odkształcenie, temperaturę i dane materiałowe przy określaniu żywotności części o najgorszych własnościach. Należy również rozważyć zjawiska związane z plastycznością i pełzaniem. Istotne doświadczenia eksploatacyjne uzyskane przy skutecznej realizacji programu dotyczącego terminów wycofania części lub zapobiegawczych przeglądów wyrywkowych mogą zostać uwzględnione do ewentualnej korekty systemu przewidywania żywotności.

System przewidywania żywotności zmęczeniowej bazuje na danych z prób cyklicznych reprezentatywnych próbek laboratoryjnych, podzespołów lub elementów składowych i powinien on uwzględniać procesy wytwarzania mające wpływ na odporność na zmęczenie niskocyklowe (LCF), w tym materiały stosowane do produkcji. Wykonane próby powinny być wystarczające dla dokonania oceny wpływu podwyższonych temperatur i ich długotrwałości oraz wzajemnego oddziaływania z innymi mechanizmami Awarii materiałowych takich, jak zmęczenie wysoko-cyklowe i pełzanie. System przewidywania żywotności zmęczeniowej powinien również uwzględniać wpływ otoczenia, np. wibracji i korozji oraz skumulowanych uszkodzeń.

Jeżeli żywotność zmęczeniowa jest oparta o próby cykliczne poszczególnych części, wyniki próby powinny zostać skorygowane o naturalny rozrzut wytrzymałości zmęczeniowej. Uwzględnione czynniki mające wpływ na rozrzut powinny być uzasadnione. Przy zastosowaniu niniejszego podejścia próba powinna być tak zaplanowana, by była reprezentatywna dla krytycznych warunków pracy silnika pod względem temperatury i naprężeń dla poszczególnych elementów części poddawanych próbie, np. wydrążenia, elementy mocowania obręczy lub łopatek. Należy stosować odpowiednie narzędzia analityczne i empiryczne takie, by żywotność zmęczeniowa mogła zostać skorygowana na wszelkie różnice pomiędzy warunkami pracy silnika a próbą cykliczną. W przypadku, gdy próba skończy się rozerwaniem lub całkowitą Awarią, można dla tej konkretnej próby zidentyfikować inicjację pęknięcia poprzez zastosowanie odpowiednich kalkulacji propagacji pęknięcia i/lub obserwację pękniętej powierzchni. Dla zidentyfikowania punktu inicjacji pęknięcia może również wchodzić w rachubę wykorzystanie liczby cykli przy ostatnim przeglądzie przed powstaniem pęknięcia. Takie podejście wymaga zastosowania metod inspekcji o wysokim poziomie zdolności wykrywania, zgodnych z metodami wykorzystywanymi w przemyśle silnikowym dla wirujących części.

Dane z prób należy zredukować statystycznie tak, by wyniki były wyrażone w postaci minimalnej odporności na zmęczenie niskocyklowe LCF (1/1000 lub alternatywnie -3 sigma). Żywotność zmęczeniowa powinna zostać wyznaczona jako minimalna żywotność do inicjacji pęknięcia zmęczeniowego, zwykle o długości 0,75 mm.

Alternatywnym sposobem wykorzystania tych danych jest oparcie żywotności zmęczeniowej o uzgodniony zapas bezpieczeństwa do rozerwania części o najniższej wytrzymałości. Zwykle stosuje się współczynnik 2/3 do minimalnej żywotności do rozerwania (1/1000 lub alternatywnie -3 sigma). Jednakże wszelkie zastosowane współczynniki powinny być uzasadnione dla danego materiału.

(v) *Ocena Tolerancji Uszkodzeń.*

Należy wykonać Szacunki Tolerancji Uszkodzeń by zminimalizować możliwość wystąpienia Awarii wynikających z anomalii materiałowych, produkcyjnych lub związanych z eksploatacją w okresie Zatwierdzonej Żywotności części. Doświadczenia eksploatacyjne dotyczące silników z turbinami gazowymi wykazały, że

anomalie materiałowe, produkcyjne lub związane z eksploatacją faktycznie występują, co może negatywnie wpływać na integralność strukturalną Części Krytycznych Silnika. Historycznie rzecz biorąc, metodologia zarządzania żywotnością została utworzona w oparciu o założenie istnienia nominalnych niepowtarzalności materiałowych i warunków produkcyjnych. W konsekwencji metodologia ta nie zajmowała się jednoznacznie zjawiskiem występowania takich anomalii, chociaż określony poziom tolerancji na anomalie jest pośrednio uwzględniony poprzez stosowanie konstrukcyjnych zapasów bezpieczeństwa, przeglądów fabrycznych i w eksploatacji, itd. Szacowanie Tolerancji Uszkodzeń zajmuje się konkretnie stanem(ami) odbiegającym(i) od normy i stanowi uzupełnienie systemu przewidywania żywotności zmęczeniowej. Należy zwrócić uwagę, że 'Szacowanie Tolerancji Uszkodzeń' stanowi część procesu projektowania i nie jest sposobem na przywracanie pękniętych części do użytkowania przy monitorowaniu propagacji pęknięć.

Proces Szacowania Tolerancji Uszkodzeń zwykle obejmuje następujące kluczowe elementy:

Zakres anomalii i rozkład częstotliwości.

Kluczowym parametrem dla szacowania tolerancji uszkodzeń jest zakres anomalii i częstość ich występowania. Tego rodzaju informacje mogą mieć charakter statystyczny i mogą być przedstawione jako wykres liczby przypadków wykraczających poza określony zakres w określonej ilości materiału. Anomalie powinny być traktowane jako ostre postępujące pęknięcia od pierwszego cyklu naprężeń chyba, że istnieją wystarczające dane wskazujące co innego.

Analiza propagacji pęknięć.

Służy to wyznaczeniu liczby cykli potrzebnych, by dana anomalia osiągnęła poziom krytyczny. Przewidywanie to powinno bazować na znajomości naprężeń w części, temperatury, geometrii, gradientu naprężeń, zakresu i kierunku anomalii oraz własności materiałowych. Rozważania analityczne powinny zostać potwierdzone przez odpowiednie dane z prób.

Techniki i okresy przeglądów.

Przeglądy produkcyjne i eksploatacyjne stanowią alternatywną metodę rozważania możliwości występowania pęknięć związanych z naturalnymi i wywołanymi anomaliami. Należy zdefiniować okresy dla każdego konkretnego przeglądu eksploatacyjnego. Jako podstawa dla określenia okresu pomiędzy przeglądami mogą posłużyć dane dotyczące częstości demontowania Silnika oraz dostępności modułów i części. Przyjęte w szacowaniach tolerancji uszkodzeń przeglądy produkcyjne powinny być włączone do Planu Wytwarzania. Podobnie, przyjęte procedury i okresy przeglądów eksploatacyjnych powinny być włączone do Planu Zarządzania Eksploatacją i, stosownie do przypadku, do sekcji ograniczeń zdolności do lotu w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdolności.

Prawdopodobieństwo Wykrycia przy Przeglądzie (POD).

Prawdopodobieństwo Wykrycia (POD) w drodze danych procesów dokonywania przeglądów takich, jak prądy wirowe, płyny penetrujące lub ultradźwięki, stosowane do wykrywania potencjalnych anomalii, powinno bazować na analizie statystycznej dostatecznej liczby prób lub doświadczeń. Znaczenie tych danych powinno być ocenione w oparciu o podobieństwo parametrów takich, jak:

- Wielkość, kształt, kierunek, umiejscowienie, własności chemiczne i metalurgiczne anomalii
- Stan powierzchni i czystość części
- Materiał poddawany inspekcji (np. jego skład, wielkość ziaren, przewodność, struktura powierzchni, itd.).
- Zmienność materiałów poddawanych inspekcji lub sprzętu (np. konkretny płyn penetrujący i wywoływacz, możliwości sprzętu lub jego stan, itd.)
- Konkretne parametry procesu inspekcyjnego takie, jak wskaźnik skanowania
- Inspektor (np. ostrość wzroku, umiejętność skupienia się, wyszkolenie, itd.)

Ponadto, w odniesieniu do powyższego należy odnotować, co następuje:

- Właściwe Szacowanie Tolerancji Uszkodzeń.

W kontekście CS-E 515 (a), "właściwe szacowanie tolerancji uszkodzeń" uznaje, że normy przemysłowe dotyczące odpowiednich rozmiarów anomalii i rozkładów częstotliwości oraz techniki analiz stosowane w

procesie szacowania tolerancji uszkodzeń nie we wszystkich przypadkach, wyszczególnionych w poniższych punktach, są dostępne. W takich przypadkach, zgodność z tym przepisem powinna opierać się o rozważania dotyczące takich czynników, jak zastosowane marginesy bezpieczeństwa, zastosowanie koncepcji projektowania z uwzględnieniem tolerancji uszkodzeń, doświadczenie, porównywanie szybkości propagacji pęknięć z pozytywnymi doświadczeniami, itd. W analizie należy brać pod uwagę anomalia, co do oceny których istnieje zgodność w środowisku silnikowców i nadzorów.

Anomalia materiałowe.

Na anomalia materiałowe składają się nieprawidłowe nieciągłości lub niejednorodności powstałe w trakcie wytwarzania materiału wsadowego lub wytapiania materiału. Niektóre anomalia materiałowe, które należy brać pod uwagę, to: anomalia w tytanie związane trwałą alfa, wtrącenia pasmowe tlenkowe/karbidowe (żuźłowe) w stopach niklu, oraz ceramiczne cząstki stałe w materiałach metalurgii proszkowej powstałe w sposób niezamierzony w trakcie procesu wytwarzania proszku.

Anomalia produkcyjne.

Anomalia produkcyjne obejmują anomalia powstałe w trakcie kolejnych etapów przetwarzania wlewki na sztaby i sztab na odkuwki, jak też w trakcie procesów wyjmowania metalu i obróbki wykańczającej, stosowanych w trakcie produkcji i/lub naprawy. Przykłady anomalii związanych z przetwarzaniem to zakucia i porowatość wywołana odkształceniami. Niektóre anomalia związane z wyjmowaniem materiału to: rozerwania w wyniku przeciągania, wypalenia wywołane różnymi środkami oraz zakłócona mikrostruktura w wyniku miejscowego przegrzania powierzchni obrabianej mechanicznie.

Anomalia związane z eksploatacją.

Należy rozważyć takie anomalia związane z eksploatacją, jak nienaprawione zadraśnięcia, zagniecenia i rysy, korozja, itd. Dla określenia znaczenia danych doświadczeń należy posłużyć się podobieństwem projektów elementów konstrukcyjnych, zabudowy, warunków oddziaływania i zasad obsługi.

(e) Wyznaczanie Zatwierdzonej Żywotności – Części obciążone od ciśnienia statycznego

(i) Zasady Ogólne

Zasady ogólne stosowane przy wyznaczaniu Zatwierdzonej Żywotności są podobne do zasad stosowanych do części wirujących.

Jednakże, w przypadku części obciążonych ciśnieniem statycznym, Zatwierdzona Żywotność może opierać się na żywotności do powstania pęknięcia wraz z częścią szczałkowej żywotności przy propagacji pęknięcia. Wykorzystana część żywotności szczałkowej powinna uwzględniać zapas do rozerwania. Jeśli Zatwierdzona Żywotność opiera się o wykrycie pęknięć przed osiągnięciem Zatwierdzonej Żywotności, to należy przeanalizować niezawodność systemu wykrywania pęknięć. Wszelkie uzależnienie od wykrywania pęknięć powinno skutkować włączeniem obowiązkowych przeglądów do Planu Zarządzania Eksploatacją i do sekcji ograniczeń zdadności do lotu w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdadności. Metody analizy propagacji pęknięć powinny zostać potwierdzone doświadczalnie.

Niektóre metody wytwarzania takie, jak spawanie lub odlewanie są z natury obciążona anomaliaми. Takie anomalia powinny być uwzględnione w metodologii wyznaczania Zatwierdzonej Żywotności. Mechanika pęknięć jest metodą powszechnie wykorzystywaną dla takich szacunków.

Przy ustalaniu żywotności części poza obciążeniami od ciśnienia należy uwzględnić temperaturę części, wszelkie gradienty temperatury, wszelkie znaczące obciążenia od drgań lub inne (na przykład przy manewrach w locie).

Przy rozważaniu możliwości powstawania pęknięć alternatywnym sposobem są przeglądy produkcyjne i eksploatacyjne. Należy zdefiniować okresy dla każdego konkretnego przeglądu eksploatacyjnego. Jako podstawa dla określenia okresu pomiędzy przeglądami mogą posłużyć dane dotyczące częstości demontowania Silnika oraz dostępności modułów i części. Przeglądy produkcyjne powinny być zawarte w Planie Wytwarzania. Podobnie, przyjęte procedury przeglądów eksploatacyjnych i okresy powinny być włączone do

Planu Zarządzania Eksploatacją i do, stosownie do przypadku, sekcji ograniczeń zdolności do lotu w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdolności.

(ii) *Próby*

Jeżeli do wykazywania żywotności części wykorzystywane są próby, to podstawowy cykl obciążenia powinien zaczynać się od różnicy ciśnień bliskiej zeru, następnie wzrastającej do wartości odpowiadającej najbardziej krytycznym warunkom obciążenia w eksploatacji i powracającej do poziomu bliskiego zeru.

Przy wykonywaniu próby poziom ciśnienia powinien zostać skorygowany, by uwzględnić wpływ naprężeń od gradientów temperatury występujących w rzeczywistej eksploatacji. Gdy to niemożliwe, na przykład z powodu nadmiernych naprężeń w miejscach innych niż miejsca krytyczne lub występowania w Cyklu Lotu Silnika naprężeń przeciwnych, zdolność do przenoszenia obciążeń zmęczeniowych podczas użytkowania powinna zostać ustalona dodatkową analizą.

Jeżeli na część działają poza różnicą ciśnienia jeszcze dodatkowo inne obciążenia (np. od manewrów w locie, obciążeń zawieszenia silnika, itd.) należy wykonać analizę tych dodatkowych obciążeń i zbadać ich skutki. Jeżeli wpływ tych obciążeń jest mały, wówczas można symulować go przez zwiększenie podczas próby różnicy ciśnienia. Jednak, jeżeli obciążenia są duże lub nie mogą być odpowiednio zastąpione przez wzrost ciśnienia, wówczas próba powinna być wykonana wraz z obciążeniami działającymi dodatkowo do obciążeń ciśnieniowych.

Część powinna być poddana próbom przy temperaturze związanej z najbardziej krytycznym przypadkiem naprężeń lub, jako inna możliwość, można zwiększyć próbne ciśnienie w celu symulowania utraty odpowiednich własności na skutek działania temperatury.

Uwzględnione czynniki mające wpływ na rozrzut wytrzymałości zmęczeniowej powinny być uzasadnione.

Podczas prób powinno się stosować taki sposób montażu i ograniczenia stanowiska prób lub wyposażenia kontrolno-pomiarowego każdego odcinka krytycznego, aby odtworzyć w możliwie najdokładniejszym stopniu warunki rzeczywiste występujące w Silniku.

(iii) *Analityczne metody modelowania*

Dla wyznaczenia odpowiedniej żywotności zmęczeniowej można zastosować modelowanie, pod warunkiem że metoda modelowania została zweryfikowana próbą lub pomyślnym doświadczeniem eksploatacyjnym części o podobnej konstrukcji.

(f) *Wyznaczanie Zatwierdzonej Żywotności – Inne Części*

Jest możliwe, że Analiza Bezpieczeństwa wymagana przez CS-E 510 doprowadzi do wskazania Części Krytycznych Silnika innych niż wirujące części lub obciążone ciśnieniem statycznym. W takich przypadkach, metodologia wyznaczania Zatwierdzonej Żywotności powinna zostać uzgodniona z Nadzorem. Jako wskazówkę należy tu wykorzystać ogólne zasady dotyczące wirujących części i obciążonych ciśnieniem statycznym.

(g) *Utrzymanie Zatwierdzonej Żywotności*

Przy certyfikacji, Zatwierdzona Żywotność opiera się o przewidywania dotyczące użytkowania silnika, zachowania się materiału, warunki otoczenia itd., które mogą mieć wpływ na żywotność do wycofania z użytkowania dla uniknięcia Niebezpiecznych Stanów Silnika.

Po certyfikacji może się okazać konieczne sprawdzenie dokładności tych przewidywań z uwagi na fakt, iż wiele okoliczności może ulec zmianie takich, jak na przykład, użytkowanie silnika i warunki otoczenia eksploatacji silnika, szczególnie przy zmianie własnościowej. Jest ważne, by wykorzystywać wszelkie informacje z eksploatacji dla potwierdzenia założeń przyjętych w Planie Przedsięwzięć Technicznych lub ich modyfikacji, jeżeli jest to wymagane. Plan Przedsięwzięć Technicznych powinien opisywać nie tylko podstawę Zatwierdzonej Żywotności, ale dalsze czynności po certyfikacji niezbędne dla zapewnienia, że Zatwierdzona Żywotność jest odpowiednia w całym okresie eksploatacyjnej żywotności silnika.

Mogą być wymagane systematyczne weryfikacje założeń dokonanych przy wyznaczaniu Zatwierdzonej Żywotności, w zależności od stopnia konserwatywności tych założeń. Plan Przedsięwzięć Technicznych powinien podawać, kiedy takie analizy powinny być przeprowadzone i jakie informacje są do tego niezbędne.

Aspekty, które należy uwzględnić to m.in.:

- Częstotliwość analiz Zatwierdzonej Żywotności
- Przegląd szczegółowy użytkowanych części, w tym części o przekroczonym czasokresie użytkowania
- Przegląd planów lotów
- Niezgodności w trakcie obsługi
- Doświadczenie z prac badawczo-rozwojowych Silnika
- Nauki pobrane z innych programów silników
- Wszelkie zdarzenia w eksploatacji

(h) Części oddziaływujące

Części Krytyczne Silnika stanowią część złożonego układu i inne części silnik mogą mieć wpływ na Części Krytyczne Silnika i ich żywotność. Dlatego, Plan Przedsięwzięć Technicznych powinien uwzględniać te części, a szczególnie zmiany w tych częściach. Przykładami części oddziaływujących są m.in. łopatką turbiny, część skojarzona, oraz część nieruchoma oddziaływująca na warunki otoczenia (temperatury, ciśnienia, itd.) w pobliżu Krytycznej Części Silnika. Przykładami zmiany w częściach oddziaływujących są m.in. łopatką o innym ciężarze, środku ciężkości, powłoce; część skojarzona wykonana z innego materiału o innym współczynniku rozszerzalności cieplnej; oraz część nieruchoma, gdzie zmiany geometrii lub materiału modyfikują odpowiedź cieplną i/lub mechaniczną elementu składowego i dlatego mogą oddziaływać na warunki otoczenia w pobliżu Krytycznej Części Silnika.

(4) Środki Formułowania Planu Wytwarzania

(a) Wprowadzenie

Plan Wytwarzania stanowi część ogólnego procesu dotyczącego integralności i jego celem jest zapewnienie odpowiedniej żywotności części. Plan Przedsięwzięć Technicznych obejmuje założenia dotyczące sposobu projektowania, wytwarzania, użytkowania i obsługi Części Krytycznych Silnika, z których każdy element może mieć wpływ na żywotność. Dlatego zasadnicze znaczenie ma zapewnienie utrzymania Własności wymaganych przez Plan Przedsięwzięć Technicznych.

(b) Elementy Składowe Planu Wytwarzania

Plan Wytwarzania dla danej części powinien uwzględniać Własności części uzyskanej w procesie wytwarzania gotowej części z surowca i powinien uwypuklać wszystkie parametry zidentyfikowane jako istotne dla żywotności części, które nie powinny być zmieniane bez odpowiedniej weryfikacji. Takie parametry to m.in.: kontrola materiału pod kątem szczególnych właściwości, w tym wszelkich wydzielonych obszarów tego materiału, specyfikacje dotyczące sposobu wytwarzania, kolejność procesów wytwarzania, sposoby kontroli i dokładność, metody wstępnej obróbki skrawaniem lub obróbki wykańczającej, ze szczególnym uwzględnieniem metod poprawiających zdolność do przenoszenia obciążeń zmęczeniowych lub minimalizujących powstawanie anomalii.

(c) Opracowanie i Weryfikacja Planu Wytwarzania

Plan Wytwarzania powinien zostać przeanalizowany i zweryfikowany w wykorzystaniu Technicznej i Produkcyjnej wiedzy fachowej z następujących kluczowych dziedzin:

- Inżynieria (Projektowanie i Określanie Żywotności)
- Inżynieria Materiałowa
- Inspekcje Nieniszczące
- Zapewnianie Jakości
- Techniki Wytwarzania (Prace Badawczo-Rozwojowe i Produkcja)

Ten sam zestaw dziedzin dotyczy oceny i zatwierdzenia procesu, jak też procedur kontrolowania zmian i usuwania niezgodności w procesie wytwarzania pod kątem zapewnienia, by wyrób powstały w procesie wytwarzania był zgodny z założeniami konstrukcyjnymi Planu Przedsięwzięć Technicznych. Celem jest, by:

- Procesy wytwarzania były opracowywane i stosowane pod odpowiednim nadzorem celem zapewnienia, by żywotność części przyjęta w Planie Przedsięwzięć Technicznych była konsekwentnie osiągana. Programy uzasadniające są w sposób otwarty uzgadniane i realizowane w ramach procesu potwierdzania.
- Zmiany w tych procesach wytwarzania oraz metodach i zasadach postępowania były widoczne i nie były dokonywane bez przekrojowych analiz i zatwierdzenia.
- Jeżeli zaistnieje podejrzenie o niezgodność, została ona przeanalizowana przy wykorzystaniu odpowiednich dziedzin fachowych przed jej usunięciem.

Poziom szczegółowości planu może się zmieniać w zależności od konkretnego etapu procesu będącego przedmiotem rozważań, znaczenia tego etapu i poziomu kontroli wymaganego dla osiągnięcia założonej żywotności.

Rozważmy, na przykład, przypadek kiedy istnieje specyfikacja procesu kontroli wiercenia otworów. Jeżeli zastosowanie się do tej specyfikacji daje efekt w postaci otworów spełniających wymagania żywotności dla otworów kołnierza pod odpowiednie śruby, to w planie wystarczy odnotować, że otwór kołnierza pod śruby zostanie wykonany zgodnie z daną specyfikacją. Jednakże, jeżeli otwór wentylacyjny obręczy dla spełnienia warunku żywotności wymaga roztlaczania na zimno po wierceniu zgodnie ze specyfikacją, to może być konieczne nawiązanie w planie do procesu roztlaczania na zimno.

(5) Środki Formułowania Planu Zarządzania Eksploatacją.

(a) Wprowadzenie

Plan Zarządzania Eksploatacją stanowi część ogólnego procesu, którego celem jest zachowanie integralności Części Krytycznych Silnika przez cały okres ich użytkowania. Plan Przedsięwzięć Technicznych zawiera założenia odnośnie sposobu wytwarzania, użytkowania i obsługi Części Krytycznych Silnika, z których każdy element może mieć wpływ na żywotność części. Dlatego, zapewnienie że te założenia zachowują ważność ma zasadnicze znaczenie. Plan Zarządzania Eksploatacją podaje procesy napraw eksploatacyjnych i obsługi celem zachowania zgodności z założeniami przyjętymi w Planie Przedsięwzięć Technicznych.

(b) Ustalanie akceptowalności procesów napraw i obsługi

Procesy napraw i obsługi powinny zostać przeanalizowane z wykorzystaniem wiedzy fachowej z następujących kluczowych dziedzin:

- Inżynieria (Projektowanie i Określanie Żywotności)
- Inżynieria Materiałowa
- Inspekcje Nieniszczące
- Zapewnianie Jakości
- Wsparcie Techniczne Wyrobu
- Prace Badawczo-Rozwojowe w zakresie napraw

Rola tej analizy przekrojowej jest spójna z analizą przygotowaną do Planu Wytwarzania. Analiza powinna obejmować potwierdzanie procesu, kontrolowanie zmian i niezgodności pod kątem zapewnienia, by efekt każdej naprawy lub obsługi był zgodny ze specyfikacjami technicznymi. Celem jest, by:

- Procesy napraw i obsługi oraz metody i zasady postępowania były opracowywane pod odpowiednim nadzorem i z należyтым uwzględnieniem ich możliwego wpływu na żywotność części. Programy uzasadniające są w sposób otwarty uzgadniane i realizowane w ramach procesu potwierdzania.
- Zmiany w tych procesach oraz metodach i zasadach postępowania były widoczne dla wszystkich stron i nie były dokonywane bez przekrojowych analiz i zatwierdzenia.
- Jeżeli zaistnieje podejrzenie o niezgodność, została ona przeanalizowana przy wykorzystaniu odpowiednich dziedzin fachowych przed jej usunięciem.

Celem osiągnięcia odpowiedniego poziomu kontroli stosowania tych procesów oraz metod i zasad postępowania, procedury napraw i obsługi powinny być wyraźnie określone w podręcznikach warsztatowych. Procedury powinny

również jasno określać ograniczenia dla tych procesów oraz metod i zasad postępowania celem zapewnienia utrzymania zgodności Własności Części Krytycznych Silnika z przyjętymi w Planie Przedsięwzięć Technicznych.

(c) Zarządzanie Eksploatacją w odniesieniu do Części Obciążonych Ciśnieniem Statycznym lub Innych Części

Różnica w podejściu do określenia żywotności dla części obciążonych ciśnieniem statycznym lub innych części oznacza, że w dodatku do Zatwierdzonej Żywotności, instrukcje zapewnienia ciągłej zdatności mogą zwykle zawierać:

- Zdefiniowany okres pomiędzy przeglądami cyklicznymi w sekcji ograniczeń zdatności do lotu.
- Metody(a) przeglądu, które będą zastosowane.
- Szczegółowy opis obszaru(ów), który ma być poddany przeglądowi.
- Granice akceptowalności wyników przeglądu.
- Akceptowalne sposoby naprawy, jeśli ma zastosowanie.
- Wszelkie inne instrukcje niezbędne dla realizacji wymaganego przeglądu i dopuszczalnych procedur obsługowych.

(6) Sekcja Ograniczeń Zdatości Do Lotu

(a) Dla zapewnienia sprzężenia zwrotnego pomiędzy eksploatowanymi częściami a Planem Przedsięwzięć Technicznych, w podręcznikach Silnika, wymaganych przez CS-E 25, powinno być podkreślone znaczenie ograniczeń dla napraw i obsługi Części Krytyczne Silnika. Ponadto, z uwagi na fakt, że nieodpowiednia naprawa lub obsługa mogłaby mieć niebezpieczny w skutkach wpływ na integralność części powinno to również być uwidocznione w sekcji ograniczeń zdatości do lotu (ALS) instrukcji zapewnienia ciągłej zdatości. Poniższe, lub podobne, sformułowanie powinno zostać umieszczone w odpowiedniej sekcji ALS.

"Poniższe ograniczenia zdatości do lotu zostały uzasadnione w drodze analizy technicznej przy założeniu, że niniejszy wyrób będzie użytkowany i obsługiwany według procedur i przeglądów podanych w instrukcjach zapewnienia ciągłej zdatości, dostarczonych wraz z wyrobem przez posiadacza Certyfikatu Typu lub osoby przez niego uprawnione. W odniesieniu do Części Krytycznych Silnika oraz części oddziaływujących na Części Krytyczne Silnika, wszelkie naprawy, modyfikacje bądź procedury obsługowe nie zatwierdzone przez posiadacza Certyfikatu Typu lub osoby przez niego uprawnione, oraz wszelkie zamienniki takich części nie dostarczone przez posiadacza Certyfikatu Typu lub osoby przez niego uprawnione, mogą skutkować zasadniczą zmianą tych ograniczeń."

(b) Dla silników z zakresami OEI sekcja ograniczeń zdatości do lotu powinna podawać sposób uwzględnienia liczby cykli zastosowanych w użytkowaniu na tych zakresach OEI. Może to zostać dokonane poprzez dodanie ograniczonej liczby cykli do przewidywanej żywotności odnośnych Części Krytycznych Silnika lub stosując odpowiednie współczynniki redukcji żywotności dla każdego wejścia na moc OEI.

AMC do CS-E 520 Wytrzymałość - Zmęczenie wysoko-cyklowe

Dla zminimalizowania niekorzystnych konsekwencji Awarii spowodowanych nieprzewidywalnym zmęczeniem wysoko-cyklowym zalecane jest, by - normalnie - względne wytrzymałości na zmęczenie zespołu łopatek/tarcza były dobrane tak by zwiększały się w następującej kolejności: pióro łopatki, zamek łopatki, zamocowanie łopatek w tarczy, obręcz tarczy.

AMC do CS-E 520 (c)(1) Wytrzymałość - odpadanie łopatek

(1) Celem zmniejszenia ryzyka Awarii pojedynczej łopatki, prowadzącej do dalszej Awarii wielu łopatek i możliwości rozerwania obudowy, powinno się szczególną uwagę zwrócić na materiał łopatek, zamocowania łopatki i konstrukcje połączeń obudowy w zagrożonych miejscach.

(2) Podczas zapewnienia nieprzebijalności obudowy przez łopatki sprężarki i turbiny powinno się zwrócić uwagę, że końcowa trajektoria uszkodzonej łopatki może nie leżeć w płaszczyźnie jej wirowania. Jest to szczególnie istotne w sytuacji gdy ostateczne zabezpieczenia przed wydostaniem się łopatki są na zewnątrz obudowy Silnika i położone są w

pewnej odległości od niego (doświadczenie pokazuje że punkty uderzenia uszkodzonej łopatki o strukturę statku powietrznego mogą tworzyć kąt $\pm 30^\circ$ od punktu przecięcia osi Silnika i płaszczyzny obrotu) albo tam, gdzie zdolność do zatrzymania uszkodzonej łopatki przez obudowę Silnika w pobliżu płaszczyzny wirowania łopatki jest zmniejszona, np. poprzez podcięcia na sąsiednie łopatki aparatu kierującego, otwory upustu, itd. Niniejszy AMC nie oznacza nakładania wymogu dla konstruktora Silnika zapewnienia utrzymania w kierunku wlotu i wylotu, zakładając, że granice wielkości kątów, w których zapewnione jest utrzymanie, są dostępne dla wytwórcy statku powietrznego dokonującego zabudowy Silnika

AMC do CS-E 525 Ciągłe obracanie

(1) Ciągłe obracanie może być powodowane wiatrakowaniem lub przyczynami mechanicznymi takimi, jak "zabieranie" sprzęgła w przypadku wiroplata wielosilnikowego. Spełnienie wymagania może zostać udowodnione próbą lub analizą i należy uwzględnić warunki nakładane na Silnik przez typową zabudowę statku powietrznego.

(2) Warunki nakładane na Silnik po zatrzymaniu w locie i jego maksymalna długotrwałość powinny uwzględniać ocenę wszystkich spodziewanych zastosowań Silnika na statku powietrznym, np. na wiroplacie, turbośmigłowe, statek powietrzny poddźwiękowy i statek powietrzny naddźwiękowy.

(3) Warunki które powinny być przeanalizowane i omówione, jeśli zostanie ocenione że mają zastosowanie, powinny zawierać co najmniej takie, które podano poniżej:

(a) Całkowita utrata oleju Silnika,

(b) Niewyważenie wirnika powodowane utratą łopatki i wynikające z tego uszkodzenie wirnika.

Analiza powinna uwzględniać długie okresy ciągłego obracania w tych warunkach w powiązaniu z zakładaną obwiednią lotu z jednym zatrzymanym Silnikiem, oraz - tam gdzie to ma zastosowanie - warunkami lotu naddźwiękowego oraz przejścia z lotu naddźwiękowego do poddźwiękowego.

(4) Należy ustalić, przy pomocy analizy lub próby, lub i jednego i drugiego, wykonanych przez wnioskującego zgodnie z CS-E (520)(c)(2), pokrywających całą obwiednię lotu, warunki nałożone na połączenie silniki do statku powietrznego, wynikające z niewyważenia wirnika i prędkości obrotowej związanej z ciągłym obracaniem Silnika po utracie łopatki Silnika i wynikające z tego uszkodzenie wirnika oraz podać je w dokumentacji zabudowy wymaganej przez CS-E 20.

AMC do CS-E 540 Uderzenie i wchłanianie obcych ciał

(1) Podczas badania zgodności z CS-E 540(a), udowodnienie skutków uderzenia i wchłonięcia obcych ciał, takich jak szmaty do czyszczenia, narzędzia ręczne, nity, śruby, nakrętki, wykonuje się tylko wtedy, jeżeli skutki mogą być groźniejsze niż od uderzenia/wchłonięcia dużego ptaka.

Niezależnie od tego, że jest to część wykazania zgodności z CS-E 540 (a), skutki wchłonięcia dużego ptaka według próby z CS-E 800 dla kołpaka lub którejkolwiek części nieruchomej Silnika powinny zostać oszacowane według kryteriów CS-E 510. Owiewki zastrzałów ramy głównej lub rozwidleń zastrzałów mogą być narażone na uderzenie ptaków lub ich szczątków. W takich zastrzałach ramy lub owiewce zastrzałów mogą się mieścić przewody paliwowe, olejowe, hydrauliczne, wysokociśnieniowego upustu powietrza lub okablowanie związane z układem sterowania silnikiem. Wnioskujący powinien rozważyć możliwość powstania uszkodzeń, związanych z uderzeniem ptaków, w tych kanałach, przewodach lub okablowaniu pod kątem wymagań CS-E 540.

Celem zweryfikowania, zgodnie z CS-E 540 (a), kryteriów Skrajnie Odległych dla Niebezpiecznych Stanów Silnika w przypadku uderzenia ptaków należy uwzględnić możliwość eksploatacji statku powietrznego na prędkościach wyższych niż 200 węzłów, co jest związane z odpowiednim prawdopodobieństwem napotkania pojedynczego ptaka w takich warunkach.

(2) CS-E 540 (b) dotyczy przykładowo: deszczu, gradu, lodu, żwiru, piasku, małych i średnich ptaków. Dla niektórych zagrożeń, interpretacji wymagań CS-E 540 (b) należy dokonywać w połączeniu z innymi wymaganiami CS-E takimi, jak CS-E 800 dla ptaków lub CS-E 790 dla deszczu i gradu, które mogą podawać cyfrowo cele w zakresie bezpieczeństwa CS-E 540 (b). Dlatego, w zamierzeniu, powyższe związane punkty są wystarczające dla wykazania zgodności z CS-E 540 (b) w odniesieniu do rozważanego tematu. Mimo wszystko, jeśli podczas wykazywania zgodności stwierdzono jakieś nienormalne skutki to powinno się je ocenić z punktu widzenia CS-E 540 (b) dla zapewnienia bezpiecznego lotu i lądowania.

AMC do CS-E 560 Układ paliwowy

(1) Może być dozwolone stosowanie więcej niż jednego gatunku paliwa: CS-E 560 (a) stosuje się do każdego gatunku i obejmuje dodatki uszlachetniające do paliwa (na przykład, czynniki ograniczające oblodzenie w układzie paliwowym).

Niektóre silniki mogą wykorzystywać inne płyny takie, jak mieszanina metanolu i wody: tam, gdzie jest to właściwe, wyraz "paliwo" w CS-E 560 powinien być rozumiany jako obejmujący również te płyny.

Jeżeli parametr specyfikacji paliwa taki, jak zawartość siarki lub żywicy, może mieć negatywny wpływ na Silnik, powinno to być podane w odpowiedniej dokumentacji.

Przy określaniu specyfikacji paliwa według CS-E 560 (a), należy również uwzględnić CS-E 90 pod kątem zjawisk wywołanych w układzie paliwowym przez samo paliwo, dodatki uszlachetniające w paliwie lub wodę w paliwie.

(2) Dla spełnienia wymagań CS-E 560 (b)(1), powinny zostać uwzględnione zarówno zanieczyszczenia, których obecność jest możliwa w paliwie dostarczonym do Silnika ze statku powietrznego, jak też zanieczyszczenia wynikające ze zużycia się części i elementów składowych układu paliwowego Silnika (takich, jak łożysko pompy paliwowej).

(3) Zgodnie z CS-E 560 (e), wszelkie środki przewidziane dla ochrony przed oblodzeniem w układzie paliwowym mogą pracować w sposób ciągły lub uruchamiać się automatycznie, kiedy zajdzie taka potrzeba.

(4) Dla spełnienia wymagań CS-E 110 (d), ponieważ przeciek paliwa jest uznawany za potencjalne zagrożenie pożarowe, należy podjąć konstrukcyjne środki ostrożności, by zminimalizować możliwości nieprawidłowego zmontowania elementów składowych układu paliwowego, w tym rur i złączek, szczególnie jeżeli części układu muszą zostać zdjęte w trakcie czynności planowej obsługi technicznej.

(5) Dla zgodności z CS-E 130 (a), celem zminimalizowania możliwości wystąpienia i rozprzestrzeniania się ognia każdy filtr lub sitko powinno być tak mocowane, by jego ciężar nie spoczywał na przewodach lub połączeniach wlotu lub wylotu filtra lub sitka chyba, że przewody i połączenia mają zapewniony odpowiedni zapas wytrzymałości na wszelkie warunki obciążenia.

(6) Każdy filtr lub sitko wymagające regularnej obsługi serwisowej powinno -

-Być łatwo dostępne w celu zlewania i oczyszczenia lub wymiany.

-Posiadać ekran lub element łatwy do usunięcia, i

-Posiadać odstojnik zatrzymujący osad oraz zlew, z wyjątkiem przypadku kiedy filtr lub sitko jest łatwe do wyjęcia w celu zlewania.

(7) Wszelkie ograniczenia warunków bocznikowania powinny być wyszczególnione we właściwych podręcznikach.

(8) Intencją CS-E 560 (g) jest uwzględnienie wszelkich prawdopodobnych zmian w ustawieniach w wyniku drgań, nieprawidłowej obsługi, ingerencji mechanicznej w zabudowie lub przy obsługiwaniu, itd. Przykładami konstrukcyjnych środków ostrożności są : elementy zabezpieczające, uszczelnienie, niedostępność zabudowy.

AMC do CS-E 570 Układ olejowy

(1) Każdy filtr lub sitko wymagające regularnej obsługi serwisowej powinno być dostępne w celu zlewania i oczyszczenia lub wymiany. Dla zgodności z CS-E 570 (a), celem uniknięcia możliwości wystąpienia przecieków każdy filtr lub sitko powinno być tak mocowane, by jego ciężar nie spoczywał na przewodach lub podłączeniach wlotu lub wylotu filtra lub sitka chyba, że przewody i podłączenia mają zapewniony odpowiedni zapas wytrzymałości na wszelkie warunki obciążenia.

(2) Dla spełnienia wymagań CS-E 570 (a)(1), każdy zbiornik oleju powinien dysponować przestrzenią rozprężną. Doświadczenie wykazało, że 10 procent pojemności zbiornika jest wielkością odpowiednią. Powinno być niemożliwe wypełnienie przestrzeni rozprężnej zbiornika oleju w sposób niezamierzony.

(3) Dla spełnienia wymagań CS-E (a)(2)(i) środki napełniania i drenowania powinny być dostępne i wyposażone w ręczne lub automatyczne sposoby skutecznego blokowania w pozycji zamkniętej; Każde połączenie wlewowe zbiornika oleju mogące zatrzymać znaczącą ilość oleju powinno mieć zapewnioną możliwość drenowania na zewnątrz osłony Silnika.

(4) W rozumieniu wymagań CS-E 570 (a)(2), punkty dostępu obejmują, ale nie są ograniczone do, Magnetyczne Wykrywacze Opiłków i pokrywy dostępu do przekładni.

(5) "Niebezpieczne ilości", o których mowa w CS-E 570 (e)(1), zostały zdefiniowane w AMC do CS-E 130.

PODCZEŚĆ E – SILNIKI TURBINOWE; UDOWADNIANIE TYPU

AMC do CS-E 600 (e) Próba - Ogólne

Wnioskujący powinien uzasadnić wszelkie różnice w położeniu Silnika pomiędzy próbami, a położeniem w przewidywanych zabudowach na wiroplacie.

AMC do CS-E 620 Osiągi : Wzory

(1) Niżej podane poprawki sprowadzające aktualne warunki prób do założonych warunków atmosferycznych, w odniesieniu do ciśnienia i temperatury, powinny być stosowane w zakresie warunków odpowiednich dla danego typu Silnika, tj. uwzględniając właściwości układu sterowania Silnikiem oraz możliwy wpływ Liczby Reynoldsa, jeśli dla danego typu Silnika nie zostały uzgodnione lub nie były wymagane przez Agencję bardziej dokładne lub dodatkowe poprawki.

Ciśnienie gazów

Jednostki S.I.

$$P_c = P_o \times \frac{1013.25}{B}$$

Temperatury gazów

$$T_c = T_o \times \frac{288}{\theta}$$

Prędkość obrotowa

$$N_c = N_o \times \sqrt{\frac{288}{\theta}}$$

Ciąg

Jednostki S.I.

$$F_c = F_o \times \frac{1013.25}{B}$$

Masowe natężenie przepływu powietrza

Jednostki S.I.

$$W_c = W_o \times \frac{1013.25}{B} \times \sqrt{\frac{\theta}{288}}$$

W przypadkach zastosowania przepływomierza powietrza typu firmowego powinno się zwrócić uwagę, że W_o jest rzeczywistym przepływem powietrza przez Silnik podczas próby.

Natężenie przepływu paliwa

Jednostki S.I.

$$W_c = W_o \times \frac{1013.25}{B} \times \sqrt{\frac{288}{\theta}}$$

Moc

Jednostki S.I.

$$P_c = P_o \times \frac{1013.25}{B} \times \sqrt{\frac{288}{\theta}}$$

(2) Oznaczenia

B	=	Ciśnienie barometryczne w hamowni	hPa
θ	=	Temperatura zmierzona na wlocie, poprawiona jedynie o temperaturę przyrządu i błąd skali	K
P	=	Ciśnienie	hPa
T	=	Temperatura	K
N	=	Prędkość obrotowa	obr./min.
F	=	Ciąg	kN
W	=	Masowe natężenie przepływu powietrza	kg/s
w	=	Natężenie przepływu paliwa	kg/h
P	=	Moc	kW

(3) Indeksy

Indeks "o" - oznacza wynik z odczytu, który uwzględnia jedynie błąd przyrządu ze względu na temperaturę i skalę.
Indeks "c" - oznacza wynik sprowadzony do warunków standardowego ciśnienia atmosferycznego i warunków temperatury wg CS-E 620.

AMC do CS-E 640 Ciśnienie statyczne i próby zmęczeniowe

(1) Definicje. W niniejszym CS-E 640 (a) mają zastosowanie następujące definicje, które powinny być odniesione do Silnika zabudowanego w typowy sposób.

Normalne Ciśnienie Pracy.

Maksymalna różnica ciśnienia, mogąca wystąpić w większości lotów, łącznie ze wszystkimi wahaniami ciśnienia wynikającymi z normalnej pracy zaworów, kranów, itp., jeśli mogą one powodować znaczne wzrosty ciśnienia.

Maksymalne Ciśnienie Pracy.

Maksymalna różnica ciśnienia, która może wystąpić podczas najbardziej niesprzyjających warunków eksploatacyjnych (np. prędkości do przodu, wysokości, temperaturze otoczenia, prędkości Silnika, użycia zakresów OEI) mogących się zdarzyć podczas normalnej pracy, łącznie z wszystkimi wahaniami ciśnienia wynikającymi z normalnej pracy zaworów, kranów, itp., jeśli mogą one powodować znaczne wzrosty ciśnienia.

Maksymalne Możliwe Ciśnienie.

Maksymalna różnica ciśnienia, która może wystąpić podczas najbardziej niesprzyjających kombinacji warunków użytkowania (np. prędkości do przodu, wysokości, temperaturze otoczenia, Prędkości Silnika, użycia zakresów OEI) możliwych do napotkania podczas użytkowania, łącznie z Awarią każdej istotnej części Silnika lub układu sterowania, lub kombinacją Awarii które są prawdopodobne bardziej niż Skrajnie Odległe. Należy wziąć pod uwagę wszystkie wahania ciśnienia wynikłe z normalnej lub awaryjnej pracy zaworów, kranów, itd., jeśli mogą one powodować znaczne wzrosty ciśnienia.

Części Nieruchome poddane znacznym obciążeniom od ciśnienia gazu lub cieczy. Elementy poddane dużym obciążeniom od ciśnienia lub konstrukcja których wynika z obciążenia wysokim ciśnieniem gazu lub cieczy, które mają być utrzymane. Na przykład, kadłuby sprężarek, komór spalania, turbin, wymienniki ciepła, zawory elektromagnetyczne upustów, silniki rozruszników lub elementy układów paliwowych, olejowych i hydraulicznych. Szczególną uwagę należy zwrócić na korki wlewu.

(2) Próby ciśnienia statycznego (patrz CS-E 640 (a))

Jako kryteria oceny możliwości zaakceptowania trwałych odkształceń można wykorzystać ograniczenia eksploatacyjne przewidywanego podręcznika Silnika.

Jeżeli próbie poddana jest część na którą w eksploatacji działają ciśnienia zmieniające się wzdłuż jej długości, dopuszcza się odtworzenie warunków ciśnieniowych przez odpowiedni podział części na odcinki i zastosowanie dla każdego odcinka maksymalnego ciśnienia z uwzględnieniem odpowiednich współczynników podanych w CS-E 640 (a).

(3) Próby. Ogólne

Jeżeli na część działają poza różnicą ciśnienia jeszcze dodatkowo inne obciążenia (np. od manewrów w locie, obciążeń zawieszenia Silnika, itd.), należy wykonać analizę tych dodatkowych obciążeń i zbadać ich skutki. Jeżeli wpływ tych obciążeń jest mały, wówczas można symulować go przez zwiększenie różnicy ciśnienia podczas próby. Jednakże, jeżeli obciążenia są duże lub nie mogą być odpowiednio zastąpione przez wzrost ciśnienia, wówczas próba powinna być wykonana wraz z obciążeniami działającymi dodatkowo do obciążeń ciśnieniowych.

Część powinna być poddana próbom przy temperaturze związanej z najbardziej krytycznym przypadkiem naprężeń lub, alternatywnie, można zwiększyć próbne ciśnienie w celu symulowania utraty odpowiednich własności na skutek działania temperatury.

Podczas prób ciśnieniowych powinno się stosować taki sposób montażu i ograniczenia stanowiska prób lub wyposażenia kontrolno-pomiarowego każdego odcinka krytycznego, aby odtworzyć w możliwie najdokładniejszym stopniu warunki rzeczywiste występujące w Silniku.

(4) Analityczne metody modelowania

Dla wyznaczenia odpowiedniej wytrzymałości oraz żywotności zmęczeniowej można zastosować modelowanie, pod warunkiem że model jest zweryfikowany próbą lub pomyślnym doświadczeniem eksploatacyjnym części o podobnej konstrukcji.

AMC do CS-E 650 Badania drgań

(1) Definicje. W niniejszym AMC mają zastosowanie następujące definicje:

Fizyczna prędkość obrotowa (Nr).	Rzeczywista niezredukowana prędkość obrotowa układu wirującego mierzona w obrotach na minutę (rpm).
Zredukowana prędkość obrotowa (Nc).	Prędkość obrotowa układu wirującego zredukowana poprzez znormalizowanie warunków na wlocie do sprężarki do warunków standardowych powietrza przy 15° C. Wartości redukcji są wyznaczone doświadczalnie i zastosowane we wzorze: $Nc = Nr / (T \text{ wlotu} / 288)^{\text{wykładnik}}$ Gdzie T wlotu oznacza temperaturę na wlocie do sprężarki w Kelvinach a wykładnik jest wyznaczony doświadczalnie, zwykle jest to 0,5.
Rezonans.	Warunki występujące, gdy częstotliwość siły wymuszającej zbliża się do częstotliwości własnej jednej z części składowych. Dla każdej odpowiedzi rezonansowej istnieje jedna szczególna postać drgań.
Wytrzymałość zmęczeniowa.	Najwyższa wartość naprężeń zmiennych, która - w połączeniu z danym poziomem naprężeń stałych - nie powoduje Awarii zmęczeniowej materiału.
Obwiednia lotu.	Wszystkie warunki użytkowania w locie oraz nie wynikające z lotu, łącznie z warunkami startu, zatrzymania, na ziemi i w locie oraz wirowaniem wiatrakowym w locie.
Drgania samowzbudne.	Drgania samowzbudne układów z łopatkami lub kierownicami są drganiami występującymi dla jednej z częstotliwości własnych układu i związanej z nią postacią drgań. Nie zależą one od żadnych zewnętrznych wymuszeń lecz od warunków aerodynamicznych wokół łopatki i własności aeroelastycznych układu.

(2) Wybór elementów składowych.

Aby wyznaczyć elementy składowe Silnika, których charakterystyki drgań wymagają sprawdzenia próbą lub innymi sposobami udowodnionymi jako równoważne lub bardziej odpowiednie, należy przeprowadzić analizę. Wybranymi elementami powinny zwykle być:

- Najbardziej krytyczne z punktu widzenia drgań, łopatki i aparaty kierujące wentylatora i każdej sprężarki oraz turbiny.
- Wszystkie stopnie łopatek obok kierownic o zmiennym pochyleniu.
- Wszystkie tarcze wentylatorów oraz najbardziej krytyczna z punktu widzenia drgań tarcza każdej sprężarki oraz turbiny.
- Wszystkie układy wałów głównego wirnika (i koła zębate, jeśli są w takim układzie).
- Wszystkie inne elementy składowe, dla których w celu uzasadnienia analizy wymagana jest próba Silnika i / lub dodatkowe próby elementów składowych.

(3) Warunki próby.

Dla odpowiedniej oceny charakterystyk drgań elementów mogą okazać się niezbędne niżej podane zmiany warunków prób.

(a) Próby stoiskowe.

Zwykle, zalecanym sposobem całościowej oceny jest próba całego Silnika. Jednakże, dla uniknięcia ograniczeń związanych z próbą całego Silnika takich, jak ilość oprzyrządowania lub zakres warunków na wlocie, które mogą być przebadane, wnioskujący może zastosować próby stoiskowe. Jeśli zastosowano próby stoiskowe, wnioskujący powinien wykazać, że wszystkie stosowane warunki połączenia oraz elementy konstrukcyjne dobrze oddają rzeczywiste użytkowanie Silnika.

(b) Poszerzanie zakresu prędkości.

Celem jest pełny pomiar naprężeń, a program próby powinien być taki, by pokryć przynajmniej taki zakres warunków jaki jest wymagany w CS-E 650 (b). Jednak tam, gdzie dla oceny skutków narastania naprężeń zmiennych, zgodnie z CS-E 650(b), konieczne jest poszerzenie zakresu prędkości i takie poszerzenie warunków próby okaże się praktycznie niemożliwe do osiągnięcia, to wpływ przyrostu naprężeń zmiennych powinien być odpowiednio dokładnie oceniony w inny sposób uzgodniony z Agencją.

(c) Przetrawianie oprzyrządowania.

Tam gdzie Silnik podczas pracy ma takie wysokie prędkości obrotowe wirnika i temperatury gazów traktu przepływowego, że oprzyrządowanie do próby może wytrzymać takie warunki jedynie przez krótki okres, można oczekiwać, że dla dokończenia dowodu przedstawiona zostanie forma analizy będąca do przyjęcia przez Agencję.

(4) Wpływ wysokości.

Próby Silnika mogą być przeprowadzone w locie lub na stoisku wysokościowym lub na innym stoisku takim, by skutki lotu i wysokości były odpowiednio odwzorowane i ocenione. Do każdej sytuacji należy użyć odpowiedniego wyposażenia kontrolno-pomiarowego i oprzyrządowania. Należy ocenić wszystkie zmiany dokonane na Silniku dla uzyskania warunków próby i wykazać, że zmiany te są do przyjęcia.

(5) Drgania samowzbudne.

Drgania potrzebne do wykazania odpowiedniego zapasu w stosunku do obszarów występowania drgań samowzbudnych mogą być wykonane na stoisku do sprężarki i / lub na stoisku do prób Silnika na poziomie morza lub wysokościowym. W obu tych przypadkach procedura musi uwzględniać fakt, że jeśli odpowiednie warunki użytkowania nie będą trwały wystarczająco długo dla rozwoju drgań samowzbudnych, to podatność układu na takie drgania nie zostanie sprawdzona.

(a) Uwzględnić należy jakość wyrobu, warunki na wlocie oraz zapas na pogorszenie się stanu silnika. Dodatkowo, podczas określania sposobów na sprawdzenie braku niszczącego poziomu drgań samowzbudnych w całym zakresie deklarowanej obwiedni lotu, należy rozważyć uwzględnienie kombinacji następujących mających zastosowanie czynników:

(i) Zakresu fizycznych i zredukowanych prędkości obrotowych każdego układu wirującego.

(ii) Jednoczesnego wystąpienia maksymalnej temperatury całkowitej powietrza na wlocie do sprężarki i maksymalnej zredukowanej prędkości obrotowej (tzn. maksymalnej zredukowanej prędkości).

(iii) Zakresu linii współpracy sprężarki w ramach obwiedni lotu; i

(iv) Najbardziej niekorzystnych warunków powietrza na wlocie innej sprężarki występujących w ramach obwiedni lotu (tzn. mającej zastosowanie kombinacji całkowitego ciśnienia powietrza, gęstości, temperatury, oraz zniekształcenia wlotu).

(b) Ponieważ zjawisko drgań samowzbudnych może być związane z małymi zmianami tych czynników, które mogą wpływać na odpowiedź układu, należy starannie ocenić możliwe zmiany pomiędzy nominalnymi i skrajnymi wartościami na przykład, luzów wierzchołkowych, tłumienia mechanicznego, linii współpracy, wielkości upustów, itd. Doświadczenie pokazuje też, że są znaczne różnice podatności na drgania samowzbudne między różnymi grupami łopatek i że "dostrojone" łopatki mogą być bardziej podatne.

(6) Różnice Własności Materiału i Częstotliwości Własne.

Podczas interpretowania wyników prób i obliczeń teoretycznych uwzględnić należy typowe różnice własności materiału i częstotliwości własnych części składowych podczas produkcji.

(7) Stany ustalone w zakresie rezonansu.

Jeśli w warunkach użytkowania zgodnie z CS-E 650 stwierdzono istotny rezonans, to odpowiednie części składowe powinny zostać poddane odpowiednim cyklom drgań w pobliżu i / lub w warunkach szczytu rezonansowego, by wykazać spełnienie wymagań CS-E 650 (d). Taka próba stanów ustalonych w zakresie rezonansu zgodnie z CS-E 740 (g)(1) byłaby zwykle częścią okresów stopniowanych Próby Trwałościowej CS-E 740. Elementy poddane próbie stanów ustalonych w zakresie rezonansu powinny następnie również spełnić wymagania CS-E 740 (h) - ostateczny przegląd w stanie po rozebraniu po próbie trwałościowej.

(8) Nieodpowiednie przyrządy.

Jeżeli wymiary łopatek lub kierownic są takie, że przyrządy niezbędne do prób są nieodpowiednie, to dla uzasadnienia charakterystyk drganiowych łopatek sprężarki i turbiny można zaniechać w całości lub w części prób silnika z oprzyrządowaniem oraz modyfikacji okresów stopniowanych Próby Trwałościowej zgodnie z CS-E 740 (g)(1), jeśli Agencja jest przekonana, że sumaryczna liczba godzin prób stoiskowych lub w locie przeprowadzonych w reprezentatywnych warunkach przed certyfikacją, wystarczy dla wykazania że poziomy naprężen od drgań są do przyjęcia.

(9) Odpowiedniość do warunków zabudowy.

Celem CS-E 650(f) jest by Silnik był odpowiedni, pod względem drgań, do zabudowy na każdą przewidywaną konfigurację, kiedy jest zabudowany i użytkowany zgodnie z zatwierdzonymi instrukcjami wytwórcy. Zwykle oczekuje się, że wnioskujący poda w zatwierdzonych instrukcjach zabudowy Silnika informacje wystarczające do tego, by wytwórca(y) statku powietrznego mogli stwierdzić czy zabudowa nie wpływa w sposób nie do przyjęcia na charakterystykę drganiową Silnika. Dla ustalania, że w związku z zabudową nie zachodzą niekorzystne zjawiska drganiowe, należy zwrócić uwagę na potrzebę podania ograniczeń i procedur użytkowania. Odpowiednio do potrzeb, należy rozważyć co najmniej niżej podane problemy i właściwości zabudowy :

-Każde śmigło zatwierdzone do stosowania dla Silnika.

-Każdy odwracacz ciągu zatwierdzony do stosowania dla Silnika.

-Oddziaływanie zabudowy na warunki na wlocie i wylocie.

-Sztywność zabudowy; i

-Układy napędu wirnika.

(10) Wymagania dla Przeglądów.

Prace prowadzone przed certyfikacją dla określenia, które elementy Silnika muszą być sprawdzane przy pomocy prób Silnika i dla wyznaczenia właściwego miejsca na umieszczenie oprzyrządowania do prób Silnika, obejmują zwykle próby wyrobów i analizy określające częstotliwości własne elementu (lub układu), postaci drgań własnych, średnie poziomy drgań w stanach ustalonych oraz rozkłady naprężeń od drgań. W związku z takimi pracami badawczo-rozwojowymi powstaje dokumentacja techniczna o zasadniczym znaczeniu dla wspomnienia prób certyfikacyjnych. Prace te powinny być wyłączone z formalnego zatwierdzania przez Agencję dotyczącego programów prób i sprawozdań. Przeglądy elementów konstrukcyjnych z projektem typu, zgodnie z wymaganiami podanymi w 21A.33 Części 21, powinny być ograniczone tylko do tych części składowych danego Silnika oraz związanego oprzyrządowania, których dotyczą próby certyfikacyjne Silnika.

AMC do CS-E 660 Próby pompy paliwowej (silniki turbinowe do samolotów)

W przypadku, gdy badany osprzęt jest podatny na erozję kawitacyjną (np. pompy paliwowe dla Silnika), powinno się wziąć pod uwagę możliwość zmniejszania erozji dzięki powietrzu rozpuszczonemu w badanym płynie, i jeśli zachodzi taka okoliczność, to niektóre próby powinny być wykonane z najbardziej krytyczną, z punktu widzenia erozji kawitacyjnej, temperaturą i ciśnieniem oraz minimalną ilością rozpuszczonego powietrza, która może wystąpić podczas normalnych warunków użytkowania.

AMC do CS-E 670 Próby zanieczyszczonego paliwa

(1) Zanieczyszczenia ciałem stałym

(a) Akceptowalne są zanieczyszczenia o właściwościach wyszczególnionych w tabeli poniżej.

ZANIECZYSZCZENIE	WIELKOŚĆ CZĄSTEK	ILOŚĆ
ŻELAZAWY - ŻELAZOWY Tlenek żelaza (Fe ₃ O ₄) Magnetyt (Czarny)	0-5 mikronów	0.40 g/1000 litrów
ŻELAZOWY tlenek żelaza (Fe ₂ O ₃) Hematyt	0-5 mikronów	7.13 g/1000 litrów
ŻELAZOWY tlenek żelaza (Fe ₂ O ₃) Hematyt	5-10 mikronów	0.40 g/1000 litrów
Kruszony kwarc	1000 - 1500 mikronów	0.07 g/1000 litrów
Kruszony kwarc	420 - 1000 mikronów	0.46 g/1000 litrów
Kruszony kwarc	300 - 420 mikronów	0.26 g/1000 litrów
Kruszony kwarc	150 - 300 mikronów	0.26 g/1000 litrów
Brud spreparowany zgodnie z ISO 12103-1 A4 (pył do prób typu Arizona - gruboziarnisty)	Mieszanina o składzie: 0 – 5 mikronów (9,25%) 5- 10 mikronów (10,25%) 10-20 mikronów (14,5%) 20 - 40 mikronów (25%) 40-80 mikronów (29,5%) 80-200 mikronów (11,5%)	2.11 g/1000 litrów
Puch bawełniany	Stapel poniżej 7 (Normy Klasyfikacyjne Ministerstwa Rolnictwa USA SRA-AMS 180 i 251)	0.03 g/1000 litrów
Nieprzerobiony Kwas Naftenowy		0.03 procent objętościowo
Słona woda przygotowana przez rozpuszczenie soli w wodzie destylowanej lub innej o udziale nie	4 udziały wagowe NaCl 96 udziałów wagowych H ₂ O	0.01 procent objętościowo

większym niż 200 na milion wszystkich ciał stałych		
---	--	--

Dodatkowo, dla silników przewidzianych do zabudowy na Statkach Powietrznych ze Zbiornikami Paliwowymi z Tworzywa Zbrojonego Włóknem Węglowym:

Włókna węglowe o nominalnej wytrzymałości na rozciąganie 5,59 GPa	5 mikronów średnicy nominalnej 0 do 2000 mikronów długości Rozkład populacji: 0 - 25 mikronów (43% ± 5%) 25 - 50 mikronów (25% ± 5%) 50 - 75 mikronów (13% ± 5%) 75 - 125 mikronów (12% ± 5%) >125 mikronów (7% ± 5%) Maksymalna długość włókna 2000 mikronów	0.54 g/1000 litrów
---	--	-----------------------

(b) Próba zanieczyszczenia paliwa dla całego układu paliwowego powinna być wykonana albo na pracującym Silniku albo na stoisku, używając paliwa ciągle zanieczyszczanego w tempie 4,5 g składników zanieczyszczenia na 4 500 litrów paliwa.

(c) Punkt, przy którym zatkanie będzie wskazywane załodze lotniczej powinien być również ustalony. Należy wykazać, że układ paliwowy jest zdolny do kontynuowania pracy bez spowodowania wadliwego działania Silnika przez dalszy okres równy przynajmniej połowie maksymalnego czasu lotu statku powietrznego, na którym silnik będzie prawdopodobnie zabudowany. Po ustaleniu powyższego jest dopuszczalne czyszczenie i wymiana filtra(ów) tak często, jak jest to konieczne dla pozostałej części próby. Jeżeli zatkanie nie wystąpi do czasu, kiedy całkowita ilość zanieczyszczeń osiągnie poziom podany w poniższym punkcie (d), można uznać że zadanie niniejszego punktu (c) zostało zrealizowane.

(d) Próba powinna następnie być kontynuowana przy typowych warunkach pracy biorąc pod uwagę Prędkości Obrotowe, ciśnienia, natężenie przepływu paliwa, itd., do czasu wystarczającego dla zapewnienia, że całe masowe zanieczyszczenie przechodzące przez układ odpowiada 500 godzinom normalnej pracy z paliwem zanieczyszczonym do poziomu 0,5 g zanieczyszczenia na 4 500 litrów paliwa. Po zakończeniu próby układ paliwowy powinien pracować poprawnie.

(2) Zanieczyszczenie Wodą

Należy przeprowadzić próbę układu paliwowego stosując paliwo zanieczyszczone wodą, bądź na pracującym Silniku bądź na stoisku.

Zanieczyszczone paliwo powinno składać się z paliwa początkowo nasyconego wodą przy temperaturze mieszanki paliwo/woda 27°C, do której dodano 0,2 ml czystej wody na litr paliwa, równomiernie zmieszanej z paliwem.

Próba powinna być przeprowadzona z zanieczyszczoną mieszaniną ochłodzoną do najbardziej krytycznych warunków oblodzenia, jakie mogą wystąpić w eksploatacji.

AMC do CS-E 680 Skutki obciążeń od pochylenia i od momentu żyroskopowego

Normalnie badania skutków obciążenia od pochylenia i od momentu żyroskopowego przeprowadza się podczas prób w locie, jednak w pewnych przypadkach mogą być wymagane dodatkowe próby pracy lub próby stoiskowe wg uzgodnionego programu przed dopuszczeniem do prób w locie.

AMC do CS-E 690 Upust z silnika

Celem zmniejszenia złożoności próby i poprawienia elastyczności koniecznej dla osiągnięcia kluczowych parametrów (prędkość, temperatura i moment skrętny) w trakcie 2-godzinnej próby według CS-E 740 (c)(3)(iii), należy zastosować maksymalne upusty powietrza na potrzeby Silnika i funkcji usługowych statku powietrznego, jeżeli wnioskujący może wykazać w drodze próby lub analizy opartej na próbach, że zdolność Silnika do spełnienia wymagań przeglądu po demontażu według CS-E 150 (f)(3)(iii) nie zostanie w ten sposób podniesiona. Analiza powinna obejmować

-Wpływ odbioru powietrza z upustu na drugorzędowy układ powietrzny Silnika, podający powietrze chłodzące do różnych elementów składowych Silnika ,

-Wpływ upustu na cykl termodynamiczny (np., zmiany prędkości wytwornicy gazu w relacji do wału wyjściowego).

AMC do CS-E 700 Przekroczenie warunków użytkowania (silniki turbinowe do samolotów)

(1) Przypadek dla VMO* (* w przypadku lekkich samolotów stosuje się zwykle prędkość VNE)

Silnik powinien pracować przy nadmiernym ciśnieniu i ciągu, mogących wystąpić dla VMO w warunkach najbardziej krytycznego ciśnienia otoczenia i temperatury oraz przy ustawionej Maksymalnej Ciągłej Mocy i/lub Ciągu.

Czas trwania próby powinien być powiązany z prawdopodobieństwem i częstotliwością zaistnienia takich warunków dla reprezentatywnego typu samolotu. Jeżeli zgłoszone są ograniczenia i zapewnione jest niezbędne oprzyrządowanie, warunki próby mogą być odpowiednio zmienione.

Po zakończeniu próby Silnik powinien zostać poddany przeglądowi w stanie po rozebraniu i nie powinien wykazywać oznak mogących prowadzić do wyraźnego wzrostu prawdopodobieństwa Awarii Silnika.

(2) Przypadek dla VD.

Silnik powinien pracować w okresie 5 minut (złożonym z pięciu 1-minutowych odcinków lub mniejszej liczby dłuższych odcinków, dających w sumie taki sam czas pracy) przy nadmiernych ciśnieniach i ciągach, które wynikałyby z pracy na VD przy najbardziej krytycznych warunkach ciśnienia otoczenia i temperatury oraz przy wybranej Maksymalnej Mocy Trwałej i/lub Ciągu, a następnie powinno się wykazać zdolność Silnika do ukończenia lotu, w którym te warunki zaistniały. Ta ostatnia próba może polegać na pracy Silnika w typowych warunkach przelotu w okresie czasu odpowiadającym maksymalnemu prawdopodobnemu trwaniu lotu po takim przypadku, dla reprezentatywnego typu samolotu. Ta ostatnia wielkość powinna być uzgodniona z Agencją.

(3) Przypadek dla "Brutalnego sterowania mocą/ciągiem".

Silnik powinien być raptownie przyspieszony z warunków minimalnego małego gazu w locie symulując "brutalne sterowanie" (tj. przepustnica musi zostać otwarta tak szybko, jak to jest fizycznie możliwe), a następnie pracować dwie minuty aby sprawdzić pracę przy przekroczonych warunkach (np. obroty, ciśnienie, ciąg, temperatura), które są wynikiem użytkowania Silnika z dźwignią sterowania mocą przestawioną w położenie najbardziej do przodu, w najbardziej krytycznych warunkach otoczenia mogących się zdarzyć na poziomach lotnisk, dla których zdefiniowane są osiągi. Jeśli jest to pożądane, 2 minutowa próba może się składać z oddzielnych odcinków, z których żaden nie jest krótszy niż jedna minuta. Po zakończeniu próby stan Silnika musi być taki, by umożliwić zakończenie lotu, w którym

takie okoliczności wystąpiły. Może to zostać wykazane przez prawidłową pracę Silnika w typowych warunkach przelotu w nieprzerwanym okresie 30-minut (patrz też AMC do CS-E 500 punkt 3)

(4) Jeżeli podczas prób z ptakami wg CS-E 800 (c) lub (d) nastąpiło przekroczenie ograniczenia użytkowania, to zgodnie z CS-E 700 należy wykazać, że osiągnięty podczas próby poziom przekroczenia parametru został odpowiednio potwierdzony innymi próbami CS-E lub, jeśli trzeba, specjalną próbą dodatkową. W odpowiednich podręcznikach należy również odpowiednio uzasadnić i opisać stosowne działania obsługowe, związane z takimi przekroczeniami dla podobnych przypadków w eksploatacji. Zgodność z CS-E 700 może wiązać się z rozważaniami nad zmianą ostatecznie certyfikowanego ograniczenia tak, by wartość osiągnięta w próbie nie była przekroczeniem, lub zatwierdzeniem stanu przejściowego według CS-E 820, CS-E 830 lub CS-E 870, stosownie do przypadku.

AMC do CS-E 710 Próby zablokowania wirnika

(1) Wnioskujący, jeśli nie chce spełniać wymagań CS-E 525, może do projektu typu Silnika włączyć urządzenie do blokowania wirnika. Uruchomienie urządzenia powoduje zatrzymanie się i uniemożliwia dalsze ciągłe obracanie się wirnika(ów) Silnika w locie, gdy Silnik nie pracuje. Urządzenie jest częścią projektu typu Silnika i stosuje się do niego takie same kryteria prób, jak dla pozostałych części składowych Silnika. Dodatkowo, urządzenie do blokowania wirnika musi spełniać wymagania użytkowe i próby trwałościowej podane w CS-E 710 w sytuacji, gdy silnik poddany jest takim warunkom otoczenia, które powodują maksymalny moment obrotowy. Do oszacowania maksymalnego momentu obrotowego należy przyjąć zarówno uszkodzone jak i nieuszkodzone wirniki Silnika.

(2) Kontynuowanie obracania się wyłączanego Silnika, posiadającego urządzenie do blokowania wirnika, z powodu usterki urządzenia może spowodować, że kryteria związane z bezpieczeństwem podane w CS-E 525 nie zostaną spełnione. Dlatego należy przeprowadzić ocenę wszystkich możliwych postaci Awarii konstrukcji urządzenia blokowania wirnika zgodnie z CS-E 510. Należy rozważyć skutki samoczynnego lub niezamierzonego włączenia urządzenia blokowania wirnika w locie.

(3) W związku ze spodziewanymi rzadkimi przypadkami stosowania urządzenia blokowania wirnika, powinno być ono tak zaprojektowane, by podczas normalnych warunków użytkowania silnika stan urządzenia nie pogarszał się poza ograniczenia zdatności do użytkowania do takiego stopnia, że przestanie spełniać swoje funkcje po uruchomieniu przy wyłączonym Silniku (patrz także CS-E 510 (e)).

(4) Urządzenie blokowania wirnika powinno być tak zaprojektowane, by załoga lotnicza mogła odblokować wirnik(i) Silnika w celu rozpoczęcia prób powtórnego rozruchu Silnika. W przypadku niepowodzenia tych prób, załoga lotnicza powinna móc powtórnie zablokować wirnik(i) Silnika.

(5) Jeśli to może być istotne dla konstrukcji, należy rozważyć skutki wywołane temperaturą zasysanego powietrza oraz zewnętrznych powierzchni silnika.

AMC do CS-E 720 (a) Zapłon ciągły

Konieczność użycia działającego w sposób ciągły zapłonu może wynikać np. przy wchłanianiu wody i błota podczas startu, wchłaniania lodu lub dla zgodności z wymaganiami dotyczącymi oblodzenia.

AMC do CS-E 730 Próby pomiarowe

(1) Parametrami przyjmowanymi dla wykresów charakterystyk są te, które są właściwe dla, oraz są spójne z projektem Silnika. Typowymi parametrami dla znanych konstrukcji Silników są: Ciąg, Moc, Moment, Prędkość Obrotowa, Spręż Silnika, Temperatura Gazów Wylotowych.

(2) Próba pomiarowa powinna być prowadzona tak, by objąć maksymalny możliwy przedział prędkości obrotowej, ale przynajmniej by objąć przedział od minimalnego małego gazu do normalnej maksymalnej, odpowiadającej warunkom atmosfery na zewnątrz w dniu próby.

(3) Wykresy charakterystyk przed i po próbie, wymagane przez CS-E 730, powinny objąć najwyższy zakres, który ma być zatwierdzony, o długości przekraczającej 2 minuty przed dodatkową próbą trwałościową według CS-740 (c)(3)(iii). Ponieważ praca Silnika na 30-Sekundowym i 2-Minutowym zakresie Mocy OEI może mieć istotny wpływ na stan elementów konstrukcyjnych Silnika, zakresy te nie muszą spełniać wymagań pomiarowych CS-E 730.

AMC do CS-E 740 (c)(3) Próby trwałościowe

(1) Dopuszczalne są dwie procedury przeprowadzenia prób wymaganych przez CS-E 740 (c)(3):

(a) Po podstawowej 150-godzinnej próbie trwałościowej Silnik może być poddany przeglądowi w stanie po rozebraniu zgodnie z CS-E 150 (f)(2).

Następnie Silnik zostaje ponownie zmontowany przy wykorzystaniu tych samych części, które były używane w trakcie 150-godzinnej próby trwałościowej, z wyłączeniem przypadków dopuszczonych przez CS-E 150 (f)(3)(ii), i poddany dodatkowej 2-godzinnej próbie trwałościowej według CS-E 740 (c)(3)(iii).

Po zakończeniu dodatkowej 2-godzinnej próby trwałościowej nastąpiłby przegląd w stanie po rozebraniu pod kątem wymagań CS-E 150 (f)(3)(iii); lub

(b) 2-godzinna dodatkowa próba trwałościowa według CS-E 740 (c)(3)(iii) może być przeprowadzona natychmiast po podstawowej 150-godzinnej próbie trwałościowej bez demontażu Silnika.

Normy dla przeglądu w stanie po rozebraniu do zastosowania po zakończeniu dodatkowej 2-godzinnej próby trwałościowej są podane w CS-E 150 (f)(2).

(2) Według CS-E 50 (f), sterowanie Silnikiem powinno uchronić przed przekroczeniem ograniczenia prędkości związanego z 30-Sekundowym Zakresem Mocy OEI. Jednakże, celem zapewnienia możliwości osiągnięcia odpowiedniej mocy w jak najkrótszym czasie, może być konieczne zaprojektowanie sterowania Silnikiem w taki sposób, by na początku 30-sekundowego okresu występował krótki wyskok prędkości. Jest to dopuszczalne pod warunkiem że zostało potwierdzone przez cały czasokres próby CS-E 740 (c)(3)(iii).

(3) W przypadku wystąpienia zatrzymania w trakcie czterech sekwencji próby według CS-E 740 (c)(3)(iii), przerwana sekwencja powinna zostać powtórzona w pełni chyba, że może być ponownie rozpoczęta od punktu zatrzymania dzięki istnieniu uzasadnienia technicznego, akceptowanego przez Agencję. Jeżeli zostanie ustalone, że sekwencja nie musi być powtarzana w całości, próba powinna być wznowiona tam, gdzie stan termiczny Silnika byłby taki sam jak w chwili zatrzymania. (Patrz CS-E 740 (b)(1))

AMC do CS-E 740 (f)(1) Silniki wielowirnikowe

Jeżeli Próba Trwałościowa jest prowadzona według CS-E 740 (f)(1), wówczas wymagany jest dodatkowy dowód by uzasadnić jakiegokolwiek wyższe ograniczenie prędkości obrotowej niż te, które zostało dowiedzione w tej próbie. Niniejszy AMC podaje możliwe do przyjęcia założenia przeprowadzenia takich dodatkowych prób.

(1) Dla przeprowadzenia takich prób dodatkowych może być użyty ten sam Silnik, który ukończył Próbę Trwałościową, albo Silnik o kompletacji podobnej we wszystkich tych aspektach, na które może mieć wpływ zwiększona prędkość obrotowa.

(2) Jeżeli wnioskowane jest wyższe ograniczenie prędkości obrotowej dla warunków Mocy/Ciągu Startowego oraz Maksymalnego Ciągłego, to próba dodatkowa powinna zapewnić taki sam czas pracy na zwiększonej prędkości obrotowej oraz poziom dotkliwości, pod każdym względem odpowiadający warunkom opisanym w programie próby trwałościowej dla pracy w warunkach Mocy/Ciągu Startowego i Maksymalnego Ciągłego.

(3) Jeżeli wnioskowane jest wyższe ograniczenie prędkości obrotowej tylko dla warunków Mocy/Ciągu Startowego oraz Maksymalnego Ciągłego, to próba dodatkowa powinna zapewnić -

(a) *Tam, gdzie próba jest prowadzona na częściach, które już przeszły Próbę Trwałościową (lub równoważną).* Taki sam czas pracy na zwiększonej prędkości obrotowej oraz poziom dotkliwości, pod każdym względem odpowiadający warunkom opisanym w programie próby trwałościowej dla pracy w warunkach Mocy/Ciągu Startowego i Maksymalnego Ciągłego, stosownie do przypadku.

(b) *Tam, gdzie próba jest prowadzona na częściach, które nie przeszły Próby Trwałościowej (lub równoważnej).* Taki sam czas pracy na zwiększonej prędkości obrotowej oraz poziom dotkliwości, pod każdym względem odpowiadający warunkom opisanym w programie Próby Trwałościowej dla pracy w warunkach Mocy/Ciągu Startowego i Maksymalnego Ciągłego, ale tylko przy tym okresie pracy na zwiększonej prędkości obrotowej, dla którego wnioskowane są wyższe ograniczenia..

AMC do CS-E 740 (g)(1) Próby trwałościowe - okresy stopniowane

Jako alternatywę dla zmiany okresów stopniowanych podanych w CS-E 740 (g)(1), można wykonać oddzielną próbę Silnika o odpowiedniej dotkliwości (Patrz także AMC do CS-E 650 punkt 8).

AMC do CS-E 745 Przyspieszenia Silnika

(1) Wykazanie zgodności z CS-E 745 może być dokonane podczas prób wykonywanych dla spełnienia wymagań innych sekcji CS-E.

(2) Podczas wykazywania spełnienia wymagań CS-E 745 (a)(1) i (a)(2) oceniając możliwe "zarzuty temperatury" odpowiednio najbardziej niekorzystną kombinacją będzie prawdopodobnie "maksymalny upust powietrza i maksymalny odbiór mocy". Oceniając "oderwania" i "pompaż", kombinacją taką będzie prawdopodobnie "bez upustu i maksymalny odbiór mocy". Za przypadek "zarzutu temperatury" uważa się jakiegokolwiek przekroczenie stanu ustalonego lub wielkości przejściowych wykazanych wg CS-E 740

(3) "Minimalny mały gaz na stoisku do prób" podany dla Silników do wiroplata w CS-E 745(a) lub innych punktach CS-E jest minimalnym praktycznie możliwym odbiorem mocy z Silnika na stoisku do prób przy sterowalnej prędkości obrotowej wału wyjściowego

(4) Jeżeli, podczas wykazywania spełnienia wymagań CS-E 745 (a)(3), stwierdzono że czas przyspieszenia jest dłuższy niż 5 sekund, w uzasadnieniu należy podać cechy użytkowe, jak też specyfikacje certyfikacyjne statku powietrznego, na którym przewidywana jest zabudowa. Na przykład, można to uznać dla bardzo dużych silników w których mogą być kłopoty z osiągnięciem dokładnie 5 sekund z powodu bezwładności ich wirników lub z innych powodów.

AMC do CS-E 750 (b) Próby rozruchu

"Przewidziany okres spuszczenia paliwa" po nieudanym rozruchu, o którym mowa w CS-E 750 (b) oznacza minimalny okres czasu, potrzebny do odprowadzenia nadmiaru paliwa z silnika przed dalszą próbą rozruchu silnika. Czas spustu jest mierzony od chwili wyłączenia rozrusznika oraz/lub zamknięcia zaworu odcinającego paliwo podczas nieudanego rozruchu.

AMC do CS-E 770 Próby rozruchu w niskiej temperaturze

Zwykle dopuszczalnym jest dla każdej z prób wg CS-E 770 (b) i (c), że Silnik zasysa do wlotu powietrze niechłodzone. Wytwórca może podać Minimalną temperaturę oleju przy której, wraz z innymi związanymi warunkami, można zwiększyć zakres pracy z małego gazu na ziemi dla podgrzania lub kołowania.

AMC do CS-E 780 Próby w warunkach tworzenia się lodu (Silniki do samolotów)

Prowadzenie próby w warunkach niewysokościowych jest dozwolone, jeśli zostanie przedstawione odpowiednie uzasadnienie, ale może to wymagać modyfikacji innych warunków prób wg niniejszego punktu.

(1) Ponieważ własności Silnika nie mogą być w prosty sposób oddzielone od wpływu wlotu i Śmigła, dlatego tam gdzie to ma zastosowanie, zalecane jest by próby były prowadzone na kompletnym Silniku z reprezentatywnym wlotem i Śmigłem (lub tymi częściami Śmigła, które mają wpływ na wlot powietrza Silnika). Oddzielna ocena i/albo próby wlotu i Śmigła nie są wykluczone, ale w takim przypadku szczegóły dotyczące rzeczywistego wlotu i użytego do prób silnikowych Śmigła, będą wyszczególnione w dokumentach zatwierdzających Silnik. W takim przypadku, do wytwórcy samolotu będzie w ostateczności należało wykazanie, że próby Silnika są nadal ważne dla danej zabudowy biorąc pod uwagę -

- Zakłócenia na wlocie spowodowane, na przykład obladzaniem lub tworzeniem się narostów lodu na wlocie i Śmigle,

- Wpadanie do Silnika odpadającego lodu z wlotu i Śmigła , albo

- Osiadanie lodu na jakimkolwiek czujniku Silnika, innych pomocniczych wlotach albo urządzeniach znajdujących się we wlocie.

Patrz także w CS-25, AMC do CS-25.1093 (b) i/lub CS-25.929 (a).

(2) Próby mogą być wykonane albo na stoisku do badań wysokościowych, w których mogą być odwzorowane warunki lotu, albo w locie z odpowiednią symulacją warunków obladzania. Wysokości wybrane do prób na stoiskach do prób wysokościowych powinny być takie jak podano w Tabeli 1 albo, dla prób w locie, takie które są odpowiednie dla danej temperatury, z tym jednak że wysokość prób nie musi przekraczać żadnych ograniczeń proponowanych do zatwierdzenia. Warunki poziomego i pionowego obszaru i stężenia wody wymagane przez próby opisane poniżej są nieco bardziej rygorystyczne niż wynikające z warunków oblodzenia według CS –Definicje, celem zapewnienia określonego zapasu.

(3) Dla każdego warunków temperaturowych podanych w Tabeli 1 powinna być przeprowadzona oddzielna próba, składająca się z powtórzeń jednego z cykli -

(a) Obszar 28 km w poziomie w warunkach zawartości ciekłej wody podanej w Kolumnie (a) Tabeli 1 odpowiednich do temperatury, a następnie 5 km w warunkach zawartości ciekłej wody podanej w Kolumnie (b) Tabeli 1 odpowiednich do temperatury, z całkowitym czasem trwania 30 minut.

lub cykl -

(b) Obszar 6 km w poziomie w warunkach zawartości ciekłej wody podanej w Kolumnie (a) Tabeli 1 odpowiednich do temperatury, a następnie 5 km w warunkach zawartości ciekłej wody podanej w Kolumnie (b) Tabeli 1 odpowiednich do temperatury, z całkowitym czasem trwania 10 minut.

TABELA 1

Temperatura otaczającego powietrza (°C)	Wysokość		Zawartość ciekłej wody (g/m ³)		Średnia efektywna średnica kropeł (µm)
	(stóp)	(m)	(a)	(b)	
-10	17 000	5 200	0.6	2.2	20
-20	20 000	6 100	0.3	1.7	
-30	25 000	7 600	0.2	1.0	

(4) Za pomocą oddzielnych prób albo w połączeniu z próbami podanymi w 3, powinno się wykazać, że właściwości Silnika nie zostały w sposób niedopuszczalny zmienione w wyniku symulacji opóźnienia włączenia układu przeciwołodzeniowego takiego, jaki może się zdarzyć podczas nieostrożnego wejścia w obszar takich warunków. Jeśli nie ma lepszych dowodów, symulacja opóźnienia powinna zwykle wynosić 2 minuty w warunkach zawartości ciekłej wody podanych w Kolumnie (a) Tabeli 1, i może być - jeśli tak wnioskowano - sprawdzone na początku próby wg 3 (a) albo przed rozpoczęciem pierwszych 5 km cyklu 3 (b).

(5) Na zakończenie każdej z prób 3 powinno się zwiększyć zakres Silnika do warunków maksymalnej mocy/ciągu odpowiadających danym warunkom wysokościowym, aby pokazać jaki wpływ ma ewentualne opadanie lodu.

(6) Każda z prób 3 powinna być prowadzona na minimalnej mocy/ciągu, dla której zgłoszono poprawną pracę w warunkach oblodzenia, albo z minimalną mocą/ciągiem odpowiednim dla samolotu, na którym jest przewidziana zabudowa Silnika.

(7) Dodatkowa próba wg 3 w warunkach -30°C, powinna być przeprowadzona na najwyższej prędkości silnika (do Maksymalnej Ciągłej Mocy/Ciągu), na której znacząca ilość lodu może, jeśli odpadnie, dostać się do komory spalania Silnika.

(8) W przypadku, gdy minimalna moc/ciąg niezbędna dla zapewnienia niezbędnego zabezpieczenia (jak to ustalono podczas wykazywania zgodności z 6) jest większa, niż wymagana dla zniżania, powinny być przeprowadzone dodatkowe próby przy minimalnej mocy/ciągu wymaganej do zniżania stosując jedną z n/w prób -

(a) Próby przy zawartości ciekłej wody jak dla -10°C z Kolumny (a) Tabeli 1, o czasie trwania wystarczającym dla dokonania oczekiwanego zniżania z 3000 m, albo

(b) Próby symulującej rzeczywiste zniżanie, w warunkach zawartości ciekłej wody jak w Kolumnie (a) Tabeli 1, obejmującej zmianę wysokości nie mniejszą niż 3000 m i największą osiągniętą temperaturę całkowitą nie większą niż 0°C.

(9) Po zakończeniu prób wg 8, Silnik powinien być przestawiony w położenie mocy małego gazu w locie, a następnie należy wykonać w określonym czasie jego przyspieszenie, poprzez przestawienie w czasie jednej sekundy dźwigni sterowania mocą/ciągiem do pozycji warunków maksymalnej mocy/ciągu, w celu symulacji przerwanej podbiegu do lądowania. Po tym, warunki maksymalnej mocy/ciągu powinny być utrzymywane w dostatecznie długim okresie czasu, podczas którego temperatura powietrza powinna zostać podniesiona do powyżej 0°C, aby zapewnić zejście lodu, albo równoważnie, poprzez wizualną inspekcję można ustalić, że jakakolwiek pozostała ilość lodu jest nieistotna.

(10) Powinno się przeprowadzić próbę trwającą 30 minut, z Silnikiem pracującym w warunkach minimalnego małego gazu na ziemi zatwierdzonym do stosowania w oblodzeniu, w warunkach atmosferycznych: -2°C i zawartości ciekłej wody 0.3 g/m³. Średnia efektywna wielkość kropeł wody podczas próby powinna wynosić 20 µm. Na końcu tego okresu, Silnik powinien być przyspieszony do Startowej Mocy/Ciągu (w sposób zatwierdzony do zamieszczenia w instrukcjach użytkowania), bez zaistnienia niedopuszczalnego uszkodzenia lub utraty mocy/ciągu.

(11) Warunki, w których istnieją kryształy lodu.

CS-E 780(d) wymaga rozważenia wrażliwości Silnika na użytkowanie w warunkach, w których istnieją kryształy lodu. Ocena konieczności przeprowadzenia prób powinna być przeprowadzona wspólnie z Agencją, wówczas gdy zasadniczy zarys konstrukcji Silnika jest już dostatecznie zdefiniowany. Silniki z wlotem powietrza typu 'Pitota' nie wykazały podatności na występowanie problemów związanych z kryształami lodu, i dla Silników z takim rozwiązaniem Agencja zwykle nie będzie wymagała przeprowadzenia prób. Natomiast, Silniki zaprojektowane z wlotem o przepływie odwrotnym, albo z wlotem, w którym powietrze w istotny sposób zmienia kierunek przepływu, mogą być podatne. Również pomocnicze wloty, czujniki do sterowania, sondy oprzyrządowania, itd. powinny być rozważane indywidualnie. Tam, gdzie istnieje jakakolwiek wątpliwość odnośnie bezpiecznej eksploatacji w warunkach tworzenia kryształów lodu, powinno się przeprowadzić odpowiednie próby, aby stwierdzić poprawną pracę całego Silnika, lub jeśli ma to zastosowanie, jego fragmentów. Tabela 2 podaje szczegóły warunków, które mogą wystąpić w eksploatacji.

TABELA 2

Temperatura powietrza (°C)	Zakres wysokości		Maks. zawartość kryształów lodu (g/m ³)	Obszar poziomy		Średnia średnica cząstki (mm)
	(stóp)	(m)		(km)	(mil morskich)	
0 do - 20	10 000 do 30 000	3 000 do 9 000	5.0 2.0 1.0	5 100 500	3 50 300	1.0
-20 do - 40	15 000 do – 40 000	4 500 do 12 000	5.0 2.0 1.0 0.5	5 20 100 500	3 10 50 300	

UWAGI:

-Dane pochodzą z SAE Tech. Note Mech. Eng. 283, z maja 1959.

-W zakresie temperatur od 0 do -10°C jest prawdopodobne wymieszanie kryształków lodu z kroplami wody (o maksymalnej średnicy 2 mm) aż do zawartości 1 g/m³ lub połowy całkowitej zawartości, którekolwiek jest mniejsze, przy całkowitej zawartości pozostającej liczbowo na tym samym poziomie.

AMC do CS-E 790 Wchłanianie deszczu i gradu

(1) Dla interpretacji słów "niedopuszczalne uszkodzenie mechaniczne" i "niedopuszczalna utrata mocy lub ciągu" w CS-E 790(a)(1), (a)(2), (b) i (c), patrz punkty 5(c)(vi), (5)(c)(vi)(A) i (B) w AMC do CS-E 790 (a)(2).

(2) Dla interpretacji słów "zgaśnięcie, niekontrolowana deceleracja, ciągły lub niemożliwy(e) do opanowania pompaż lub oderwanie" w CS-E 790 (a)(2) i (b), patrz punkty (1) i (5)(c)(vi) w AMC do CS-E 790 (a)(2).

(3) Dla interpretacji słów "niespodziewane napotkanie" w JAR-E 790(a)(2) i słów "niezwłoczne rozpoczęcie" w CS-E 790(b), patrz punkty (5)(c)(iv)(D) i (G) w AMC do CS-E 790 (a)(2).

(4) Wyrażenia "nagle przyśpieszenie" i "nagła deceleracja" w CS-E 790 (b)(2) i (b)(4) powinny być interpretowane jako oznaczające ruch przepustnicy w czasie nie dłuższym niż jedna sekunda.

(5) Jeżeli silnik jest certyfikowany z założeniem, że w zabudowie statku powietrznego zapewnione jest urządzenie zabezpieczające wymienione w CS-E 790(d) oraz jeżeli zgodność z CS-E 790 (a) do (c) jest pomijana, wówczas w zatwierdzeniu Silnika będzie podana odpowiednia informacja, a instrukcje zabudowy Silnika powinny nałożyć warunki zabudowy zgodnie z CS-E 790 (d)(1) do (3).

AMC do CS-E 790 (a)(2) Wchłanianie deszczu i gradu - utrata mocy/ciągu przez Silnik Turbinowy oraz niestabilność w ekstremalnych warunkach w deszczu i gradzie

(1) Definicje

W niniejszym AMC mają zastosowanie następujące definicje:

Punkt(y) krytyczny(e)	Warunki użytkowania w ramach obwiedni lotu dla Silnika, w których margines zdadności do użytkowania Silnika jest zmniejszony do minimalnego poziomu. Do marginesu zdadności do użytkowania zalicza się zapas statecznej pracy sprężarki w stosunku do oderwań lub pompażu, zapas na niekontrolowaną decelerację, zapas na zgaśnięcie w komorze spalania oraz błędy przyrządów pomiarowych.
Zgaśnięcie	Całkowity zanik płomienia w komorze spalania powodujący niekontrolowaną decelerację i, w rezultacie, wyłączenie Silnika.
Grad	Woda w postaci stałych granulek, zarówno w postaci występującej w naturze, jak i w postaci wytworzonej sztucznie dla celów prób Silników.
Zawartość Wody w postaci Gradu (ZWG)	Ilość wody w postaci gradu w powietrzu, wyrażona w gramach gradu na metr sześcienny powietrza.
Deszcz	Woda w postaci płynnych kropeł, zarówno w formie występującej w naturze, jak i stworzonej sztucznie przez rozpylanie jej z dyszy dla celów prób Silników.

Zawartość Ciekłej Wody (ZCW)	Ilość wody w postaci deszczu w powietrzu, wyrażona w gramach deszczu na metr sześcienny powietrza.
Niekontrolowana deceleracja	Samoczynne zmniejszenie się prędkości obrotowej wirnika Silnika, które zostało spowodowane przecięciem się linii stanów ustalonych układu paliwowego z charakterystyką przyspieszania układu paliwowego.
Współczynnik zagarniania	Stosunek powierzchni najbardziej wysuniętego do przodu przekroju poprzecznego okapotowania wlotu (A_h) do powierzchni przekroju poprzecznego strumienia pochłanianego powietrza (A_c) (Współczynnik zagarniania = A_h / A_c)
Oderwanie	Zakłócenie przepływu na jednym lub na większej liczbie stopni sprężarki.
Pompaż	Odpowiedź całego Silnika charakteryzująca się znacznym zahamowaniem przepływu lub przepływem powietrza w przeciwnym kierunku w układzie sprężarki.
Trwała utrata mocy lub ciągu	Trwały spadek mocy lub ciągu związany z podstawowym parametrem wyznaczającym moc / ciąg Silnika (np. prędkość wirnika, spręż silnika, moment, moc na wale).

(2) Spadek mocy i zjawiska niestabilności

(a) Ogólne

Wiele przypadków utraty mocy i niestabilnej pracy, przymusowych lądowań i wypadków, przypisano wadliwemu działaniu Silnika turbinowego w ekstremalnych warunkach deszczu lub gradu. W wyniku badań stwierdzono, że koncentracja w powietrzu deszczu i gradu, przy określonej kombinacji prędkości lotu oraz warunków mocy / ciągu Silnika, może we wnętrzu Silnika zostać znacznie zwiększona. W pewnych przypadkach, ta wynikowa zwiększona ilość pochłoniętego deszczu i gradu była wystarczająca do wywołania nienormalnej pracy silnika, takiej jak pompowanie, utrata mocy i zgaśnięcie Silnika.

(b) Dane meteorologiczne

W Dodatku A do CS-E określone są warunki atmosferyczne występowania deszczu i gradu, podane w celu ustanowienia norm dla prób certyfikacyjnych. Należy zwrócić uwagę, że podana w Dodatku A ilość deszczu i gradu określa warunki otoczenia, a nie warunki próby na wlocie do Silnika.

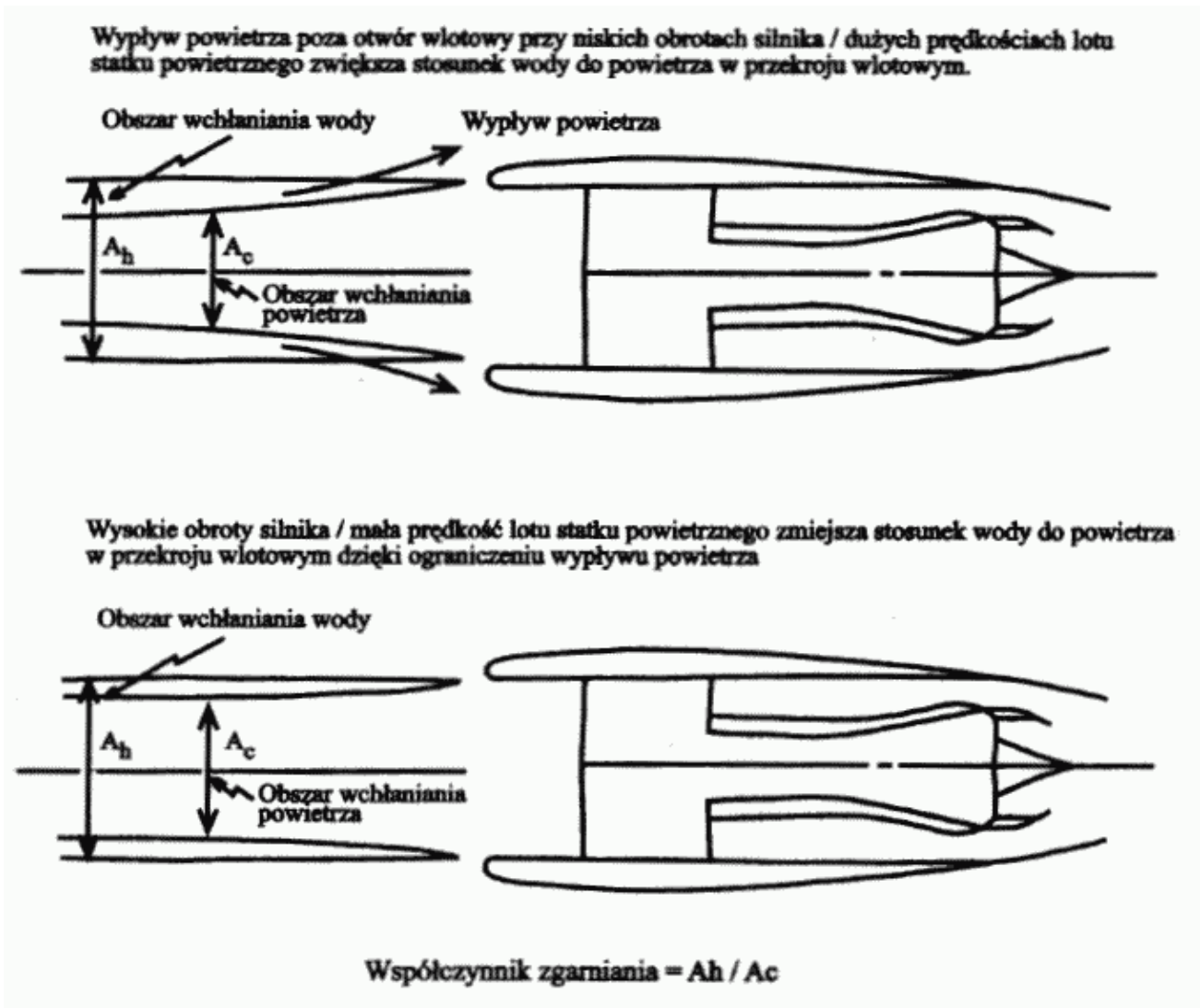
(c) Zwiększanie koncentracji oraz rozpraszanie deszczu i gradu

Podczas napotkania w locie deszczu i gradu, przy danej ich zawartości w atmosferze, zmiana mocy / ciągu Silnika i prędkości lotu może powodować zmiany w koncentracji deszczu i gradu wewnątrz silnika.

(i) Efekt współczynnika zagarniania (Patrz Rysunek 1)

Średnica strumienia powietrza pochłanianego do wlotu zmienia się znacznie w zależności od mocy / ciągu Silnika i prędkości lotu. Przy małej mocy / ciągu Silnika i dużej prędkości lotu, zapotrzebowania na ilość powietrza jest niewielkie w porównaniu z dostępną ilością spiętrzonego powietrza. W związku z tym znaczna część powietrza nagromadzona przed wlotem wypływa poza otwór wlotowy (patrz Rysunek 1). W związku z masą, rozpraszanie to nie wpływa w sposób zasadniczy na duże krople deszczu i gradu, które są wylapywane przez wlot. Ilość deszczu i gradu wylapana przez wlot jest wyznaczona przez pole przekroju poprzecznego najbardziej do przodu wysuniętej części wlotu. Wartość tego wzmocnienia równa się stosunkowi powierzchni najbardziej wysuniętego do przodu przekroju poprzecznego okapotowania wlotu (A_h) do powierzchni przekroju poprzecznego strumienia pochłanianego powietrza (A_c). Ten stosunek nazywa się współczynnikiem zagarniania i zwiększa się ze zmniejszaniem prędkości Silnika i zwiększaniem prędkości statku powietrznego. Jest to spowodowane wzrostem ilości powietrza wypływającego poza wlot w związku z mniejszą średnicą strumienia

pochłanianego powietrza. Ponadto, w przypadku dwuprzepływowych silników turbowentylatorowych może istnieć dodatkowy efekt wewnętrznego współczynnika zgarniania, spowodowany rozbieżnością strumienia do kanału wewnętrznego Silnika na odcinku od wlotu do obudowy do wewnętrznego wlotu przy małych prędkościach Silnika i dużych prędkościach lotu. Dlatego, chociaż w wyniku działania współczynnika zgarniania koncentracja zawsze wzrasta, to poziom tego wzrostu jest najwyższy gdy duża prędkość lotu występuje równocześnie z małą mocą / ciągiem.



Rysunek 1 Współczynnik zgarniania

(ii) Efekt odwirowania przez prędkość względną

Pewna ilość deszczu i gradu jest odwirowywana z kanału wewnętrznego Silnika przez wentylator oraz, w mniejszym stopniu, poza Silnik przez Śmigło. Ten korzystny wpływ zależy od geometrii i prędkości obrotowej wentylatora lub Śmigła, miejsca umieszczenia i konstrukcji wlotu, konstrukcji Silnika, prędkości statku powietrznego oraz od rozmiaru kroplek deszczu i ziaren gradu.

(A) Silniki turbowentylatorowe i turboodrzutowe do samolotów (patrz Rysunek 2)

-Deszcz

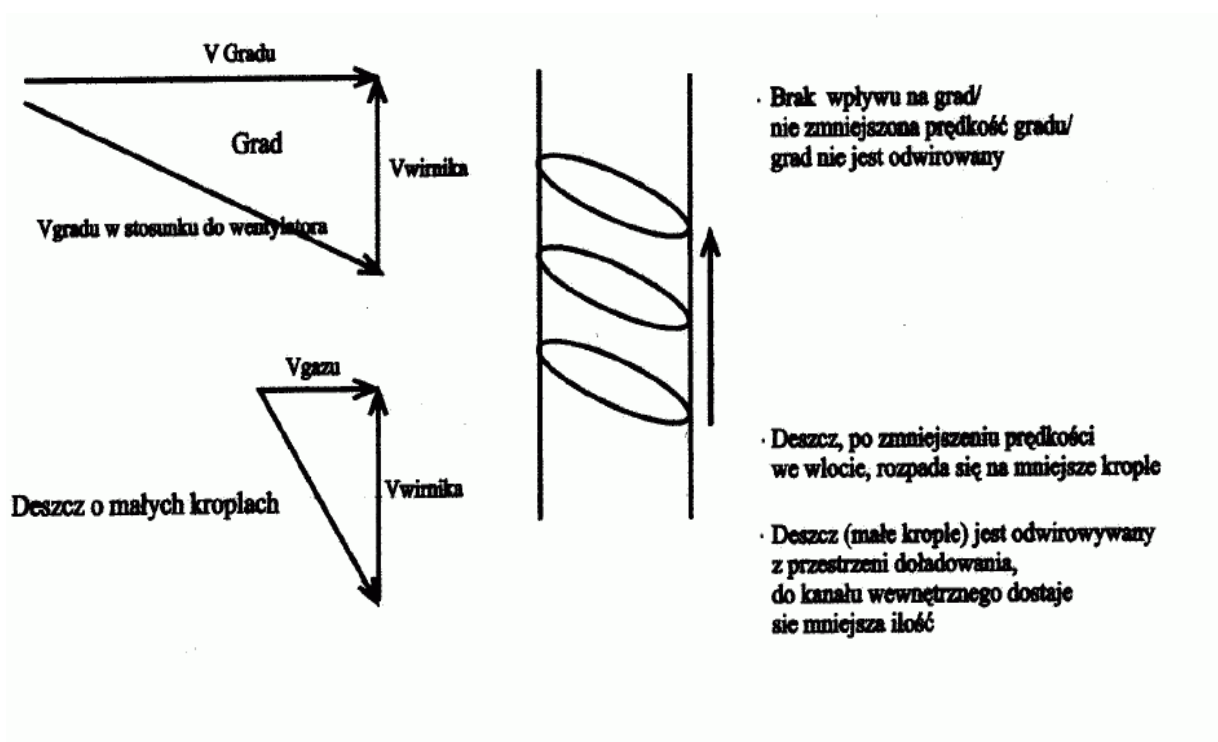
Gradienty ciśnienia pola przepływu w dyfuzorze wlotowym powodują podział większych kroplek na mniejsze, które zmniejszają swoją prędkość i wpływają do wentylatora z prędkością zbliżoną do prędkości powietrza. Jak pokazano na rysunku 2, większość kroplek która wpływa do wentylatora mając prędkość taką

jak prędkości gazów w trakcie przepływowym uderza w wentylator i jest odwirowywana poza kanał wewnętrzny Silnika.

Siły działające na kropelki deszczu w locie zmieniają się z prędkością i wysokością samolotu. Część kropelek deszczu wchodząca do Silnika może mieć tak dużą masę, że zmniejszenie jej prędkości do prędkości gazów traktu przepływowego jest niemożliwe. Przy małej prędkości obrotowej Silnika i dużych prędkościach lotu, prędkość dużych kropelek deszczu w stosunku do wentylatora może być taka, że część kropelek deszczu przejdzie przez wentylator bez zderzenia (patrz schemat wektorów prędkości gradu na rysunku 2) i może zwiększać koncentrację wody w kanale wewnętrznym silnika.

-Grad

Cząsteczki gradu nie zmieniają swoich wymiarów i pole przepływu we wlocie do Silnika nie wpływa na nie w istotny sposób. W związku z tym, cząsteczki gradu wpadają do Silnika z prędkością zbliżoną do prędkości samolotu. Przy małej prędkości obrotowej Silnika, znaczna część cząsteczek gradu, podobnie jak duże kropelki deszczu, może przejść przez wentylator bez zderzenia (patrz rysunek 2) i może zwiększać koncentrację gradu w kanale wewnętrznym silnika.



Rysunek 2 Schemat wektorów prędkości

(B) Silniki turbośmigłowe do samolotów

-Deszcz

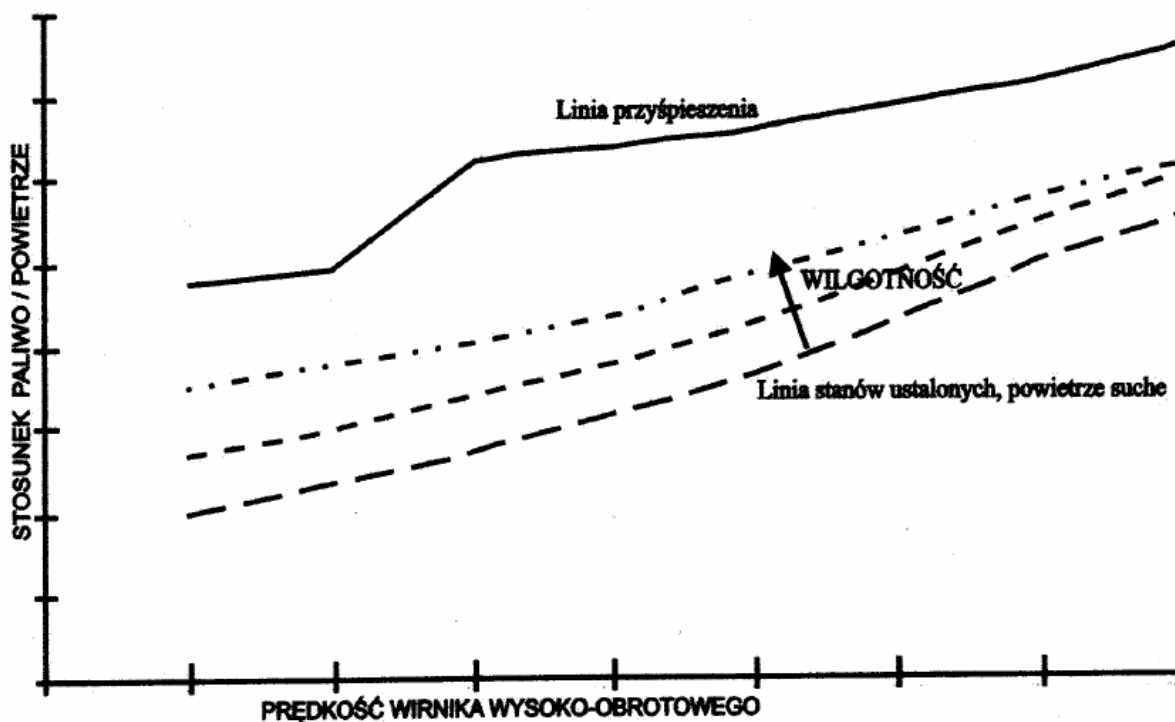
W porównaniu do Silnika turbowentylatorowego, wpływ efektu pola przepływu we wlocie wywołany Śmigłem na rozmiar kropelek oraz efekt odwirowania przez prędkość względną są mniejsze z powodu mniejszego współczynnika wypełnienia Śmigła. Przeprowadzanie takiej próby bez Śmigła, stosując jedynie urządzenie do pochłaniania mocy lub przy pomocy jedynie wytwornicy gazów, powoduje że wyniki są bardziej konserwatywnie.

W odróżnieniu od Silników turbowentylatorowych, prędkość obrotowa Śmigła w locie nie zmienia się istotnie, niezależnie od wybranej mocy. Dlatego korzystny wpływ Śmigła w zasadzie nie zależy od wysokości i wybranej mocy. Jeśli zainstalowany jest pyłofiltr, można uwzględnić jego charakterystykę.

-Grad

Podobnie jak w przypadku deszczu, uważa się że wpływ śmigła na pochłanianie gradu jest korzystny dzięki zmniejszeniu rzeczywistej koncentracji we wnętrzu. Dlatego prowadząc próby gradu bez śmigła powinno się otrzymać bardziej konserwatywne wyniki.

Innym zagadnieniem jest wpływ kołpaka Śmigła. Przy ciągłym opadzie gradu, kołpak może zmienić kierunek gradu w okolicę wlotu Silnika. Trajektorie ruchu tego materiału wpływają na rzeczywistą koncentrację we wlocie i wpływ ten powinien zostać uwzględniony we wszelkich analizach pomocniczych dla prób innych niż pełnowymiarowe próby zespołu napędowego.



Rysunek 3 Charakterystyka sterowania typowego silnika

(d) Silniki turbinowe dla wiroplata

Dla zastosowań do wiroplata, próby według wymagań CS-E 790 (a)(2) mogą zostać zastąpione statyczną próbą pochłaniania gradu podaną w CS-E 790 (b). Możliwe jest określenie efektów zwiększenia koncentracji oraz rozpraszania deszczu i gradu w locie dla zabudowy wiroplatu podobnie, jak dla zabudowy samolotowej, jednak te efekty są zwykle małe. W porównaniu do samolotów, proporcjonalnie wyższa moc Silnika podczas zniżania i mniejsze prędkości lotu wiroplata powodują, że efekt wpływu współczynnika zgarniania jest mały. Silniki turbinowe do wiroplata mogą nie mieć elementów wirujących które odwirowują deszcz i grad od Silnika. O ile ocena różnic między możliwościami odwirowywania między warunkami prób statycznych a użytkowaniem w locie jest istotna dla silników turbowentylatorowych, to zwykle nie stosuje się jej do silników turbinowych dla wiroplata. Kompensowanie możliwych zjawisk w locie dokonywane jest zwykle poprzez zwiększenie wielkości koncentracji deszczu w otoczeniu podanym w Dodatku A do 4 procent, wagowo, przepływu kropeł wody do przepływu powietrza.

(e) Wpływ na zdatność do użytkowania Silnika turbinowego.

Jak podano wcześniej, przy pewnych kombinacjach prędkości lotu i warunkach mocy / ciągu Silnika, koncentracja deszczu i gradu wchłoniętego do wnętrza Silnika turbinowego może być większa niż koncentracja w otoczeniu. Wchłonięcie deszczu lub gradu do wnętrza Silnika może spowodować szereg nieprawidłowości w pracy Silnika, łącznie z pompazem sprężarki, utratą mocy / ciągu i zgaśnięciem. Te nieprawidłowości w pracy są częściowo powodowane zmianami cyklu termodynamicznego Silnika turbinowego wynikłymi z obecności wody pochodzącej z wchłonięcia deszczu lub gradu.

(i) Zmiana dopasowania sprężarki

Obecność deszczu lub cząsteczek gradu lub wody ze stopionego gradu w trakcie gazowym powoduje, że sprężarka wchodzi w nowe warunki użytkowania. Końcowy skutek może polegać na podniesieniu położenia linii współpracy, z odpowiednim zmniejszeniem zapasu statecznej pracy względem linii pompażu lub oderwań.

(ii) Odpowiedź układu sterowania Silnika (Patrz rysunek 3)

W miarę jak zwiększa się ilość wchłoniętego deszczu lub gradu, linia stanów ustalonych układu paliwowego przesuwa się w górę w stronę charakterystyki przyśpieszania (patrz rysunek 3). Wyższe położenie linii podczas pracy oznacza, że podczas pracy na stanach ustalonych potrzebna jest większa ilość paliwa. Jeśli linia stanów ustalonych podczas takiej pracy zetknie się z charakterystyką przyśpieszania, to układ paliwowy może nie być w stanie dostarczyć zwiększonej ilości paliwa potrzebnej dla skompensowania wpływu zwiększonego pochłaniania deszczu lub gradu. W tych warunkach może nastąpić niekontrolowana deceleracja i Silnik może osiągnąć stan poniżej małego gazu, może wystąpić utrata reakcji na sterowania przepustnicą, lub nastąpić zgaśnięcie.

(iii) Reakcja komory spalania

Odparowywanie w komorze spalania ciekłej wody z wchłoniętego deszczu lub gradu zmniejsza temperaturę spalania w komorze i wpływa niekorzystnie na sprawność komory. Obniżenie temperatury spowalnia szybkość reakcji chemicznych i pogarsza spalanie całkowite. W związku z tym pogarsza się sprawność i stabilność komory spalania. Zwykle, jeśli konieczna jest praca w warunkach poniżej małego gazu, to komora spalania jest najbardziej podatna na zgaśnięcie. Dlatego warunki prowadzące do zgaśnięcia mogą być poprzedzone niekontrolowaną deceleracją Silnika, opisaną w punkcie (2)(e)(ii) niniejszego AMC.

(f) Skurcz kadłuba

W każdym Silniku turbinowym podczas wchłaniania deszczu lub gradu, temperatura kadłuba sprężarki może obniżyć się szybciej niż temperatura wirnika sprężarki. Dlatego, luzy wierzchołkowe łopatek sprężarki mogą się zmniejszać i może następować przycieranie wierzchołków. Niektóre typy silników turbinowych, np. turbodrutowe, dla których wpływ współczynnika zgarniania jest znaczny, a które nie mają rozwiązań konstrukcyjnych pozwalających kierować deszcz lub grad poza wnętrze Silnika (np. łopaty wentylatora, dzielnik przepływu, itp.), mogą być bardziej podatne na uszkodzenie z powodu skurczu kadłuba.

(3) Uwarunkowania konstrukcyjne

(a) Ogólne

Reakcja silnika turbinowego na napotkany opad deszczu i gradu zależy od wielu uwarunkowań konstrukcyjnych i eksploatacyjnych. Wytwórca może znacznie polepszyć własności użytkowe Silnika w opadach deszczu i gradu przez zastosowanie określonych rozwiązań konstrukcyjnych. Jednak, może to wiązać się z koniecznością pewnych kompromisów. Na przykład, konstrukcja kołpaka która zapewnia najlepsze odbijanie gradu i odwirowanie kropli deszczu może jednak powodować, że kołpak będzie bardziej podatny na duże narosty lodu.

(b) Rozwiązania Konstrukcyjne

Znajomość zjawisk utraty mocy i niestabilności pozwala wnioskującemu wprowadzić rozwiązania konstrukcyjne, które polepszą odporność Silnika na wchłanianie deszczu i gradu.

(i) Konstrukcja łopaty wentylatora lub Śmigła i prędkości użytkowania.

Łopaty wentylatora lub Śmigła pracując we właściwych warunkach mogą skutecznie odwirowywać małe krople deszczu poza wnętrze Silnika. Cząsteczki gradu i duże krople deszczu mogą również być odsuwane poza kanał wewnętrzny Silnika przez łopaty wentylatora lub Śmigła, jednak znacznie mniej skutecznie. Podczas określania geometrii łopat wentylatora lub Śmigła oraz prędkości użytkowych, wnioskujący powinien wziąć pod uwagę efekt prędkości względnej w krytycznych punktach.

(ii) Stożek kołpaka lub noska

Stożek kołpaka lub noska może skutecznie skierować deszcz i grad poza wnętrze Silnika. Projektowanie stożka kołpaka lub noska tak, by zmiana kierunku gradu była jak największa, wymaga wiedzy o charakterystykach toru cząsteczek gradu po uderzeniu.

(iii) Dzielnik strumienia

W przypadku Silników turbowentylatorowych, zwiększanie szczeliny pomiędzy krawędziami splotu łopaty wentylatora a dzielnikiem strumienia, zwykle wpływa na zwiększanie korzystnego, dla wnętrza Silnika, efektu odwirowania przez łopaty wentylatora.

(iv) Upusty powietrza z Silnika

Otwory upustów powietrza z Silnika są prostym sposobem zmianę kierunku lub usunięcie deszczu i gradu z wnętrza Silnika i prostym sposobem zwiększenia zapasu statecznej pracy sprężarki względem linii pompażu i oderwań. Efektywność otworu upustu w usuwaniu ciekłej wody lub cząsteczek gradu poza wnętrze Silnika zależy od rozkładu promieniowego wody lub cząsteczek gradu, położenia i geometrii wlotu do otworu upustu oraz sposobu sterowania upustem. Dodatkowo, dla gradu, króciec upustu powinien być tak zaprojektowany by zmniejszał prawdopodobieństwo zatkania i zablokowania.

(v) Obciążanie przez agregaty Silnika i statku powietrznego

Obciążenie agregatów powoduje, że linia stanów pracy układu paliwowego ma tendencję do przemieszczania się w stronę charakterystyki przyspieszania, i dlatego w warunkach deszczu i gradu, jeśli możliwe, należy tego unikać.

(vi) Sterowanie paliwem

Układy paliwowe, które dozują paliwo mierząc wielkość zmiany prędkości sprężarki, powinny zapewniać taką samą reakcję ciągu dla przyspieszania i deceleracji w czasie pochłaniania deszczu lub gradu.

(vii) Przystawialne aparaty kierujące

Charakterystyka regulacji przestawialnych aparatów kierujących wpływa bezpośrednio na osiągi sprężarki oraz na charakterystyki eksploatacyjne i stateczność pracy. Praca czujników związanych z warunkami pogodowymi oraz niewłaściwa regulacja mogą powodować utratę zapasu statecznej pracy względem linii pompażu lub oderwań.

(c) Uwarunkowania Eksploatacyjne

Posiadając wiedzę na temat zjawisk utraty mocy oraz niestabilnej pracy, wnioskujący może ustanowić taką obwiednię lotu, która zmniejszy niebezpieczeństwo utraty mocy oraz niestabilnej pracy.

(i) Zwiększenie poziomu mocy / ciągu

Zwiększenie mocy / ciągu silnika powoduje zwiększanie obrotów i zapotrzebowanie na powietrze we wlocie. Jest to korzystne, ponieważ zwiększenie prędkości wirnika poprawia tendencję do odwirowania, a ze zwiększaniem przepływu istnieje tendencja do zmniejszania niekorzystnego efektu współczynnika zgarniania. Przy zwiększaniu mocy / ciągu poprawia się zapas stabilnej pracy komory spalania.

(ii) Unikanie stanów przejściowych Silnika

Unikanie stanów przejściowych Silnika zwiększa odporność Silnika na pompaż i oderwania i zmniejsza prawdopodobieństwo niekontrolowanej deceleracji. Jednak unikanie wykonywania, przy pomocy dźwigni przepustnicy, stanów przejściowych nie może być wykorzystywane przez wnioskującego do wykazywania zgodności z wymaganiami na wchłanianie deszczu i gradu.

(iii) Zmniejszanie prędkości lotu

Zmniejszanie prędkości lotu statku powietrznego, podobnie jak zwiększanie poziomów mocy, jest korzystne bo poprawia odwirowanie przy zmniejszaniu niekorzystnego efektu zgarniania.

(4) Analiza punktów krytycznych

(a) Ogólne

Wykazywanie zgodności z wymaganiami CS-E 790 (a)(2) odbywa się w dwu etapach. W etapie pierwszym identyfikuje się, przy pomocy analizy, krytyczne punkty użytkowania związane z wchłanianiem deszczu i gradu. W etapie drugim wykonuje się próbę w wybranych krytycznych punktach dla wykazania zdolności Silnika do wytrzymania ekstremalnych warunków deszczu i gradu. Wnioskujący musi przedstawić Agencji do akceptacji analizę punktów krytycznych przed próbą pochłaniania deszczu i gradu.

(b) Elementy analizy punktów krytycznych

Celem analizy punktów krytycznych jest określenie tych punktów użytkowania wewnątrz obwiedni lotu Silnika, w których istnieją minimalne zapasy zdatości do użytkowania związane z wchłanianiem deszczu i gradu. Analiza powinna uwzględniać pełny zakres, wszystkich zmiennych które mają zastosowanie. Niektórymi z tych zmiennych są:

(i) Warunki atmosferyczne

Do tego celu należy stosować stopnie zagrożenia od deszczu i gradu podane na Rysunku A1 oraz Tabelach A1 do A4 Dodatku A do CS-E. W analizie punktów krytycznych należy uwzględnić wpływ normalnych oraz ekstremalnych poziomów deszczu lub gradu na funkcjonowanie wszystkich odnośnych części składowych i układów Silnika.

(ii) Zwiększanie koncentracji oraz rozpraszanie deszczu i gradu

W analizie punktów krytycznych należy podać ilość deszczu oraz, oddzielnie, ilość gradu wchłanianego do wnętrza Silnika. Należy też podać wielkości zwiększania koncentracji i rozpraszania takie, jak efekt współczynnika zgarniania oraz efekt prędkości względnej. Może to wymagać przeprowadzenia oceny aerodynamicznej pola przepływu reprezentatywnej zabudowy oraz prawdopodobne profile lotu. W przypadku wchłaniania deszczu, należy zbadać charakterystykę rozdrabniania kropeł lub ocenić ją konserwatywnie. W przypadku wchłaniania gradu, w celu określenia punktów krytycznych, należy ustalić trajektorie ruchu cząsteczek gradu po uderzeniu o stożki noska, kołpak, powierzchnię wlotu, łopatki i aparaty kierujące, lub poddać je konserwatywnemu oszacowaniu.

(ii) Poziom mocy Silnika.

Należy poddać analizie całą obwiednię warunków mocy / ciągu. Niekontrolowana deceleracja oraz zgaśnięcie są nieprawidłowościami dominującymi przy niskich mocach / ciągu, natomiast przy wysokich mocach / ciągu mogą wystąpić problemy ze stabilnością sprężarki.

(iv) Odbiory z Silnika

Należy poddać analizie pod kątem punktów krytycznych zmienność odbiorów z Silnika takich, jak upusty powietrza lub obciążenia od agregatów.

(c) Procedura analizy punktów krytycznych

Analiza punktów krytycznych jest oceną zdolności Silnika do funkcjonowania w ramach obwiedni jego użytkowania, biorąc pod uwagę podane wyżej zmienne stanu oraz wszystkie warunki zdatości do użytkowania Silnika, na które wpływa pochłanianie deszczu lub gradu. Typowymi rozważanymi warunkami zdatości do użytkowania są zapas statecznej pracy w stosunku do oderwań i pompażu, zapas na niekontrolowaną decelerację, zapas na zgaśnięcie płomienia w komorze spalania, oraz błędy przyrządów pomiarowych. Analiza punktów krytycznych powinna również uwzględniać skurcz kadłuba.

(5) Metodyki wykazywania zgodności

(a) Ogólne

Metodyki prób dla wykazania zgodności Silnika, odpowiadające analizie punktów krytycznych, mogą być oparte o zastosowanie naziemnych, statycznych stoisk, z odpowiednimi urządzeniami do prowadzenia prób Silnika na wchłanianie symulowanego deszczu i gradu, o koncentracji zwiększonej w takim stopniu by oddawały wpływ lotu na koncentrację deszczu i gradu oraz by kompensowały różnice pomiędzy warunkami panującymi w punktach krytycznych a warunkami próby na ziemi. Innymi sposobami wykazania zgodności są próby w tunelu aerodynamicznym, próby podawania wody wprost do kanału wewnętrznego Silnika, próby na stoiskach do prób podzespołów, próby na modelach w skali, lub analizy.

(b) Wybór punktów do prób

Dla krytycznego(ych) punktu(ów) dla gradu i dla deszczu, w których istnieje najmniejszy margines zdadności do użytkowania, należy przeprowadzić dowód przy pomocy próby Silnika na wchłanianie. Należy rozważyć dodatkowe punkty do prób, jeśli jakiś margines na użytkowanie jest minimalny (np. zapas statecznej pracy sprężarki w stosunku do oderwań i pompażu, zgaśnięcia płomienia w komorze spalania, układu paliwowego na niekontrolowaną decelerację, błędów przyrządów pomiarowych, itp.).

(c) Próby punktów krytycznych prowadzone na ziemi

Wnioskujący może przeprowadzić próbę Silnika w warunkach na ziemi, pod warunkiem że odpowiednie warunki użytkowania wynikające ze punktów krytycznych zostaną odpowiednio odwzorowane.

(i) Kompensowanie próby

Wnioskujący musi skompensować różnice pomiędzy warunkami w punktach krytycznych, a warunkami stoiska do próby. Różnice te mogą obejmować:

(A) Gęstość powietrza

Podczas prób musi być odwzorowany procent wagowy koncentracji deszczu i gradu w krytycznym punkcie. Na przykład, na wysokości 20 000 stóp 20 g/m³ deszczu stanowi wagowo około 3 procent. Na poziomie morza, kompensując większą gęstość powietrza, by zachować taki sam procent wody potrzeba prawie 40 g/m³. (Patrz Dodatek A do CS-E, rysunek A1).

(B) Parametry atmosfery

Podczas dostosowywania koncentracji deszczu i gradu pod względem temperatury powietrza oraz innych parametrów atmosfery, można wykorzystywać odpowiednie dane MAW.

(C) Współczynnik zagarniania

W celu dalszego zwiększenia ilości deszczu i gradu dla prób na ziemi, należy zastosować odpowiednie zwiększenie koncentracji deszczu i gradu spowodowane efektem współczynnika zagarniania. Wymaga to znajomości pola przepływu rozpraszania na wlocie w całym zakresie mocy / ciągów Silnika oraz obwiedni lotu.

(D) Prędkości obrotowe Silnika

Niska prędkość obrotowa podczas próby na ziemi nie może być większa niż warunki dla punktu krytycznego na wysokości. Jest to szczególnie ważne dla Silników turbowentylatorowych, ponieważ prędkość obrotowa określa jaka jest wielkość odwirowania deszczu i gradu, dzięki czemu pewna część deszczu i gradu nie trafia do kanału wewnętrznego Silnika. Koncentracja deszczu i gradu może być odpowiednio dostosowana tak, by skompensować istniejącą różnicę prędkości obrotowej w stosunku do punktu krytycznego.

(E) Układy zmieniające położenie

Wszystkie układy zmieniające położenie, np. upusty Silnika, których położenie może wpływać na użytkowanie Silnika w deszczu i gradzie, muszą być ustawione w położeniu odpowiadającym punktowi krytycznemu.

(F) Odbiór mocy z Silnika

Należy wykazać przy pomocy analiz lub próby, że istnieje wystarczający zapas na pobór reprezentatywnej mocy przez układ elektryczny lub wału i usługowych upustów powietrza.

(G) Różnice w cyklach termodynamicznych

Pomiędzy punktem, w którym prowadzona jest próba a punktem krytycznym mogą istnieć różnice w cyklach termodynamicznych mające wpływ na zdadność silnika do użytkowania. Należy skompensować te różnice w cyklach, lub należy wykazać, że zapewniają one dodatkowy konserwatywizm.

(H) Entalpia wody

Koncentracja deszczu i gradu może być tak dobrana, by odbiór ciepła wynikający z ich wchłaniania był taki, jak w punkcie krytycznym. Jeżeli dla próby w punkcie krytycznym dla gradu dopuszczalne jest wchłanianie kropeł wody w stanie ciekłym (patrz punkt 5.4, zamienne sposoby wykazywania zgodności) to koncentracja wody musi być zwiększona co najmniej w takim stopniu, by skompensować ciepło topienia lodu.

(I) Rozdrabnianie kropeł deszczu

W warunkach próby na ziemi, siły przyśpieszające symulowane krople deszczu do prędkości lotu, oraz siły na ścinanie między kroplami a przepływem powietrza przez Silnik są odpowiednie dla rozdrabniania kropeł. Takie rozdrabnianie może zmniejszyć konserwatywizm próby z powodu dodatkowego odwirowania przez wentylator lub Śmigło i kołpak. Może zająć konieczność zwiększenia koncentracji deszczu, by skompensować dodatkowe odwirowanie wynikające z prowadzenia próby na ziemi.

(ii) Stanowisko do próby Silnika

Stanowisko do próby Silnika powinno zapewniać równomierny rozkład w przestrzeni kropeł wody lub gradu w krytycznym obszarze płata, uzgodnionego z Agencją, we wlocie do Silnika. Wyposażenie powinno też zapewniać właściwą wielkość kropeł lub cząsteczek, i właściwy rozkład prędkości, chyba że wykazano inaczej zgodnie z Dodatkiem A do CS-E.

(iii) Przyrządy pomiarowe

Przyrządy pomiarowe i częstość próbkowania parametrów muszą być takie, by określić temperaturę i koncentrację deszczu i gradu, rozkład prędkości i rozmiar cząsteczek oraz reakcję Silnika. Należy rozważyć pomiar stosunku wody do powietrza w głównym wylocie próbkując gazy. Dokładność i powtarzalność przyrządów pomiarowych powinna być wykazana za pomocą odpowiednich środków.

(iv) Procedura próby

W procedurze próby należy rozważyć następujące sprawdzenie zdadności do użytkowania w punkcie krytycznym oraz próbę szoku termicznego w punkcie krytycznym (tylko dla deszczu):

(A) Ustabilizowanie pracy Silnika w warunkach punktu krytycznego.

(B) Dokonanie odczytu parametrów w stanie ustalonym przed podaniem deszczu lub gradu.

(C) Rozpoczęcie ciągłego zapisu parametrów stanów przejściowych przed rozpoczęciem podawania strumienia deszczu lub gradu.

(D) Ustalenie przepływu deszczu lub gradu równoważnego dla wysokości z właściwą prędkością na wlocie i rozkładem wielkości. Maksymalny stopień pochłaniania deszczu i gradu musi wystąpić w ciągu 10 sekund.

(E) Przeprowadzenie prób zdadności do użytkowania w punkcie krytycznym dla następujących warunków ustalonych:

Podawanie deszczu przez minimum 3 minuty, o koncentracji równoważnej dla wysokości podanej na rysunku A1 i Tabeli A1 Dodatku A do CS-E.

Podawanie gradu przez minimum 30 sekund, o koncentracji równoważnej dla wysokości podanej na rysunku A1 i Tabeli A2 Dodatku A do CS-E.

(F) Podczas przeprowadzania próby w punktach krytycznych dla małej mocy (tzn. minimalny zapas na zgaśnięcie i/lub niekontrolowaną decelerację) wykonanie próby na wchłanianie w następujących przejściowych warunkach użytkowania:

(α) Przyśpieszenie silnika przy pomocy ruchu dźwigni w czasie jednej sekundy do mocy/ciągu w zakresie startowym z minimalnej prędkości wirnika określonej w analizie punktów krytycznych, oraz

(β) Ustabilizowanie pracy silnika na 50% mocy/ciągu zakresu startowego z wchłanianiem, następnie przy pomocy ruchu dźwigni w czasie jednej sekundy dokonanie deceleracji do minimalnej prędkości wirnika określonej w analizie punktów krytycznych;

(γ) Jeżeli warunki próby lub ograniczenia stoiska do prób uniemożliwiają wykonanie prób stanów przejściowych podanych wyżej w (α) i (β), wnioskujący może zaproponować alternatywne kryteria próby, pod warunkiem że te alternatywne kryteria próby (oraz towarzyszące im uzasadnienie) wykażą iż Silnik ma wystarczający zapas na użytkowanie mogące wystąpić w takich operacjach w locie, jak nieudane podejście do lądowania (np. odejście na drugi krąg) i możliwe ruchy dźwigni podczas zniżania.

(G) Przeprowadzenie próby szoku termicznego w punkcie krytycznym poprzez podawanie przez 3 minuty wody w warunkach krytycznej mocy / ciągu, po okresie normalnego ustabilizowania bez wchłaniania wody. Maksymalny stopień pochłaniania deszczu musi wystąpić w ciągu 10 sekund.

(v) Czynniki mające prawdopodobnie wpływ

Należy wykazać w drodze próby lub analizy, że Silnik poddany próbie zgodnie z punktem (5)(c)(iv) niniejszego AMC pracuje w sposób do przyjęcia, gdy jest narażony na inne prawdopodobne czynniki związane z napotkaniem deszczu lub gradu. Do tych innych prawdopodobnych czynników zalicza się, chociaż nie tylko te, typową utratę osiągnięć Silnika, wpływy zabudowy, oraz typowe samoczynne zmiany mocy dla danego położenia dźwigni.

(vi) Kryteria akceptacji

Podczas pracy Silnika, możliwej do przyjęcia, niedopuszczalne jest pojawienie się: zgaśnięcia, niekontrolowanej deceleracji, ciągłych lub niemożliwych do przerwania pompażu lub oderwań, lub utrata możliwości przyspieszenia lub deceleracji. Chwilowe zgaśnięcie, pompaż lub oderwania, które zanikną bez aktywnej interwencji (np. bez ruchu dźwigni), są do przyjęcia. Jeśli po próbie stwierdzi się uszkodzenie, może być konieczna dalsza praca lub inny dowód by wykazać, że jest mało prawdopodobne by uszkodzenie, zanim zostanie usunięte, spowodowało dalsze Awarie. Dla oceny zmiany osiągnięć w stanie ustalonym, należy pomierzyć osiągi Silnika przed i po próbach wchłaniania deszczu i gradu. Dane muszą zostać znormalizowane zgodnie z typowymi zasadami postępowania stosowanymi przez wnioskującego, a ocena trwałej utraty lub pogorszenia mocy lub ciągu musi obejmować pełny zakres mocy lub ciągu Silnika.

Jeżeli spełnienie podanych wyżej kryteriów zależy od funkcjonowania układów automatycznego zabezpieczenia takich, jak zapłon ciągły, samoczynny powtórny zapłon, układ wyprowadzenia z pompażu, wówczas dostępność tego układu jest uważana za krytyczną dla dopuszczenia.

(A) Trwała utrata mocy lub ciągu

Trwała utrata mocy lub ciągu, wynikająca ze zmiany albo z błędu w zmierzonym ciągu lub mocy względem podstawowego(ych) parametru(ów) wyznaczającego(ych) ciąg lub moc, musi być ograniczona do 3 procent. Zmierzone po próbie straty mocy lub ciągu większe niż 3% dla dowolnego podstawowego parametru wyznaczającego, mogą być zaakceptowane jedynie wtedy gdy będą poparte odpowiednią oceną osiągnięć statku powietrznego.

(B) Pogorszenia mocy lub ciągu

Zmiana zredukowanego ciągu lub mocy Silnika do 10 procent od zakresu lub poziomu sprzed próby, stosując normalne parametry wyznaczające osiągi używane przez wnioskującego (np. Temperatura Gazów Wylotowych, Wysoka Prędkość Wirnika, itp.), wyłączając podstawowy parametr wyznaczający ciąg lub moc, jest do przyjęcia jeśli są spełnione warunki dotyczące trwałej utraty mocy lub ciągu.

(d) Inne alternatywne sposoby wykazania zgodności

Dla wykazania zgodności z wymaganiami, zamiast próby Silnika lub wraz z próbą można zastosować analizę. Zastosowane metody analityczne powinny mieć wystarczającą podstawę dla udowodnienia dokładności przewidywań lub wykazać że wyniki są konserwatywne. Liczebność dowodów (tzn. próby Silnika, próby stoiskowe, próby doświadczalne, itd.) powinna być proporcjonalna do złożoności metody analitycznej oraz do krytyczności danych obliczeń dla przewidzenia zdatności do użytkowania Silnika.

AMC do CS-E 800 Uderzenie i wchłanianie ptaka

(1) Próby wchłaniania

(a) Pojedynczy duży ptak

(i) Od wnioskującego wymaga się przedstawienia analizy uzasadniającej wybór „najbardziej krytycznego odkrytego miejsca” (CS-E 800 (b)(1)(iii)). Podczas wyboru tego miejsca powinno uwzględnąć się, tam gdzie niezbędne, dowody na:

- Wpływ uderzenia ptaka na elementy wirujące (wyłączając wszystkie kołpaki)
- Wytrzymałość kadłuba sprężarki.
- Możliwość wielokrotnych Awarii łopatek.
- Wytrzymałość konstrukcji Silnika i głównych wałów w odniesieniu do niewyważenia i nadmiernego momentu, które mogą wystąpić.

(ii) Przy wykazywaniu zgodności z CS-E 800 (b)(1)(ii)(A), dla zbadania czy dany rozmiar ptaka przejdzie przez wlot, można stosować próby stoiskowe.

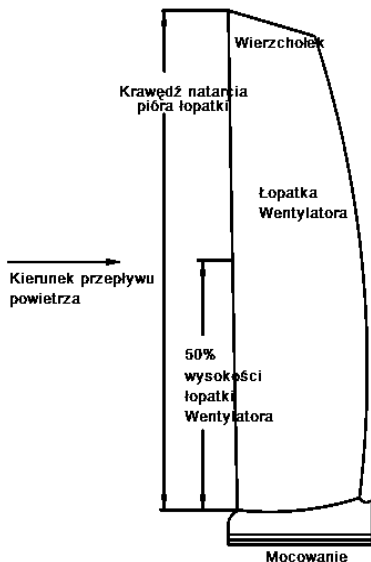
(iii) Po wchłonięciu pojedynczego dużego ptaka, dopuszczalna jest całkowita utrata mocy lub ciągu.

(b) Duży ptak w stadzie.

Do próby z CS-E 800 (c) mają zastosowanie następujące wskazówki.

(i) Minimalna prędkość wirnika pierwszego stopnia (N1), na której Silnik powinien się ustabilizować przed wchłanianiem, powinna zostać wyznaczona na podstawie danych osiągow Silnika. Zakres Startowy Siły Ciągu oznacza maksymalną startową siłę ciągu uzyskaną w warunkach ciśnienia statycznego na poziomie morza i warunkach atmosferycznych według MAW.

(ii) Wnioskujący powinien dobrać cel na pierwszym(ch) odkrytym(ch) stopniu(ach) wirującym(ch) Silnika (np. wentylator) na poziomie 50% rozpiętości łopatki, lub bliżej wierzchołka, zgodnie z wymogami CS-E 800 (c)(1)(iv) (patrz rysunek poniżej). Konkretnie umiejscowienie celu jest wybierane przez wnioskującego.



Użycie określenia 'stopień(nie)' wynika z uwzględnienia alternatywnych rozwiązań konstrukcyjnych takich, jak wentylatory mocowane od tyłu, gdzie każdy narażony stopień będzie oceniany niezależnie.

(iii) Przy ustawianiu siły ciągu pomiędzy poszczególnymi krokami 20-minutowego okresu pracy, dopuszczalne są chwilowe spadki siły ciągu poniżej podanych wartości, jeżeli długotrwałość nie przekroczy 3 sekund.

(iv) Wymagane jest, by Silnik pracował nadal przez 20 minut dając siłę ciągu nie mniejszą niż 50% zakresu ciągu startowego przez pierwszych 14 minut. Przez pierwszą minutę dźwignia siły ciągu nie może być poruszana. W kroku 2, dźwignia ciągu może być poruszana według woli wnioskującego celem dobrania ustawienia mocy, przy której Silnik może nadal pracować, na przykład dla zminimalizowania przekroczeń i/lub

wibracji, pod warunkiem utrzymania przynajmniej 50% Zakresu Ciągu Startowego. Jednak, chwilowy spadek ciągu poniżej tej wartości jest dopuszczalny jeżeli długotrwałość nie przekroczy 3 sekund.

(v) Po początkowych 14 minutach, ciąg jest zmniejszany i dozwolone jest tu poruszanie dźwignią ciągu przez wnioskującego przez nie więcej niż 30 sekund celem ustawienia podanego ciągu. Wynika to z potrzeby uwzględnienia potencjalnego uszkodzenia Silnika wymagającego ostrożnego posługiwania się przepustnicą.

(vi) Elementami składowymi, o których mowa w CS-E 800 (f)(3)(ii)(A), są na przykład m.in., łopatki wentylatora i ich elementy mocowania / dystansowania, aparaty kierujące na wylocie wentylatora, kołpaki, tarcze i wały wentylatora, obudowy wentylatora, ramy, główne łożyska i podpory łożysk, w tym kruche zespoły lub urządzenia łożyskowe. Założeniem jest by próba podzespołu odwzorowywała odpowiednio własności mechaniczne Silnika danego projektu typu w trakcie wchłaniania dużego ptaka w stadzie.

(vii) Zjawiska dynamiczne (i związane z nimi zagadnienia zdatności do użytkowania), o których mowa w CS-E 800 (f)(3)(ii)(C), obejmują m.in., pompaż i oderwanie, zgaśnięcie, przekroczenia ograniczeń, oraz wszelkie inne zagadnienia związane ze zdolnością Silnika danego projektu typu do spełnienia wymagań CS-E 800 (c).

(c) Średnie i małe ptaki w stadzie.

(i) Próba silnika wg CS-E 800 (d) wykaże że Silnik może rozwijać wymaganą moc lub ciąg, przy zachowaniu akceptowalnej charakterystyki sterowania podczas 20-minutowej pracy symulującej powrót na lotnisko po wchłonięciu ptaka na starcie. W ten sposób wykazana zostanie zgodność z CS-E 540 (b).

(ii) Wnioskujący określi, według CS-E 800 (d)(1)(ii), wszystkie krytyczne miejsca oraz te, które będą wybrane do prób wchłonięcia przez Silnik małych lub średnich ptaków i odpowiednio ocenić potencjalne skutki przy zakładanych zabudowach na statkach powietrznych. Kołpak i inne części przodu silnika mogą być oceniane oddzielnie według CS-E 800 (e).

(iii) Podczas prób wykonywanych według CS-E 800 (d), po wchłonięciu małych i średnich ptaków, Silnik musi rozwijać przynajmniej 75% mocy lub ciągu próby. Jednak, podczas pierwszych 3 sekund po wchłonięciu dopuszczalny jest chwilowy spadek mocy lub ciągu poniżej tej wartości.

(iv) Podczas pierwszych 2 minut po wchłonięciu ptaka w 20 minutowej próbie dalszej pracy, nie powinno wystąpić przekroczenie ograniczeń eksploatacyjnych Silnika związanych z warunkami Startu. Jeśli w ciągu tych 2 minut wystąpi przekroczenie ograniczeń, z wyłączeniem pierwszych 3 sekund próby, powinno to zostać rozważone przy spełnianiu wymagań CS-E 700. Po tych początkowych 2 minutach bez przestawiania dźwigni mocy jest dozwolone regulowanie przekroczeń, jeśli występują. Wszelka ingerencja pod kątem wyregulowania przekroczeń powinna zostać odnotowana, a w instrukcjach zabudowy Silnika powinny znaleźć się odpowiednie wytyczne. Po wszelkich takich regulacjach dźwignią mocy Silnik powinien nadal rozwijać wymaganą moc lub siłę ciągu próby. W CS-E 800 (d)(1)(iii) i (iv), przestawienie dźwigni mocy oznacza czynność z wykorzystaniem środków sterowania Silnikiem umożliwiających ustawienie mocy lub ciągu. Może to być urządzenie mechaniczne na stanowisku prób lub sygnał elektroniczny wysyłany do Układu Sterowania Silnikiem.

(2) Warunki związane ze stoiskiem do próby

(a) Dla zapewnienia, że wszystkie kontrolowane parametry sterujące wybrane przy pomocy analizy warunków krytycznych, które nie mogą być dokładnie wyregulowane (np. prędkość ptaka, miejsca celowane), zmieszczą się w granicach dopuszczalnej tolerancji, należy odpowiednio wykalibrować stoisko do prób. Ten przedział tolerancji powinien wynikać z analizy wpływu zmian kontrolowanych parametrów na krytyczny parametr uderzenia.

Krytyczny parametr uderzenia (CIP) oznacza parametr wykorzystany do opisanego stanu naprężeń, odkształceń, deformacji, skręcenia lub innych warunków, które będą skutkować maksymalnym uszkodzeniem Silnika w wyniku uderzenia w podanych warunkach wchłonięcia ptaka.

Ogólnie mówiąc, krytyczny parametr uderzenia jest funkcją takich zmiennych, jak masa ptaka, prędkość ptaka, prędkość wentylatora/wirnika, miejsce uderzenia i geometria wentylatora/wirnika. Stan największego uszkodzenia Silnika po uderzeniu wiąże się z możliwością spełnienia kryteriów CS-E 800. Dla większości nowoczesnych silników turbowentylatorowych, krytycznym parametrem uderzenia są naprężenia krawędzi natarcia łopaty wentylatora, z tym że zależnie od warunków otoczenia lub podstawowej konstrukcji, bardziej krytyczne mogą być inne cechy lub parametry. Dla silników turbośmigłowych lub turboodrzutowych najbardziej krytycznym

elementem byłby element związany z kanałem wewnętrznym. Niezależnie od konstrukcji Silnika, przed demonstracją należy wybrać i przeanalizować parametr, który jest największym ograniczeniem, ponieważ niezamierzona zmiana kontrolowanych parametrów próby zostanie oceniona z punktu widzenia jej wpływu na krytyczny parametr uderzenia oraz wymagania CS-E 800.

Dla łopatek pierwszych stopni wentylatorów silników turbowentylatorowych, zwiększenie prędkości ptaka lub masy ptaka zwiększa masę ciętych kawałków i może przenieść krytyczny parametr uderzenia z naprężeń krawędzi natarcia na naprężenia gniazd łopatek. Dla łopatek wentylatora z bandażem na części rozpiętości pióra, ugięcie łopaty może spowodować zachodzenie na siebie elementów bandaża i utratę ciągu lub pęknięcie łopatki, co stanowiłoby ograniczenie. Dla łopatek wentylatora z dużą cięciwą bez bandaża może to być skrzywienie łopaty przy jaskółczym ogonie, które doprowadzi do uderzeń łopatki o łopatki z tyłu powodując uszkodzenie łopatek z tyłu.

Dla prób certyfikacyjnych, zmiana krytycznego parametru uderzenia nie powinna być większa niż 10% będąc funkcją jakiegokolwiek odchyłki kontrolowanych parametrów próby.

(b) Zabudowa, a szczególnie układ armatki, niektórych stoisk do próby, może wprowadzać zaburzenia powietrza na wlocie Silnika, zmniejszając sztucznie zapas statecznej pracy Silnika. Ten problem musi zostać zbadany przed próbą.

(c) Moc lub ciąg musi być mierzona taką metodą, by można było wykazać jej wystarczającą dokładność podczas całej próby, by było możliwe ustawianie mocy lub ciągu bez nadmiernej zwłoki i utrzymywanie ich w zakresie ± 3 punktów procentowych od podanych poziomów. W odniesieniu do próby CS-E 800 (d), jeśli po pierwszych 2 minutach praca na podanym poziomie mocy lub ciągu może wywołać warunki trwałych wysokich poziomów drgań, to moc lub ciąg mogą zostać zmienione w przedziale $\pm 3\%$. Alternatywne urządzenia do odbioru mocy niektórych stoisk do prób mogą nie zapewniać żadanego przedziału tolerancji sterowania poziomem mocy. Ten problem podlega zbadaniu i zatwierdzeniu przed próbą. Każde przekroczenie tego przedziału $\pm 3\%$ musi zostać uzasadnione w odniesieniu do celów CS-E 540 (b) lub CS-E 800 (d).

(d) Jeśli silniki turbośmigłowe lub turbowalowe są poddawane próbie przy pomocy zastępczego urządzenia odbioru mocy, które może wprowadzać inną charakterystykę reakcji Silnika niż ta którą ma Silnik z zabudowanym śmigłem lub będąc zainstalowanym na statku powietrznym, układy podłączenia do stoiska do próby i statku powietrznego lub układów śmigła powinny być obserwowane podczas próby dla oceny możliwej odpowiedzi silnika w reprezentatywnej zabudowie i zapewnienia, że wówczas Silnik spełniałby wymagania.

(e) W instrukcjach zabudowy wytwórca Silnika powinien podać dane dotyczące wejść i wyjść na podłączeniach Silnika z układami statku powietrznego, związane ze spodziewanym oddziaływaniem silnika i tych układów podczas przypadków wchłaniania. Szczególnie ważne mogą być reakcje takie, jak samoczynne wyjście z pompażu, automatyczne wejście śmigła w chorągiewkę.

(3) Uderzenie

(a) Przód Silnika jest to każda część Silnika, która może zostać uderzona przez ptaka. Dotyczy to, lecz nie jest ograniczone do, elementów takich, jak stożek noska / kołpak wentylatora lub wirnik sprężarki, zespół wlotowego aparatu kierującego wraz z częścią środkową, wszelkie urządzenia zabezpieczające lub elementy składowe zamocowane przy wlocie.

(b) Wchłonięcie jest zdefiniowane jako przedostanie się ptaka do obracających się łopatek.

(c) Termin „łopatki wirnika pierwszego stopnia” stosowany w CS-E 800 obejmuje pierwszy stopień każdego wirnika wentylatora lub sprężarki, który jest podatny na uderzenie ptaka lub wchłonięcie ptaka. Przyjmuje się, że łopatki wirnika pierwszego stopnia są częścią przodu silnika. Definicja ta obejmuje konstrukcje wentylatorów tunelowych, bez osłony oraz tylnych. W tym ostatnim przypadku, należy prawdopodobnie rozpatrzeć łopatki dwu różnych wirników (przepływu głównego i wtórnego).

(4) Ogólne

(a) Konfiguracja Silnika do tej próby powinna spełniać wymagania CS-E 140. Dopuszczalne jest stosowanie normalnie działających układów sterowania nie wymagających ingerencji pilota pod warunkiem, że informacja o krytyczności szybkości działania jest podana w odpowiedniej dokumentacji. Układy nie będące częścią Silnika takie, jak układ automatycznego chorągiewkowania śmigła, powinny być wyłączone podczas próby. Do oceny zgodności z CS-E 800 (d) nie muszą być brane pod uwagę żadne zakresy OEI.

(b) Najgorszy Silnik, o którym mowa w CS-E 800 (b)(1(i)) oraz (d)(1(i)), jest zdefiniowany jako nowy Silnik który posiada parametry eksploatacyjne najbardziej ograniczone dla danego projektu typu w odniesieniu do warunków wehlania ptaka nakazanych w CS-E 800. Te parametry eksploatacyjne obejmują, lecz nie są ograniczone do, mocy lub ciągu, temperatury turbiny i prędkości wirnika.

(c) Założeniem CS-E 800 (f)(1) jest umożliwienie certyfikacji zmian projektu lub silników pochodnych bez przeprowadzania pełnej próby silnika. Z założenia specyfikacje te, biorąc pod uwagę aktualny stan wiedzy, nie są przeznaczone do stosowania przy certyfikacji nowych silników. Jednakże, stwarza możliwość dalszego rozwoju. Jakakolwiek analiza parametryczna stosowana dla uzasadnienia silników pochodnych, na co pozwala CS-E 800 (f)(1), powinna dać wyniki mieszczące się w 10% zmian krytycznego parametru uderzenia zastosowanego dla uzasadnienia oryginalnego silnika bazowego. Krytyczny(e) parametr(y) uderzenia jest często kojarzony z obciążeniem od uderzenia w punkcie kontaktu ptaka z łopatką wirnika. Powyższe jest, ogólnie rzecz biorąc, funkcją prędkości ptaka, prędkości wirnika i kąta skrzywienia łopatki. Nie powinno się przyjmować, że ta 10%-owa zmiana krytycznego parametru uderzenia jest tolerancją odnoszącą się bezpośrednio do samych zmian zakresów mocy lub siły ciągu proponowanych przez wnioskującego.

(d) Jakikolwiek metody analityczne zastosowane zamiast próby (tam, gdzie analiza jest dopuszczona) powinny być potwierdzone dowodami opartymi o reprezentatywne próby i należy wykazać, że z jej pomocą można przewidzieć wyniki prób silnika.

(e) Tam, gdzie nawiązuje się do „odkrytego miejsca”, należy je rozumieć jako jakąkolwiek nieosłoniętą część silnika.

(f) Jeśli jako alternatywę do próby z pojedynczym dużym ptakiem (patrz CS-E 800 (f)(2)) proponuje się próbę CS-E 810, demonstracja powinna zawierać ocenę niewyważenia oraz skutki osiowego obciążenia od uderzenia ptaka dla łożysk i innych elementów konstrukcji.

(g) Do prób mogą być użyte sztuczne ptaki, jeżeli mieszczą się w standardach międzynarodowych i są akceptowalne dla Agencji.

AMC do CS-E 810 Awaria łopatki sprężarki i turbiny

(1) Ogólne

(a) Spełnienie wymagań CS-E 810 (a) może być wykazane według jednego z punktów (i), (ii) lub (iii) -

(i) Przez zgodność z próbami wyszczególnionymi w 2 i 3,

(ii) Przez dostarczenie odpowiednich dowodów uzasadniających wytrzymałość Silnika w drodze doświadczeń z Awariami łopatek w Silnikach, uznanych przez Agencję za porównywalne wielkością, budową i konstrukcją, albo z Awarii łopatek podczas prac badawczo-rozwojowych dotyczących Silnika, o ile warunki prędkości obrotowej Silnika, czasu zatrzymania, itd., są dostatecznie reprezentatywne,

(iii) Przez inne dowody uznane przez Agencję.

(b) Próby na obudowoodporność są wyszczególnione w 2, a próby dalszej pracy po Awarii łopatki wyszczególniono w 3. W tych przypadkach, gdzie najbardziej krytyczną łopatką z punktu widzenia obudowoodporności jest ta sama, co łopatka do prób dalszej pracy z niewyważeniem, próby wg 2 i 3 można połączyć.

(2) Obudowoodporność

(a) Ogólne. Próby obudowoodporności mogą być wykonane, albo -

(i) Na kompletnym Silniku, lub

(ii) Na odnośnym oddzielnym stopniu, razem z przyległymi częściami nieruchomymi, gdzie -

(A) Bierze się pod uwagę rzeczywistą wytrzymałość obudowy w przewidywanych warunkach użytkowania (np. temperatura i ciśnienie), oraz

(B) Istnieją dostateczne dowody, że skutki Awarii łopatki dla następnych stopni łopatek nie spowodują zagrożenia dla statku powietrznego.

(b) Warunki próby. Oddzielne próby powinny być wykonane zgodnie z wymaganiami (a) i (b) dla każdego stopnia sprężarki i turbiny uznanego za najbardziej krytyczny z punktu widzenia obudowoodporności (uwzględniając wymiary łopatki, materiał, promień obrotu, Prędkość Obrotową, i wytrzymałość względną przylegającej obudowy Silnika w warunkach roboczej temperatury i ciśnienia.)

UWAGA: W przypadku konstrukcji Silnika, gdzie potencjalne Części Krytyczne Silnika znajdują się na zewnątrz obudowy sprężarki lub turbiny (np. Silniki dwuprzepływowe, lub Silniki z przepływem zwrotnym, gdzie komora spalania może być na zewnątrz wirników), należy uwzględnić możliwość niebezpiecznych wewnętrznych uszkodzeń spowodowanych przenikaniem łopatek poprzez obudowę wirnika, nawet jeśli łopatki zostaną zatrzymane w obrębie zewnętrznego obrysu Silnika. Należy rozważyć też AMC do CS-E 520 (c)(2).

(i) Liczba łopatek do oderwania. Powinna zostać uwolniona jedna łopatka przy wierzchołku elementu utrzymującego.

(ii) Warunki Silnika podczas uwolnienia. Łopatka powinna zostać uwolniona przy, albo -

(A) Maksymalnej prędkości obrotowej do zatwierdzenia (innej niż Maksymalne Nadobroty Silnika) i związanej z nią maksymalnej temperaturze obudowy, lub

(B) Innej możliwej kombinacji nieprześciowych obrotów, temperatury na wlocie i temperatury obudowy, która może być uznana za bardziej krytyczną.

UWAGA: Niedobór wymaganej temperatury obudowy może być skompensowany odpowiednim zwiększeniem obrotów Silnika.

(c) Stan po próbie. Po zakończeniu próby dopuszcza się całkowitą Awarię mocy, ale powinny być spełnione poniższe warunki -

(i) Skuteczna obudowoodporność Silnika, nie powodująca istotnych pęknięć lub niebezpiecznych odkształceń zewnętrznej obudowy Silnika, lub wyrwania się łopatek przez obudowę lub osłonę Silnika.

UWAGA: Jeżeli przez wlot lub wylot Silnika zostaną wyrzucone odłamki, należy podać ich przybliżoną wielkość i ciężar, razem z oszacowaniem ich trajektorii i prędkości, w celu oceny związanych z tym skutków dla statku powietrznego.

(ii) Nie może zaistnieć zagrożenie dla statku powietrznego z powodu możliwych wewnętrznych uszkodzeń Silnika przez łopatki przenikające obudowę wirnika, jeśli nawet zostaną utrzymane w obrębie zewnętrznego obrysu Silnika.

(3) Praca po Awarii łopatki.

(a) Próby należy przeprowadzić na kompletnym Silniku zamocowanym w taki sposób, żeby reakcje spowodowane niewyważeniem na obudowę i zamocowania były porównywalne do tych które wystąpią w warunkach zabudowy Silnika. Alternatywnie można wykonać próby stoiskowe, ale w przypadku interpretacji wyników jako wskazujące, że nie powstaną niebezpieczne uszkodzenia kompletnego Silnika, należy wziąć pod uwagę skutki mocy na wale roboczym, dalsze wynikłe uszkodzenia, znaczne siły niewyważenia na inne części Silnika, możliwą Awarię wału, itd.

(b) Warunki próby. Powinno się przeprowadzić oddzielne próby dla każdego stopnia sprężarki i turbiny, uznanego za najbardziej krytyczny z punktu widzenia uszkodzenia Silnika po Awarii łopatki, spowodowanej siłami niewyważenia podczas pracy przed zatrzymaniem Silnika.

(i) Silnik powinien pracować z niewyważeniem odpowiadającym urwaniu się łopatki przy najbardziej na zewnątrz wysuniętej części jej zamocowania przy maksymalnej prędkości obrotowej do zatwierdzenia (inne niż Maksymalne Nadobroty Silnika), aż do samoczynnego zatrzymania się Silnika, lub co najmniej przez 15 sek.

(ii) Podczas próby nie powinno się zmieniać ustawienia mocy.

(c) *Stan po próbie.* Po zakończeniu próby wyniki nie powinny wskazywać na zagrożenie dla statku powietrznego. Zezwala się na kompletną Awarię mocy.

AMC do CS-E 840 Integralność wirnika

(1) Definicje

Dla celów interpretacji CS-E 840 oraz niniejszego AMC definiuje następujące określenia:

Wirnik: Pojedynczy stopień zespołu wentylatora, sprężarki lub turbiny (niektóre zespoły mogą składać się z tylko jednego stopnia).

Wirnik Próbny: Część lub zespół do próby zawierający, w miarę potrzeby, nakładki, tuleje dystansowe, itd., które są reprezentatywne dla wzorca, który będzie certyfikowany oraz posiadający znane własności materiałowe oraz wymiary.

Maksymalna dozwolona prędkość wirnika związana z zakresem maksymalna ze wszystkich zatwierdzonych prędkości, włącznie z przejściowymi dla danego zakresu. Tam, gdzie ma to zastosowanie, dotyczy to również Maksymalnych Nadobrotów Silnika, które są zatwierdzonym 20-sekundowym stanem przejściowym.

(2) Ogólne

(a) Wykazanie zgodności z celami związanymi z bezpieczeństwem z CS-E 840 (a) oraz (b) może zostać wykonane oddzielnie lub razem, w sposób podany w niniejszym materiale doradczym.

(b) Dla spełnienia celów założonych w CS-E 840 (a) oraz (b) specyfikacje te zezwalają na różne środki wykazania zgodności („próby, analizy lub ich kombinacje”). Wnioskujący ma obowiązek zaproponować odpowiednie sposoby wykazania zgodności, zgodne z wskazówkami podanymi w niniejszym AMC.

(c) Każdy sposób analityczny, dozwolony według CS-E 840, powinien zostać wybrany i potwierdzony przed jego zastosowaniem.

(d) Wnioskujący powinien przedstawić Agencji odpowiednią analizę celem określenia, który z warunków w CS-E 840 (b)(1) do (b)(4) jest najbardziej krytycznym dla każdego stopnia wirnika w odniesieniu do wymagań CS-E 840 (a). Podobna analiza powinna zostać przedstawiona w odniesieniu do wymagań CS-E 840 (d).

Tam, gdzie maksymalne nadobroty są ograniczone przez zamierzone odpadanie łopatek:

(i) Wówczas mimo to, współczynniki podane w CS-E 840 (b)(3) i (b)(4) stosuje się do wirnika posiadającego wszystkie łopatki przy prędkości odpadania, oraz

- (ii) Analiza, której celem jest wyznaczenie najbardziej krytycznej prędkości dla integralności wirnika, powinna uwzględnić odpadanie łopatek w całym przedziale obwiedni lotu. Analiza prędkości obrotowej Awarii łopatki powinna uwzględnić wpływ tolerancji, zmian temperatury i własności materiałowych łopatek w połączeniu z najbardziej niekorzystnym zbiegiem skutków od tolerancji i własności materiałowych na integralność wirnika. W związku z tym, najbardziej krytyczna prędkość z punktu widzenia integralności wirnika może nie być zbieżna z najwyższą możliwą do osiągnięcia prędkością odpadania łopatek
- (e) Podczas oceny najbardziej niekorzystnej kombinacji tolerancji wymiarowych i własności materiałowych, wymaganej według CS-E 840 (a) oraz (d), wnioskujący powinien też wziąć pod uwagę niekorzystny wpływ tolerancji i własności materiałowych łopatek, ogranicznika prędkości obrotowej, itd. na poziom naprężeń w wirniku. Również, dla celów niniejszego wymagania, należy uwzględnić założenia dotyczące własności materiałowych, włącznie z nieregularnościami materiału, zastosowane do wyliczenia żywotności.
- (f) Stany Awarii mające charakter nagłego stanu przejściowego (patrz CS-E 840 (a) i (d)) są przykładem Awarii zaniku obciążenia, tzn. charakteryzują się wysokim poziomem przyspieszeń i deceleracji, bez stanu ustalonego po osiągnięciu maksymalnych nadobrotów.
Wnioskujący powinien również rozpatrzyć wszystkie możliwe stany Awarii, by ustalić czy istnieje jakakolwiek możliwość, by przy prędkościach bliskich krótkotrwałego przejściowego stanu Awarii wystąpił stan ustalony. Jeżeli tak, to wnioskujący powinien określić, które warunki są najbardziej krytyczne z uwagi na integralność wirnika.
- (g) Właściwy współczynnik procentowy prędkości podany w CS-E 840 (b) powinien zostać zastosowany po dokonaniu odpowiednich korekt prędkości uwzględniających temperaturę, własności materiałowe, wpływ tolerancji, itd. Odpowiednie korekty prędkości na temperaturę i własności materiałowe są zwykle ustalane na podstawie odpowiednich proporcji wziętych z danych materiałowych..
- (h) Należy ocenić konsekwencje przyrostu wymiarów wirnika do wielkości wystarczającej, by wystąpił kontakt lub przemieszczenie pomiędzy elementami silnika, celem ustalenia czy mogą być spełnione wymagania CS-E 840 (d)(1).
- (i) Podczas badania zgodności z wymaganiami CS-E 840 (d)(2), wnioskujący musi ocenić czy wirnik będzie lub nie będzie wykazywał oznaki stanu, który mógłby uniemożliwić bezpieczne użytkowanie Silnika w okresie czasu mogącego zaistnieć w eksploatacji po wystąpieniu którejkolwiek Awarii lub kombinacji Awarii rozważanych według CS-E 840 (b)(3) lub (b)(4). Ten okres czasu może być równy czasowi potrzebnemu na rozpoznanie wydarzenia oraz zatrzymanie Silnika lub czasowi potrzebnemu do kontynuowania bezpiecznego lotu i lądowania. Długość czasu może też zależeć od instrukcji użytkowania na wypadek nadobrotów.
- (j) Jeśli kilka wirników ma podobną konstrukcję, jest zrobionych z materiału według tej samej normy i jest poddanych podobnym warunkom naprężeń, poziomom i gradientom temperatury, jest dopuszczalne przy wykazywaniu zgodności z CS-E 840 (a) wykonanie próby tylko dla jednego wirnika, najbardziej krytycznego z punktu widzenia rozerwania. Wymagałoby to wyznaczenia prędkości rozerwania każdego wirnika celem wybrania najbardziej krytycznego, którym - jak się zakłada - jest posiadający najmniejszy margines na rozerwanie powyżej prędkości podanych w CS-E 840 (b).
- Najbardziej niekorzystna kombinacja temperatur i gradientów temperatur, możliwa w ramach całej obwiedni użytkowania, może być inna dla każdego poszczególnego wirnika w zespole.
- Najbardziej krytyczny wirnik z uwagi na rozerwanie, może nie być najbardziej krytycznym z uwagi na przyrost wymiarów. Dla wyznaczenia najbardziej krytycznego wirnika z uwagi na przyrost wymiarów, dla wykazania zgodności z CS-E 840 (d), należy zwrócić uwagę na elementy otaczające każdy wirnik.
- (k) Przy pomocy odpowiednich prób lub analizy opartej o próby należy ustalić prędkość rozerwania każdej konstrukcji wirnika wentylatora, sprężarki i turbiny w odniesieniu do najbardziej krytycznych warunków podanych w CS-E 840 (b) i należy ją podać w dokumentacji certyfikacyjnej. Te prędkości rozerwania muszą bazować na najbardziej niekorzystnej kombinacji tolerancji wymiarowych i własnościach materiałowych.

(l) Dla wirnika o wielu stopniach, w których wirniki nie spełniają warunków podobieństwa podanych powyżej w punkcie (2)(j), wykazanie zgodności dla każdego stopnia wirnika z CS-E 840 musi być udowodnione przy pomocy reprezentatywnych danych z prób.

(3) Akceptowalne sposoby spełnienia wymagań mogą obejmować

(a) Próbę badanego wirnika na stoisku lub Silniku w warunkach koniecznych dla wykazania, że wirnik o minimalnej wytrzymałości spełniałby wymagania CS-E 840.

(b) Tam, gdzie najbardziej krytycznymi są warunki CS-E 840 (b)(1) lub (b)(2), próbę badanego wirnika w wymaganym okresie czasu na Silniku z prędkością nie mniejszą niż 96% prędkości koniecznej dla wykazania, że wirnik o minimalnej wytrzymałości spełniałby wymagania CS-E 840, pod warunkiem że wynikające z tego lżejsze warunki próby nie są mniej wymagające niż wymagane do wykazania zgodności z CS-E 840 (b)(3) i (b)(4) oraz zostanie wykazane przy pomocy potwierdzonej metody przewidywania prędkości rozerwania, że w warunkach CS-E 840 (b)(1) lub (b)(2) nie wystąpiłoby rozerwanie.

(c) Dopuszczalne mogą być metody modelowania analitycznego oparte o reprezentatywne dane z próby, pod warunkiem że

(i) Model został potwierdzony porównaniem do wyników prób próbek i wirnika oraz

(ii) Jego stosowanie jest ograniczone do wirników, dla których warunki materiałowe, geometryczne, naprężeń i temperatury mieszczą się w przedziale tych, które były przyjęte dla zbudowania modelu oraz

(iii) Przewiduje się, że wirnik do certyfikacji nie jest bardziej krytyczny, pod względem rozerwania i przyrostu wymiarów, niż jakikolwiek podobny wirnik, dla którego wykazano zgodność przy pomocy próby wirnika i przewidywań na podstawie modelu.

(d) Każdą próbę, po osiągnięciu wymaganego czasu, można kontynuować do rozerwania wirnika zwiększając jego prędkość aż do chwili rozerwania. Jeśli wnioskujący wybierze ten sposób, powinien wykazać, że

(i) Próba wirnika próbnego była początkowo prowadzona w warunkach nie mniej wymagających niż wymagane dla wykazania zgodności z CS-E 840 (a), oraz

(ii) Stosując zatwierdzone metody modelowania analitycznego można wykazać zgodność z CS-E 840 (d).

(4) Czynniki, które należy uwzględnić przy ustalaniu warunków prób

(a) Temperatura

Temperaturami wirnika wymaganymi przez CS-E 840 (b) są:

(i) Dla CS-E 840 (b)(1) oraz (b)(2), temperatury materiału i gradienty temperatury równe najbardziej niekorzystnym, możliwym do osiągnięcia przy pracy Silnika w wymaganych warunkach zakresów.

(ii) Dla CS-E 840 (b)(3) lub (b)(4), , temperatury materiału i gradienty temperatury równe najbardziej niekorzystnym, możliwym do osiągnięcia przy pracy Silnika w wymaganych warunkach zakresów bezpośrednio przed Awarią(ami).

Te temperatury i gradienty temperatur muszą być ustalone poprzez ich pomiar na Silniku, lub ustalone przy pomocy potwierdzonej analizy. Dla skompensowania jakiegokolwiek odchyłki od wymaganej temperatury i gradientów temperatury, należy skorygować prędkość próby lub masę łopatek lub jedno i drugie.

(b) Własności Materiałowe Wirnika Próbnego

Własności materiałowe wirnika do prób mogą zostać określone przy pomocy przymocowanych pierścieni/wałków do prób, pod warunkiem że ustalona została, przy pomocy zatwierdzonej metody, korelacja między własnościami na podstawie próbek pobranych z przydawek/odkuwek/odlewów typu, który ma być zatwierdzony.

Jeśli, dla wyznaczenia własności materiałowych wirnika próbnego nie można wykorzystać przymocowanych pierścieni/wałków do prób, to poziom własności materiałowych można ustalić zakładając, że wirnik próbny ma własności materiałowe równe znanym średnim własnościom podobnych wirników z partii tego samego procesu produkcyjnego, jeśli można wykazać że te założenia są ważne w ramach akceptowalnego poziomu wiarygodności.

(c) Tolerancji wymiarowe

Dla określenia najbardziej niekorzystnej kombinacji tolerancji dla integralności wirników należy wykonać analizę tolerancji wymiarowych.

(5) Przypadki Awarii

Dla określenia najwyższych nadobrotów wynikających z zaniku obciążenia, rozważanych wg. CS-E 840 (c), koniecznym jest rozważenie dla możliwych miejsc wystąpienia Awarii czynników takich, jak bezwładność układu, dostępna rozwijana energia gazu, to, czy wirnik jest utrzymywany w płaszczyźnie, urządzenia zabezpieczające przed nadobrotami, itd.

AMC do CS-E 850 Wały sprężarki, wentylatora i turbiny

(1) Ogólne

(a) Wał jest układem, który przenosi moment od kołnierza napędzającego tarczę lub elementu łączącego wał z układem wytwarzającym moc (np. turbiną) do układu, który wykorzystuje tę moc (np. sprężarka/wentylator lub kołnierz napędzający), i dla którego mechanicznymi ograniczeniami są głównie obciążenia skrętne. Włączone w to są wszystkie przekładnie Silnika tego układu napędowego (odnośnie wszystkich przekładni statku powietrznego patrz punkt 2(b) poniżej). Wyłączenie dysku z definicji wału nie wyklucza wymagania, że jakakolwiek jego Awaria powinna być Skrajnie Odległa.

(b) Wyjaśnienie pojęć i prawdopodobieństw używanych w CS-E 850 można znaleźć w CS-E 510. Możliwe odpadanie łopatek jest również objęte punktem CS-E 810 (b).

(2) Niegroźne Awarie Wału.

(a) Deklaracja, że Niebezpieczne Skutki są unikane poprzez zapewnienie, że elementy wirujące są zasadniczo utrzymywane w swojej płaszczyźnie obrotu oraz, że zabezpieczenie przed nadobrotami jest zapewniane dzięki -

- Przycieraniu tarczy;
- Oddziaływaniu łopatek, klinowaniu lub odpadaniu;
- Pompaż Silnika lub oderwanie;
- Urządzenia zabezpieczające przed nadobrotami;

może być udowodnione przy pomocy analizy. Analiza ta powinna być oparta na doświadczeniu z eksploatacji lub prób.

(b) By udowodnić zgodność przy pomocy analizy, powinno zostać wykazane, że wszystkie prawdopodobne postacie Awarii (wraz z utratą obciążenia spowodowanego Awarią którejkolwiek przekładni dostarczonej przez wytwórcę statku powietrznego) zostały w niej opisane. Analiza powinna brać pod uwagę skutki Awarii w kontekście bezpośredniego kontaktu oraz obciążenia na sąsiednie elementy konstrukcyjne Silnika, a także określić czy elementy wirnika, których to dotyczy, są zasadniczo utrzymywane w swojej płaszczyźnie wirowania. Powinno również zostać wykazane, że obciążenie elementów konstrukcyjnych, po przyłożeniu do nich obciążeń wynikających z Awarii, nie przekracza poziomu obciążeń niszczących i nie prowadzi do Niebezpiecznego Stanu Silnika.

(3) Niebezpieczne Awarie Wałów.

Ogólnie rzecz biorąc, doświadczenie pokazuje, że częstość występowania Awarii wałów jest większa niż Skrajnie Odległa. W konsekwencji układy wałów powinny być projektowane według koncepcji bezpieczny pomimo uszkodzeń zgodnie z wymaganiami CS-E 850 (a)(1). Według CS-E 850 (a)(3) przyjmuje się, że dla konstrukcji konwencjonalnych

nie jest to możliwe w odniesieniu do wszystkich elementów układu wałów. Jednak korzystanie z tej opcji powinno być poważnie ograniczone.

Należy w szczególności rozważyć dwa możliwe niebezpieczne zjawiska związane z Awarią wału: uwolnienie całego wentylatora lub sprężarki poruszających się do przodu oraz nadobrotę turbiny prowadzące do rozerwania tarczy.

Według CS-E 850 (b)(2)(v) powinny zostać uwzględnione doświadczenia praktyczne z Awariami wałów. W szczególności, następujące postacie Awarii prowadziły w eksploatacji do Awarii wałów:

- Zużycie łożyska prowadzące do wędrowki wału a następnie do kontaktu pomiędzy wałem a innymi wirującymi lub nieruchomymi częściami
- Awaria łopatki skutkująca niewyważeniem i ocieraniem się wału o inne części
- Korozja wewnątrz wału
- Niestabilność przepływu paliwa w Układzie Sterowania Silnikiem wywołujące rezonans wału
- Palący się olej w pobliżu wału
- Uderzenie gorącego powietrza o wał
- Awaria łożyska
- Awaria wynikająca z koncentracji naprężeń związanych ze zmęczeniem wysoko-cyklowym
- Utrata smarowania wypustu

Ponadto, powinno zostać wykazane że zagadnienia związane z elementami takimi, jak wypusty, rowki do podawania oleju, sprzęgła, bieżnie łożysk zintegrowane z wałem oraz elementy uszczelniające są dobrze znane i że nadają się do badania dobrze opanowanymi i sprawdzonymi metodami wytrzymałościowymi.

Jeżeli z oceny zgodności z CS-E 850 (b)(2)(iii) wynika, że Awaria wału związana z warunkami otoczenia może zostać pominięta, należy zwrócić uwagę na możliwość okresowego dokonywania inspekcji odcinków krytycznych wału oraz odpowiedniość sposobu dokonywania tych inspekcji. Na przykład, nie jest dopuszczalna Awaria odcinka wału mogąca wywołać Niebezpieczne Stany Silnika, w obszarze gdzie inspekcja odcinka krytycznego zgodnie z instrukcją byłaby trudna.

(4) Ocena Projektu

(a) Przy ocenie przyczyn i prawdopodobieństw Awarii wału powinno zwrócić się uwagę na następujące zagadnienia konstrukcyjne -

- (i) Prawdopodobieństwo i możliwe skutki niewykrytych wad materiałowych;
- (ii) Wpływ tolerancji wytwarzania dopuszczonych w projekcie;
- (iii) Tarcie wału na odcinku obciążonym momentem skrętnym o przyległe powierzchnie (np. inne wały, uszczelnienia oleju lub powietrza) w stopniu, który może spowodować znaczne przegrzanie lub zmniejszenie wytrzymałości.
- (iv) Skutki Awarii łożyska dla wału i potrzeba istnienia środków (np. procedury przeglądu i/lub odpowiednie oprzyrządowanie używane podczas lotu) do wykrywania objawów zbliżającej się Awarii łożysk. Powinno się rozważyć możliwość oddzielenia łożyska od wału by zwiększyć w ten sposób tolerancję układu na uszkodzenia.
- (v) Skutki możliwego pożaru Silnika na wał i potrzeba istnienia środków dla wczesnego ostrzeżenia o jakimkolwiek możliwym wewnętrznym pożarze.
- (vi) Wpływ na wał obciążeń, które mogą być wywoływane przez gwałtowne obciążenie pochodzące od uderzeń ptaków, Awarii łopatek, itd.

(vii) Wpływ na wał obciążeń oscylacyjnych na przykład wynikających z oscylacji w układzie paliwowym.

(b) Układ wałów powinien zostać poddany następującym badaniom i próbom dla wsparcia oceny projektu w wykazania zgodności z założeniami CS-E 850 (a).

(i) Badania tensometryczne lub inne odpowiednie metody badawcze, w celu spełnienia wymagań badania drgań wg. CS-E 650 oraz by stwierdzić brak wirowania niesiowego wałów w istotnym stopniu przy wszystkich możliwych warunkach użytkowania Silnika.

(ii) Ocena zmęczeniowa dla każdej postaci skręcania wału w celu potwierdzenia jego przewidywanej bezpiecznej żywotności. Na ten stały moment statyczny powinny zostać nałożone drgania momentu o wielkości równej maksymalnej spotykanej dla reprezentatywnej zabudowy, ale nie mniejszej niż $\pm 5\%$ normalnego maksymalnego momentu statycznego. Dodatkowo, należy również rozważyć wszystkie drgania o wysokiej częstotliwości wyznaczone według punktu 4(b)(i) powyżej i każde możliwe ugięcie wału'

(iii) W razie potrzeby, należy potwierdzić założone naprężenia statycznymi próbami wytrzymałościowymi;

(iv) W razie potrzeby, należy potwierdzić próbami założenia konstrukcyjne wyszczególnione w punkcie 4(a) powyżej tak, by wykazać że możliwość wystąpienia Awarii jest odległa w stopniu możliwym do zaakceptowania.

AMC do CS-E 890 Próby urządzenia ciągu wstecznego

(1) Interpretacja C S-E 890 (f) :

W przypadkach, kiedy próba Silnika według CS-E 740 nie może być przeprowadzona ze standardowym urządzeniem ciągu wstecznego, na przykład z powodu jego niedostępności mimo zabiegów wnioskującego, jest dopuszczalne zainstalowanie na potrzeby próby trwałościowej odwracacza ciągu typu "blacha kotłowa".

Rozwiązuje to tylko temat zjawisk pasywnych urządzenia ciągu wstecznego: wolnonośny ciężar, wpływ na drgania i obciążenie korpusu Silnika, itd. Dalsze dowody będą niezbędne odnośnie zjawisk urządzenia ciągu wstecznego podczas jego działania.

Dopuszcza się również wykorzystanie innych prób Silnika wykonanych z reprezentatywnym urządzeniem ciągu wstecznego takich, jak próby cykliczne na potrzeby zatwierdzenia statku powietrznego na operacje ETOPS.

(2) Reprezentatywny układ sterowania.

Nie jest konieczne, by cały układ sterowania (tj. do dźwigni przepustnicy) odpowiadał układowi urządzenia ciągu wstecznego ze standardowej produkcji. Niezbędnymi elementami składowymi układu sterowania są te umieszczone na zespole napędowym (gondoli) i które biorą czynny udział w uruchomieniu odwracacza ciągu. Obejmuje to elementy sterowania uruchomiane magnetycznie, hydraulicznie, elektrycznie ale np. nie konieczne zasilenie znajdujące się wcześniej w ciągu sterowania. Automatyczny układ opóźniacza przepustnicy i ogranicznika ciągu do przodu powinien odpowiadać standardowemu układowi odwracacza ciągu, natomiast części układu od wspornika do w kabiny załogi nie musi. W okolicach gondoli musi być zapewnione miejsce na oprzyrządowanie do dalszego monitorowania po próbie.

(3) Czas użycia.

Urządzenie ciągu wstecznego przewidziane jedynie do naziemnego użytkowania, o którym mowa w CS-E 890 (c), w przeciwieństwie do urządzenia do użytkowania w locie, o którym mowa w CS-E 890 (d), oznacza urządzenie ciągu wstecznego, dla którego przewidziano środki zapobiegające przed uruchomieniem odwracacza ciągu w locie.

Cykle podane w CS-E 890 (c)((1) odnoszą się do czasu użycia, na który ma być zatwierdzenie. Jeżeli nie jest przewidziane jakieś szczególne użycie inne niż zaraz po lądowaniu i w trakcie kołowania, zwykle zakłada się 30-sekundowy czas użycia.

Dla użytkowania w locie według CS-E 890 (d), jeżeli nie jest przewidywany konkretny czas użycia, należy przyjąć wartość jednej minuty.

W trakcie próby nakazanej przez CS-E 890 (c) i (d), cykle które mają być stosowane aż do «zgłoszonych warunków maksymalnego ciągu odwróconego» powinny być takie, by umożliwić sprawdzenie układu Silnik/odwracacz ciągu w warunkach mogących wystąpić przy korzystaniu z urządzenia ciągu wstecznego w ramach deklarowanej obwiedni, w odniesieniu do temperatur (gazów wylotowych) i ciśnień..

Wymagane cykle stosowania odwracacza ciągu powinny dać średnią nie niższą niż 100 procent podanych warunków maksymalnego ciągu dla ustawienia maksymalnie do przodu i maksymalnie do tyłu. Chociaż dopuszczalne są niektóre cykle działania odwracacza ciągu przy ciągu o wartościach poniżej podanych, aby próba została zaliczona temperatura gazów powinna być utrzymana przynajmniej na poziomie 100 procent podanej wartości.

(4) Łączenie prób.

Próby z CS-E 890 mogą być łączone z częściami Próby Trwałościowej według CS-E 740 w odpowiedni sposób uzgodniony z Agencją. Na przykład, próba z CS-E 890 (c)((1) może być połączona z okresami małego gazu z Części 1 i 5 Próby Trwałościowej, pod warunkiem że okres małego gazu z ciągiem do przodu nie zostanie skrócony poniżej poziomu 3½ minuty na cykl.

AMC do CS-E 920 Próba nadmiernej temperatury

Do celów próby CS-E 920, "prędkość obrotowa dla maksymalnej mocy" jest zwykle prędkością obrotową wirnika w stanie stabilnym związaną 30-Sekundowym Zakresem Mocy OEI. Jednakże, prędkość tę należy zastąpić prędkością stanu przejściowego wirnika, jeżeli typowa dla Silnika stabilizacja prędkości stanu przejściowego przekracza 3 sekundy podczas przejścia do 30-Sekunowej mocy OEI.

Celem udowodnienia, że Silnik zachowuje integralność zespołu turbiny po próbie nadmiernej temperatury, wnioskujący powinien wykazać, że nie wystąpi ani nie uwidoczni się rozerwanie, Awaria łopatki lub inna znacząca Awaria jakiegokolwiek elementu składowego Silnika podczas próby, podczas zgaszenia lub w trakcie przeglądu w stanie po rozebraniu.

W przypadku uwidocznienia się jakiegokolwiek Awarii, należy to poddać analizie i potwierdzić w drodze analizy lub próby, że przyczyna nie jest taka, by w eksploatacji nie były w sposób zadowalający osiągnane dane zakresy OEI.

PODCZEŚĆ F - SILNIKI TURBINOWE - SPECYFIKACJE KONSTRUKCYJNE W ZAKRESIE ESKPLLOATACJI I OCHRONY ŚRODOWISKA

AMC do CS-E 1000 Specyfikacje konstrukcyjne w zakresie eksploatacji i ochrony środowiska - ogólne

CS-E podczęść F określa wymagania dla projektu silnika pod kątem ustalenia konfiguracji, która byłaby wymagana jako część zatwierdzenia określonych operacji statku powietrznego takich, jak ETOPS lub Dopuszczenie Ograniczone Czasowo.

Określa również wymagania niezbędne na poziomie silnika dla zgodności z CS-34.

AMC do CS-E 1020 Emisje z silnika

(1) Uwaga, o której mowa w CS-E 1000 (c) powinna mieć następujący układ:

Uwaga x : Emisje Silnika
Silnik (typ/model) spełnia wymagania CS-34 zmiana (numer).

(2) Należy zwrócić uwagę, że w czasie certyfikacji silnika jedynie projekt typu będzie oceniany według CS-34 oraz że mające zastosowanie normy emisji dla silników produkowanych zależą od ich daty produkcji. Wszelkie dalsze zmiany w projekcie typu powinny ocenić ich wpływ na charakterystyki emisji silnika i ich zgodność z wymaganiami CS-34, aby umożliwić wykazanie zgodności każdego poszczególnego silnika, kiedy zajdzie taka potrzeba.