Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego

Decyzja Nr 2003/12/RM

DYREKTORA WYKONAWCZEGO AGENCJI

z dnia 5 listopada 2003 roku

w sprawie ogólnych dopuszczalnych środków zgodności dla zdatności wyrobów, części i wyposażenia (AMC-20)

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 Lotniczego[1] (dalej zwanego "Rozporządzeniem Podstawowym"), w szczególności jego artykuły 13 i 14,

Uwzględniając Rozporządzenie (WE) Nr 1702/2003 z 24 września 2003 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 artykuły 21A.16A Part 21,

gdzie

(1) Agencja wyda specyfikacje certyfikacyjne, w tym przepisy zdatności do lotu i dopuszczalne środki spełnienia, jak również wszelkie materiały pomocnicze, stosowane w procesie certyfikacyjnym.

(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.

PRZYJĘŁA NASTĘPUJĄCĄ DECYZJĘ:

1. OJ L 240, 7.09.2002, p 1.
2. OJ L 240, 7.09.2002, p 2

Artykuł 1

Ogólne dopuszczalne środki spełnienia dla zdatności wyrobów, części i wyposażenia są opisane w Aneksie do niniejszej Decyzji.

Artykuł 2

Niniejsza decyzja wchodzi w życie w dniu 5 listopada 2003 r i zostanie opublikowana w Dzienniku Urzędowym Agencji.

Sporządzone w Brukseli,

w dniu 5 listopada 2003 roku,

W imieniu Europejskiej

Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego

Patrick GOUDOU

Dyrektor Wykonawczy

Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego

OGÓLNE

Dopuszczalne środki spełnienia dla zdatności wyrobów, części i wyposażenie

AMC-20

SPIS TREŚCI

AMC-20

Ogólne dopuszczalne środki spełnienia
dla zdatności wyrobów, części i wyposażenie

AMC-20-115B	UZNANIE EUROCAE ED-12B / RTCA DO-178B
AMC-20-128A	ROZWAŻANIA PROJEKTOWE DLA ZMINIMALIZOWANIA ZAGROŻENIA SPOWODOWANEGO NIEZATRZYMANYM USZKODZENIEM SILNIKA I AWARIĄ POMOCNICZEGO ŹRÓDŁA ZASILANIA WIRNIKA Załącznik 1
AMC-20-1	CERTYFIKACJA SYSTEMU NAPĘDOWEGO STATKU POWIETRZNEGO WYPOSAŻONEGO W STEROWANIE ELEKTRONICZNE
AMC-20-2	CERTYFIKACJA PODSTAWOWEGO SYSTEMU NAPĘDOWEGO WYPOSAŻONEGO W STEROWANIE ELEKTRONICZNE
AMC-20-3	Zarezerwowany
AMC-20-4	ZATWIERDZENIE ZDATNOŚCI I KRYTERIA EKSPLOATACYJNE DLA UŻYTKOWANIA SYSTEMÓW NAWIGACYJNYCH W EUROPEJSKIEJ PRZESTRZENI POWIETRZNEJ WYZNACZONEJ DLA PODSTAWOWYCH OPERACJI RNAV
AMC-20-5	ZATWIERDZENIE ZDATNOŚCI I KRYTERIA EKSPLOATACYJNE DLA UŻYTKOWANIA ŚWIATOWEGO SYSTEMU LOKALIZACJI (GPS)
AMC-20-6	WYDŁUŻONY ZASIĘG OPERACJI SAMOLOTEM DWU-SILNIKOWYM CERTYFIKACJA I OPERACJE ETOPS
AMC-20-7	Zarezerwowany
AMC-20-8	ZGŁASZANIE ZDARZEŃ

CELOWO POZOSTAWIONA PUSTA

AMC-20-115B

Uznanie EUROCAE ED-12B / RTCA DO-178B

1 CEL

Niniejsze akceptowalne sposoby spełnienia wymagań odwołują się do dokumentu ED-12B Europejskiej Organizacji dla Wyposażenia Lotnictwa Cywilnego (EUROCAE), „Uwzględnienie w procesie certyfikacyjnym oprogramowania systemów w locie i wyposażenia" wydanego w grudniu 1992 r. Dokument omawia sposób w jaki można zastosować dokument w programach certyfikacyjnych zarządzanych przez Europejską Agencję Bezpieczeństwa Lotniczego.

2 ZWIĄZANE Z NIM DOKUMENTY

2.1 Dokument EUROCAE ED-12B jest technicznie równoważny z dokumentem DO-178B RTCA Inc. Przywołanie jednego dokumentu przy zastosowaniu tej samej zmiany można interpretować jako przywołanie każdego z tych dokumentów.

2.2 Niniejszy AMC jest opracowany w oparciu o AC 20-115B FAA z dnia 11 stycznia 1993 r.

3 ZWIĄZANE Z NIM SPECYFIKACJE CERTYFIKACYJNE (CSs)

Part 21, CS-22, CS-23, CS-25, CS-27, CS-29, CS-AWO, CS-E, CS-P, CS-APU, CS-TSO i CS-VLA. Aktualne odniesienia w powyższym CS do ED-12/DO-178 i ED-12A/DO-178A będą zmienione przy najbliższej okazji aby uwzględnić zasady podane w punkcie 6 poniżej.

4 HISTORIA

4.1 Dokument ED-12B EUROCAE został opracowany aby uwzględnić oprogramowanie dla projektantów, montujących i użytkowników przy wdrażania projektu wyposażenia statku powietrznego korzystając z technik opartych na oprogramowaniu. Dzisiejsze i przyszłe projekty awioniki będą w bardzo szerokim zakresie oparte na tej technologii. Dokument EUROCAE zawiera wytyczne dla określania poziomów oprogramowania, planowania ich żywotności, rozbudowy, weryfikacji, zarządzania konfiguracją oraz zapewnienia jakości jakie mają być zastosowane w systemach opartych na oprogramowaniu.

4.2 Dokument zawiera informacje jakie muszą być udostępnione lub dostarczone do Agencji i zawiera wytyczne dotyczące oprogramowania, opracowanego w oparciu o wcześniejsze standardy, kwalifikacje narzędzi oraz alternatywne metod, dopuszczone do stosowania.

5 STOSOWANIE PROCEDUR ED-12B EUROCAE

Wnioskujący o certyfikację EASA dla każdego wyposażenia lub systemu, którego funkcjonowanie oparte jest na oprogramowaniu może zastosować założenia podane w dokumencie ED-12B EUROCAE jako sposób, ale nie jedyny, dla uzyskania zatwierdzenia. Agencja może opublikować dopuszczalne środki spełnienia dla poszczególnych CS, podając wymaganą zależność pomiędzy krytycznością oprogramowania w systemach a ich poziomami zdefiniowanymi w dokumencie ED-12B EUROCAE. Takie środki spełnienie będą przeważać nad zastosowaniem dokumentu ED-12B EUROCAE.

6 STOSOWANIE WCZEŚNIEJSZYCH WERSJI

ED-12/DO-178 i ED-12A/DO-178A będą nadal przyjmowane dla systemów i wyposażenia, jeżeli wcześniej zostały przyjęte jako baza dla zatwierdzenia lub certyfikacji.

7 DOSTĘPNOŚĆ DOKUMNTU ED-12B EUROCAE

Kopie można kupić w biurze EUROCAE, 17 rue Hamelin, 75783 PARIS Cedex 16, France, (Fax : 33 1 4505 7230).

CELOWO POZOSTAWIONA PUSTA

AMC–20-128A

Uwarunkowania projektowe dla zminimalizowania zagrożenia spowodowanego niezatrzymaniem uszkodzenia silnika i awarią pomocniczego źródła zasilania wirnika.

1 *CEL* Niniejszy akceptowalny sposób spełnienia wymagań (AMC) określa metody spełnienia CS 23.901(f), 23.903(b)(1), 25.903(d)(1) i 25A903(d)(1) Specyfikacji Certyfikacyjnych EASA (CS) dotyczących środków bezpieczeństwa, jakie należy podjąć aby zminimalizować zagrożenie dla samolotu powstałe wskutek niezatrzymania uszkodzenia silnika lub awarią pomocniczego źródła zasilania (APU) wirnika. Wytyczne zawarte w niniejszym AMC są zunifikowane z wytycznymi Federalnej Administracji Lotniczej (FAA), a ich celem jest przedstawienie zaakceptowanego sposobu spełnienia. Jak w przypadku wszystkich AMC, ten również nie jest obowiązkowy i nie jest przepisem.

2 ZAREZERWOWANY

3 ZASTOSOWANIE Niniejszy AMC ma zastosowanie do samolotów CS-23 i CS-25.

4 ZWIĄZANE Z NIM DOKUMENTY Punkty 23.903 i 25.903 CS i inne odnoszące się do niezatrzymania uszkodzenia w silniku.

a. ODNOŚNE WSPÓLNE PRZEPISY LOTNICZE Sekcje, które omawiają wymagania dla projektu, dowodów i certyfikacji, a dotyczące odłamków powstałych w wyniku niezatrzymania uszkodzenia silnika obejmują:

§ 23.863, 25.863	JAR VLR.863 Zabezpieczenie przeciwpożarowe płynów łatwopalnych
§ 25.365	Obciążenia przedziałów ciśnieniowych
§ 25.571	Uszkodzenie-tolerancji i ocenę zmęczenie konstrukcji
§ 25.963	Zbiorniki paliwowe ogólnie
§ 25.1189	Metody wyłączania
§ 25.1461	Wyposażenie zawierające wirniki o dużej energii
CS-APU	Pomocnicze Zespoły Napędowe

UWAGA: Postanowienia §15.1461 były czasami stosowane przy zatwierdzaniu instalacji APU niezależnie od zabezpieczenia przed rozpadem wirników o dużej energii. Jednakże szczegółowe wymagania CS 25.903(d) i odnośne wytyczne opisane w niniejszym AMC będą przeważać nad wymaganiami CS 25.2461.

b. INNE DOKUMENTY

ISO 2685:1992	Statki powietrzne – Warunki otoczenia i procedury dla prób w locie wyposażenia – Odporność na ogień w zdefiniowanych strefach zagrożenia pożarem
AC-20-135	Instalacja Zespołu Napędowego napędowy i Element Systemu Napędowego Zabezpieczenie Przeciw Pożarowego, Metody Prób, Standardy i Kryteria

c. *DOKUMENTY SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS (SAE)*

AIR1537 Sprawozdanie dotyczące Utrzymanie Uszkodzenia Silnika Lotniczego, październik, 1977.

AIR4003 Dane dotyczące zdarzeń rozpadu wirnika turbiny za okres od 1976 do 1983.

AIR4770 Dane dotyczące zdarzeń rozpadu wirnika turbiny za okres od 1984 (projekt) do 1989.

Dokumenty te można otrzymać w Society of Automotive Engineers, Inc., 400 Commonwealth Drive, Warrendale, Pennsylvania, 15096.

5. *HISTORIA* Aczkolwiek producenci turbin, silników i APU podejmują wszelkie wysiłki, aby zmniejszyć prawdopodobieństwo powstania niezatrzymanego uszkodzenia silnika to doświadczenie eksploatacyjne wykazuje, że nadal powtarza się rozpad kompresora i wirnika turbiny. Awarie silnika turbinowego skutkowały penetracją odłamków o dużej energii w sąsiadujące struktury, zbiorniki paliwowe, podzespoły systemów i inne silniki na samolocie. Ponieważ zdarza się rozpad wirnika turbiny w APU, a uszkodzenie samolotu spowodowane siłą uderzenia bywa minimalne to należy jednak pamiętać, że w wyniku uszkodzenie wirnika powstają odłamki. Jest mało prawdopodobne aby całkowicie wyeliminować rozpad wirnika turbiny, to wg CS-23 i CS-25 wymagane jest podejmowanie środków ostrożności przy projektowaniu samolotu, aby zminimalizować ryzyko powstawania takich zdarzeń.

a. Statystykę dotyczącą *niezatrzymanego uszkodzenie wirnika silnika turbinowego* można znaleźć w sprawozdaniach Society of Automotive Engineers (SAE) obejmującą czasokresy i liczbę przypadków niezatrzymania, jak wyszczególniono w tabeli poniżej. Poniższa statystyka jest podsumowaniem 28 letniego doświadczenia operacyjnego dla stałopłatów, ale nie uwzględnia danych dla śmigłowców i APU.

		Liczba zdarzeń		
Nr sprawozdania.	Okres	Wartość całkowita	Kategoria 3	Kategoria 4
AIR1537	1962–75	275	44	5
AIR4003	1976–83	237	27	3
AIR4770 (projekt)	1984–89	164	22	7
TOTAL		676	93	15

Całkowita liczba 676 zdarzeń niezatrzymania, które przyczyniły się do uszkodzenia samolotu uwzględnia 93 zdarzenia sklasyfikowane w kategorii 3 i 15 zdarzeń sklasyfikowanych w kategorii 4. Uszkodzenie kategorii 3 jest definiowane jako znaczące uszkodzenie samolotu, ale samolot może kontynuować swój lot i wykonać bezpieczne lądowanie. Uszkodzenie kategorii 4 jest definiowane jako poważne uszkodzenie samolotu, z prawdopodobieństwem lądowania awaryjnego, obrażeń krytycznych, ofiar śmiertelnych lub stratą kadłuba.

W okresie tych 28 lat w lotnictwie zarobkowym wykonano 1.089,6 miliona godzin nalotu na silnikach. Przyczyny zdarzeń, sklasyfikowane jako środowiskowe, produkcyjne lub spowodowane użyciem wadliwego surowca (zassanie ptaka, korozja/erozja, uszkodzenie spowodowane obcym ciałem (FOD)) oraz czynnikiem ludzkim (obsługa i przegląd, błąd inspekcji i procedury operacyjne).

b. Statystyka dotycząca *niezatrzymanych uszkodzeń wirnika silnika turbinowego* obejmująca okres od 1962 do 1993 wskazuje, że na samolotach kategorii transportowej wystąpiło kilka takich awarii w przynajmniej 250 milionach godzin operacyjnych. Wszystkie zgłoszone zdarzenia w kategorii 3 lub 4 miały miejsce podczas operacji na ziemi. Zdarzenia te spowodowane były różnymi przyczynami takimi jak korozja, wchłonięcie płynu odladzającego, uszkodzeniem surowca lub błędem produkcyjnym, mechanicznym lub spowodowane czynnikiem ludzkim (obsługa i przegląd, błąd inspekcji i procedury operacyjne).

c. *Statystyki badań SAE wskazują* na istnienie wielu różnych przyczyn awarii, które nie są oczywiste, ani do przewidzenia stosując metody badań. Ze względu na bardzo dużą różnorodność uszkodzeń spowodowanych rozpadem wirnika trudno jest przewidzieć wszystkie przyczyny uszkodzeń i zabezpieczyć wszystkie zagrożone obszary. Jednakże, założenia projektowe podane w niniejszym AMC zawierają wytyczne dla uzyskania żądanych założeń dla zminimalizowania zagrożenia dla samolotu w wyniku uszkodzenia spowodowanego rozpadem wirnika. W związku z tym niniejsze wytyczne zakładają, że nastąpi uszkodzenie silnika i konieczne jest przeprowadzenie analizy skutków uszkodzenia. Wytyczne zostały opracowane w oparciu o doświadczenie operacyjne i próby, ale nie stanowią jedynych metod dostępnych dla projektanta.

6 *TERMINOLOGIA*

a. *Wirnik* Wirnik oznacza obracający się element silnika i APU, który może zostać uwolniony w trakcie niezatrzymanego uszkodzenia, co zostało potwierdzone w drodze analiz, prób i/lub doświadczeń operacyjnych. Producent silnika lub APU powinien zdefiniować te podzespoły, które składają się na projekt typu wirnika każdego silnika lub APU. Typowe wirniki składają się przynajmniej z tarcz, piast, bębnów, uszczelek, sprężarek, łopat i tulei dystansowych.

b. *Łopatka* Sekcje płata (z wyłączeniem wieńca i nasady), wentylatora, kompresora lub turbiny.

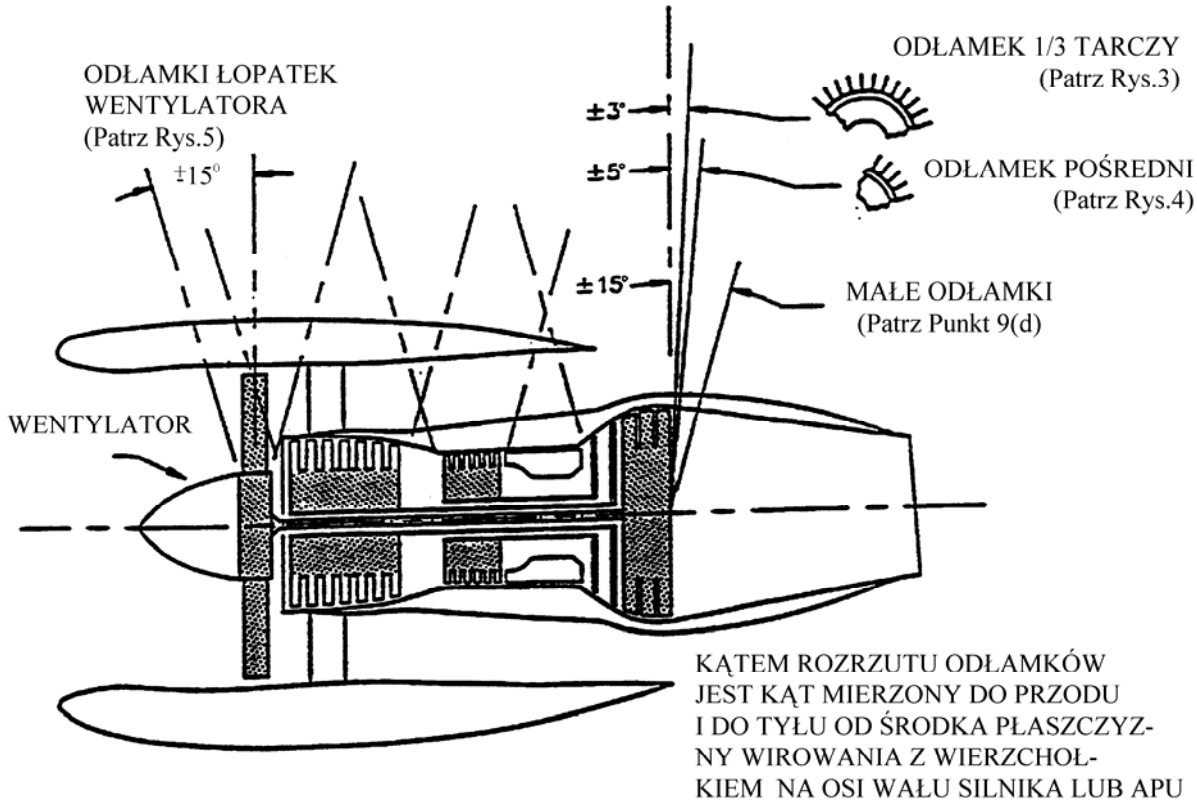
c. *Niezatrzymaie uszkodzenie.* W celu przeprowadzenia oceny samolotu, zgodnie z AMC, niezatrzymane uszkodzenie turbiny silnika, to każda uszkodzenie, które skutkuje uwolnieniem się fragmentów wirnika od silnika lub APU stwarzając zagrożenie. Niepokojące uszkodzenie silnika to takie podczas, którego uwolnione elementy posiadają dostateczną energie dla stworzenia zagrożenia dla samolotu.

d. *Podzespół krytyczny.* Podzespół krytyczny to taki podzespół, którego uszkodzenie może przyczynić się lub spowodować stan awaryjny uniemożliwiający bezpieczne kontynuowanie lotu samolotu i lądowanie. Podzespoły te muszą być brane pod uwagę indywidualnie i w odniesieniu do innych podzespołów, które mogą ulec zniszczeniu przez te same fragmenty lub inne powstałe w tym samym zdarzeniu niezatrzymania.

e. *Utrzymanie bezpieczeństwa lotu i lądowania.* Utrzymanie bezpieczeństwa lotu i lądowania oznacza, że samolot jest w stanie utrzymać kontrole nad lotem i lądowaniem, ewentualnie przy wykorzystaniu procedur awaryjnych, bez posiadania przez pilota wyjątkowych umiejętności, ale w warunkach zwiększonego obciążenia pracą załogi i obniżonymi właściwościami lotu samolotu.

f. *Kąt rozproszenia fragmentów* Kąt rozproszenia fragmentów jest kątem mierzonym przed i za środkową płaszczyzną rotacji pojedynczego stopnia wirnika, którego początek znajduje się na linii środkowej wału silnika lub APU.

CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA



[

Rysunek nr 1 – Przybliżona trajektoria fragmentu

g. *Obszar uderzenia.* Obszar uderzenia to obszar samolotu, w który mogą uderzyć niezatrzymane fragmenty uwolnione w momencie powstania uszkodzenia wirnika (patrz paragraf 9).

h. *Model uszkodzenia silnika lub APU.* W paragrafie 9 przedstawiony jest model opisujący wielkość, masę, kąt rozproszenia, poziom energii i liczbę fragmentów silnika lub APU, które to elementy należy wziąć pod uwagę przy projektowaniu samolotu.

7 *ZAŁOŻENIE PROJEKTOWE* W projektach należy stosować praktyczne środki ostrożności dla zminimalizowania uszkodzeń, które mogą być spowodowane niezatrzymanymi fragmentami silnika lub APU. Najskuteczniejsze metody minimalizowanie ryzyka uszkodzenia w wyniku niezatrzymania fragmentów wirnika to rozmieszczenia podzespołów krytycznych poza obszarami zagrożonymi uderzeniem lub rozdzielenie, odizolowanie, zmniejszenie lub osłonienie krytycznych podzespołów i/lub systemów samolotu. Zaleca się stosowanie następujących założeń projektowych:

a. *Rozważyć położenie wirników silnika lub APU* w stosunku do podzespołów krytycznych, systemów lub obszarów zagrożonych samolotu, takich jak:

(1) Każdego innego silnika (ów) lub APU, który zapewnia podstawowe funkcjonowanie;

(2) Przedziałów ciśnieniowych płatowca lub innych podstawowych struktur płatowca, skrzydeł i usterzenia ogona;

(3) Kabiny pilota;

(4) Podzespołów układu paliwowego, orurowanie i zbiorniki;

(5) Układy sterowania takie jak stery podstawowe i zapasowe, kable zasilania elektrycznego, wiązki, systemy hydrauliczne, systemy monitorujące działanie silnika, zawory odłączające łatwopalne płyny i związane z tym wiązki i kable zasilające.

(6) Każdy system gaszenia pożaru w luku bagażowym, APU lub w innym silniku włącznie z okablowaniem elektrycznym i substancją gaszącą włączonymi do tych systemów.

(7) Mocowania wlotów powietrza do silnika i skutki deformacji obudowy silnika spowodowane odłamkami łopatki wentylatora czego skutkiem jest uszkodzenie mocowań.

(8) Niezbędne oprzyrządowanie konieczne dla utrzymania bezpieczeństwa lotu i lądowania.

(9) Systemy odwrócenia ciągu, gdzie nieumyślne zwiększenie mogłoby być katastroficzne w skutkach; i

(10) W samolotach operujących na dużych wysokościach systemy tlenowe, elementy krytyczne ze względu na czas schodzenia, .

b. *Położenie systemów krytycznych i podzespołów* Krytyczne linki sterowania samolotem i silnikiem, wiązki, podzespoły i przewody przenoszące płyny łatwopalne (włącznie z przewodami odpowietrzającymi), przewody i podzespoły przenoszące płyny oraz przewody pneumatyczne powinny być tak położone, aby zminimalizować ryzyko uszkodzenia niezatrzymanymi odłamkami wirników i łopatek wentylatora. Należy uwzględnić następujące praktyki projektowe:

(1) Na ile możliwe, umieścić podzespoły krytyczne i systemy poza możliwymi obszarami uderzenia odłamkami.

(2) Zdublować i rozdzielić podzespoły krytyczne lub systemu, albo zapewnić odpowiednie zabezpieczenie, jeżeli umieszczone w obszarze uderzenia odłamkami.

(3) Systemy krytyczne i podzespoły mogą być zabezpieczone przez zastosowanie odpowiednich struktur płatowca lub dodatkowych osłon.

Metody te okazały się skuteczne w zmniejszeniu ryzyka uderzenia zarówno przez jeden fragment lub wiele małych w obszarze kąta rozproszenia fragmentów ± 15°. Rozdzielenie podwójnych systemów krytycznych i podzespołów o odległość równą fragmentowi o wielkości ½ łopatki została przyjęta jako wykazanie zminimalizowania ryzyka uderzenia przez mały, pojedynczy fragment o wysokiej energii, gdy przynajmniej jeden z podwójnych krytycznych systemów jest osłonięty przez wytrzymałą konstrukcję taką jak aluminiowe powłoki dolnego skrzydła, wsporniki, aluminiową powłokę zabezpieczającą instalację ciśnieniową przedziału statku lub konstrukcje równorzędne.

Podwójne systemy krytyczne i podzespoły umieszczone za mniej wytrzymałymi konstrukcjami muszą być rozdzielone przez odległość przynajmniej równą fragmentowi o wielkości ½ łopatki, a jeden z podwójnych systemów krytycznych powinien przynajmniej być:

(i) Tak położony, aby równoważne zabezpieczenie było zapewnione przez właściwą konstrukcję taką jak przewody pneumatyczne, wnętrza, kadłuby, podłużnice, lub

(ii) Zabezpieczony przez dodatkową osłonę w taki sposób, aby konstrukcja płatowca i materiał osłaniający zapewniał równoważną osłonę.

(4) Zawory odłączające płyny i je aktywujące powinno być umieszczone w takim miejscu,, aby płyny łatwopalne zostały odizolowane w przypadku uszkodzenia systemu.

(5) Zminimalizować możliwość rozlania łatwopalnych płynów, które mogłyby się zetknąć ze źródłem zapłonu.

(6) Dla elementów strukturalnych płatowca zapewnić dodatkowe projekty lub zabezpieczenia powstrzymujące propagację pęknięć aby ograniczyć dalsze osłabienie, które mogłoby być spowodowane niezatrzymaniem fragmentów wirnika.

(7) Umieścić zbiorniki paliwowe i inne systemy z płynami łatwopalnymi oraz przewody zasilające (włącznie z przewodami odpowietrzającymi) za konstrukcją samolotu dla zmniejszenia ryzyka, które może powstać w wyniku rozlania paliwa lub penetracji zbiornika. Zbiorniki paliwowe,

materiały tłumiące wybuch, osłony zabezpieczające lub deflektory na przewodach zostały użyte aby zminimalizować uszkodzenie lub ryzyko.

c. *Osłony zewnętrzne i deflektory* Jeżeli proponuje się użycie osłon, deflektorów lub konstrukcji samolotu do zabezpieczenia systemów krytycznych lub podzespołów, stosowność zabezpieczenia, z uwzględnieniem punktów mocowania do konstrukcji płatowca musi być wykazana w drodze prób lub uznania analiz popartych wynikami prób, korzystając w tym celu z dostarczonych przez producenta silnika lub APU danych o energii fragmentu lub z tych zdefiniowanych w paragrafie 9. Jak zdefiniowano w paragrafie 9, dla zabezpieczenia się przed drobnymi fragmentami silnika nie wymaga się uznania ilościowego jak zdefiniowano w paragrafie 10, jeżeli wykazano odporność konstrukcji na przebicia, równoważną z tą podaną (np. powłoka zabezpieczająca instalację ciśnieniową kabiny, itp.).

8. *ZAAKCEPTOWANE PROJEKTOWE ŚRODKI BEZPIECZEŃSTWA* Praktyki projektowe dzisiaj stosowane w przemyśle lotniczym, które udokumentowały zmniejszenie generalnego ryzyka poprzez skuteczne wyeliminowanie pewnych konkretnych zagrożeń, a zmniejszając pozostałe do poziomu minimalnego opisane są w niniejszym paragrafie AMC. Projekty samolotów zgłoszone do oceny przez władze lotnicze będą analizowane w oparciu o te udokumentowane praktyki projektowe.

a. *Niekontrolowany pożar*

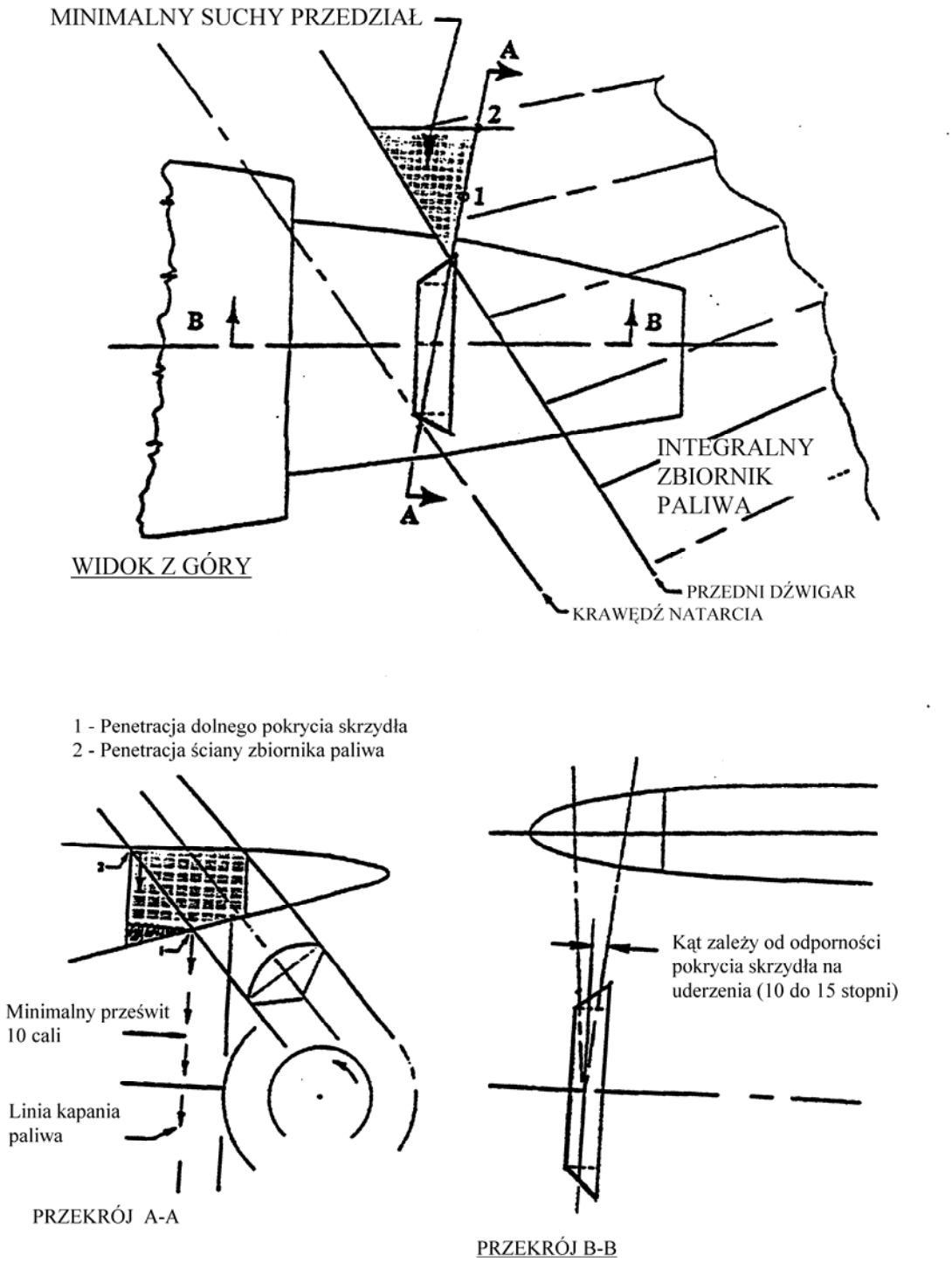
(1) *Systemy gaszenia pożaru*. Dzisiaj stosowane systemy gaszenia pożaru silnika/ APU oparte są na strefach pożarowych z przedziałami o stałej objętości powietrza i znaną prędkością wymiany powietrza dla ugaszenia pożaru. Skuteczność tego typu systemu z jego integralną częścią - ścianą przeciwpożarową może być zatem obniżona na rzecz zabezpieczenia podartego/zniszczonego pomieszczenia z uszkodzonym silnikiem/APU. Zabezpieczenie samolotu przed tego typu awarią oparte jest na funkcjonowaniu systemu ostrzegania o pożarze i włączeniu kolejnych zabezpieczeń pożarowych aby odizolować silnik/APU od łatwopalnych płynów płatowca (paliwo i płyn hydrauliczny) i zewnętrznych źródeł zapłonu (pneumatycznych i elektrycznych). W tak osłabionym systemie, stłumienie pożaru może okazać się mało skuteczne ze względu na zakres uszkodzeń. Utrzymanie funkcjonowania każdego innego silnika, APU lub systemu ostrzegania o pożarze w luku bagażowym lub gaszenia, włącznie z okablowaniem elektrycznym i substancją gaszącą włączonych do tych systemów, powinno odbywać się zgodnie z tym jak opisano w paragrafie 7.

(2) *Zawory odcinające płyny łatwopalne* Jak już wcześniej omówiono, odcięcie dostawy do silnika płynów łatwopalnych może być jedyną skuteczną metodą ugaszenia pożaru będącego następstwem niezatrzymanego uszkodzenia, w związku z czym należy dopilnować funkcjonowanie systemów odizolowania silnika / odłączenia płynów łatwopalnych w momencie zaistnienia niezatrzymanego uszkodzenia wirnika. Zawory odcinające dopływ płynów łatwopalnych powinny być położone poza obszarem ryzyka uderzenia w wyniku niezatrzymania uszkodzenia wirnika. Linki sterujące uruchamiające odcięcie, a przechodzące przez obszar uderzenia muszą być w nadmiernej ilości i odpowiednio rozdzielone, zgodnie z zasadą maksymalnie 1/3 tarczy.

(3) *Zabezpieczenie przeciwpożarowe funkcji krytycznych* Zawory odcinające płyny łatwopalne oraz inne krytyczne linki sterujące muszą być tak położone, aby ogień (spowodowany niezatrzymaniem uszkodzenia wirnika) nie uniemożliwiał uaktywnienia funkcji odcięcia lub spowodował utratę funkcji krytycznych samolotu. Jeżeli zawory odcinające lub inne krytyczne linki sterujące położone są tam, gdzie może powstać pożar w następstwie awarii niezatrzymania uszkodzenia wirnika (np. w luku sąsiadującym ze zbiornikami paliwa) to takie elementy muszą spełniać odnośne wytyczne ISO 2685:1992 lub AC 20-135 o zabezpieczeniu przeciwpożarowym.

(4) *Zbiorniki paliwa* Należy wdrożyć następujące środki ostrożności jeżeli zbiorniki paliwa położone są w obszarach uderzenia:

(i) Należy zabezpieczyć przed skutkami przecieku paliwa każdy zbiornik znajdujący się nad silnikiem lub APU, w odległości 1/3 tarczy lub znajdującego się bezpośrednio w obszarze uderzenie. Dopuszcza się suche stoiska lub osłony. Wielkość suchego stoiska powinno być oparte na analizie trajektorii ewentualnych fragmentów i przebiciu przez ścianę zbiornika oraz następującym wycieku paliwa z uszkodzonego zbiornika, tak aby paliwo nie przedostało się do silnika, APU lub innego źródła zapłonu w czasie lotu lub operacji naziemnych. Dla celów statystycznych przyjęto minimalny prześwit o długości 10 inchów (254mm) od źródła ewentualnego zapłonu gondoli silnika, patrz rysunek 2).



Rysunek 2 – PRZYKŁAD OKREŚLENIA WIELKOŚCI SUCHEGO STOISKA

(ii) Ścieżki wycieku z przebitego zbiornika paliwa muszą być określone i przeanalizowane pod kątem ryzyka w czasie lotu i operacji naziemnych. Jeżeli paliwo wycieka do odchodzącego od samolotu strumienia powietrza nie zachodzi konieczność dodatkowego zabezpieczenia. Należy uwzględnić dodatkowe zabezpieczenie, jeżeli wystąpić może wyciek, drenaż lub przemieszczenie się paliwa w obszary, gdzie znajdują się źródła zasilania, takie jak silnik lub wloty APU lub komory podwozia. Należy ocenić ewentualne uszkodzenia w systemach sąsiadujących, wiązkach itp. Należy uwzględnić fakt iż niezatrzymany fragment może utworzyć źródła zapłonu lub wycieku paliwa. Hamulce mogą być uznane jako źródło zapłonu w czasie startu i wstępnego wznoszenia. Komory podwozia można zabezpieczyć przez uwolnienie przepływu powietrza z otworów i odstępów zapobiegając wdarciu się paliwa, odpowiednią prędkość wietrzenia zapobiegającą powstaniu mieszanki wybuchowej lub zastosowanie innych postanowień wskazanych w CS 23.863 i CS 25.863.

(iii) Obszary samolotu, w których istnieje możliwość przemieszczenia się płynów łatwopalnych, które nie są drenowane i wietrzone, a mające źródła zapłonu lub potencjalne źródła zapłonu muszą być wyposażone w systemy wykrywania i tłumienia ognia oraz upusty energii wybuchu lub zabezpieczenia równoważne.

b. *Utrata ciągu*

(1) *Zapasy paliwa* Zapasy paliwa należy tak odizolować, aby uszkodzenie fragmentem tarczy nie spowodowało utraty paliwa koniecznego do ukończenia lotu lub wykonania bezpiecznego przelotu na lotnisko zapasowe. Należy również wziąć pod uwagę skutki utraty paliwa, co może skutkować przesunięciem się środka ciężkości lub brakiem sterowności w wyniku nie wyważenia poprzecznego samolotu.

(2) *Stery silnika* Linki sterownicze silnika lub/i okablowanie pozostałych źródeł zasilania, które przechodzą przez obszar uderzenia muszą być oddzielona odległością równą maksymalnej wielkości odłamka 1/3 tarczy lub w miarę możliwości jak najdalej od siebie.

(3) *Inne uszkodzenia silnika* Aby zabezpieczyć wszystkie inne silniki przed uderzeniem odłamkami należy rozmieścić podzespoły krytyczne, takie jak osprzęt silnika niezbędny dla jego prawidłowego funkcjonowanie (np. przewody paliwowe pod wysokim napięciem, stery i okablowanie silnika itp.) w takich miejscach, gdzie zapewniona jest dodatkowa osłona przez konstrukcję płatowca, silnika lub gondoli (włącznie z odwracaczem ciągu), (patrz paragraf 7).

c. *Utrata sterowności samolotu*

(1) *Układ sterowania* Elementy układu sterowania należy odpowiednio oddzielić od siebie lub zabezpieczyć, aby w przypadku uwolnienia się pojedynczego odłamka jednej trzeciej tarczy nie spowodować utraty sterowności samolotu na którejkolwiek osi. Jeżeli elementy podstawowego układu sterowania są zdublowane (lub jest ich więcej), to takie elementy powinny być tak rozmieszczone, aby uniemożliwić stratę wszystkich elementów na którejkolwiek osi w rezultacie uderzenia przez pojedynczy odłamek jednej trzeciej tarczy. Można spowodować utrzymanie sterowności samolotu przy użyciu trymerów lub przy wykorzystaniu innych sposobów pod warunkiem udowodnienia, że takie sposoby umożliwią zachowanie kontroli przez pilota.

(2) *Zasilanie awaryjne* Należy zminimalizować utratę zasilania elektrycznego do krytycznych funkcji w następstwie niezatrzymania uszkodzenia śmigła. Określenie krytyczności systemu elektrycznego zależy od operacji samolotu. Np. samoloty zatwierdzone do wykonywania ETOPS, których operacje uzależnione są od alternatywnych źródeł zasilania takich jak generatory hydrauliczne lub APU mogą być skonfigurowane z okablowaniem elektrycznym i oddzielone od siebie na maksymalną możliwą odległość w obszarze uderzenia jednej trzeciej tarczy.

(3) *Zasilanie hydrauliczne* Każdy istotny system zasilania hydraulicznego umieszczony w obszarze uderzenia musi być wyposażony w system odizolowania zasilania hydraulicznego koniecznego do utrzymania sterowności samolotu. Każdy pojedynczy odłamek jednej trzeciej tarczy nie może skutkować utratą podstawowych systemów hydraulicznych lub sterownością w locie na którejkolwiek osi samolotu.

(4) *Systemy odwracanie ciągu* Należy wziąć pod uwagę skutek awarii niezatrzymanego uszkodzenia wirnika na nieumyślne zwiększenie każdego odwrócenie ciągu w trakcie lotu i ewentualnej utraty sterowności samolotu. Obszar uderzenia dla podzespołów umieszczonych na uszkodzonym silniku może być inny niż obszar uderzenia zdefiniowany w paragrafie 6. Jeżeli awaria niezatrzymanego uszkodzenia może przyczynić się do nieumyślnego odwrócenia ciągu, to

należy skontaktować się z producentem silnika aby ustalić jaki model uszkodzenia należy wziąć pod uwagę. Jedną z dopuszczalnych metod zminimalizowania ryzyka jest umieszczenie ograniczeń dla odwracacza ciągu w taki sposób, aby nie wszystkie ograniczenia zostały unieruchomione przez uwolnione fragmenty z wirnika.

d. *Utrata zdolności wykonywania czynności przez pasażerów i załogę*

(1) *Kabina pilota* W dużych samolotach kabina pilota nie powinna znajdować się w promieniu ± 15° od którejkolwiek fazy wirnika, silnika lub APU jeżeli nie została zakwalifikowana jako zwarta, chyba, że zapewniono odpowiednie osłony, deflektory lub równoważne zabezpieczenie dla fazy wirnika zgodnie z paragrafem 7c. Ze względu na ograniczenia projektowe dla mniejszych samolotów CS-23 nie uważa się za praktyczne umieszczenie kabiny pilota poza promieniem ± 15°. W związki z tym w innych samolotach (takich jak nowe CS-23 kategorii transportowej) kabina pilota nie powinna znajdować się w promieniu ± 5° od którejkolwiek fazy wirnika, silnika lub APU, chyba, że zapewniono odpowiednie osłony, deflektory lub równoważne zabezpieczenie dla fazy wirnika zgodnie z paragrafem 7c niniejszego AMC, z wyjątkiem następujących:

(i) Dla samolotów pochodnych kategorii CS-23, gdzie położenie silnika zostało określone wcześniej, nie zachodzi konieczność zmiany położenia silnika w stosunku do kabiny pilota.

(ii) Dla nie transportowych samolotów kategorii CS-23, należy uwzględnić zadawalające doświadczenie operacyjne odnoszące się do integralności wirnika i utrzymanie podobnych instalacji silnika.

(iii) Dla nie transportowych samolotów kategorii CS-23, gdzie ze względu na wielkość i/lub uwarunkowania projektowe nie można zachować promienia ± 5°, należy dokonać analizy rozmieszczenie kabiny pilota / silnika i przyjąć to zgodnie z paragrafem 9 i 10.

(2) *Przedział ciśnieniowy* Dla samolotów certyfikowanych do wykonywania operacji powyżej 41.000 stóp, silniki muszą być tak rozmieszczone, aby przedział ciśnieniowy nie mógł zostać uszkodzony przez niezatrzymany odłamek jednej trzeciej lub bezpośrednie odłamki tarczy. Alternatywnie, można wykazać, że gwałtowana dekompresja spowodowana maksymalną wielkością otworu wybitego przez odłamki znajdujące się w obszarze o promieniu ± 15° i związany z tym zanik tempa dekompresji umożliwi awaryjne schodzenie samolotu bez utraty zdolności wykonywania czynności przez załogę i pasażerów. Przyjęto czas 17 sekund na wszczęcie przez pilota awaryjnego schodzenia samolotu. Jeżeli jedna trzecia tarczy lub pośrednie odłamki mogą mieć jakikolwiek wpływ na przedział ciśnieniowy należy uwzględnić środki ostrożności na etapie projektowania, aby zapobiec utracie zdolności wykonywania czynności przez załogę i pasażerów. Przykłady już zaakceptowanych środków ostrożności na etapie projektowania:

(i) Zalecenia zamontowania drugiego systemu ciśnieniowego lub wzmocnionego wpustu wręgi poza obszarem rażenia jednej trzeciej lub pośredniego odłamka tarczy.

(ii) Uszkodzony przedział znajdujący się pomiędzy podstawową a drugą wręgą wzmocnioną stał się niedostępny wskutek ograniczeń operacyjnych, powyżej minimalnej wysokości, na której mogłaby nastąpić utrata zdolności wykonywania czynności spowodowana wielkością otworu.

(iii) Przewody dostarczające powietrze przechodzące przez ten przedział zostały wyposażone w jednokierunkowe zawory aby zapobiec przeciekowi z przedziału ciśnieniowego przez uszkodzone przewody.

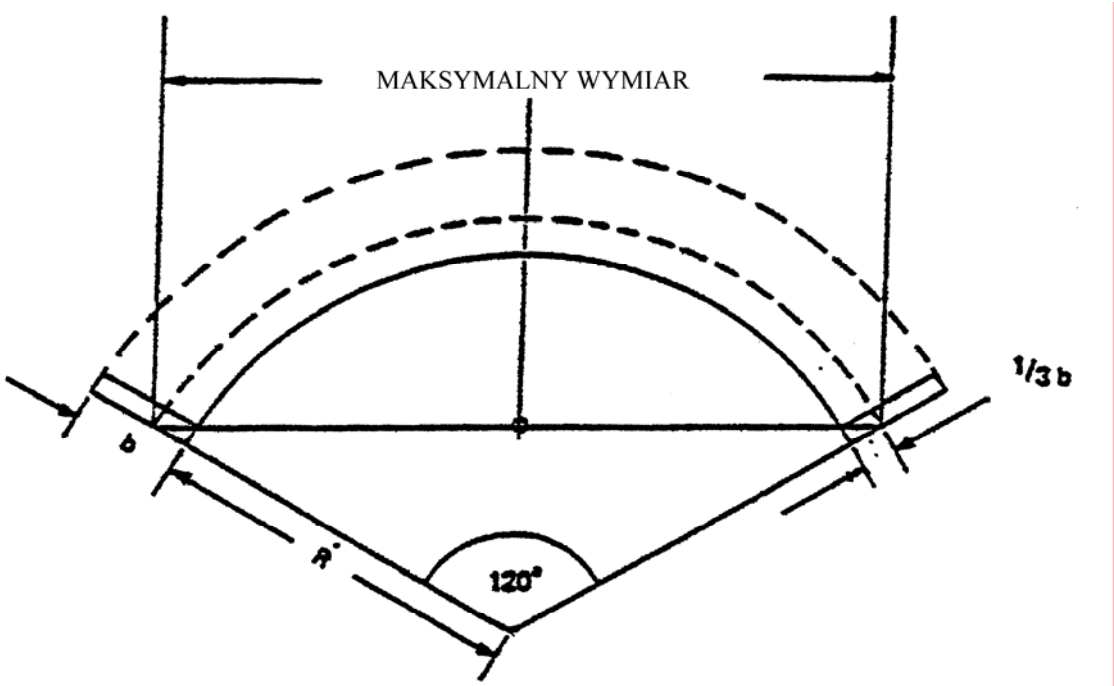
UWAGA: Jeżeli stosuje się wpust wręgi wzmocnionej należy udowodnić, że tempo dekompresji i uzyskane minimalne ciśnienie w przedziale nie może spowododować utraty zdolności wykonywania czynności przez załogę i, że tempo dekompresji nie uniemożliwi awaryjnego schodzenia.

e. *Spójność strukturalna* Dla zapobieżenia katastrofalnemu zniszczeniu struktury zainstalowano paski rozmontowe i wiązania zabezpieczające w obszarze nieutrzymanego uszkodzenia łopatki wentylatora i odłamków wirnika silnika.

9. *MODEL USZKODZENIA SILNIKA I APU* Rekomendowaną w paragrafie 10 analizę bezpieczeństwa należy wykonać przy wykorzystaniu następującego modelu uszkodzenia silnika lub APU, chyba, że dla konkretnego typu silnika/APU odpowiednie doświadczenie operacyjne, dane projektowe, wyniki prób lub inne dowody uzasadniają wykorzystanie innego modelu.

a. *Pojedynczy odłamek jednej trzeciej tarczy.* Należy założyć, że odłamek jednej trzeciej tarczy ma maksymalną wielkość odpowiadającą jednej trzeciej tarczy o wysokości jednej trzeciej łopatki i o kącie rozproszenia ± 3°. Tam, gdzie należy uwzględnić energię, należy przyjąć masę jako ciężar jednej trzeciej płaskiej tarczy i jej energię, energię przemieszczania (np. obojętną energię rotacyjną) w sektorze, podróżującą z prędkością pozycji swojego środka ciężkości, jak zdefiniowana na rysunku 3.

b. *Odłamek pośredni* Należy przyjąć, że odłamek pośredni ma maksymalny wymiar odpowiadający jednej trzeciej promienia tarczy z łopatkami i kąt rażenia tego odłamka wynosi ± 5^0. Kiedy istotne są rozważania energii, masa powinna być przyjmowana jako 1/30 masy tarczy z łopatkami a jej energia, energia ruchu postępowego (tj. przy zaniedbaniu energii ruchu obrotowego) przemieszczanego kawałka przy prędkości obrzeża (patrz Rysunek 4).

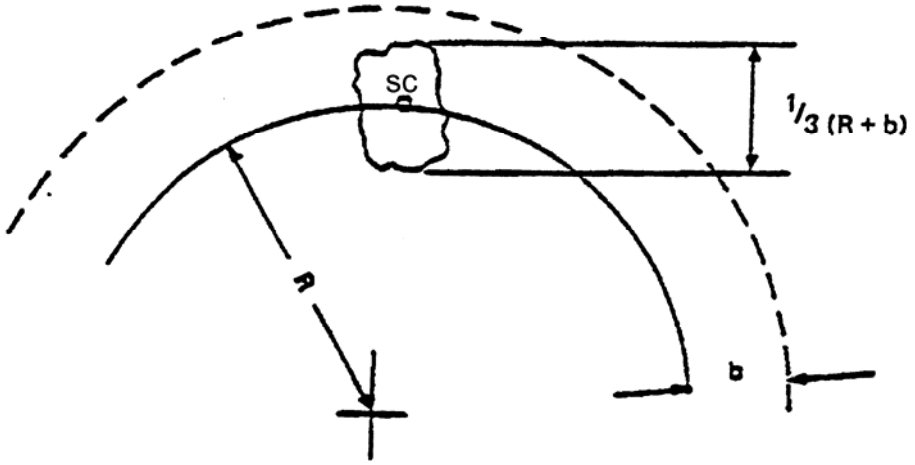


Gdzie R = promień wirnika

b = długość łopatki

Przyjmuje się, że środek ciężkości leży na linii maksymalnego wymiaru

RYSUNEK 3 - POJEDYNCZY ODŁAMEK JEDNEJ TRZECIEJ WIRNIKA



[

Gdzie R = promień wirnika

b = długość łopatki

Maksymalny wymiar = 1/3(R + b)

Przyjmuje się, że masa wynosi 1/30-ą masy tarczy z łopatkami

Przyjmuje się, że środek ciężkości leży na krawędzi tarczy

RYSUNEK 4 – ODŁAMEK POŚREDNI

c. *Alternatywny model uszkodzenia silnika* Dla celów analitycznych, jako alternatywę do modelu uszkodzenia z paragrafu 9a i b, dopuszcza się wykorzystanie jednego odłamka jednej trzeciej tarczy o kącie rozproszenia ± 5°, pod warunkiem spełnienia założeń z paragrafu 10.

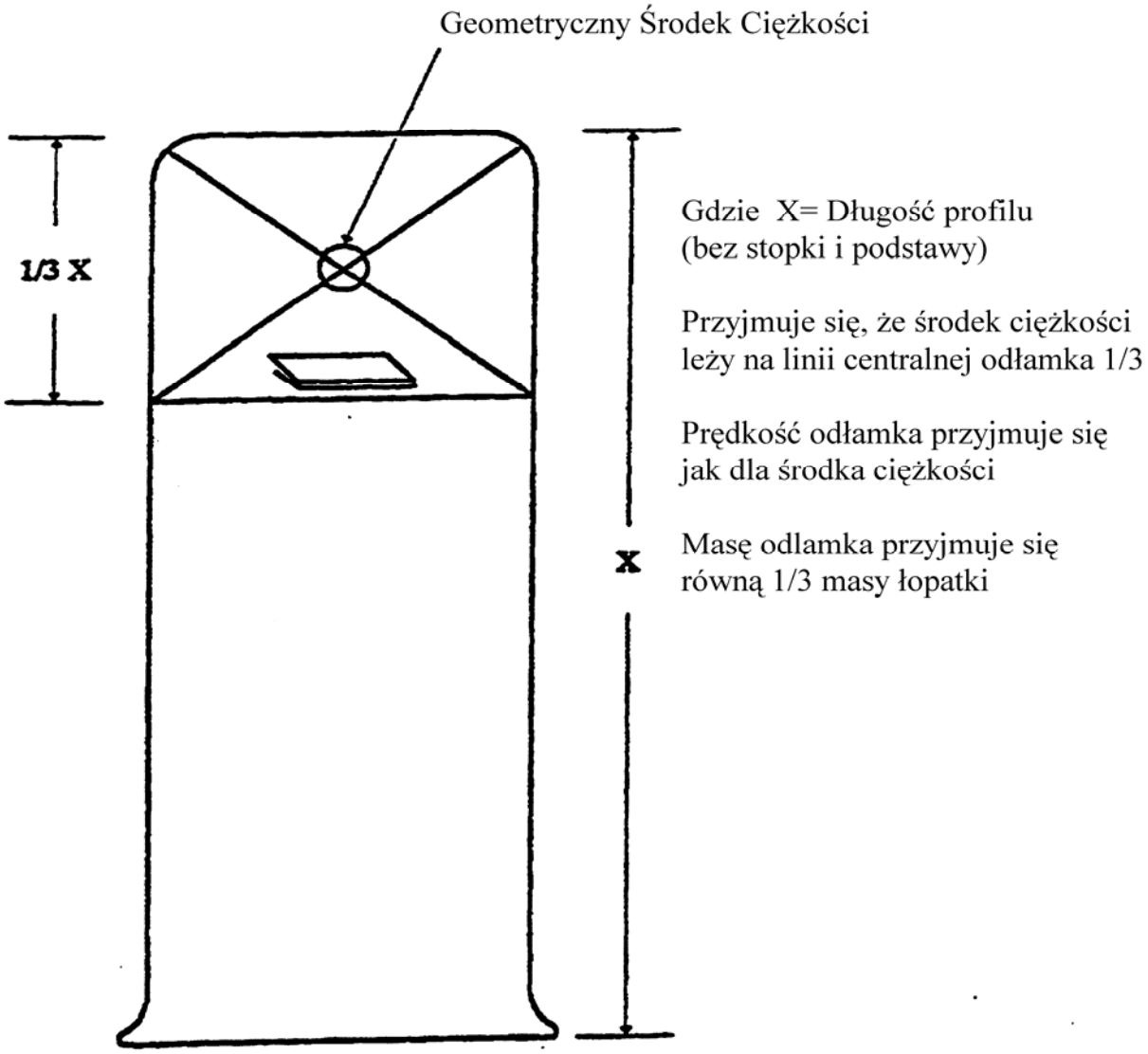
d. *Drobne odłamki.* Należy przyjąć, że małe odłamki (odpryski) mają różną wielkość z maksymalną, odpowiadającą koniuszkowi połowy płata łopatki (z wyłączeniem łopatek wentylatora) o kącie rozproszenia ± 15°. Doświadczenie obsługowe wykazało, że aluminiowa powłoka dolnego skrzydła, wsporniki i powłoka przedziału ciśnieniowego i równoważne konstrukcje są zazwyczaj odporne na wszelką penetrację z wyjątkiem najbardziej energetycznych odłamków. Należy również uwzględnić skutki uderzenie przez wiele małych odłamków. Przebicie mniej ważnych konstrukcji, takich jak owiewki, mocowania, płaszczyzny sterowania i nie hermetyzowanej powłoki zazwyczaj występują w stosunku 2 1/2 procent do liczby łopatek uszkodzonej fazy wirnika. Patrz paragraf 7b i 7c dla metod minimalizowania zagrożenia. Jeżeli wnioskujący chce wykazać zgodność przez uwzględnienie energii koniecznej dla przebicia konstrukcji (lub osłony) to musi skonsultować się z producentem silnika, aby uzyskać informacje co do wielkości i energii drobnych odłamków w obszarze uderzenia.

Dla APU, gdzie rozważania dotyczące energii są istotne, należy przyjąć, że masa będzie odpowiadać wymiarom powyższego odłamka i że poziom jego energii przemieszczania stanowi jeden procent całkowitej energii rotacyjnej fazy pierwotnego wirnika.

e. *Odłamek łopatki wiatraka* Należy założyć, że odłamek łopatki wiatraka ma maksymalną wielkość odpowiadającą koniuszkowi łopatki o wysokości jednej trzeciej płata łopatki i kącie rozproszenia odłamka ± 15°. Tam, gdzie należy uwzględnić energię, należy przyjąć masę jako ciężar jednej trzeciej płata, włącznie z każdą częścią osłony wychylenia i energii przemieszczania (nie uwzględniając energii rotacyjnej) odłamka podróżującego z prędkością pozycji swojego środka ciężkości, jak zdefiniowana na rysunku

AMC 20-128A

Rysunek 5. Alternatywnie, można skonsultować się z producentem silnika w sprawie informacji o wielkości i energii odłamka.



RYSUNEK 5 – DEFINICJA ODŁAMKA ŁOPATKI WIATRAKA

f. *Prędkość Silnika krytycznego* Tam, gdzie należy rozważyć energię, należy przyjąć, że zdarzenie niezatrzymanego uszkodzenia wirnika nastąpi na czerwonej linii prędkości w wale silnika lub APU.

g. *Model uszkodzenia APU* Dla wszystkich APU, montujący musi uwzględnić wszystkie niebezpieczeństwa grożące samolotowi związane z odłamkami APU (do i włącznie z kompletnym wirnikiem, jeżeli ma to zastosowanie) uchodzącymi z rury ogonowej. Można wykorzystać paragrafy 9g(1) lub (2) poniżej, lub odnośne informacje o historii operacyjnej dostarczone przez producenta APU dla zdefiniowania wielkości, masy i energii odłamków uchodzących z rury ogonowej. Model uszkodzenia wirnika APU, odpowiedni dla instalacji APU, jest uzależniony od postanowień CS-APU wykorzystanych dla uzyskania zatwierdzenia.

(1) Tam, gdzie spójność wirnika w APU została udokumentowana zgodnie z CS-APU, tzn. bez szczególnych prób utrzymania, zastosowanie mają paragrafy 9a, b i d lub paragrafy 9c i 9d.

(2) Dla faz wirnika APU, zakwalifikowanego jako spójnego zgodnie z CS-APU, dotychczasowe dane pokazują, że zdarzały się awarie niezatrzymanego uszkodzenia w trakcie operacji. Zakresy tych uszkodzeń uwzględniają podwójne głowice, przekroczenie prędkości i odłamki, które przekroczyły obszar utrzymania, a które nie zostały omówione w próbie spójności CS-APU. W celu uwzględnienia takiego zagrożenia, montujący musi zastosować definicję paragrafu 9d dla małych odłamków APU lub dane dowodowe operacyjne dostarczone przez producenta APU.

10 *ANALIZA BEZPIECZEŃSTWA*

Szereg analiz wymaganych paragrafem 10c(3) pochodzi z metod wcześniej opisanych w ACJ Nr. 2 do CS 25.903(d)(1). Przytoczone prawdopodobieństwo ryzyka oparte jest na ocenie różnych konfiguracji dużych samolotów w dłuższym okresie czasu i uwzględnia praktyczne metody minimalizowania niebezpieczeństwa dla samolotu w wyniku niezatrzymanych odłamków silnika.

a. *Analiza* Przy wykonywaniu analizy należy wykorzystać model silnika/APU zdefiniowany w paragrafie 9 i przy jego wykorzystaniu zdefiniować obszary krytyczne samolotu, w których zachodzi prawdopodobieństwo uszkodzenia przez odłamki wirnika i ocenić konsekwencje awarii niezatrzymania. Taką analizę należy przeprowadzić w odniesieniu do wszystkich normalnych faz lotu, lub ich części.

UWAGA: Załącznik 1 zawiera dodatkowe wytyczne dla wykonania wszystkich analiz wymaganych przez niniejszy paragraf

(1) Należy odczekać przynajmniej 15 sekund przed zainicjonowaniem awaryjnego wyłączenia silnika. Czas opóźnienia uzależniony jest od sytuacji będącej następstwem awarii niezatrzymania z uwzględnieniem zwiększenia pracy załogi, co jest spowodowane włączeniem się znacznej ilości systemów ostrzegawczych wymagających przeprowadzenia oceny przez załogę.

(2) Dopuszcza się obniżenie właściwości lotnych samolotu lub systemu operacyjnego pod warunkiem, że samolot jest w stanie kontynuować bezpiecznie lot i wylądować. Należy uwzględnić zachowanie samolotu w sytuacji wystąpienia nie symetrycznego ciągu silnika lub zmiany warunków zasilania wraz z ewentualnym uszkodzeniem systemu sterowania i przewidywanych manewrów dla odzyskania sterowności samolotu.

(3) Jeżeli podejmowane są działania w jaki sposób lub czy zmniejszyć potencjalne ryzyko zidentyfikowane przy wykorzystaniu modelu, można uwzględnić posiadane doświadczenie operacyjne z różnych faz lotu lub inne dane, jak wyszczególniono w paragrafie 7.

b. *Rysunki* Aby zdefiniować zagrożenie uderzeniem niezatrzymanego uszkodzenia wirnika na obszary rozważane podczas projektowania, zdefiniowane w paragrafie 7a(1) do (10) należy załączyć rysunki, przedstawiające drogę trajektorii odłamków silnika i APU dla odpowiednich obszarów krytycznych. Analiza powinna przynajmniej uwzględniać jak niżej:

(1) Uszkodzenie konstrukcji podstawowej włącznie z kabina ciśnieniową, mocowaniem silnika/APU i powierzchniami płatowca.

UWAGA: Wszelkie uszkodzenia konstrukcji będące skutkiem niezatrzymanych odłamków z uszkodzonego wirnika należy przyjąć jako katastroficzne, chyba, że poziom wytrzymałości szczątkowej i kryteria flatteru z ACJ 25.571(a) podpunkt 2.7.2 mogą być spełnione dla każdej części konstrukcji niezbędnej dla ukończenia lotu. Ponadto muszą być spełnione wymagania CS 25.365€(1) i (g) dla obciążeń kabiny ciśnieniowej.

(2) Uszkodzenie któregokolwiek silnika (skutki kolejnych niezatrzymanych odłamków z innego(ych) silników nie muszą być uwzględniane).

(3) Uszkodzenie usług i wyposażenia niezbędnego dla bezpieczeństwa lotu i lądowania (włącznie z systemami wskazywania i monitorowania), szczególnie systemy sterowanie konieczne dla wykonania lotu, moc silnika, zaopatrzenie silnika w paliwo, sposoby jego odcięcia oraz systemy informowania o pożarze i jego gaszeniu.

(4) Utrata zdolności przez pilota do wykonywania czynności (patrz również paragraf 8 d(1)).

(5) Przebicie systemu paliwowego, co mogłoby skutkować wyciekiem paliwa do kabin pasażerskich lub silnika lub innych obszarów samolotu co mogłoby doprowadzić do pożaru lub wybuchu.
(6) Uszkodzenie systemu paliwowego, szczególnie zbiorników, skutkujące wyciekiem znacznej ilości paliwa.
(7) Przebicie i zniekształcenia ścian przeciwogniowych oraz osłon umożliwiające rozprzestrzenienie się pożaru.
(8) Uszkodzenie lub nieumyślne przesunięcie się powierzchni aerodynamicznych (np. klapy, skrzela, usterzenie, lotki, spojlery, odwracacze ciągu, stery wysokości, stery kierunku, płetwy, winglety itp.) i skutek na bezpieczeństwo lotu i lądowanie.

c. *Cele analizy bezpieczeństwa* Zakłada się, że cel zminimalizowania ryzyka został spełniony jeżeli:

(1) Przyjęto praktyczne rozważania projektowe i środki ostrożności paragrafów 7 i 8.
(2) Analiza bezpieczeństwa została wykonana przy użyciu modelu silnika/APU jak zdefiniowano w paragrafie 9;
(3) Uzyskano następujące wytyczne dla stopnia ryzyka dla dużych samolotów CS-25 i samolotów pasażerskich CS-23:

(i) Pojedynczy odłamek jednej trzeciej tarczy. Ryzyko powstania katastrofy w wyniku uwolnienia się pojedynczego odłamka jednej trzeciej tarczy, jak zdefiniowano w paragrafie 9a, nie jest większe niż 1 do 20 .

(ii) Odłamek pośredni. Ryzyko powstania katastrofy w wyniku uwolnienia się odłamka, jak zdefiniowano w paragrafie 9b, nie jest większe niż 1 do 40 .

(iii) Duża liczba odłamów tarczy (Ma zastosowanie tylko do zdublowanego lub wielokrotnego systemu, gdzie wszystkie kanały systemu przyczyniające się do jego funkcjonowania mają jakąś część położoną w odległości równej do średnicy największej łopatki wirnika, mierzonej od linii środkowej silnika). W 1 przypadku na 10 występuje możliwość katastrofy będącej skutkiem uwolnienia się trzech odłamków jednej trzeciej tarczy w trzech dowolnych kierunkach, każdy o prawdopodobieństwie kata rozproszenia ponad 360° (przyjmując prędkość kątową ±3° w stosunku do płaszczyzny tarczy) powodując przypadkowe uszkodzenie systemów, które są zdublowane lub zwielokrotnione.

UWAGA: Jeżeli niepodobne systemy mogą być wykorzystane do wykonywania takich samych funkcji (np. ster wysokości i wyważenie skoku) należy je uznać, dla celów niniejszego paragrafu, jako systemy zdublowane (lub zwielokrotnione) pod warunkiem utrzymania ich sterowności.

Liczne analizy opisane powyżej mogą być wykorzystane do oszacowania odpowiednich wartości dla minimalizacji. Stopień minimalizacji, który jest możliwy do uzyskania jest różny w zależności od wielkości samolotu i konfiguracji i takie różnice mogą uniemożliwić osiągnięcie odpowiedniego stopnia ryzyka. Przedstawione poziomy są założeniami projektowymi i nie należy ich traktować jako jednoznaczne cele. Może się okazać, że osiągnięcia któregokolwiek z tych poziomów jest niemożliwe.

(4) Dla nowo zaprojektowanych samolotów CS-23, ryzyko katastrofy nie jest większe niż dwukrotność paragrafu 10(c)(3)(i), (ii) i (iii) dla każdego typu tych odłamków.

(5) Nie wymaga się przedstawienie numerycznej analizy ryzyka dla pojedynczego odłamka łopatki wiatraka, dla APU i faz wirnika silnika, które zostały zakwalifikowane jako spójne.

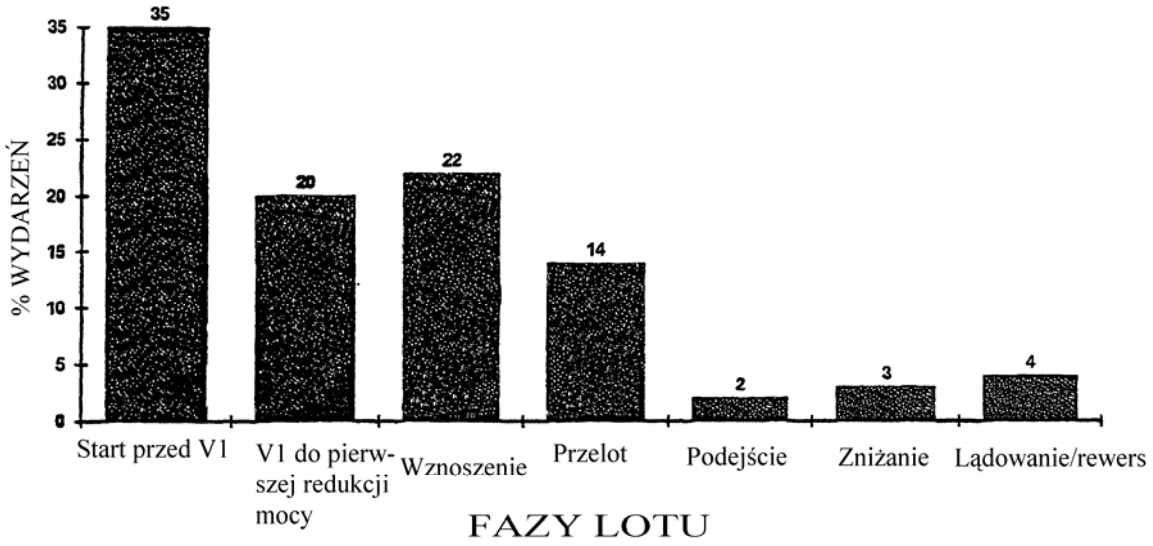
d. *Analiza APU.* Dla APU, które umieszczone jest w miejscu, gdzie nie wystąpiły żadne ryzykowane skutki w wyniku awarii niezatrzymania, należy przeprowadzić ograniczoną analizę jakościową pokazującą położenie systemów krytycznych/ podzespołów i obszaru rażenia APU. Jeżeli systemy krytyczne/podzespoły położone są obszarze rażenia, to wymagana będzie głębsza analiza. Dla APU, gdzie zademonstrowano tylko spójność wirnika, należy zastosować model uszkodzenia opisany w paragrafie 9g(1).

jako podstawę analizy bezpieczeństwa. Dla faz wirnika APU, zakwalifikowanego jak spójnego wg CS-APU, analiza bezpieczeństwa samolotu może być ograniczona do oceny skutków modelu uszkodzenia, opisanego a paragrafie 9g(2).

e. *Ryzyko szczególne.* Poziomy ryzyka w samolocie, wyszczególnione w paragrafie 10c, będące skutkiem uwolnienia się fragmentów wirnika, są wartościami średnimi uzyskanymi przez uśrednienie ich dla wszystkich wirników na wszystkich silnikach samolotu, w warunkach typowego lotu. Pojedyncze śmigła lub silniki nie muszą spełniać poziomów ryzyka, a poziomy ryzyka nie muszą być spełnione dla każdej fazy lotu, jeżeli:

(1) Żadna faza wirnika nie wykazuje wyższego poziomu ryzyka uśrednionego dla czasu trwania lotu niż dwukrotność tego co podano w paragrafie 10c.

UWAGA: Celem niniejszego paragrafu jest zapewnienie, że uszkodzenie będące skutkiem powtarzających się awarii konkretnego projektu fazy wirnika będzie miało tylko ograniczony wpływ na bezpieczeństwo samolotu.



Rysunek 6 – WSZYSTKIE NIEZATRZYMANIA ZDARZENIA DLA FAZ LOTU

(2) Tam gdzie w poszczególnych partiach lotu uszkodzenia miałyby skutki katastroficzne, dopuszcza się je w oparciu o konserwatywne założenia co do prawdopodobieństwa powstania uszkodzeń w tych fazach lotu. Można by przyjąć wyższy poziom zagrożenia, jeżeli ryzyko występuje tylko w konkretnej fazie lotu, np. podczas startu. Proporcjonalne ryzyko uszkodzenia silnika podczas poszczególnych faz lotu podano w dokumentach SAE, o którym mowa w paragrafie 4d. Patrz również dane zawarte w dokumentach CAA „Niezatrzymanie uszkodzenia silnika – Ocena CAA, który zawiera rysunek 6. Dokument ten został opublikowany w Sprawozdaniu NASA CP-2017 „ Ocena technologii dla uszkodzeń wirnika w silnikach turbo-odrzutowych” z sierpnia 1977.

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁĄCZNIK 1

AMJ 20-128A PODRĘCZNIK UŻYTKOWNIKA

METODOLOGIA ANALIZY RYZYKA

dla NIEZATRZYMANEGO USZKODZENIA SILNIKA/APU

WYKAZ

1.0 OGÓLNE
2.0 ZAKRES
3.0 PODSTAWOWE SKŁADOWE ANALIZY BEZPIECZEŃSWA I RYZYKA
4.0 ZAŁOŻENIA
5.0 WYKREŚLANIE
6.0 METODOLOGIA – OCENA PRAWDOPODOBIEŃSTWA
7.0 OCENA REZULTATÓW

RYSUNEK 1 PRZYKŁAD – DRZEWKO RYZYKA
RYSUNEK 2 PRZYKŁAD – MACIERZ OBCIĄŻEŃ UKŁADU
RYSUNEK 3 TRZY SEKTOROWE ROZPADNIĘCIE SIĘ WIRNIKA
RYSUNEK 4 TYPOWY ZARYS UKŁADÓW W PŁASZCZYŹNIE WIRNIKA
RYSUNEK 5 WYKREŚLANIE ZASIĘGU TORU
RYSUNEK 6 WYKREŚLANIE TYPOWEGO TORU
RYSUNEK 7 DEFINICJA – OKNO RAŻENIA
RYSUNEK 8 PRZYKŁAD ARKUSZA WYKREŚLANIA DLA STOPNIA WIRNIKA

1.0 OGÓLNE

1.1 Projekt samolotu i układów silnika oraz rozmieszczenie silników w stosunku do układów krytycznych i struktury ma znaczący wpływ na możliwość przetrwania samolotu po niezatrzymanym uszkodzeniu silnika. Specyfikacje Certyfikacyjne EASA CS 23.903(b)(1) i 25.903(d)(1) wymagają, aby stosowane były zasady projektowania dla zminimalizowania zagrożenia dla samolotu w wyniku niezatrzymanego uszkodzenia silnika lub pomocniczego zespołu napędowego (APU). AMC 20-128A wprowadza wskazówki dla wykazywania spełnienia tych wymagań.

1.2 Jako część tego wykazywania spełnienia, niezbędne jest ilościowe ocenienie zagrożenia katastroficznego uszkodzenia w przypadku niezatrzymanego uszkodzenia silnika. Niniejszy Podręcznik Użytkownika opisuje akceptowalną metodę dla tego celu.

1.3 Zadaniem analizy ryzyka jest wyznaczenie utrzymującego się ryzyka po przyjęciu rozsądnych i możliwych do zastosowania w praktyce rozważań projektowych. Ponieważ każdy samolot może mieć szczególne cechy, które muszą być wzięte pod uwagę, kiedy stosuje się metody opisane w niniejszym podręczniku, powinna istnieć pewna elastyczność w metodach i procedurach.

1.4 Preferowanym podejściem jest stosowanie tych metod w trakcie opracowywania projektu samolotu w celu określenia obszarów tematycznych na wczesnym etapie, kiedy stosowne zmiany są najmniej zakłócające. Zaleca się także zaangażowanie w ten proces Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) we wczesnym etapie, kiedy można ustalić odpowiednią interpretację metodologii oraz wymagania udokumentowania.

1.5 Należy zwrócić uwagę, że jakkolwiek analiza ryzyka dostarcza wyników ilościowych, subiektywne oceny są nieodłączne w metodach analizy w odniesieniu do krytyczności szczególnych

typów uszkodzeń elementów składowych samolotu. Założenia dla takich ocen powinny być dokumentowane przy pomocy wyników liczbowych.

1.6 Wytwórcy samolotów muszą opracować swoje własne metody oceny wpływu uszkodzenia wirnika, gdyż istnieje wiele dróg dla uzyskania takich samych rezultatów. Niniejszy Podręcznik Użytkownika określa wszystkie elementy, które powinny być zawarte w analizie, tak ażeby mogły być interpretowane przez osobę nie zaznajomioną z takim procesem.

1.7 Dlatego przeznaczeniem niniejszego podręcznika jest pomoc w przygotowaniu analizy, bez wyłączania jakichkolwiek osiągnięć technologicznych lub istniejących procesów przygotowawczych.

1.8 AMC 20-128A uwzględnia szeroko konfigurację samolotu, gdyż takie uszkodzenie struktury w wyniku uszkodzenia wirnika na ogół pozwala na pewną elastyczność w projektowaniu. Jednak zarys układu w strefie rozrywania się wirnika może być optymalizowany.

1.9 Uszkodzenie struktury, które może spowodować wykonanie analizy naprężeń, zazwyczaj może być analizowane oddzielnie, a następnie uwzględniane przy jednoczesnych skutkach dla układu.

1.10 Przy analizie skutków dla układów w wyniku uszkodzenia wirnika, samolot musi być oceniany jako całość; a analiza ryzyka musi szczególnie uwzględniać wszystkie określone przypadki krytyczne, które mają jakiekolwiek potencjalne znaczenie dla następstw podczas katastrofy.

1.11 Taka analiza może następnie być wykorzystana dla ustalenia, czy przyjęte zostały rozsądne zasady dla zminimalizowania zagrożeń, oraz aby pozostające zagrożenia były ryzykiem akceptowalnym.

1.12 Analizy bezpieczeństwa i ryzyka są niezależne, gdyż analiza ryzyka musi być oparta o analizę bezpieczeństwa.

1.13 Analiza ryzyka ocenia i wylicza pozostałe ryzyko dla samolotu.

2.0 ZAKRES

Poniższe opisuje zakres analizy wymagany dla oceny poziomów ryzyka samolotu wobec kryteriów wprowadzonych w Punkcie 10 AMC 20-128A.

2.1 *Bezpieczeństwo*

Analiza jest wymagana dla określenia krytycznych zagrożeń, jakie mogą być analizowane liczbowo (zagrożeń pozostałych po przyjęciu wszystkich praktycznie możliwych zasad projektowania).

Krytyczność funkcjonalna będzie się zmieniać z samolotem i może się zmieniać z fazą lotu.

Poprzez rozumienie każdej struktury samolotu i działania układu wymagane jest określenie krytyczności w stosunku do każdego toru przemieszczania się odłamka po teoretycznym uszkodzeniu.

Pomoc ze strony ekspertów w każdej dyscyplinie jest zazwyczaj wymagana dla zapewnienia dokładności analizy w każdym obszarze jako skutek penetracji zbiornika paliwa na ścieżkę wycieku i zagrożenie zapłonem, sterowanie poziomem ciągu (dla utraty oceny ciągu), możliwości strukturalnych (dla oceny uderzenia kadłuba), sterowności samolotu (dla oceny skutków dla linek sterowania), oraz asymetrii paliwa.

2.2 *Ryzyko*

Dla każdego utrzymującego się zagrożenia krytycznego, można przygotować następującą ocenę, stosując modele uszkodzenia silnika/APU jak zdefiniowano w punkcie 9 AMC 20-128A:

a. Znaczące dla lotu ryzyko dla pojedynczego odłamka 1/3 tarczy.

b. Znaczące dla lotu ryzyko dla pojedynczego pośredniego odłamka.

c. Znaczące dla lotu ryzyko dla alternatywnego modelu (kiedy stosowny jako alternatywny dla odłamka 1/3 tarczy i odłamka pośredniego).

d. Wielokrotne odłamki 1/3 tarczy dla podwójnych lub wielokrotnych układów.

e. Szczególne ryzyko dla pojedynczego odłamka 1/3 tarczy i pojedynczego odłamka pośredniego.

f. Szczególne ryzyko dla każdego pojedynczego odłamka tarczy, który może powodować katastroficzne uszkodzenie struktury.

Kryteria poziomu ryzyka dla każdego modelu uszkodzenia są określone w punkcie 10 AMC 20-128A.

3.0 *PODSTAWOWE SKŁADOWE ANALIZY BEZPIECZEŃSWA I RYZYKA*

3.1 Logicznymi krokami dla wykonania analizy są:

a. Określić dla definicji projektu funkcjonalne zagrożenia, jakie mogą zaistnieć z połączonych lub nakładających się uszkodzeń pojedynczych układów, włączając układy wielokrotne oraz krytyczną strukturę.

b. Określić Drzewko Funkcjonalnego Zagrożenia (patrz rysunek 1), lub Macierz Układu (patrz rysunek 2). które ustali wszystkie wewnętrzne zależności układu oraz kombinacje uszkodzeń, jakich należy unikąć (jeżeli to możliwe), kiedy wyposażenie znajdzie się w obszarze rażenia rozlatującego się wirnika.

Teoretycznie, jeżeli przeprowadzi się to w stopniu maksymalnym, nie powinno istnieć żadne krytyczne zagrożenie inne niż uderzenie przeciwnego silnika lub przewodów paliwowych.

c. Określić tory odłamków i zakresy torów zarówno dla przejściowych i rozprzestrzeniających się kątów ryzyka dla każdego uszkodzenia. Wykreślić je na wykresie lub grafiku i określić zakresy torów, jakie mogłyby powodować niebezpieczne kombinacje (groźby) jak dla powyższego układu macierzy lub analizy funkcjonalnego zagrożenia.

d. Zastosować współczynniki ryzyka, takie jak faza lotu lub inne, dla tych gróźb oraz obliczyć ryzyko dla każdej groźby dla każdego stopnia wirnika.

e. Stabelaryzować, podsumować i uśrednić wszystkie przypadki.

3.2 Zgodnie z AMC 20-128A ryzyko dla samolotu na skutek wystąpienia niezatrzymanego uszkodzenia wirnika jest oceniane według skutków, gdyby takie uszkodzenie wystąpiło.

Prawdopodobieństwo wystąpienia uszkodzenia wirnika, analizowane metodą prawdopodobieństwa według AMC 25.1309 (tj. prawdopodobieństwo jako funkcja ilości krytycznych niezatrzymanych uszkodzeń wirnika i czasu ekspozycji), nie ma zastosowania.

3.3 Całkowity poziom ryzyka dla samolotu, określony przez analizę ryzyka, jest średnią wielkością uzyskaną przez uśrednienie wielkości dla wszystkich stopni wirnika dla wszystkich silników samolotu, wyrażoną jako Średnie Ryzyko dla Samolotu.

4.0 *ZAŁOŻENIA*

4.1 Poniższe konserwatywne założenia zostały przyjęte w niektórych wcześniejszych analizach w uzupełnieniu do przyjętych w punktach 10(a) (1), (2) oraz (3) AMC 20-128a. Jednakże każdy projekt samolotu może mieć swoiste charakterystyki i dlatego swoista podstawa dla oceny bezpieczeństwa prowadzi do możliwości różnych założeń. Wszystkie założenia powinny być uzasadnione w analizie:

a. Odłamek 1/3 tarczy, jak przyjęto w punkcie 9(a) AMC 20-128A podąża wzdłuż toru, który jest styczny do środka masy odłamka, w kierunku obrotów wirnika (stosować rysunek 3).

Wycinkowy odłamek obraca się wokół jego środka masy bez przewracania i przesuwania, torem równym podwójnemu największemu promieniowi, jaki może być ugodzony ze środka masy wycinka, który przecina jego obwód.

Przyjmuje się, że odłamek posiada nieograniczoną energię i dlatego jest zdolny przecinać przewody, okablowanie, linki i niezabezpieczoną strukturę na jego drodze, bez odchylania od jego początkowego toru, chyba że zastosowano osłony odchylające. Jednakże osłony zabezpieczające lub uderzany silnik mogą być przyjmowane jako posiadające dostateczną masę dla zatrzymania odłamka o największej energii.

b. Prawdopodobieństwo uwolnienia szczątków w zakresie maksymalnego kąta rozrzutu jest jednolicie rozłożone we wszystkich kierunkach.

c. Następstwa przeciętych przewodów elektrycznych są zależne od konfiguracji dotkniętego układu. Na ogół, przyjmuje się, że przecięte okablowanie nie otrzymuje niezamierzonego dodatniego napięcia przez jakikolwiek znaczący przedział czasu.

d. Linki sterowania, jakie są uderzone przez odłamek rozłączone.

e. Uruchamiane hydraulicznie, napędzane linkami powierzchnie sterowe, które nie posiadają położenia „do uszkodzenia”, kiedy linki są przecięte, dążą do przemieszczenia do zera. Kolejne powierzchnie są luźne postępowe i przewidywalne.

f. Elementy składowe układów są uważane za nieużyteczne jeżeli ich obwiednia zostanie dotknięta. W przypadku uderzenia silnika, struktura osłon może być traktowana jako obwiednia silnika, chyba że nie występuje prawdopodobieństwo, że uszkodzenie jest niebezpieczne.

g. Niezatrzymane zdarzenie powodujące penetrację zbiorników paliwa podczas lotu nie powoduje eksplozji zbiornika paliwa.

h. Lot bez mocy oraz lądowania poza lotniskiem, włącznie z wodowaniem mogą być przyjmowane jako nie katastroficzne, dla zakresu potwierdzonego przez statystykę wypadków lub innych zatwierdzonych czynników.

i. Uszkodzenie struktury podstawowej dla zakończenia lotu jest katastroficzne (Patrz AMC 20-128A, Punkt 10.b(1)).

j. Lot rozpoczyna się, kiedy moc silnika jest zwiększana do startu i kończy się po lądowaniu podczas zwalniania pasa.

5.0 *WYKREŚLANIE*

5.1 Należy przygotować przekrój i poziomy rzut układów samolotu w zakresie stref rażenia przez rozlatujący się wirnik, bądź w postaci rysunków, bądź jako modele komputerowe. Te zobrazowania powinny wykreślać dokładne położenia krytycznych elementów układów, włącznie z przewodami paliwa i hydrauliki, linkami sterowania lotem, wiązkami elektrycznymi i skrzynkami połączeń, przewodami pneumatycznymi i układów środowiskowych, gaśnicami, krytycznymi strukturami, itd.

5.2 Poziomy rzut opracowuje się dla każdego stopnia wirnika. Każdy z tych rzutów zawiera widok wszystkich elementów składowych układów w stosunku do zewnętrznych obrysów, który jest następnie wykorzystywany do sporządzenia przekroju. Patrz rysunek 4.

5.3 Następnie sporządza się modele lub rysunki przedstawiające różne stopnie wirników silnika oraz ich przednie i tylne odchylenia.

5.4 Różne tory przemieszczania się sporządzone dla każdego stopnia wirnika silnika są następnie nakładane na zobrazowanie przekroju płaszczyzn współrzędnych, które są w zakresie potencjalnego rozlatywania się wirnika w celu przestudiowania skutków (patrz rysunek 5). W ten sposób sporządzane są oddzielne zobrazowania dla każdego stopnia wirnika silnika lub grupy wirników.

Dla zmniejszenia liczby analiz, stopnie wirnika silnika można także rozpatrywać jako grupy, jeżeli ma to zastosowanie dla typu silnika, stosując największą średnicę stopnia wirnika danej grupy.

5.5 Tory przemieszczania mogą być sporządzane jak następuje i jak pokazano na rysunku 6:

a. Dwie linie styczne T_1 są pociągnięte pomiędzy torem środka masy odłamka i obrysem celu.

b. W punktach styczności linii stycznych N_1 oraz N_2 wykreśla się normalne do stycznych o długości równej promieniowi odchylenia toru odłamka (jak pokazano także na rysunku 1).

c. Linie styczne T_2 są wykreślane pomiędzy końcowym punktem linii normalnych i torem środka masy odłamka. Kąt pomiędzy tymi dwoma liniami stycznymi jest przejściowym kątem ryzyka.

5.6 Następnie oblicza się wyjściowe i końcowe kąty ryzyka.

5.7 Początkowy i końcowy kąt przecięcia jest rejestrowany i tory przemieszczania pomiędzy nimi są traktowane jako zakres torów przemieszczania, w którym ta konkretna cześć mogła by być uderzona przez wycinek wirnika i zniszczona (tj. strefa rażenia).

Zarejestrowane w ten sposób przecięcia są następnie wprowadzane na plany w formie tabel, aby przestudiować równoczesne skutki. Posługiwać się rysunkiem 8.

W ten sposób widać, że można określić całkowite następstwa dla układu i zidentyfikować najgorsze przypadki.

5.9 Jeżeli zostanie zidentyfikowany potencjalnie poważny przypadek wielokrotnego uszkodzenia układu, wówczas zostanie opracowana bardziej szczegółowa analiza zakresu torów przemieszczania przez rozdzielenie przypadku uszkodzenia na konkretne przednie-tylne kąty rażenia, stosując szerokości pojedynczych stopni wirnika zamiast połączonych grup, jeżeli to ma zastosowanie.

6.0 *METODOLOGIA – OCENA PRAWDOPODOBIEŃSTWA*

6.1 Te przypadki rozlecenia się wirnika, które posiadają pewien potencjał do spowodowania katastrofy są badane przy użyciu analizy ilościowej dla określenia konkretnego prawdopodobieństwa katastrofy, która, we wszystkich przypadkach, zależeć będzie od następujących czynników:

a. Położenie silnika, który jest źródłem odłamka, oraz jego kierunek obrotów.

b. Położenie krytycznych układów i krytycznej struktury.

c. Model stopnia wirnika i odłamka.

d. Przejściowy tor przemieszczania się odłamka wirnika.

e. Konkretny zakres kątów rażenia odłamka.

f. Konkretna faza lotu w której wystąpiła awaria.

g. Konkretny współczynnik ryzyka połączony z każdą poszczególną utratą działania.

6.2 *Położenie silnika*

Analiza powinna określać następstwa dla układów podczas jednego lotu po wystąpieniu pojedynczego rozlecenia się wirnika, z prawdopodobieństwem 1.0. Jeżeli przyczyną może być każdy z silników, ryzyko od każdego silnika jest następnie uśredniane dla liczby silników.

Plany analizy toru przemieszczania będą następnie wyraźnie pokazywały, że pewne uszkodzenie układu występują jedynie dla odłamków wirnika z konkretnego silnika na skutek kierunku obrotów, lub, że dla podobnego uszkodzenia układu zakres toru przemieszczania zmienia się odpowiednio pomiędzy silnikami.

Podsumowanie ryzyka powinno zestawiać każdy przypadek z uwzględnieniem położenia silnika.

6.3 *Element wirnika*

Prawdopodobieństwo awarii wirnika jest przyjmowane za 1.0 dla każdego ze wszystkich stopni wirnika. Dla analizy indywidualne ryzyko(a) od każdego stopnia wirnika silnika powinno zostać oszacowane i stabelaryzowane.

6.4 Przejściowy kąt ryzyka

Analizowana jest liczba stopni objętego łuku (z pośród 360), na którym odłamek przecina się z składowym elementem/ strukturą. Posługiwać się rysunkiem 6 oraz rysunkiem 7.

6.5 *Prawdopodobieństwo toru (P)*

Prawdopodobieństwo uwolnionego odłamka wirnika opuszczającego obudowę silnika jest równe wokół 360^0, tak że prawdopodobieństwo P, że ten odłamek uderzy element składowy układu jest określone jako Przejściowy Kąt Ryzyka ϕ w stopniach ^{0}, dzielony przez 360, tj.

$$P = \phi/360$$

lub,

$$\frac{\phi 1 - \phi 2}{360}$$

6.6 *Kąt rażenia*

Jeżeli model awarii przyjmuje (przedni i tylny) rozrzut $\pm 5^0$, wówczas całkowity kąt rozrzutu wynosi 10^0. Jeżeli element krytyczny może być uderzony w ograniczonym położeniu wewnątrz tego rozrzutu, wówczas wyeksponowanie tego krytycznego elementu może być wtedy uwzględniane zgodnie z podłużnym położeniem wewnątrz tego kąta rozrzutu. np.:

$$\frac{\psi 2 - \psi 1}{\text{kąt rozrzutu}}$$

Jeżeli element może być uderzony jedynie przy skrajnie przednim zakresie $+4^0$ do $+5^0$, wówczas współczynnik wynosi 0.1 (dla 1 stopnia z 10)

6.7 *Okno zagrożenia*

Definicja typowego okna rażenia jest pokazana na rysunku 7.

6.8 *Faza lotu*

Pewne typy uszkodzenia układu mogą być katastroficzne jedynie podczas części profilu lotu, takie jak uderzenie w przeciwny silnik podczas startu po V_1 (tj. prawdopodobieństwo 1.0), podczas gdy z wysokością lądowanie przed siebie mogą być możliwe przy pewnych korzystnych warunkach (np. prawdopodobieństwo mniejsze niż 1.0). Wówczas szczególny przypadek może być odpowiednio traktowany.

6.8.1 Najbardziej prawdopodobnym czasem dla wystąpienia niezatrzymanej awarii wirnika jest start, kiedy silnik jest najbardziej obciążony. Stosując standardy akceptowane przez przemysł dla procentowości wystąpienia awarii silnika w zakresie każdej fazy lotu, przyjęte są następujące prawdopodobieństwa:

Start przed osiągnięciem V_1	35%
V_1 do pierwszego zmniejszenia mocy	20%
Wznoszenie	22%
Przelot	14%
Zniżanie	3%
Podejście	2%
Lądowanie/Rewers	4%

6.8.2 Powyższe rozłożenie awarii dla faz lotu jest stosowane w obliczaniu katastroficznego ryzyka dla wszystkich przypadków, gdzie to ryzyko zmienia się z fazą lotu.

$$Dp = \frac{P\ \text{faza lotu}\ \%}{100}$$

6.9 *Inne czynniki ryzyka*

Ryzyka takie jak pożar, utrata hermetyzacji, itp., są oceniane indywidualnie dla każdego przypadku gdzie to ma zastosowanie, stosując konserwatywną ocenę inżynierską. Może to prowadzić do prawdopodobieństwa katastrofy (tj. współczynnika ryzyka) mniejszego niż 1.0.

6.9.1 Powyższe prawdopodobieństwa i współczynniki są stosowane w połączeniu z zakresem krytycznego toru przemieszczania ustalonym dla określenia prawdopodobieństwa wystąpienia specyficznego przypadku od każdego przypadkowego rozpadnięcia się wirnika.

Ta wielkość jest następnie uwzględniana przez współczynnik „ryzyka” przyjęty dla przypadku, dla uzyskania obliczeniowego prawdopodobieństwa katastrofy dla każdego specyficznego przypadku.

Faza	D_p		Ryzyko
Start-V_1 do pierwszego zmniejszenie mocy	0.20	-	1.0
Wznoszenie	0.22	-	0.4
Przelot	0.14	-	0.2
Zniżanie	0.03	-	0.4
Podejście	0.02	-	0.4

6.10 Wszystkie indywidualne przypadki prawdopodobieństwa są następnie tabelaryzowane i sumowane.

6.11 Średnie wartości dla lotu są uzyskiwane przez ich uśrednienie dla wszystkich stopni wirnika na wszystkich silnikach poprzez nominalny profil lotu.

Poniższy proces może być używany do obliczania średniej wartości dla lotu dla każdego Modelu Awarii:

a. Określić z tabeli na rysunku 8 okno zagrożenia gdzie, w wyniku kombinacji indywidualnych uszkodzeń, istnieje ryzyko katastroficzne.

b. Dla każdego przypadku stopnia obliczyć ryzyko dla wszystkich krytycznych zagrożeń.

c. Dla każdego przypadku stopnia, zastosować współczynniki wszystkich ryzyk, oraz, jeżeli to ma zastosowanie współczynnik dla rozłożenia awarii w poszczególnych fazach lotu

d. Dla każdego silnika, uśrednić wszystkie stopnie wzdłuż całkowitej liczby stopni silnika

e. Dla każdego samolotu, uśrednić wszystkie silniki dla liczby silników.

7.0 *OCENA REZULTATÓW*

7.1 Wnioskujący może wykazać spełnienie CS 23.903(b)(1) oraz CS 25.903(d)(1) stosując wskazówki ustanowione w AMC 20-128A. Kryteria zawarte w AMC mogą być stosowane dla wykazania że:

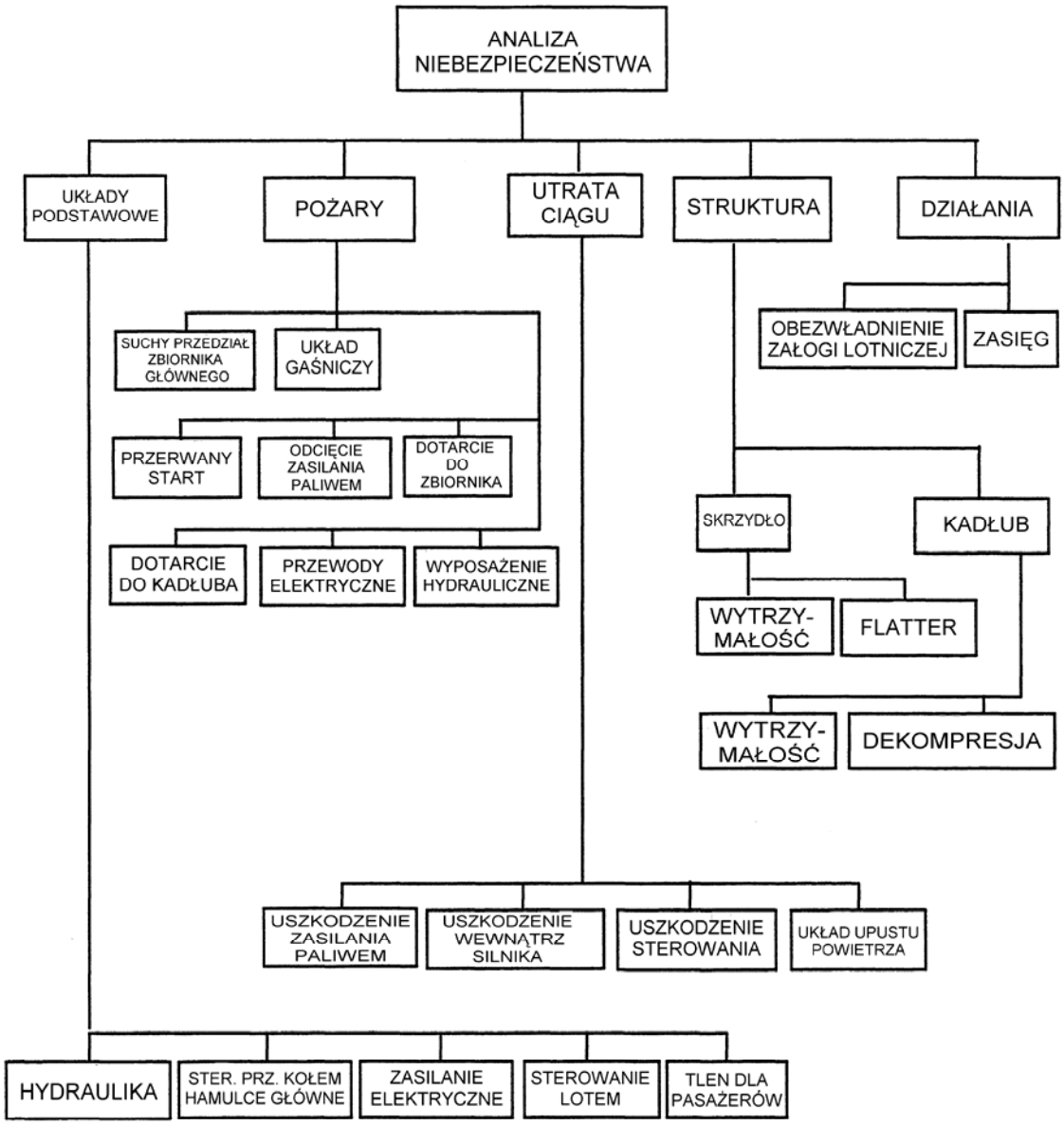
a. Praktyczne zasady projektowania zostały przyjęte dla zminimalizowania uszkodzenia, jakie może być spowodowane przez niezatrzymane szczątki silnika, oraz

b. Akceptowalne poziomy ryzyka, jakie określono w AMC 20-128A, punkt 10, zostały uzyskane dla każdego krytycznego modelu awarii.

7.2 Zestawienie mających zastosowanie kryteriów poziomu ryzyka jest przedstawione w tabeli 1 poniżej.

Tabela 1 Zestawienie mających zastosowanie kryteriów poziomu ryzyka

Wymaganie	**Kryterium**
Średni odłamek 1/3 tarczy	1 na 20
Średni odłamek pośredni	1 na 40
Średni model alternatywny	1 na 20 @ $\pm$ 5 stopni kąt rozrzutu
Wielokrotne odłamki tarczy	1 na 10
Każdy pojedynczy odłamek (z wyjątkiem uszkodzeń strukturalnych)	2 x odpowiednie średnie kryterium



PRZYKŁAD - DRZEWA RYZYKA

RYSUNEK 1]

POŁOZENIE	ELEMENT	USZKODZENIE	OBCIĄŻONY UKŁAD	SZCZEGÓŁ
LEWA	LOTKA	LINKI/POWIERZCHNIA	HYDRAULICZNY	#1 & #3
PRAWA	LOTKA	LINKI/POWIERZCHNIA	HYDRAULICZNY	#2 & #3
LEWY	SPOILER - ZEWN. WIELOFUNKCYJNY	STEROWANIE/ POWIERZCHNIA	HYDRAULICZNY	#1
PRAWY	SPOILER - ZEWN. WIELOFUNKCYJNY	STEROWANIE/ POWIERZCHNIA	HYDRAULICZNY	#1
LEWA	KLAPA - ZEWN.	PROWADNICA/ POWIERZCHNIA	ELEKTRYCZNY	AC SZYNA 1 AC ESS
PRAWA	KLAPA - ZEWN.	PROWADNICA/ POWIERZCHNIA	ELEKTRYCZNY	AC SZYNA 1 AC ESS
LEWY	STER KIERUNKU	LINKA	HYDRAULICZNY	#1,#2&#3
PRAWY	STER KIERUNKU	LINKA	HYDRAULICZNY	#1,#2&#3
LEWY	STER WYSOKOŚCI	LINKI Uwaga 1	HYDRAULICZNY	#1 & #3
PRAWY	STER WYSOKOŚCI	LINKI Uwaga 1	HYDRAULICZNY	#1 & #3
KANAŁ 1	WYWAZ. PODŁ.	STEROWANIE/ZASILA -NIE, Uwaga 2	HYDRAULICZNY	AC SZYNA 1 DC SZYNA 1
KANAŁ 2	WYWAZ. PODŁ.	STEROWANIE/ZASILA -NIE, Uwaga 2	HYDRAULICZNY	AC ESS DC ESS

STEROWANIE LOTEM - OBCIĄŻENIE UKŁADU

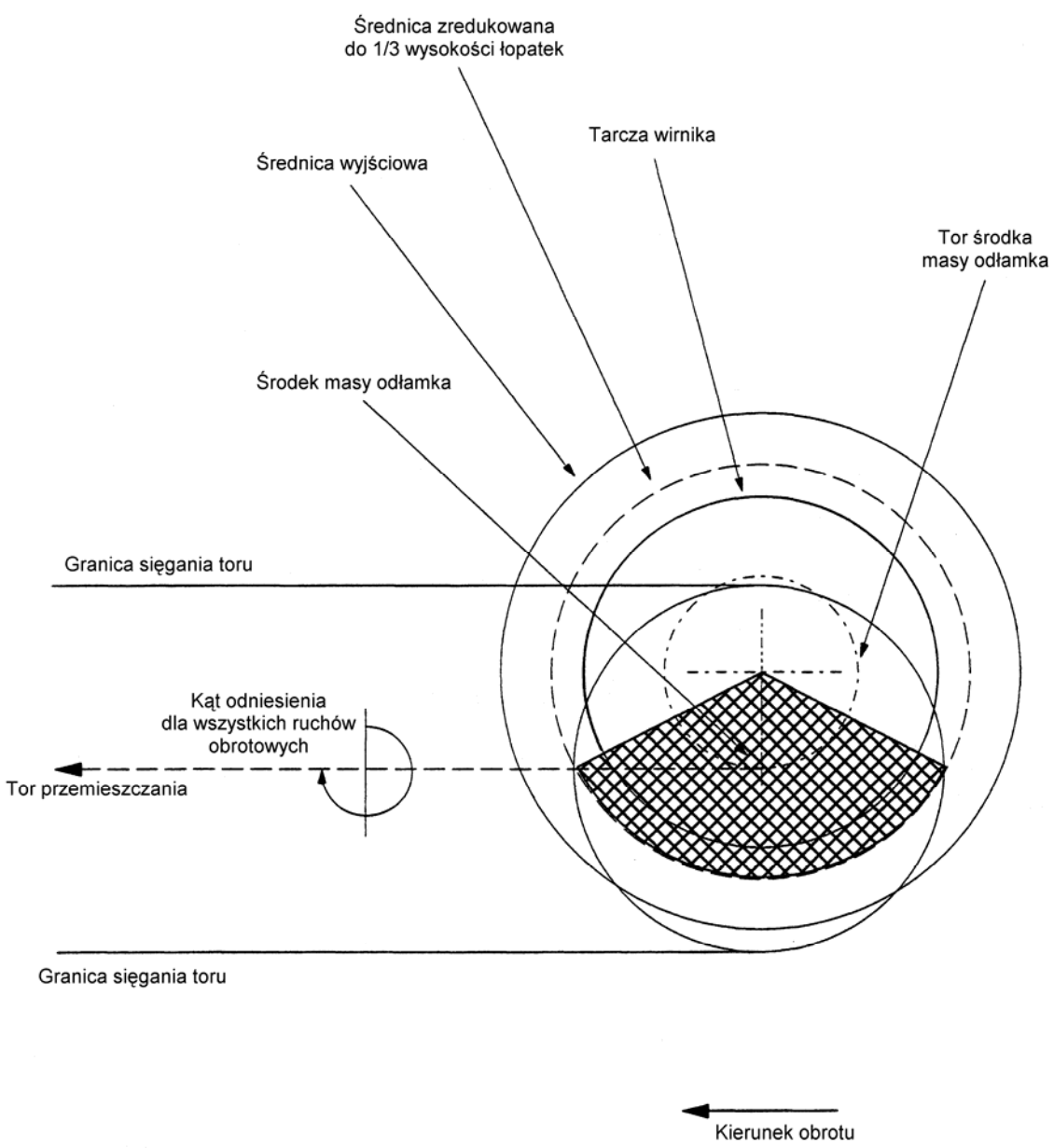
Uwaga 1:
Niektóre odłamki nie muszą się oderwać:
PO-STRONIE linek + PO-STRONIE układu hydraulicznego + ZASILANIE HYDRAULICZNE PWR #3

np.: Lewa linka steru wysokości i ZASILANIE HYDRAULICZNE PWR #2 i #3
lub,
Prawa linka steru wysokości i ZASILANIE HYDRAULICZNE PWR #1 i #3

Uwaga 2:
Niektóre odłamki nie muszą się oderwać:
- Zarówno obwody KANAŁU 1 jak i KANAŁU 2
- ON-SIDE obwód sterowania + OFF-SIDE obwód zasilania
- OFF-SIDE obwód sterowania + ON-SIDE obwód zasilania

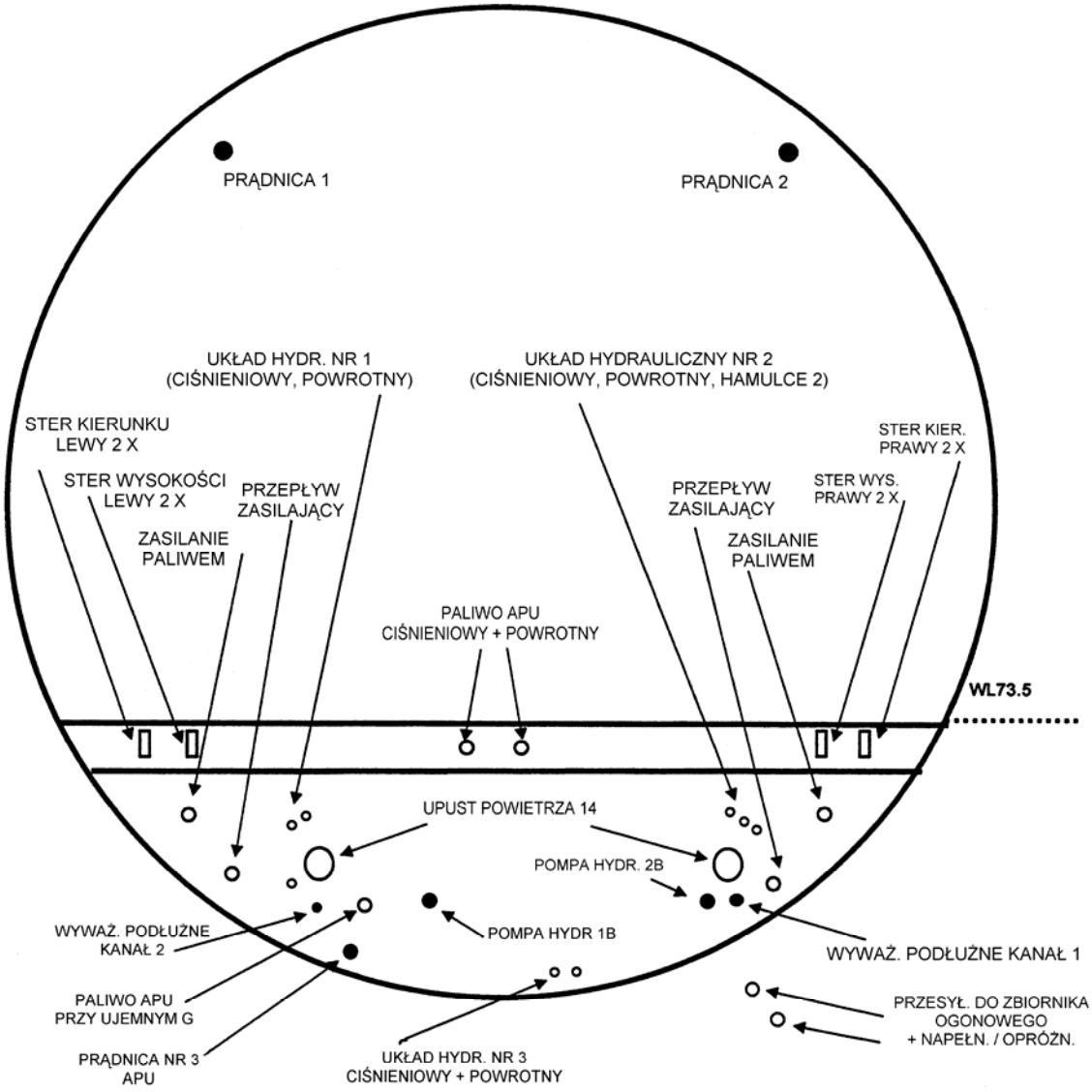
PRZYKŁAD - MACIERZ OBCIĄŻENIA UKŁADU

RYSUNEK 2



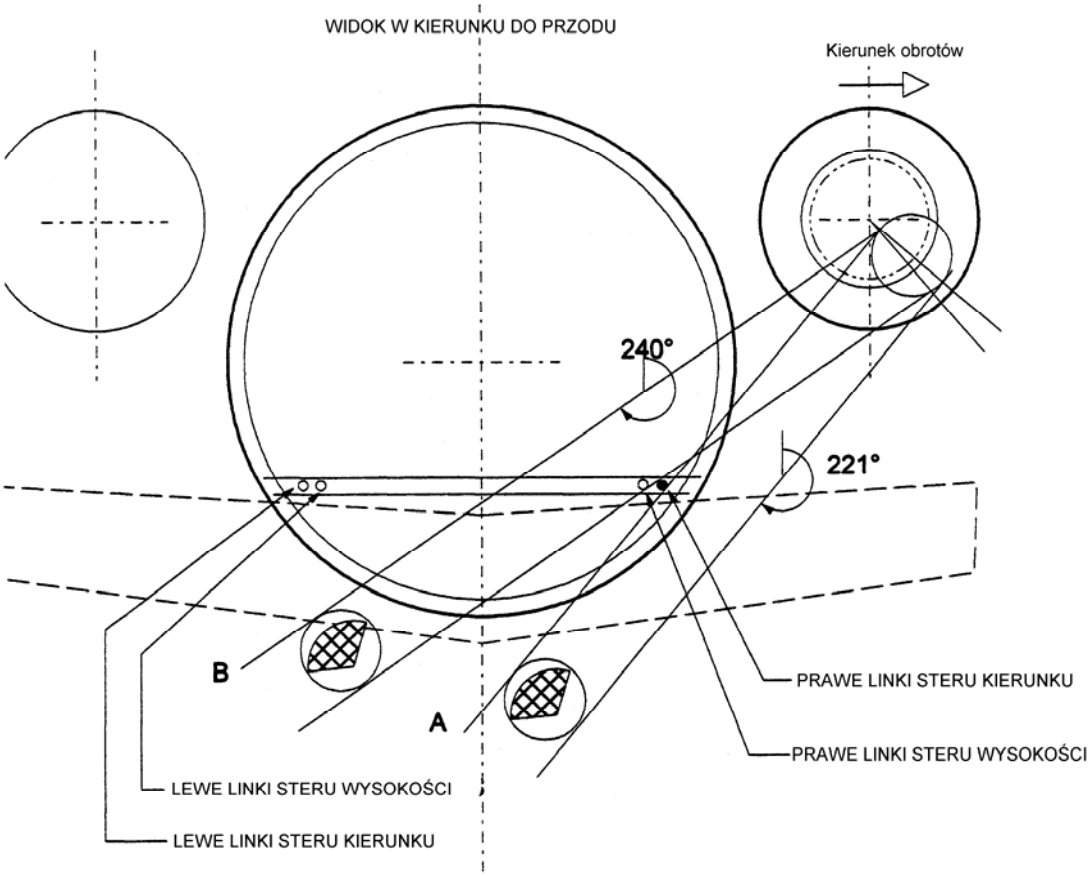
TRZY SEKTOROWE ROZPADNIĘCIE SIĘ WIRNIKA

RYSUNEK 3



TYPOWY ZARYS UKŁADÓW W PŁASZCZYŹNIE WIRNIKA

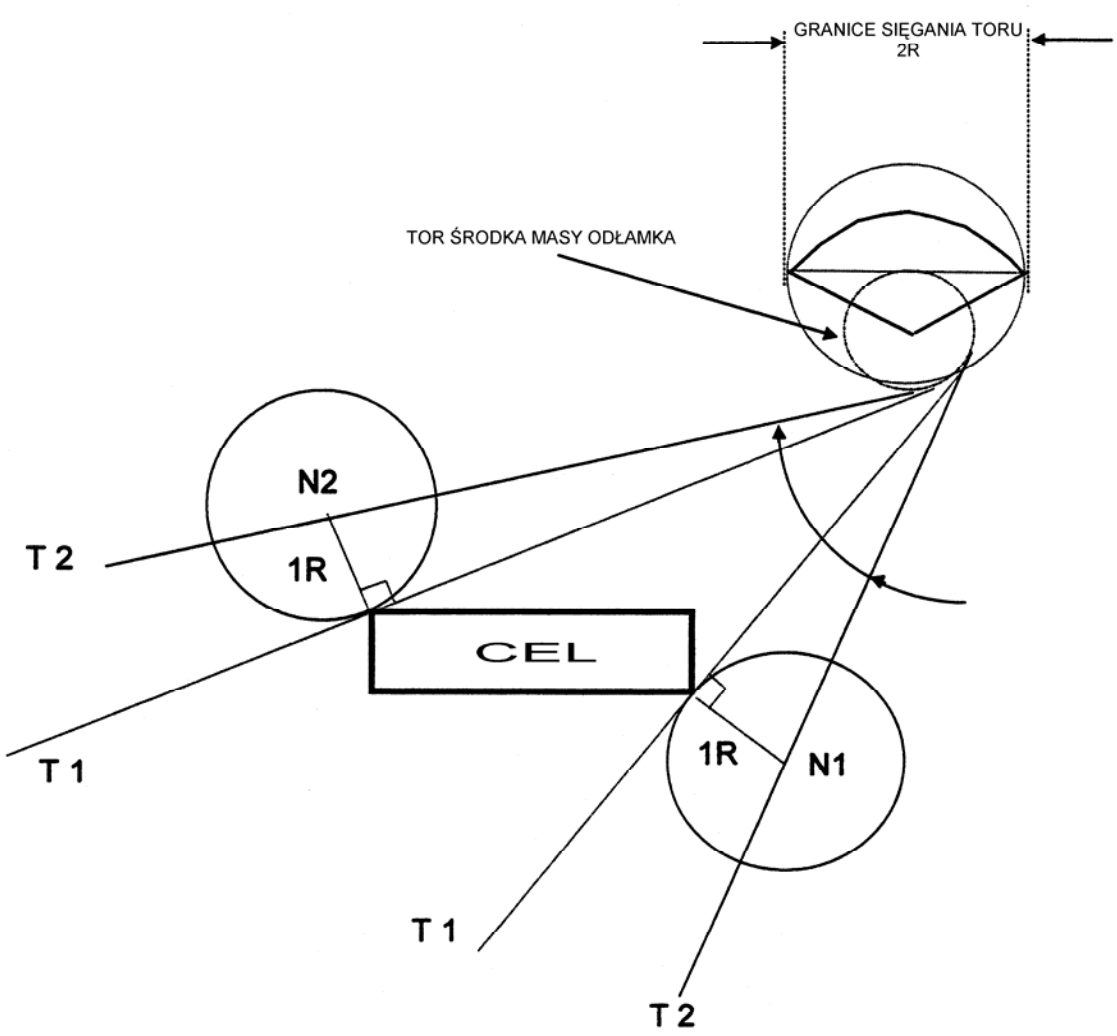
RYSUNEK 4



PRZYKŁAD:
Prawe linki steru kierunku są przecięte przez odłamek 1/3 tarczy od prawego silnika na wszystkich katach toru pomiędzy 221^0 oraz 240^0. Zakres przemieszczania A -B wynosi wiec 19^0

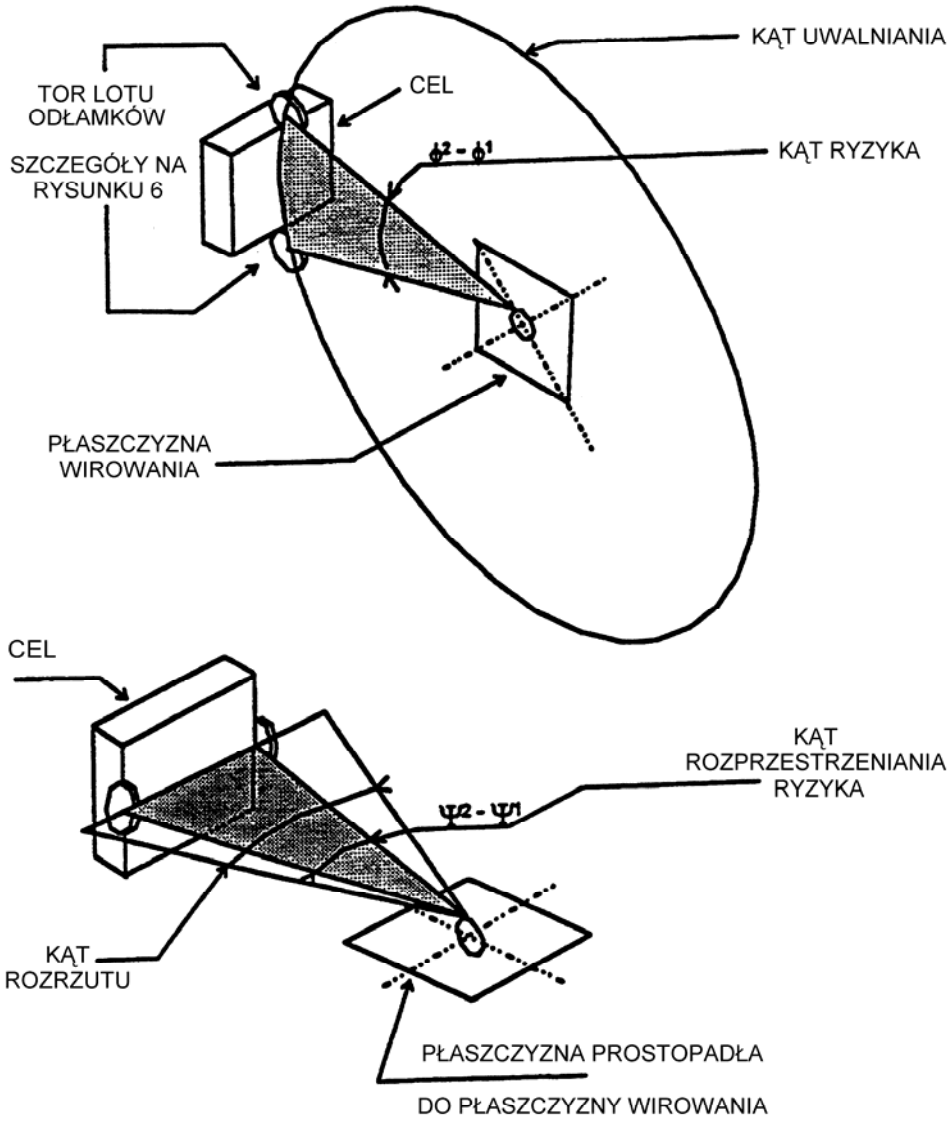
WYKREŚLANIE ZASIĘGU TORU

RYSUNEK 5



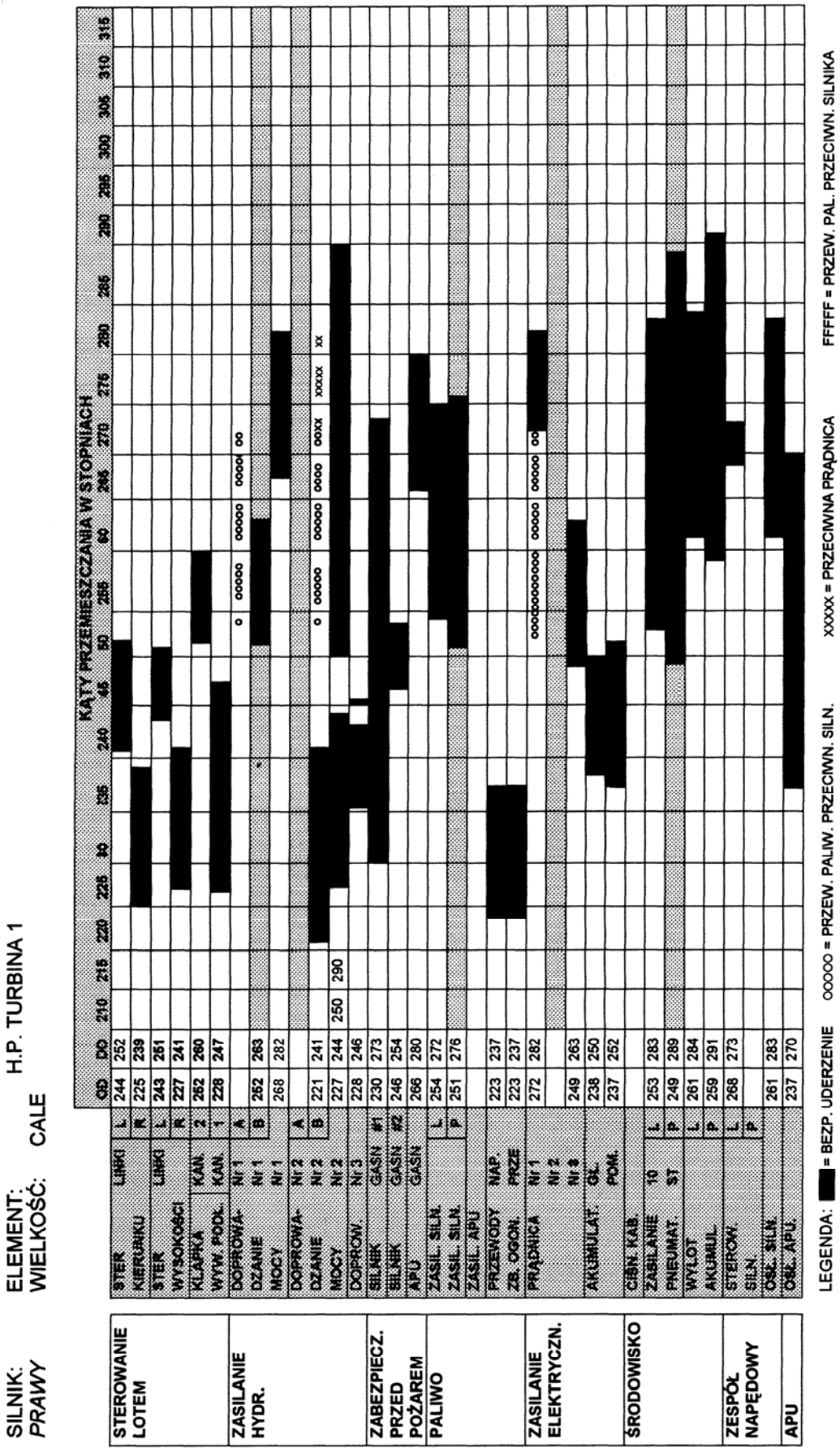
WYKREŚLANIE TYPOWEGO TORU

RYSUNEK 6



DEFINICJA - OKNO RAŻENIA

RYSUNEK 7



RYSUNEK 8 – PRZYKŁAD TWORZENIA ARKUSZA DLA STOPNIA WIRNIKA

AMC-20-1
Certyfikacja Zespołów Napędowych Statków Powietrznych Wyposażonych w Sterowanie Elektroniczne
Patrz 2 poniżej

1 OGÓLNE

Istniejące przepisy dla certyfikacji silników, śmigieł oraz statków powietrznych mogą wymagać specjalnych interpretacji dla silników/śmigieł wyposażonych w układy sterowania elektronicznego. Z uwagi na właściwości tej techniki, uznano za niezbędne przygotowanie specjalnego materiału doradczego dla certyfikacji układów sterowania.

Podobnie jak każdy materiał doradczy, treść niniejszego dokumentu nie jest obowiązkowa i nie tworzy nowego przepisu. Został on wydany jako wytyczne i dla przedstawienia metod wykazania spełnienia przepisów certyfikacyjnych. Zamiast stosowania tej metody, wnioskujący może wybrać metodę alternatywną, pod warunkiem, że jest ona zatwierdzona przez Nadzór jako akceptowalna metoda wykazania spełnienia wymagań przepisów. Niniejszy dokument omawia zadania wykazania spełnienia odnoszące się zarówno do certyfikacji silnika/śmigła jak i statku powietrznego

2 ODNOSZĄCE SIĘ PRZEPISY

2.1 *Certyfikacja Silnika i Śmigła*

Silniki turbinowe dla samolotów i śmigłowców -

CS-E

Księga 1, Sekcja A, paragrafy E20, E30, E40, E50, E60, E90, E110, E140 i E150, E190 Sekcja D,

paragrafy E500, E510, E130 Sekcja E, co ma zastosowanie.

Śmigła -

CS-P, Paragraf P70

2.2 *Certyfikacja Statku Powietrznego*

Samolot: CS-25

Paragrafy, 25.33, 581, 631, 899, 901, 903, 905, 933, 937, 939, 961, 994, 995, 1103(d), 1143 (z wyjątkiem (d)), 1149, 1153, 1155, 1163, 1181, 1183, 1189, 1301, 1305, 1307(c), 1309, 1337, 1351(b)(d), 1353(a)(b), 1355(c), 1357, 1431, 1461, 1521(a), 1527.

Wiropłat: Specyfikacja równoważne

3 ZAKRES

Niniejszy materiał doradczy przedstawia wytyczne dla elektronicznych (cyfrowych i analogowych) układów sterowania silnikiem i śmigłem, dla interpretacji i środków spełnienia odnoszących się do wymagań certyfikacyjnych dla silnika, śmigła oraz statków powietrznych

Wyszczególnia wytyczne na temat środków ostrożności, które należy przyjąć przy zastosowaniu techniki elektronicznej do sterowania silnikiem/śmigłem, zabezpieczeń i monitorowania, oraz, gdzie ma to zastosowanie, dla łączenia określonych funkcji w samolocie

Środki ostrożności muszą być przystosowane do krytyczności funkcji. Na te środki ostrożności mogą wpływać -

Stopień znaczenia układu,

Faza lotu,

Dostępność układu zapasowego.

Dokument omawia także podział zadań wykazania spełnienia przepisów pomiędzy producentów silnika, śmigła oraz statku powietrznego.

Nie obejmuje on układów sterownia APU.

4 ŚRODKI OSTROŻNOŚCI

4.1 *OGÓLNE*

Wprowadzenie techniki elektronicznej może pociągnąć za sobą co następuje:

a. Większą zależność silnika/śmigła od samolotu z powodu zastosowania zasilania elektrycznego i/lub danych dostarczanych z samolotu.
b. Ryzyko znaczących awarii, wspólnych dla więcej niż jednego silnika/śmigła, które mogą na przykład powstać jako wynik -

i. Niedostatecznego zabezpieczenia przed zakłóceniami elektromechanicznymi (wyładowanie atmosferyczne, wpływ wewnętrznego lub zewnętrznego promieniowania),

ii. Niewystarczającej pewności zasilania energią elektryczną,

iii. Niewystarczającej pewności danych dostarczanych z samolotu,

iv. Ukrytych błędów projektu lub rozbieżności zawartych w projekcie oprogramowania układu sterowania zespołem napędowym, lub

v. Ominięcia lub błędów w Warunkach Technicznych układu.
Dlatego specjalne środki ostrożności muszą być podjęte dla zminimalizowania tych zagrożeń bezpieczeństwa.

4.2 *Cel*

Wprowadzenie układów elektronicznego sterowania powinno zapewnić statkom powietrznym przynajmniej równoważne bezpieczeństwo oraz związany poziom niezawodności, jakie osiągnięto w silnikach/ śmigłach, wyposażonych w hydromechaniczne układy sterowania i układy zabezpieczeń.

Ten cel, gdy zostanie określony przez producenta statków powietrznych/silników dla określonych zastosowań, może być uzgodniony z Nadzorem.

4.3 *Środki ostrożności odnoszące się do układu sterowania silnikiem/śmigłem, Zabezpieczenia i Monitorowanie*

Oprogramowanie związane z funkcjami sterowania silnikiem/śmigłem, zabezpieczenia i monitorowanie muszą mieć poziom jakości i architekturę odpowiednią do ich krytyczności (patrz także do punktu 4.5.1).
Układ odnoszący się do funkcji sterowania, zabezpieczenia i monitorowania musi być tak zaprojektowany, by spełniał wymagania CS-E 50(c).

4.4 *Środki ostrożności odnoszące się do niezależności silnika/śmigła od statku powietrznego*

4.4.1 *Środki ostrożności odnoszące się do zasilania energią elektryczną i danymi od statku powietrznego*

Przy rozważaniu celów podanych w punkcie 4.2, należy zwrócić należytą uwagę na niezawodność zasilania w energię elektryczną i przekazywania danych do układów sterowania elektronicznego oraz peryferyjnych części składowych. Dlatego też niekorzystne wpływy na działanie silnika/śmigła dla każdej utraty zasilania elektrycznego przez statek powietrzny lub przekazywania błędnych danych przez statek powietrzny muszą być ocenione w czasie certyfikacji zespołu silnik/śmigło.

Zastosowanie albo sieci zasilania elektrycznego statku powietrznego lub specjalnych źródeł zasilania elektrycznego dla silnika/śmigła, lub kombinacji ich obu, może spełnić te cele. Błędne dane przekazywane przez statek powietrzny muszą być pokonane przez odniesienia do danych specyficznych dla każdego silnika/śmigła.

4.4.2 *Zdarzenia lokalne*

a. Dla spełnienia celów punktu 4.2, w czasie projektowania układu sterowania elektronicznego należy zwrócić szczególną uwagę na lokalne zdarzenia.

Przykłady lokalnych zdarzeń obejmują wycieki płynu, zniszczenia mechaniczne, problemy elektryczne, pożar lub stany przegrzania. Stany przegrzania powstają, gdy temperatura zespołu sterowania elektronicznego

przekracza projektową, maksymalną, bezpieczną temperaturę użytkowania zadeklarowaną przy certyfikacji silnika/śmigła. Ten stan może powodować zwiększenie wskaźnika awaryjności układu sterowania elektronicznego.

b. Przy jakimkolwiek zdarzeniu lokalnym, zachowanie się układu sterowania elektronicznego nie może powodować zagrożenia bezpieczeństwa statku powietrznego. To wymaga uwzględnienia takich skutków, jak sterowanie włączaniem odwracania ciągu, nadobrotów silnika, wpływu stanów przejściowych lub niezamierzonej zmiany skoku śmigła w każdym stanie lotu.

Gdy wykazanie, że nie ma zagrożenia bezpieczeństwa dla statku powietrznego, jest oparte na założeniu, że istnieje inna funkcja pozwalająca na niezbędne zabezpieczenie, to należy wykazać, że ta funkcja nie przestaje działać w wyniku tego samego zdarzenia lokalnego (włączając zniszczenie przewodów elektrycznych, przewodów powietrznych, zasilania energią).

c. Można zastosować szczególne cechy konstrukcyjne lub metody analiz dla wykazania spełnienia wymagań w odniesieniu do skutków zagrożenia bezpieczeństwa. Tam gdzie jest to niemożliwe, na przykład z powodu zmienności lub złożoności kolejności wystąpienia uszkodzeń, mogą być wymagane badania. Badania ta muszą być uzgodnione z Agencją.

4.5 *Środki Ostrożności Odnoszące się do Postaci Uszkodzeń Wspólnych dla Więcej Niż Jednego Silnika/Śmigła*

4.5.1 *Projekt układu*

Dla systemów cyfrowych, wszystkie pozostawione błędy, nie wykryte w czasie prac badawczych nad oprogramowaniem oraz w czasie certyfikacji mogą powodować błędne działanie, wspólne dla więcej niż jednego silnika/śmigła. RTCA DO178A (lub równoważne EUROCAE ED 12A) ustanawia akceptowalne środki spełnienia wymagań dla prac badawczych i certyfikacji oprogramowania. Powinno się jednak zauważyć, że DO178A stwierdza w punkcie 3.3 -

„Zdajemy sobie sprawę, że przy obecnym stanie wiedzy, wiedza o oprogramowaniu opisana w tym dokumencie nie może sama w sobie być wystarczająca dla zapewnienia, że osiągnięto docelowy poziom bezpieczeństwa niezawodności całego układu. Jest to szczególnie prawdziwe dla pewnych krytycznych układów, takich jak pełny zakres możliwości działania dla elektronicznych układów sztucznej stateczności i sterowania (*fly-by-wire*). W takich przypadkach akceptowane jest, aby inne środki, zwykle wewnątrz układu, dodatkowo do wysokiego poziomu wiedzy o oprogramowania, zostały wykorzystane dla osiągnięcia celów bezpieczeństwa i wykazania, że te cele zostały spełnione.
W dokumencie tym nie mieści się sugerowanie lub wyszczególnianie tych środków, ale przyjmuje się, że mogą one być potrzebne, również w celu pobudzenie rozwoju technik oprogramowania, które mogą wesprzeć spełnienie celów bezpieczeństwa całego układu.

4.5.2 *Wpływy środowiska*

Należy zwrócić szczególną uwagę na stany, które mogą wpływać na układ sterowania więcej niż jednego silnika/śmigła. Na przykład, nieprawidłowe działanie przy wysokich temperaturach otaczającego powietrza.

4.5.3 *Skutki wyładowania atmosferycznego oraz innych zjawisk elektromagnetycznych*

Elektroniczne układy sterowania są wrażliwe na wyładowania atmosferyczne oraz inne zakłócenia elektromagnetyczne. Ponadto, te warunki mogą być wspólne dla więcej niż jednego silnika/śmigła. Projekt układu musi zawierać dostateczne zabezpieczenia, w celu zapewnienia integralności działania układu sterowania, gdy poddany jest wyznaczonym poziomom indukcji elektrycznej lub elektromagnetycznej, włączając skutki promieniowania zewnętrznego.

Stwierdzone poziomy zabezpieczeń dla układów sterowania silnika/śmigła muszą być wyszczególnione przez producenta w zatwierdzonym dokumencie. Producent statku powietrznego, aby uzyskać certyfikację statku powietrznego musi udowodnić, że te poziomy są odpowiednie.

4.5.4 *Zasilanie energią elektryczną statku powietrznego*

Jeżeli układ elektryczny statku powietrznego zasila cały czas układ sterowania silnika/śmigła, jakość zasilania energią, włączając stany przejściowe lub uszkodzenia, nie może doprowadzać do sytuacji zidentyfikowanej przez producenta silnika, która jest uznana przez producenta statku powietrznego jako zagrażająca bezpieczeństwu statku.

4.5.5 *Wymiana danych ze statkiem powietrznym*

a. Statek powietrzny musi być zabezpieczony przed nieakceptowanymi skutkami błędów z powodu pojedynczej przyczyny, równocześnie wpływającej na więcej niż jeden silnik/śmigło. W szczególności, powinny być uwzględnione następujące przypadki:

i. Przekazywanie do układów sterowania silnika/śmigła błędnych danych ze statku powietrznego, jeżeli źródło danych jest wspólne dla więcej niż jednego silnika/śmigła (np.: źródło danych o powietrzu, synchronizacja układu automatycznej regulacji mocy silników przy podchodzeniu do lądowania (*autothrottle synchronising*)), oraz

ii. Propagowanie błędów w funkcjonowaniu układu sterowania przez kanały przesyłania danych pomiędzy silnikiem/śmigłami (np.: rejestracja prac obsługowych, wspólną szynę zbiorczą, przenikanie (*cross-talk*), automatyczne przestawiania śmigła w chorągiewkę, układ automatycznej rezerwacji mocy (*automatic reserve power system*).

b. Każdy środek ostrożności może być podjęty poprzez konstrukcję układu statku powietrznego lub przez logikę wewnętrzną w elektronicznym układzie sterowania.

4.6 *Inne Funkcje Zintegrowane w Elektronicznym Układzie Sterowania*

Jeżeli funkcje inne niż te, które są bezpośrednio związane z układem sterowania silnika/śmigła, takie jak sterowanie odwracaniem ciągu lub automatycznego uruchomiania, są zintegrowane w elektronicznym układzie sterowania, producent silnika/śmigła powinien wziąć pod uwagę mające zastosowanie wymagania dla statku powietrznego.

5 WZAJEMNA ZALEŻNOŚĆ POMIĘDZY CERTYFIKACJĄ SILNIKA/ŚMIGŁA I STATKU POWIETRZNEGO

5.1 *Cel*

Dla spełnienia wymagań CS dla statków powietrznych, takich jak CS 25.901, CS 25.903 oraz CS 25.1309, należy wykonać analizy skutków uszkodzeń układów samolotu. Należy zapewnić, że cele poziomów oprogramowania i bezpieczeństwa oraz niezawodności dla elektronicznego układu sterowania są zgodne z tymi wymaganiami.

5.2 *Definicja Wzajemnych Połączeń (Interface Definition)*

a. Wzajemne połączenie pomiędzy układami silnika/śmigła oraz statku powietrznego musi być określone z punktu widzenia oprogramowania (*software*) i sprzętu komputerowego (*hardware*) i przedstawione w odpowiednich dokumentach.

b. Dokumenty silnika/śmigła/statku powietrznego powinny obejmować w szczególności -

i. Poziom jakości oprogramowania (wg funkcji, jeżeli niezbędne),

ii. Cele niezawodności dla -

Wyłączenia się silnika w locie,

Utraty sterowania silnikiem/śmigłem lub znaczącą zmianę ciągu,

Transmisji błędnych parametrów,

iii. Stopień zabezpieczenia przeciw skutkom wyładowania atmosferycznego lub innym wpływom elektromagnetycznym (np.: poziom indukowanych napięć, które mogą być wzmacniane na wzajemnym połączeniu),

iv. Dane i charakterystyki wzajemnego połączenia silnika, śmigła i statku powietrznego, oraz

v. Zasilanie energią statku powietrznego i charakterystyki (jeżeli dotyczy)

5.3 *Rozdział zadań dla wykazania spełnienia*

Zadania dla certyfikacji zespołu napędowego statku powietrznego wyposażonego w elektroniczny układ sterowania mogą być podzielone pomiędzy producentów silnika, śmigła oraz statku powietrznego. Podział zadań na różne czynności certyfikacyjne powinien być ustalony i uzgodniony z Agencją i/lub a właściwymi Nadzorami dla silnika oraz statku powietrznego (przykład został podany w punkcie 6).

Właściwe dowody przedstawiane dla certyfikacji silnika/śmigła powinny być wykorzystane przy certyfikacji statku powietrznego. Na przykład, jakość każdej funkcji oprogramowania oraz logiki wzajemnego połączenia statek powietrzny/silnik/śmigło, wykazane wcześniej przy certyfikacji silnika/śmigła, nie powinna wymagać dodatkowego udowadniania przy certyfikacji statku powietrznego.

Certyfikacja statku powietrznego powinna uwzględniać szczególne środki ostrożności podjęte w odniesieniu do fizycznej i funkcjonalnej relacji z silnikiem/śmigłem.

6. TABLICA

Przykład podziału zadań pomiędzy producentów silnika i statku powietrznego. (W razie potrzeby, podobne podejście powinno być zastosowane dla wniosku dla śmigła).

ZADANIE	UZASADNIENIE O SPEŁNIENIU WYMAGAŃ JAR-E	UZASADNIENIE O SPEŁNIENIU WYMAGAŃ JAR-25 -	
		danymi silnika	własnymi danymi
STEROWANIE SILNIKIEM I ZABEZPIECZENIA	- Cele bezpieczeństwa - Poziom oprogramowania	- Uwzględnienie skutków wspólnych postaci uszkodzeń (włączając oprogramowanie) - Niezawodność - Poziom oprogramowania	
MONITOROWANIE	- Niezależność parametrów sterowania oraz monitorowania	- Monitorowanie parametrów niezawodności	- Wskazywanie niezawodności układu - Niezależność silnika/ silnika
DANE STATKU POWIETRZNEGO	- Zabezpieczenie silnika przed usterkami danych statku powietrznego - Poziom oprogramowania		- Niezawodność danych statku powietrznego - Niezależność silnika/ silnika
STEROWANIE ODWRACACZEM CIĄGU/ MONITOROWANIE	- Poziom oprogramowania	- Niezawodność układu - Architektura - Uwzględnienie skutków wspólnych postaci uszkodzeń (włączając oprogramowanie)	- Cele bezpieczeństwa
STEROWANIE UKŁADEM ZASILANIA ENERGIĄ ELEKTRYCZNĄ			- Wiarygodność jakości dostaw statku powietrznego, jeżeli stosowane - Niezależność silnika/ silnika
WARUNKI ŚRODOWISKOWE	- Zabezpieczenie wyposażenia	- Deklarowana zdatność	- Projekt statku powietrznego
WYŁADOWANIE ATMOSFERYCZNE I INNE EFEKTY ELEKTROMAGNETYCZNE			- Zabezpieczenia przewodów elektrycznych
ZABEZPIECZENIE PRZECIWPOŻAROWE	- Zabezpieczenie wyposażenia	- Deklarowana zdatność	- Projekt statku powietrznego

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

AMC-20-2

Certyfikacja Podstawowego APU wyposażonego w Sterowanie Elektroniczne

1. OGÓLNE

Istniejące przepisy dla certyfikacji APU oraz statków powietrznych mogą wymagać specjalnych interpretacji dla podstawowych APU wyposażonych w układy sterowania elektronicznego. Z uwagi na właściwości tej techniki, uznano za niezbędne przygotowanie specjalnego materiału doradczego dla certyfikacji takich układów sterowania.

Podobnie jak każdy materiał doradczy, treść tego dokumentu nie jest obowiązkowa i nie tworzy nowego przepisu. Został on wydany jako wytyczne i dla przedstawienia metod wykazania spełnienia przepisów certyfikacyjnych. Zamiast stosowania tej metody, wnioskujący może wybrać metodę alternatywną, pod warunkiem, że jest ona zatwierdzona przez Agencję jako akceptowalna metoda wykazania spełnienia wymaganych przepisów.

Ten dokument omawia zadania wykazania spełnienia odnoszące się zarówno do certyfikacji APU jak i statku powietrznego.

2 ODNOSZĄCE SIĘ PRZEPISY

2.1 *Certyfikacja APU*

CS-APU

Książka 1, paragraf 2(c)

Książka 1, Sekcja A, paragrafy 10(b), 20, 80, 90, 210, 220, 280 i 530

Książa 2, Sekcja A, AMC CS-APU 20

2.2 *Certyfikacja statku powietrznego*

Samolot: CS-25
Paragrafy 581, 899, 1301, 1307(c), 1309, 1351(b)(d), 1353(a)(b), 1355(c), 1357, 1431, 1461, 1524, 1527

A9011, A903, A939, A1141, A1181, A1183, A1189, A1305, A1337, A1521, A1527, B903, B1163

3 Zakres

Niniejszy materiał doradczy przedstawia wytyczne dla elektronicznych (cyfrowych i analogowych) układów sterowania SAPU, na temat interpretacji i środków spełnienia odnoszących się wymaganych przepisów certyfikacyjnych dla APU oraz statków powietrznych.
Przedstawia również wytyczne dotyczące środków ostrożności, które należy przyjąć przy zastosowaniu techniki elektronicznej do sterowania APU, zabezpieczeń i monitorowania, oraz, gdzie ma to zastosowanie, dla łączenia określonych funkcji w samolocie.
Środki ostrożności muszą być przystosowane do krytyczności funkcji. Na te środki ostrożności mogą wpływać -

Stopień znaczenia układu,

Faza lotu,

Dostępność układu zapasowego.

Dokument także przedstawia podział zadań pomiędzy producentów APU i statku powietrznego dla wykazania spełnienia przepisów.

4 ŚRODKI OSTROŻNOŚCI

4.1 *OGÓLNE*

Wprowadzenie techniki elektronicznej może pociągnąć za sobą co następuje:

(a) Większą zależność APU od samolotu z powodu zastosowania zasilania elektrycznego i/lub danych dostarczanych z samolotu.

(b) Ryzyko znaczących awarii, które mogą na przykład powstać jako wynik -

(i) Niedostatecznego zabezpieczenia przed zakłóceniami elektromechanicznymi (wyładowanie atmosferyczne, wpływ wewnętrznego lub zewnętrznego promieniowania),
(ii) Niewystarczającej pewności zasilania energią elektryczną,
(iii) Niewystarczającej pewności danych dostarczanych z samolotu,
(iv) Ukrytych błędów projektu lub rozbieżności zawartych w projekcie oprogramowania układu sterowania APU, lub
(v) Ominięcia lub błędy w specyfikacjach technicznych układu.
Dlatego specjalne środki ostrożności muszą być podjęte dla zminimalizowania tych zagrożeń bezpieczeństwa.

4.2 *Cel*

Wprowadzenie układów elektronicznego sterowania powinno zapewnić statkom powietrznym przynajmniej równoważne bezpieczeństwo oraz związany poziom niezawodności, jakie osiągnięto w podstawowych APU, wyposażonych w hydromechaniczne układy sterowania i układy zabezpieczeń.
Ten cel, gdy zostanie określony w trakcie certyfikacji statków powietrznych/APU dla określonych zastosowań, może być uzgodniony z Agencją.

4.3 *Środki ostrożności odnoszące się do układu sterowania APU , zabezpieczeń oraz monitorowania*

Oprogramowanie związane z funkcjami sterowania APU, zabezpieczeniem i monitorowaniem muszą mieć poziom jakości i architekturę odpowiednią do ich krytyczności (patrz także do punktu 4.2).
Dla systemów cyfrowych, każde pozostawione błędy, nie wykryte w czasie prac rozwojowych nad oprogramowaniem oraz w czasie certyfikacji mogą powodować błędne działanie. RTCA DO178A (lub równoważne EUROCAE ED 12A) ustanawia akceptowalne środki spełnienia wymagań dla prac rozwojowych i certyfikacji oprogramowania. Zgodnie z tym dokumentem oprogramowanie powinno być co najmniej poziomu 2. W niektórych konkretnych przypadkach, oprogramowanie poziomu 1 może być odpowiedniejsze.

Należy jednak zauważyć, że DO178A w punkcie 3.3 stwierdza -

„Zdajemy sobie sprawę, że przy obecnym stanie wiedzy, wiedza o oprogramowaniu opisana w tym dokumencie nie może sama w sobie być wystarczająca dla zapewnienia, że osiągnięto docelowy poziom bezpieczeństwa niezawodności całego układu. Jest to szczególnie prawdziwe dla pewnych krytycznych układów, takich jak pełny zakres możliwości działania dla elektronicznych układów sztucznej stateczności i sterowania (*fly-by-wire*). W takich przypadkach akceptowane jest, aby inne środki, zwykle wewnątrz układu, dodatkowo do wysokiego poziomu wiedzy o oprogramowania, zostały wykorzystane dla osiągnięcia celów bezpieczeństwa i wykazania, że te cele zostały spełnione.
W dokumencie tym nie mieści się sugerowanie lub wyszczególnianie tych środków, ale przyjmuje się, że mogą one być potrzebne, również w celu pobudzenie rozwoju technik oprogramowania, które mogą wesprzeć spełnienie celów bezpieczeństwa całego układu."

4.4 *Środki ostrożności odnoszące się do niezależności APU od Statku Powietrznego*

4.4.1 *Środki ostrożności odnoszące się do zasilania energią elektryczną i danymi od statku powietrznego*

Przy rozważaniu celów podanych w punkcie 4.2, należy zwrócić należytą uwagę na niezawodność zasilania w energię elektryczną i przekazywania danych do układów sterowania elektronicznego oraz peryferyjnych części składowych. Dlatego też niekorzystne wpływy na działanie APU dla każdej utraty zasilania elektrycznego przez statek powietrzny lub przekazywania błędnych danych przez statek powietrzny muszą być ocenione w czasie certyfikacji APU.

(a) *Zasilanie elektryczne*

Zastosowanie albo sieci zasilania elektrycznego statku powietrznego albo specjalnych źródeł zasilania elektrycznego dla APU lub kombinacji ich obu może spełnić te cele.

Jeżeli układ elektryczny statku powietrznego zasila przez cały czas układ sterowania APU, jakość zasilania energią, włączając stany przejściowe lub uszkodzenia, nie może doprowadzać do sytuacji zidentyfikowanej w trakcie certyfikacji APU, która jest uznana w trakcie certyfikacji statku powietrznego jako zagrażająca bezpieczeństwu statku.

(b) Dane

W szczególności, powinny być uwzględnione następujące przypadki:

(i) Błędne dane otrzymywane przez układ sterowania APU od statku powietrznego i

(ii) Układ sterowania propagujący błędy poprzez połączenia danych.

Celem spełnienie tych założeń błędne dane przekazywane przez statek powietrzny muszą być pokonane przez odniesienia do danych specyficznych dla każdego APU.

4.4.2 *Zdarzenia lokalne*

(a) Dla spełnienia celów punktu 4.2, w czasie projektowania układu sterowania elektronicznego należy zwrócić szczególną uwagę na lokalne zdarzenia.
Przykłady lokalnych zdarzeń obejmują wycieki płynu, zniszczenia mechaniczne, problemy elektryczne, pożar lub stany przegrzania. Stan przegrzania powstaje wówczas gdy temperatura przekracza projektową, maksymalną bezpieczną temperaturę użytkowania zadeklarowaną przez certyfikację APU. Ten stan może powodować zwiększenie wskaźnika awaryjności układu sterowania elektronicznego.

(b) Przy jakimkolwiek zdarzeniu lokalnym, zachowanie się układu sterowania elektronicznego nie może powodować zagrożenia bezpieczeństwa statku powietrznego. To będzie wymagało uwzględnienia skutków takich zdarzeń jak przekroczenie prędkości APU.
Gdy wykazanie, że nie ma zagrożenia bezpieczeństwa dla statku powietrznego, jest oparte na założeniu, że istnieje inna funkcja pozwalająca na niezbędne zabezpieczenie, to należy wykazać, że ta funkcja nie przestaje działać w wyniku tego samego zdarzenia lokalnego (włączając zniszczenie przewodów elektrycznych, przewodów powietrznych, zasilania energią).

(c) Można wykorzystać szczególne elementy projektu lub metody analityczne aby wykazać spełnienie w odniesieniu do niebezpiecznych skutków. Tam gdzie nie jest to możliwe, np. ze względu na różnorodność lub złożoność sekwencji uszkodzeń może okazać się konieczne przeprowadzenie prób. Te badania muszą być uzgodnione z Agencją.

4.4.3 *Skutki wyładowania atmosferycznego oraz innych zjawisk elektromagnetycznych*

Elektroniczne układy sterowania są wrażliwe na wyładowania atmosferyczne oraz inne zakłócenia elektromagnetyczne. Projekt układu musi zawierać dostateczne zabezpieczenia, w celu zapewnienia integralności działania układu sterowania, gdy poddany jest wyznaczonym poziomom indukcji elektrycznej lub elektromagnetycznej, włączając skutki promieniowania zewnętrznego.
Stwierdzone poziomy zabezpieczeń dla elektronicznych układów sterowania APU muszą być wyszczególnione w trakcie certyfikacji APU w zatwierdzonym dokumencie. Dla certyfikacji statku powietrznego, należy udowodnić, że te poziomy są odpowiednie.

4.5 *Inne Funkcje Zintegrowane w Elektronicznym Układzie Sterowania*

Jeżeli funkcje inne niż te, które są bezpośrednio związane z układem sterowania APU są zintegrowane w elektronicznym układzie sterowania, to certyfikacji APU powinna uwzględnić mające zastosowanie wymagania dla statku powietrznego.

5 WZAJEMNA ZALEŻNOŚĆ POMIĘDZY CERTYFIKACJĄ APU I STATKIEM POWIETRZNYM

5.1 *Cel*

Dla spełnienia wymagań CS dla statków powietrznych, takich jak CS 25A901, CS 25A903 oraz CS 25.1309, należy wykonać analizy skutków uszkodzeń układów samolotu. Należy zapewnić, że cele poziomów oprogramowania i bezpieczeństwa oraz niezawodności dla elektronicznego układu sterowania są zgodne z tymi wymaganiami.

5.2 *Definicja Wzajemnych Połączeń (Interface Definition)*

Wzajemne połączenie, z punktu widzenia oprogramowania (software) i sprzętu komputerowego (hardware) pomiędzy układami APU oraz statkiem powietrznym, nie musi być określone i przedstawione w odpowiednich dokumentach.

Dokumenty APU w szczególności powinny zawierać-

(a) Poziom jakości oprogramowania (wg funkcje, jeżeli niezbędne),

(b) Założenia wiarygodności dla wyłączenia APU w trakcie lotu,

Utraty układu sterowania APU lub znaczące zmiany w osiągach,

Transmisja błędnych parametrów,

(c) Stopień zabezpieczenia od uderzeń pioruna lub innych skutków elektromagnetycznych (np. poziom wzbudzonego napięcia, który można utrzymać na wzajemnych połączeniach),

(d) Dane i charakterystyki wzajemnego połączenia APU i statku powietrznego, oraz

(e) Zasilanie energią statku powietrznego i charakterystyki (jeżeli dotyczy)

5.3 *Rozdział zadań dla wykazania spełnienia*

Certyfikacje APU wyposażonego w sterowanie elektroniczne i statku powietrznego może być rozdzielone pomiędzy certyfikację APU i statku powietrznego. Podział zadań na różne czynności certyfikacyjne powinien być ustalony i uzgodniony z Agencją i/lub a właściwymi nadzorami dla APU oraz statku powietrznego (przykład został podany w załączniku).

Właściwe dowody przedstawiane dla certyfikacji APU powinny być wykorzystane przy certyfikacji statku powietrznego. Na przykład, jakość każdej funkcji oprogramowania oraz logiki wzajemnego połączenia statek powietrzny/APU, wykazane wcześniej przy certyfikacji APU, nie powinny wymagać dodatkowego udowadniania przy certyfikacji statku powietrznego.

Certyfikacja statku powietrznego powinna uwzględniać szczególne środki ostrożności podjęte w odniesieniu do fizycznej i funkcjonalnej relacji z silnikiem/śmigłem.

ZAŁĄCZNIK

Przykład podziału zadań dla certyfikacja APU i statku powietrznego.

ZADANIA LUB WARUNKI INSTALACYJNE	UZASADNIENIE PRZEZ SPEŁNIENIE WYMAGAŃ CS-APU	UZASADNIENIE PRZEZ SPEŁNIENIE WYMAGAŃ CS-25	
STEROWANIE APU I ZABEZPIECZENIE	- Cele bezpieczeństwa - Poziom oprogramowania	- Niezawodność - Poziom oprogramowania	
MONITOROWANIE	- Niezależność parametrów sterowania oraz monitorowania	- Monitorowanie parametrów niezawodności	- Wskazywanie niezawodności układu
DANE STATKU POWIETRZNEGO	- Zabezpieczenie APU przed błędnymi - danymi od statku powietrznego Poziom oprogramowania		- Niezawodność danych statku powietrznego
STEROWANIE UKŁADEM ZASILANIA ENERGIĄ ELEKTRYCZNĄ			- Niezawodność i jakość zasilania przez statek powietrzny, jeżeli użyto
WYŁADOWANIA ATMOSFERYCZNE I INNE SKUTKI ELEKTROMAGNETYCZNE	- Zabezpieczenia wyposażenia	- Deklarowana zdatność	- Projekt statku powietrznego - Zabezpieczenie przewodów elektrycznych

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

AMC-20-4
Zatwierdzanie zdatności i kryteria operacyjne dla stosowania systemów nawigacyjnych dla podstawowych operacji RNAV w wyznaczonej europejskiej przestrzeni powietrznej

Niniejszy AMC przedstawia akceptowalne sposoby spełnienia dotyczące wdrożenia, od stycznia 1998, podstawowych operacji RNAV w wyznaczonej europejskiej przestrzeni powietrznej. Niniejszy AMC został uzgodniony z EUROCONTROL.

1 CEL

Niniejszy dokument przedstawia akceptowalne sposoby spełnienia dla uzyskania zatwierdzanie zdatności i kryteriów operacyjnych zezwalających na stosowanie systemów nawigacyjnych dla podstawowych operacji RNAV w wyznaczonej europejskiej przestrzeni powietrznej. Niniejszy dokument ustanawia sposoby spełnienia, ale nie wyłączne sposoby, które można stosować w procesie zatwierdzania zdatności i zawiera wytyczne dla operatorów, którzy używają samodzielnych GPS jako środka do wykonywania podstawowych operacji RNAV. Zgodnie z Dyrektywą wydaną w kwietniu 1990 r. przez ministrów transportu państw członkowskich ECAC oraz uwzględniając podstawowe operacje RNAV zdefiniowane w normie EUROCONTROL nr 033-93 wydanie 1, niniejszy dokument spełnia założenia dokumentu ICAO 9613-AN/937 Instrukcja o wymaganych Osiągach Nawigacyjnych (RNP) wydanie pierwsze – 1994. Niniejszy dokument jest również zgodny z Uzupełniającymi Procedurami Regionalnymi (Regional Supplementary Procedures) zawartymi w dokumencie ICAO 7030.

2 ZAKRES

Niniejszy dokument zawiera wytyczne dotyczące systemów nawigacyjnych, które mają być stosowane w podstawowych operacjach RNAV i uwzględnia dotychczasowe standardy zatwierdzania zdatności jako akceptowalne sposoby spełniania. Treść jest ograniczona do ogólnych rozważań certyfikacyjnych z uwzględnieniem osiągów nawigacyjnych, integralności, wymagań funkcjonalnych i ograniczeń dla systemów.

Spełnienie wytycznych niniejszego dokumentu nie jest upoważnieniem operacyjnym/zezwoleniem do wykonywania podstawowych operacji RNAV. Operatorzy muszą złożyć wniosek do swojego nadzoru o wydanie upoważnienia/zezwolenia

Kryteria ICAO RNP-4 nie mieszczą się w zakresie niniejszego AMC, ale należy się spodziewać, że systemy nawigacyjne oparte na aktualizacji pozycji poprzez tradycyjne pomoce radiowe, zatwierdzone zgodnie z niniejszym AMC dla podstawowych operacji RNAV, będą posiadały zdolność RNP-4.

Związane z nim przepisy

CS/FAR 25.1301, 25.1307, 25.1309, 25.1321, 25.1322, 25.1431

CS/FAR 23.1301, 23.1309, 23.1311, 23.1321, 23.1322, 23.1431

CS/FAR 27.1301, 27.1309, 27.1321, 27.1322

CS/FAR 29.1301, 29.1309, 29.1321, 29.1322, 29.1431

wymagania operacyjne

Dokumenty ATC

Standard EUROCONTROL Dokument 003-93 Wydanie 1

Dok. ICAO 9613-AN/937 Instrukcja o wymaganych Osiągach Nawigacyjnych (RNP) wydanie pierwsze –

1994

Związane z tym dokumenty nawigacyjne

EASA - Akceptowalne Sposoby Spełnienia

AMC-25-11	Elektroniczne systemy wyświetlania
AMC-20-5	Akceptowalne sposoby spełnienia dla zatwierdzanie zdatności i kryteriów operacyjnych dla stosowania Światowego Systemu Nawigacji Satelitarnej NAVSTAR (GPS)

FAA - Okólniki Doradcze

AC 20-121A	Zatwierdzenia Zdatności LORAN C do użytkowania w amerykańskim Krajowym Systemie Przestrzeni Powietrznej
C 20-130()	Zatwierdzenie Zdatności Systemu Nawigacyjnego Multi-sensor do użytkowania w amerykańskim Krajowym Systemie Przestrzeni Powietrznej
C 20-138	Zatwierdzenie zdatności Światowego Systemu Nawigacji Satelitarnej NAVSTAR (GPS) do stosowania jako uzupełniający system nawigacyjny dla VFR i IFR.
AC 25-4	Bezwładnościowy System Nawigacyjny (Inertial Navigation Systems (INS))
AC 25-15	Zatwierdzenie FMS dla samolotów kategorii transportowych
AC 90-45 A	Zatwierdzanie Systemów Nawigacji Obszarowej do stosowania w amerykańskim. Krajowym Systemie Przestrzeni Powietrznej

ETSO

ETSO-C11 5b	Pokładowe Wyposażenie Nawigacji Obszarowej wykorzystujące dane wejściowe Multi Sensor.
ETSO-C129a	Uzupełniające Pokładowe Wyposażenie Nawigacyjne korzystające z GPS
ETSO-C145	Pokładowe Systemy Czujników wykorzystujące System Nawigacji Satelitarnej powiększone przez Wide Area Augmentation System (WAAS).
ETSO-C146	Samodzielne Pokładowe Wyposażenie Nawigacyjne wykorzystujące System Nawigacji Satelitarnej powiększone przez Wide Area Augmentation System (WAAS)

Dokumenty EUROCEA/RTCA

ED-27	Minimalne wymagania dla osiągów operacyjnych (Minimum Operational Performance Requirements (MOPR)) dla pokładowych systemów nawigacji obszarowej, oparte na czujnikach VOR i DME
ED-28	Minimalne Specyfikacja Osiągów (Minimum Operational Performance Requirements (MOPR)) dla pokładowych komputerowych systemów nawigacji obszarowej, oparte na czujnikach VOR i DME
ED-39	MOPR dla pokładowych systemów nawigacji obszarowej, oparte na dwóch czujnikach DME.
ED-40	MPS dla pokładowych komputerowych systemów nawigacji obszarowej, oparty na dwóch czujnikach DME.
ED-58	MOPS dla Pokładowego Wyposażenia Nawigacji Obszarowej wykorzystujące dane wejściowe Multi Sensor.
ED-72()	MOPS dla pokładowego wyposażenia odbiorczego GPS.
DO-180()	Minimalny Standard Osiągów Operacyjnych (MOPS) dla Pokładowego Wyposażenia Nawigacji Obszarowej wykorzystującego dane wejściowe z pojedynczo rozmieszczonego czujnika VOR/DME
DO-187	MOPS dla Pokładowego Wyposażenie Nawigacji Obszarowej wykorzystujące dane wejściowe Multi Sensor.
DO-200	Przygotowanie, Weryfikacja i Dystrybucja Nawigacyjnej Bazy Danych do wyboru przez użytkownika
DO-201	Zalecenia Użytkowników dla Służb Informacji Lotniczej
DO-208	MOPS dla Uzupełniającego Pokładowego Wyposażenia Nawigacyjnego wykorzystującego System Nawigacji Satelitarnej (GPS)

3 MOŻLIWOŚCI SYSTEMÓW

Nawigacja obszarowa (RNAV) jest metodą, która zezwala na nawigację statku powietrznego wzdłuż każdego żądanego korytarza lotu w zasięgu albo podanej stacji pomocy nawigacyjnych, albo w zasięgu możliwości pomocy samowystarczalnych, albo kombinacji ich obu.
Mówiąc ogólnie, wyposażenia RNAV działa poprzez automatyczne określenie pozycji statku powietrznego przy pomocy jednego lub kombinacji następujących, w celu określenia i wykonywania lotu w żądanym korytarzu:

VOR/DME
DME/DME
INS* lub IRS
LORAN C*
GPS*

Wyposażenie oznaczone *podlega ograniczeniom zawartym w paragrafie 4.4.2.

4 ZATWIERDZANIE ZDATNOŚCI

4.1 Kryteria dla podstawowego systemu RNAV

4.1.1 Dokładność

Osiągi nawigacyjne statków powietrznych zatwierdzonych do wykonywania podstawowych operacji RNAV w europejskiej przestrzeni powietrznej muszą utrzymać dokładność równą do lub lepszą niż +/- 5 NM dla 95% czasu lotu. Wartość ta uwzględnia pojedyncze źródło błędu, błąd odbiornika pokładowego, błąd systemu wyświetlania i błąd techniczny w locie.
Osiągi nawigacyjne obejmują niezbędne pokrycie zapewnione przez satelitarne lub naziemne pomoce nawigacyjne konieczne dla przebycia zamierzonej trasy lotu.

4.1.2 Dostępność i Integralność

Akceptowalne sposoby spełnienia dla dokonania oceny skutków związanych ze utratą funkcji nawigacyjnej lub błędnego wyświetlenia odnośnej informacji podane są w AMC 25-11, paragraf 4a (3)(viii).
Wymagany minimalny poziom dostępności i integralności dla podstawowych systemów RNAV do użytkowania w wyznaczonej europejskiej przestrzeni powietrznej można uzyskać poprzez zamontowanie pojedynczego systemu składającego się z jednego lub więcej czujników, komputera RNAV, panelu sterowania z wyświetlaczem i panelu(ów) nawigacyjnego, (np. ND, HSI lub CDI)pod warunkiem, że system jest monitorowany przez członka załogi, a w przypadku awarii systemu statek powietrzny zachowuje możliwości nawigacyjne, odpowiednie dla naziemnych pomocy nawigacyjnych (np. VOR, DME lub NDB).

4.2 Kryteria funkcjonalne

4.2.1 Wymagane funkcje

Poniżej wymienione funkcje systemu są minimalnymi wymaganymi dla wykonywanie podstawowych operacji RNAV:

(a) Ciągłe wskazanie pozycji statku powietrznego, odpowiednie do wyświetlanego śladu na ekranie nawigacyjnym umieszczonym w obrębie podstawowego pola widzenia pilota, jeżeli z niego korzysta. Dodatkowo, tam gdzie minimalne załoga składa się z dwóch pilotów, wskazanie pozycji statku powietrznego odpowiednie do śladu widocznego przez pilota nie korzystającego z ekranu nawigacyjnego umieszczonego w obrębie podstawowego pola widzenia.

(b) Wyświetlanie odległości i namiaru do kierunku aktywnego (Do)

(c) Wyświetlanie prędkości względem ziemi lub czasu do kierunku aktywnego (Do)

d) Przechowywanie kierunków, minimum 4

(e) Prawidłowe wskazanie awarii w systemie RNAV, włącznie z czujnikami.

4.2.2 Zalecane funkcje

Dodatkowo do wymagań 4.2.1 zaleca się następujące funkcje systemu i właściwości wyposażenia:

(a) Połączenie auto pilota i/lub kierunku lotu

(b) Wskazywanie pozycję w znaczeniu szerokości i długości geograficznej

(c) Funkcjonowanie „Prosto do”

(d) Wskazanie o dokładności nawigacyjnej (np. czynnik jakości)

(e) Automatyczny wybór przez radiowe pomocy nawigacyjne kanału łączności

(f) Baza danych nawigacyjnych

(g) Automatyczne ustalanie kolejności odcinków i związanych z tym zakładanych zwrotów

4.3 Instrukcja Użytkowania W Locie - MMEL (Główny Wykaz Wyposażenia Minimalnego)

Podstawa certyfikacji powinna być podana w Instrukcji Użytkowania w Locie (AFM) wraz ze wszelkim ograniczeniami dla systemu RNAV. AFM może również zawierać wykaz prawidłowo działającego systemu RNAV i nietypowych procedur mających zastosowanie dla zabudowanego wyposażenia, włącznie z, jeżeli ma to zastosowanie, odniesieniem do rodzajów i konfiguracji systemów koniecznych dla wspomożenia zdolności RNP.

(Główny) Wykaz Wyposażenia Minimalnego MMEL/MEL powinien zawierać wykaz minimalnego wyposażenia niezbędnego dla spełnienia kryteria dla podstawowego RNAV, zdefiniowanego w paragrafie 4.1.i 4.2.

4.4. Podstawowe Systemy RNAV - Akceptowalne Sposoby Spełnienia

4.4.1 EASA - Akceptowalne Sposoby Spełnienia

Systemy nawigacyjne zabudowane na statku powietrznym zgodnie z materiałem doradczym zawartym w FAA AC 90-45A, AC 20-130(), AC 20-138 lub AC 25-15 są akceptowane dla podstawowych operacji RNAV. Tam, gdzie w ADM jest odniesienie do albo materiału doradczego lub specyficznych poziomów dostępnych osiągów nawigacyjnych (RNP), nie wymaga się żadnego dodatkowego oświadczenia z spełnieniu.

Zgodność można również uzyskać w oparciu o standardy nawigacji poziomej zdefiniowanej w ETSO-C115b, ETSO-C129a, ED-27/28, ED-39/40, DO-187/ED-58 lub DO-180(). Jednakże zakwalifikowanie wyposażenia tylko w oparciu o te standardy nie uważa się za dostateczne dla uzyskania zatwierdzenia zdatności.

4.4.2 Ograniczenia w użytkowaniu Systemów Nawigacyjnych

Następujące systemy nawigacyjne, aczkolwiek oferują zdolności RNAV, posiadają ograniczenia co do ich użytkowania w podstawowych operacjach RNAV.

4.4.2.1 INS

INS bez automatycznego radiowego uaktualniania pozycji statku powietrznego, zatwierdzonego zgodnie z AC 25-4, jeżeli spełnia funkcjonalne kryteria paragrafu 4.2, może być użytkowany tylko przez maksimum 2 godziny od jego ostatniego ustawienia/aktualizacji wykonanej na ziemi. Uwzględnić można pewne szczególne konfiguracje INS (eg. mix potrójny), gdzie albo wyposażenie lub statek powietrzny lub dane producenta statku powietrznego uzasadniają przedłużone użycie od ostatniej aktualizacji pozycji wykonanej na ziemi.

INS z automatyczną radiową aktualizacją pozycji statku powietrznego, uwzględniając systemy w których, zgodnie z procedurą załogi, ręcznie wybiera się kanały radiowe musi być zatwierdzony zgodnie z AC 90-45A lub materiałem równoważnym.

4.4.2.2 LORAN C

W tej chwili nie ma żadnego materiału doradczego EASA dla zatwierdzenia operacyjnego lub zdatności systemu LORAN C w europejskiej przestrzeni powietrznej. Jeżeli odpowiednie pokrycie LORAN C w europejskiej przestrzeni powietrznej pozwoli na jego używanie na pewnych trasach podstawowego RNAV, można przyjąć AC 20-121A jako podstawę spełnienia.

4.4.2.3 GPS

Korzystanie z GPS do prowadzenia operacji w podstawowym RNAV jest ograniczone do wyposażenia zatwierdzonego wg ETSO-C129a, ETSO-C 145, lub ETSO-C 146 i zawierającego minimalne funkcje systemu wyszczególnione w paragrafie 4.2.1. Integralność musi być zapewniona przez Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) lub równoważnymi metodami w ramach wielo-czujnikowego systemu nawigacyjnego. Wyposażenie musi być zatwierdzone zgodnie z AMC 20-5. Ponadto samodzielne wyposażenie GPS musi posiadać następujące funkcje:

(a) Wykrywacz etapowy pseudo zasięgu

(b) Sprawdzanie i korygowanie prawidłowości odczytu

Te dwie dodatkowe funkcje muszą być wprowadzone zgodnie z normą ETSO-C129a.

Tradycyjne wyposażenie nawigacyjne (np. VOR, DME lub ADF) musi być zabudowane i działać aby zapewnić alternatywne środki nawigacyjne.

UWAGA: Tam gdzie samodzielne wyposażenie GPS zabudowane na statku powietrznym jest jedynym zapewniającym zdolność RNAV, to takie wyposażenie samo w sobie może okazać się niekompatybilne z przyszłą strukturą przestrzeni powietrznej jak precyzyjne trasy RNAV, procedury końcowe, a tam gdzie wdrożony, rozszerzony system nawigacji satelitarnej na to pozwoli, nastąpi likwidacja tradycyjnych naziemnych pomocy radio nawigacyjnych.

5 KRYTERIA OPERACYJNE DLA UŻYTKOWANIA SAMODZIELNYCH GPS

5.1 Kryteria Ogólne

Samodzielne wyposażenie GPS zatwierdzone zgodnie z wytyczne przedstawionymi w tym dokumencie można wykorzystywać do prowadzenia podstawowych operacji RNAV z uwzględnieniem nałożonych na nie ograniczeń. Takie wyposażenie musi być użytkowane zgodnie z procedurami akceptowanymi przez nadzór. Załoga musi przejść odpowiednie szkolenie z zakresu normalnych i nietypowych procedur operacyjnych dla korzystania z samodzielnego wyposażenia GPS, jak wyszczególniono w paragrafach 5.2 i 5.3.

5.2 Procedury Normalne

Procedury korzystania z wyposażenia nawigacyjnego na trasach podstawowego RNAV muszą zawierać:

(a) W czasie etapu planowania przedodlotowego, przyjmując, że konstelacja GPS składa się z 23 lub mniej satelitów (22 lub mniej dla samodzielnego GPS, który ma wbudowaną pomoc dla wysokości ciśnieniowej), dostępność integralności GPS (RAIM) musi być potwierdzona dla zamierzonej trasy lotu (trasa i czas). Informację tę należy pozyskać z naziemnego programu prognozowania albo musi to być zapewnione jako funkcja systemu (patrz Aneks 1), lub metodą alternatywną akceptowaną przez nadzór.
Start nie powinien mieć miejsca w przypadku, gdy prognozowana utrata RAIM jest większa niż 5 min na jakimkolwiek odcinku założonego lotu.

(b) Jeżeli zainstalowana jest baza danych nawigacyjnych, przed startem należy sprawdzić jej ważność (aktualnie cykl AIRAC).

(c) Tradycyjne wyposażenie nawigacyjne (np. VOR, DME i ADF) należy dobierać w taki sposób, aby dostępne pomoce zezwalały na natychmiastowe sprawdzenie lub odwrócenie sytuacji w przypadku utraty zdolności nawigacyjnych GPS.

5.3 Procedury Nietypowe w przypadku utraty zdolności nawigacyjnych GPS

Procedury operacyjne muszą zawierać czynności, które musi wykonać załoga w przypadku wskazania przez samodzielne wyposażenia GPS utraty funkcji monitorowania wykrywania integralności lub przekroczenia progu alarmowego (błędna pozycja). Procedura operacyjna musi uwzględniać jak niżej:

(a) Samodzielne wyposażenia GPS może nadal być używane do nawigacji. w przypadku utraty funkcji monitorowania wykrywania integralności. Załoga musi podjąć próbę określenia pozycji statku powietrznego, tam gdzie to możliwe, przy pomocy informacji VOR, DME lub NDB aby potwierdzić dopuszczalny poziom osiągów operacyjnych. W przeciwnym wypadku załoga powinna przejść na alternatywne środki nawigacji.

(b) Załoga powinna przejść na alternatywne środki nawigacji w przypadku przekroczenia progu alarmowego.

AMC-20-4

ANEKS 1

Program Prognozowania Monitorowania Integralności GPS (RAIM)

Jeżeli jako sposób spełnienia paragrafu 5.2(a) niniejszego dokumentu używany jest Program Prognozowania Monitorowania Integralności GPS (RAIM), należy spełnić następujące kryteria:

1. Program powinien prognozować dostępność funkcji monitorowania integralności (RAIM) przez wyposażenie GPS, prawidłową dla prowadzenia podstawowych operacji RNAV w europejskiej przestrzeni powietrznej.

2. Software programu prognozowania musi być opracowane przynajmniej zgodnie z RTCA DO 178B/EUROCAE 12B, wytyczne poziomu D.

3. Program powinien korzystać z algorytmu RAIM identycznego z użytkowanym przez wyposażenie pokładowe lub algorytmu opartego na założeniach dla prognoz RAIM, których wyniki są bardziej konserwatywne.

4. Program powinien obliczać dostępność RAIM w oparciu o ukryty kąt satelity nie mniejszy niż 5 °, z wyjątkiem gdy zademonstrowany mniejszy ukryty kąt jest akceptowany przez nadzór.

5. Program musi mieć zdolność ręcznego wskazania satelitów GPS, o których poinformowano, że są nie czynne dla zamierzonego lotu.

6. Program powinien zezwalać użytkownikowi na wybór:

a) zamierzonej trasy i zadeklarowanych lotnisk alternatywnych;

b) czasu i długości zamierzonego lotu.

AMC-20-5
Akceptowalne sposoby spełnienia i kryteria operacyjne dla użytkowania Światowego Systemu Nawigacji Satelitarnej (GPS).

1 CEL

Niniejszy AMC ustanawia akceptowalne sposoby, ale nie jedyne, które można stosować dla zatwierdzenia zdatności i zawiera wytyczne dla operatorów przy używaniu Światowego Systemu Nawigacji Satelitarnej (GPS).

2 ZWIĄZANE Z NIM MATERIAŁY

Udokumentowane-ID	Tytuł Dokumentu
EUROCAE ED 72A	Minimalna Specyfikacja Osiągów Operacyjnych dla pokładowego wyposażenia odbiorczego GPS stosowanego jako uzupełniające sposoby nawigacji
ETSO-C115b/ FAA TSO-C115()	Wyposażenie Pokładowe do Nawigacji Obszarowej wykorzystujące Multi Sensor jako źródło informacji.
ETSO-C129a/FAA TSO-C129()	Uzupełniające Pokładowe Wyposażenie Nawigacyjne wykorzystujące światowy system nawigacji satelitarnej GPS
ETSO-C145	Pokładowe Czujniki Nawigacyjne wykorzystujące światowy system nawigacji satelitarnej GPS powiększony przez Wide Area Augmentation System (WAAS)
ETSO-C146	Samodzielne Pokładowe Wyposażenie Nawigacyjne wykorzystujące światowy system nawigacji satelitarnej GPS zwiększony przez Wide Area Augmentation System (WAAS)
RTCA DO 208	MOPS dla Uzupełniającego Pokładowego Wyposażenia Nawigacyjnego wykorzystującego System Nawigacji Satelitarnej (GPS)
FAA AC 20-138	Zatwierdzenie zdatności wyposażenia dla systemu nawigacji satelitarnej GPS do użytkowania jako Uzupełniające Systemy Nawigacji VFR i IFR (wcześniej Informacja FAA 8110-47).
FAA AC 20-130A	Zatwierdzenie Zdatności Systemu Nawigacyjnego lub Zarządzania Lotem integrujące Wielorakie Czujniki Nawigacyjne (wcześniej Informacja FAA 8110-48)
FAA AC 90-94	Wytyczne dla stosowania wyposażenia GPS w operacjach IFR na trasie i w rejonach lotniska i nieprecyzyjnych podejść wg przyrządów w amerykańskiej przestrzeni powietrznej
Informacja FAA 8110-60	GPS jako podstawowy środek nawigacji w operacjach dalekosiężnych/odległych
DOT/FAA/AAR-95/3	FAA Certyfikacja statku powietrznego dla czynnika ludzkiego i operacyjna lista kontrolna dla niezależny odbiorników GPS (TSO C129 Klasa A)
FAA Zarządzenie 8400.10	HBAT 95-09, Wytyczne dla zatwierdzenia operacyjnego systemu nawigacji satelitarnej (GPS) dla zapewnienia podstawowych środków dla prowadzenia nawigacji Klasy II w operacjach dalekosiężnych i odległych obszarów.

3. Historia

3.1 Oświadczenie o pełnej zdolności nawigacyjnej (Full Operational Capability (FOC)) dla konstelacji NAVSTAR GPS wydane przez Departament Obrony USA i Departament Transportu daje możliwość środowisku lotniczemu do korzystania z informacji nawigacyjnej dostarczanej przez tę konstelację.

3.2 Akceptowalne sposoby spełnienia dla użytkowanie GPS, ułatwią przyszły rozwój satelitarnych systemów nawigacyjnych. Celem jest stworzenie światowego systemu nawigacji satelitarnej (Global Navigation Satellite System (GNSS)) pod cywilną kontrolą. W okresie dostosowawczym do GNSS i dla uzyskania szybkich korzyści, konieczne będzie rozszerzenie dzisiejszych systemów wojskowych – GPS i GLONASS – i np. współpraca z satelitami geostacjonarnymi, naziemnymi monitorami integralności, satelitami cywilnymi wraz z pokładowymi technikami monitorowania integralności takimi jak RAIM. Można przyjąć inne techniki, gdzie system nawigacji wyznacza integralność

sygnałów nawigacyjnych GPS korzystając z danych wejściowych innych czujników zainstalowanych na statku powietrznym, takich jak INS, DME lub innych odpowiednich czujników.

UWAGA: Pełna zdolność operacyjna dla GLONASS, rosyjskiego systemu nawigacyjnego została ogłoszona 05.02.1996.

3.3 Tam gdzie będzie to możliwe, EASA opublikuje AMC w sprawie korzystanie z GPS w następstwie upoważnienia wydanego przez FAA. Jednakże, nie da się zlikwidować niektórych różnic w organizacji krajowej przestrzeni powietrznej oraz danych dla określenie pozycji na powierzchni ziemi.

3.4 Zakłada się, że organy państwowe odpowiedzialne za ATM i lotniska podejmą odpowiednie kroki aby upoważnić/opublikować informacje na temat korzystania z GPS.

3.5 W kontekście niniejszego AMC użyte słowo „podejście" oznacza „podejście nie-precyzyjne"

4 SŁOWNICTWO

Wyposażenie GPS Klasa A () Wyposażenie zawierające czujniki GPS i zdolności nawigacyjne. Takie wyposażenie zawiera RAIM zgodnie z definicją FAA TSO-C129( ).

Wyposażenie GPS Klasa B () Wyposażenie składające się z czujników GPS, które dostarczają dane do zintegrowanego systemu nawigacji, np. nawigacyjnego systemu zarządzania lotem, systemu nawigacji multi-sensor, (FAA TSO-C129( ))

Wyposażenie GPS Klasa C () Wyposażenie składające się z czujników GPS, które dostarczają dane do zintegrowanego systemu nawigacji, np. nawigacyjnego systemu zarządzania lotem, i obszerniejsze wytyczne do autopilota lub kierunku lotu celem pomniejszenia technicznego błędu lotu, (FAA TSO-C129( )).

Samodzielny Odbiornik Monitorowania Integralności (RAIM) Technika w oparciu o którą procesor odbiorczy GPS określa integralność sygnałów nawigacyjnych GPS stosując do tego tylko sygnały GPS lub zwiększające się wraz z wysokością sygnały GPS . Takie ustalenie uzyskuje się przez kontrolę ciągłości wśród dodatkowych pomiarów pseudo zasięgu. Aby wykonać czynność RAIM przynajmniej jeden dodatkowy satelita musi znajdować się w polu widzenia odbiornika, poza wymaganymi. (FAA AC 20-138, AC 90-94).

Niezależny System Nawigacji GPS Samodzielne wyposażenie GPS to takie, które nie jest połączone z innymi czujnikami nawigacyjnymi lub systemami nawigacyjnym jak DME, Loran-C, Inertial. Samodzielne wyposażenie GPS może jednak uwzględniać inne rozszerzone cechy jak wyrównywanie pomiaru wysokości, **clock casting.** (FAA AC 20-138).

5 ZATWIERDZANIE ZDATNOŚCI

Zastosowanie mają następujące kryteria zdatności dla zabudowy, na każdym statku powietrznym zarejestrowanym w państwie członkowskim, wyposażenia GPS, certyfikowanego na zgodność z CS-23, -25, -27 i-29 lub odpowiadającym im FAR lub wymaganiom krajowym, a który ma być użytkowany w operacjach IFR.

5.1 OGÓLNE

Niniejszy AMC stosuje, jako podstawę zatwierdzenia zdatności GPS, Okólniki Doradcze FAA AC 20-130A i AC 20-138.

Dla przyznanych przed wydaniem wymienionych AC certyfikacji, odnośnie zawiadomienia FAA są uznawane jako równoważne. Wykonalność takich działań została już przedstawiona. W Europie zastosowano już dwa zawiadomienia dla zatwierdzenia instalacji na statkach powietrznych. Założeniem niniejszego AMC jest uniknięcie stosowania na szeroką skalę instalacji posiadających systemy niezgodne z aktualnymi Okólnikami Doradczymi (np. opartych na wcześniejszej przejściowej polityce FAA z 20 lipca 1992).

Dla wielo-czujnikowych systemów nawigacji wykorzystujących dane wejściowe GPS, a zakwalifikowanych przed opublikowaniem FAA TSO-C129, gdzie spełnienie założeń TSO można udowodnić, można przyznać upoważnienie do korzystania z wyposażenia dla celów przedstawionych w niniejszych, tymczasowych wytycznych.

FAA AC należy stosować jako Materiał Interpretacyjny aby wykazać spełnienie z odnośnymi CS przy każdym wniosku, np. 25.1301 I 25.1309.

Jeżeli w AC znajduje się odniesienie do przepisów FAA i procedur zatwierdzających to należy, zgodnie z tym zastąpić nimi wymagania krajowe lub równoważny materiał EASA.

5.2 Kryteria Zdatnościowe

Niżej wymienione FAA AC należy stosować jako podstawę do zatwierdzania instalacji wyposażenia GPS.

AC 20-130A	Dla wielo-czujnikowych systemów nawigacyjnych korzystających z danych wejściowych GPS
AC 20-138	Dla niezależnego wyposażenia GPS.

Niezależne wyposażenie GPS musi być dodatkowo zatwierdzone na zgodność z FAA TSO-C129, niezależnie od zatwierdzenia wg AC 20-138.

Dla wszystkich przypadków wyposażenia, integralność musi być zapewniona przez Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) lub metodą równoważną, np. przez porównanie wielo-czujnikowego systemu nawigacji z innymi zatwierdzonymi czujnikami. Poniższa tabela przedstawia podsumowania definicji klas i pod-klas. Typy wyposażenia wyszczególnione są w FAA TSO C-129( ). Patrz Sekcja 4 niniejszego AMC dla definicji Klasy A, B lub C.

Klasa	Samodzielne	Wielo-czujnikowe	RAIM	Równoważne do RAIM .	Na trasie	Docelowe	Podejście nie precyzyjne
A1	X		X		X	X	X
A2	X		X		X	X	
B1		X	X		X	X	X
B2		X	X		X	X	
B3		X		X	X	X	X
B4		X		X	X	X	
C1		X	X		X	X	X
C2		X	X		X	X	
C3		X		X	X	X	X
C4		X		X	X	X	

5.3 Dodatkowe Kryteria dla instalacji wszystkich GPS

Przy wykazywaniu spełnienia Okólnika Doradczego FAA, poprzez weryfikowanie dokładności GPS próbami w locie należy powołać się na informację o pozycji we współrzędnych WGS-84.

5.4 Dodatkowe kryteria tylko dla samodzielnego wyposażenia GPS.

Należy rozważyć poniższe punkty jako część zatwierdzenia zdatności:

(a) dla operacji IFR wyposażenie klasy A musi być zatwierdzone wg:

(i) FAA TSO-C129a lub
(ii) FAA TSO-C129 i dodatkowe paragrafy (a).(3),(xv).5 i (a).(6) TSO C129a.

(b) Tam gdzie poza samodzielnym wyposażeniem GPS inne źródła nawigacji zapewniają wyświetlanie i/lub wytyczne dla Kierunku Lotu/Autopilota, należy zabezpieczyć:

- wybór źródła nawigacji jako jedynej metody wyboru;
- jednoznaczne określenie wybranego źródła nawigacji;
- odpowiednie wyświetlanie informacji pomocniczych dla wybranego źródła i pomocy nawigacyjnej, i
- odpowiednie informacje pomocnicze dla Kierunku Lotu/Autopilota dla wybranego źródła i pomocy nawigacyjnej.

Określenie źródła dla Kierunku Lotu, Autopilota i pomocy nawigacyjnej musi być uporządkowane i kompatybilne z pierwotną filozofią projektu kabiny pilota.

(c) Załoga musi być poinformowana o utracie zdolności nawigacyjnej.

d) Jeżeli korzysta się z danych wejściowych dotyczących wysokości, utrata wysokości musi być wyświetlona przez wyposażenie GPS.

(e) Cechy konfiguracji instalacji zawarte w wyposażeniu GPS, które mogą mieć wpływ na zatwierdzenie zdatności lub zatwierdzenie operacyjne, takie jak:

zewnętrzny wybór CDI;
zewnętrzna kalibracja CDI;
wprowadzenie wysokości anteny GPS;
konfiguracji seryjnych portów danych wejściowych i wyjściowych
dane referencyjne

nie powinny być wybierane przez pilota. Instrukcja konfiguracji wyposażenia GPS dla konkretnej instalacji powinna znajdować się w odpowiednim podręczniku.

(f) Stery, wyświetlacze, charakterystyki eksploatacyjne i współdziałanie pilota z wyposażeniem GPS powinno być ocenione pod kątem pracochłonności dla załogi, szczególnie w momencie podejścia.

Dla zatwierdzenia GPS należy zastosować listę kontrolną FAA zawierającą właściwości współdziałania pilota z systemem (DOT/FAA/AAR-95/3) lub równoważną.

6 KRYTERIA OPERACYJNE

Niniejszy AMC zawiera dopuszczalne kryteria operacyjne dla operacji oceanicznych, w trasie, końcowych i podejścia, z uwzględnieniem ograniczeń podanych poniżej. Kryteria operacyjne zakładają, że przyznano odpowiednie zatwierdzenie instalacji/zdatności.

Funkcjonowanie wyposażenia GPS powinno odbywać się zgodnie z AFM i jego uzupełnieniem. MMEL/MEL powinien zawierać wykaz minimalnego wyposażenia koniecznego dla wykonania operacji przy użyciu GPS.
Spełnienie tylko wytycznych niniejszego AMC nie jest wystarczające aby spełnić kryteria zdatności i operacyjne wyszczególnione w precyzyjnych operacjach RNAV (P-RNAV), (patrz A&GM Sekcja 1, Część 3, TGL 10).
Nie wolno zezwalać na korzystanie z GPS dla nawigacji pionowych.

6.1 Stosowanie GPS w obszarach oceanicznych, w trasie i lotniskach docelowych

Poniższa tabela przedstawia podsumowanie warunków operacyjnych zezwalających na korzystanie z GPS w operacjach IFR nad oceanem, trasach krajowych i lotniskach docelowych.

MORSKIE/ODLEGŁE	**NA TRASIE**	**KOŃCOWE**
Patrz rozdział 7 – konkretne kryteria operacyjne	Tradycyjne po utracie integralności* dla kontynuowania lotu potrzebne będzie zatwierdzone wyposażenia IFR * Integralność można zapewnić poprzez RAIM lub równoważnik Patrz uwaga 1	Tradycyjne po utracie integralności* dla kontynuowania lotu potrzebne będzie zatwierdzone wyposażenia IFR * Integralność można zapewnić poprzez RAIM lub równoważnik Patrz uwaga 1, 2 i 3

Uwagi:

(1) Stosując te warunki oznacza, że

a) pomoce naziemne na wyznaczonej trasie przelotu lub pomoce naziemne dla tras RNAV są czynne i

b) działa wyposażenie statku powietrznego, inne niż GPS, konieczne dla wykonania trasy

(2) Musi być możliwość wybrania SID/STAR z bazy danych nawigacyjnych. Kodowanie bazy danych musi wspomagać oficjalna publikację SID/STAR.
Uwaga: Niektóre bazy danych nawigacyjnych mogą nie zawierać parametrów wszystkich żądanych korytarzy, co uniemożliwi spełnienie opublikowanych procedur.

(3) Wykonując lot wg SID/STAR

a) procedura ustanowiona przez państwo lotniska musi być upoważniona/opublikowana przez państwo GPS.
b) państwo operator/rejestracji (co ma zastosowanie) musi zatwierdzić operatora dla takich operacji.

6.2 Korzystanie z wyposażenia GPS dla podejść nie precyzyjnych

Niezależnie od paragrafu 6.1, można korzystać z wyposażenia nawigacyjnego opartego na GPS do wykonania każdej części podejść nie precyzyjnych wg przyrządów pod warunkiem spełnienia wszystkich niżej wymienionych warunków i ich sprawdzenia zgodnie z planem przedodlotowym:

(a) Państwo operatora/rejestracji (co ma zastosowanie) upoważniło do korzystania z wyposażenia wielo-czujnikowego, gdzie GPS jest jednym z czujników lub wyposażenia GPS Klasy A1.
(b) Państwo lotniska upoważniło/opublikowało wykonanie podejścia korzystając z GPS.
(c) Opublikowana procedura podejścia jest wspomniana we współrzędnych WGS-84;
(d) Baza danych nawigacyjnych zawiera aktualną informację o podejściu nieprecyzyjnym (aktualny cykl AIRAC);
(e) Podejście, które ma być wykonane można odzyskać z bazy danych i definiuje położenie wszystkich pomocy nawigacyjnych i kierunków koniecznych do wykonania podejścia.
(f) Informacja przechowywana w bazie danych jest przedstawiona załodze w kolejności jak opublikowano na tabliczce dla podejścia nieprecyzyjnego;
(g) Kierunki podejścia nieprecyzyjnego w bazie danych nawigacyjnych nie mogą być zmienione przez załogę;
(h) Całe wyposażenie pokładowe konieczne do wykonania lotu od lotniska przeznaczenia do każdego lotniska zapasowego i podejścia na tym lotnisku jest zainstalowane i sprawne. Również odpowiednie naziemne pomoce nawigacyjne są sprawne.
(i) Podejście można wybrać z bazy danych nawigacyjnych. Kodowanie bazy danych musi wspomagać oficjalnie opublikowaną procedurę podejścia.

Uwaga: Niektóre bazy danych nawigacyjnych mogą nie zawierać parametrów wszystkich żądanych korytarzy, co uniemożliwi spełnienie opublikowanych procedur.

6.2.1 Podejścia „Pokrywające się”

Podejście pokrywające się to takie, które zezwala pilotowi na korzystanie z wyposażenia GPS do wykonania obowiązujących procedur nieprecyzyjnego podejścia wg instrumentów. Dla celów niniejszego dokumentu jest to ograniczone do pokrywania podejść wykonywanych w oparciu o VOR, VOR/DME lub VORTAC, NDB, NDB/DME i RNAV.
Niezależnie od paragrafu 6.2 powyżej, należy sprawdzić zgodność z procedurami wobec surowych danych dostarczonych z naziemnych pomocy nawigacyjnych, jeżeli

(a) Niedostępna jest funkcja monitorowania integralności (RAIM lub równoważnik), lub
(b) Jeżeli wyposażenie Klasy A1 zatwierdzone przed wprowadzeniem niniejszego AMC nie spełnia wymagań paragrafu 5.4(a).

Naziemne pomoce nawigacyjne i związane z tym wyposażenia pokładowe konieczne do wykonania opublikowanej procedury podejścia musi być sprawne.

6.2.2 Podejścia wykonywane przy pomocy niezależnych GPS

Podejście wykonywane przy pomocy niezależnego GPS odnosi się do procedury podejścia nieprecyzyjnego opartego wyłącznie o GPS, bez odniesienia się do konwencjonalnych naziemnych pomocy nawigacyjnych.

Niezależnie od paragrafu 6.2 powyżej, zastosowanie mają niżej wymienione warunki:

(a) Dostępna jest funkcja monitorowania integralności (RAIM lub równoważna),
(b) Wyposażenie Klasy A1 spełnia wymagania paragrafu 5.4(a) niniejszego AMC;
(c) Opublikowana procedura podejścia jest zidentyfikowane jako podejście GPS (np. GPS RWY 27,
(d) W fazie planowania przed odlotowego dla lotu wg IFR:

(i) Gdzie konieczne jest określenie lotniska zapasowego, na lotnisku dostępna jest procedura podejścia bez korzystania z GPS;
(ii) Gdzie nie jest konieczne lotnisko zapasowe, przynajmniej jedna procedura podejścia bez korzystania z GPS jest dostępna na lotnisku docelowym;
(ii) Użyty jest przewidujący RAIM lub narzędzie równoważne i dostępna jest zdolność monitorowania (RAIM lub równoważnik) na lotnisku docelowym o porze spodziewanego przylotu.

(e) Jeżeli przy starcie i/lub w trakcie lotu konieczne jest lotnisko zapasowe, przynajmniej jedna procedura podejścia bez korzystania z GPS jest dostępna na lotnisku(ach) zapasowym.
(f) Procedura nieudanego podejścia jest dostępna przy użyciu nawigacji tradycyjnej.

7 KRYTERIA DLA KORZYSTANIA Z GPS W OPERACJACH OCEANICZNYCH/ DALEKIEGO ZASIĘGU

EASA uznaje, że taka operacja jest szczególną przy stosowaniu GPS.

Informacja FAA8110.60 p.t. “GPS jako podstawowy środek nawigacji dla operacji morskich/dalekiego zasięgu” proponuje tymczasowe wytyczne dla instalacji wyposażenia GPS, który ma być użytkowany w operacjach morskich/dalekiego zasięgu. Informacja zawiera dodatkowe kryteria dla zatwierdzenia wyposażenia GPS poza tymi wymienionymi w FAA TSO-C129(), włącznie ze automatyczną zdolnością wykrywania i odrzucenia awarii satelity GPS poprzez wykrycie błędu i odrzucenia algorytmu (FDE). Podane są wytyczne do wykrycia błędnego wskazania co może spowodować funkcją pseudo zakresu oraz dla monitorowania wykorzystania danych nawigacyjnych GPS. Zdefiniowano program przewidywania dla wsparcia operacyjnych ograniczeń przy starcie.

Jeżeli GPS ma być stosowany w operacjach morskich/dalekiego zasięgu jako zatwierdzony system nawigacji dalekiego zasięgu (LRNS) to jego instalacja musi być zgodna z informacją FAA 8110.60.

W operacjach w przestrzeni powietrznej, gdzie wymagane jest aby statek powietrzny był wyposażony w dwa niezależne systemy LRNS (np. podwójny panel sterowania z wyświetlaczem, podwójna antena GPS, dwa źródła zasilania, podwójne czujniki GPS itp.) takiej jak North Atlantic Minimum Navigation Performance Specification (MNPS) Airspace, obie instalacje GPS muszą być zatwierdzone zgodnie z Informacją FAA 8110.60.

Spełnienie wytycznych niniejszej informacji nie jest jednoczesnym zatwierdzeniem operacyjnym. Operatorzy muszą wystąpić o takie zatwierdzenie do swoich nadzorów.

ZAŁĄCZNIK A

A.1 Opis GPS

1.1 System Nawigacji Satelitarnej Navstar (GPS) Departamentu Obrony USA (DOD) jest satelitą działającym w oparciu o system nawigacji radiowej. Dzisiaj, na różnych orbitach znajdują się 24 satelity w odległości ok 11.000 mil morskich od powierzchni ziemi. Każda satelita nadaje sygnał czasowy i wiadomość z datą. Część datowanej wiadomości przekazuje odbiornikowi GPS szczegóły orbitalne każdego satelity. Odbiornik mierzy czas, w którym sygnał dociera z satelity do odbiornika i w oparciu o przekazaną informację oblicza pozycję i prędkość.

1.2 Dla określenia wymiar pozycji potrzebne są informacje z trzech satelitów, a z czterech dla określenia trzy wymiarowej pozycji. Wysokość i geometria każdego satelity, odpowiednia dla odbiornika, musi spełniać pewne kryteria zanim uzyska się zaprojektowany system dokładności. Dokładność w przewidywanych pozycjach horyzontalnych o dokładności do 100 m lub więcej powinna być dostępna przez 95% czasu, a z dokładnością do 300 m lub więcej przez 99,99% czasu.

1.3 Podawane liczby określające dokładność oparte są na założeniu, że podana pozycja jest podana w Danych Światowego Systemu Geodezyjnego 1984 (WGS 84). Dane określają pozycję na powierzchni ziemi lub w przestrzeni w odniesieniu do matematycznie zdefiniowanej elipsoidy, która odzwierciedla całkowity kształt ziemi. Punktem odniesienia danych WGS 84 jest środek ciężkości ziemi. Zezwala to na pozyskiwanie z jednego źródła informacji o pozycji dla całego świata. ICAO przyjął WGS 84 jako standard światowy, który ma być stosowany do 1998.

1.4 Aktualnie informacji o pozycji pozyskiwane pochodzą z danych lokalnych lub regionalnych, np. Dane Europejskie 1950 i Nouvelle Triangulation de France (NTF) 1970. Dane te obliczane są w oparciu o różne elipsoidy odzwierciedlające kształt ziemi na wybranym obszarze, ale nie są ważne na skalę światową. Możliwe jest dokonanie przeliczenia danych, ale niedokładności przedstawione w danych narodowych mogą spowodować olbrzymie pozostające błędy

1.5 Tak więc podana pozycja dzisiaj może być odniesiona do jednej z wielu danych i pozycja ta może być znacząco przesunięta w stosunku do współrzędnych tej samej pozycji wymierzonej w oparciu o WGS-84. Powszechne są różnice kilkuset metrów. Przy dokładności zapewnionej przez dzisiejsze naziemne pomoce nawigacyjne – inne niż pomoce dla podejścia precyzyjnego- różnice w pozycjach wynikające z różnych danych stają się mało ważne gdy wykonywane jest podejście nieprecyzyjne. Wprowadzenie informacji dostarczanej przez satelity o pozycji dla precyzyjniejszej nawigacji zmienia tę sytuację, ale tylko wówczas gdy wszystkie pozycje na całym świecie oparte są na jednym źródle informacji i to uświadamia jaki jest pełen potencjał nawigacji satelitarnej. Do czasu uzyskania takiego etapu konieczne jest nałożenie ograniczeń na korzystanie na pokładzie z konstelacji Navstar GPS.

A.2 Ograniczenia konstelacji GPS i wyposażenia

2. Niniejszy AMC jest zgodny z upoważnieniem FAA do korzystania z GPS w większości obszarów, ale pewne różnice we właściwościach różnych przestrzeni powietrznych mogą spowodować różnice w jego stosowaniu.

2.2 Nawet przy używaniu FOC wykonując lot wg IFR, system na zapewni ciągłości, dostępności i integralności potrzebnych dla niezależnego systemu nawigacji. Można przewidzieć ciągłość i dostępność, ale stwierdzenie integralności sygnałów wymaga zastosowania innych metod.

2.3 Większość istniejących naziemnych pomocy nawigacyjnych jest skalibrowanych dla lotu i mogą wysyłać sygnał alarmowy jeżeli nadawane są błędne sygnały. Np. właściwości sygnału VOR są monitorowane i jeżeli określone tolerancje nie są spełnione VOR automatycznie przestaje nadawać. Konstelacje GPS monitorowana jest z ziemi i może upłynąć sporo czasu zanim użytkownicy zorientują się, że system źle funkcjonuje. Brane są pod uwagę różne możliwości dla dostarczanie równoważnego sygnału integralnego z tym uzyskiwanym z konwencjonalnych pomocy nawigacyjnych, ale wiele lat upłynie zanim zostanie to osiągnięte. Aktualnie istnieją dwie metody w ramach wyposażenia pokładowego, które mogą zapewnić integralność nawigacji jeżeli wykorzystywane są sygnały GPS: Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) i ten zapewniany przez zintegrowany system nawigacji, w którym wykorzystywane są poza GPS inne czujniki.

2.4 W wyposażeniu pokładowym zawierającym zarówno czujniki GPS jak i zdolności nawigacyjnych dla określenia pozycji 3D potrzebne są cztery satelity na odpowiedniej wysokości i z odpowiednią geometrią. Potrzebny jest dodatkowy satelita dla wykonania funkcji RAIM. Szósty satelita jest potrzebny dla odizolowania i usunięcia niesprawnego satelity z rozwiązań nawigacyjnych (funkcja FDE). Jeżeli odbiornik GPS

korzysta z wysokości barometrycznej lub pomocy zegarowej, jako rozszerzenie RAIM, można zmniejszyć liczbę satelitów koniecznych aby odbiornik wykonywał funkcję RAIM, pod warunkiem zachowania odpowiedniej geometrii. Nie wszystkie odbiorniki GPS posiadają RAIM, ale w samodzielnym wyposażeniu GPS funkcja ta jest niezbędna ze względu na konieczność korzystania z niej w powietrzu przy wykonywaniu loty IFR.

2.5 W wyposażeniu pokładowym, gdzie czujnik GPS dostarcza informację do zintegrowanego systemu nawigacji, np. FMS lub wielo czujnikowy system nawigacji, to albo czujnik GPS musi zapewnić RAIM lub wielo czujnikowy system nawigacji musi posiadać odpowiedni poziom integralności, równoważny do tego, zapewnianego przez RAIM. Ten poziom integralności jest wymagany przy wykonywaniu lotów wg IFR.

2.6 Dostępność sześciu satelitów jest mniejsza niż 100%. Tak więc, funkcja RAIM (włącznie z FDE) może zostać przerwana. Można korzystać z RAIM, aby przewidzieć takie przerwy i można uzyskać wyższe wartości dostępności korzystając z wielo czujnikowych systemów wykorzystujących pewne równoważne techniki integralności.

2.7 Bez wdrożenia prawidłowego monitorowania integralności w powietrzu, istnieje możliwość powstania nie przewidzianych awarii.

2.8 Dzisiaj, jedynym dostępnym systemem jest GPS NOTAM dostarczany przez służby rządowe USA.

A.3 Przyszłość

3.1 Dzisiaj, tylko GPS i GLONASS są jedynymi systemami opartymi na satelitach, które są zdolne skutecznie służyć lotnictwu. Zakłada się, że w przyszłości GLONASS, rosyjski Światowy System Nawigacji Satelitarnej zapewniać będzie takie same usługi jak GPS. Kombinacja GPS i GLONASS i innych satelitów cywilnych oraz rozbudowa obiektów naziemnych stanowią potencjalne elementy cywilnego Światowego Systemu Nawigacji Satelitarnej (GNSS).

3.2 Niniejszy AMC zostanie rozszerzony o możliwość użytkowania GLONASS jak tylko będzie to możliwe.

3.3 ICAO powołał grupy robocze do opracowania zasad regulujących funkcjonowanie GNSS. Należy rozwiązać wiele technicznych i państwowych zagadnień, zanim GPS może być użytkowany bez żadnych ograniczeń. Gdy, zgodnie z definicją ICAO, GNSS będzie dostępny (np. GPS rozszerzony przez inne orbitujące satelity, satelity geostacjonarne, stacje jako naziemne punkty odniesienia i techniki różnicujące, zarówno jako elementy pojedyncze lub ich kombinacja) dodatkowe jego zastosowanie zostanie zdefiniowane.

AMC-20-6
Certyfikacja i operacje ETOPS o wydłużonym zasięgu samolotami dwu silnikowymi

1 CEL

Niniejszy AMC zawiera dopuszczalne metody, ale nie jedyne, dla uzyskanie zatwierdzenia do wykonywania operacji samolotami dwu silnikowymi na trasie, która ma wyznaczony jeden punkt dalej niż godzina lotu przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem (w warunkach standartowych w nieruchomym powietrzu) od odpowiedniego lotniska. Niniejszy AMC zezwala na ciągłą krzywą zmiany kierunku wobec wiarygodności systemu napędowego, jednakże ze względów praktycznych może okazać się konieczne wykonanie tego w etapach (np. 90 min, 120 min itp.). Wymagania operacyjne mogą również odnosić się do czasu zmiany kierunku.
Treść niniejszego AMC będzie wiązała się z czasem zmiany kierunku jak niżej:

a. Należy posiadać trzy zestawy kryteriów dla 75 min lub mniej, więcej niż 75 min ale mniej niż 90 min lub powyżej 90 min, tyle, że czas zmiany kierunku może być parametrem dla oceny pewnych systemów;
b. Przez zastosowanie tych samych zestawów kryteriów dla obsługi;
c. posiadając trzy zestawy kryteriów operacyjnych. wyższych niż 60 ale mniejszych lub równych 90 minutom, wyższych niż 90 ale mniejszych lub równych 120 minutom, wyższych niż 120 min, ale maksymalnie do 180 minut.

Przyśpieszony ETOPS
Zatwierdzenie operacyjne

Czynniki, które zezwalają na zmniejszenie lub zastąpienie doświadczenia w użytkowaniu przy wnioskowaniu o przyśpieszone zatwierdzenie ETOPS zawarte są w załączniku 7 niniejszego AMC. Każdy wniosek będzie analizowany przez nadzór lotniczy indywidualnie i oparty będzie o zatwierdzony konkretny plan. (patrz zał. 7).

Zatwierdzenie projektu typu (TDA)

i. Zatwierdzenie ETOPS na 180 min uważane jest za możliwe w momencie wprowadzania do użytkowania kombinacji płatowiec/silnik, pod warunkiem, że Agencja jest w pełni zadowolona, że zrealizowano wszystkie elementy planu zatwierdzenia (CRI). Agencja musi być przekonana, że plan zatwierdzenia spełnia równoważny poziom bezpieczeństwa z zamierzonym w niniejszym AMC.
ii. Każde niespełnienie zatwierdzonego planu może skutkować mniejszym zakresem niż wnioskowany.
iii. Od operatorów i producentów wymagać się będzie szybkich reakcji w przypadku incydentu lub zdarzenia. Seria pojedynczych zdarzeń lub seria powiązanych ze sobą incydentów może skutkować natychmiastowym cofnięciem zatwierdzenia ETOPS. Każdy pojedynczych przypadek nie powodujący natychmiastowego cofnięcia zatwierdzenia musi być w ciągu 30 dni wprowadzony do zatwierdzonego przez nadzór planu.

2 ZWIĄZANE Z NIM SPECYFIKACJE CERTYFIKACYJNE

CS 25.901, 25.903, 25.1309, 25.1351 d, CS 25 podczęść J, CS-E 510, CS-E 515, CS-E 520, wymagania operacyjne.

3 Zarezerwowany

4 SŁOWNICTWO

a. *Lotnisko*

(1) Odpowiednie. Dla celów niniejszego AMC, odpowiednie lotnisko to takie, które zostało uznane za odpowiednie przez operatora i nadzór lotniczy pod względem wymagań wydajności sprzętu dla spodziewanej wagi lub masy lądowania. Szczególnie należy założyć, że w momencie spodziewanego użytkowania:

(i) Lotnisko będzie dostępne i wyposażone w niezbędne służby pomocnicze, takie jak ATC, dostateczne oświetlenie, łączność, meldunki pogodowe, pomoce nawigacyjne i służby ratownictwa. Służby ratownictwa i straż pożarna (RFFS) równoważne z 4 kategorią ICAO (dla służb nie ulokowanych na lotnisku czas dojazdu do samolotu wynosi 30 minut od wszczęcia alarmu) lub, odpowiednią kategorię samolotu jeżeli niższa, tylko dla planowania, jeżeli uwzględnia się lotnisko jako zapasowe w trakcie wykonywania lotu ETOPS, i

(ii) Przynajmniej jedna pomoc samodzielna (radar naziemny będzie się kwalifikował) dostępna dla wykonania podejścia wg przyrządów.

(2) Dostosowane Dla celów niniejszego AMC dostosowane lotnisko to lotnisko odpowiednie z meldunkami pogodowymi lub prognozami, lub jakąkolwiek ich kombinacją wskazująca, że warunki pogodowe są na poziomie lub powyżej minima operacyjnego, a meldunki z terenu wskazują, że można wykonać bezpieczne lądowanie w momencie zamierzonej operacji (patrz zał. 3).

b. *Pomocnicze Źródło Zasilania (APU)*

Silnik turbinowy, który ma być użyty jako źródło generowania ciągu, funkcjonowania pomp hydraulicznych i innego wyposażenie samolotu i/lub dostarczający skompresowane powietrze dla pneumatycznych systemów samolotu.

c. *CMP Standard dla Konfiguracji, Obsługi i Procedur.*

Minimalne wymagania dla konkretnej konfiguracji samolotu włącznie ze specjalnymi inspekcjami, oprzyrządowaniem, żywotnością, ograniczeniami głównego wykazu wyposażenia minimalnego (MMEL) i praktyki obsługowe uznane przez nadzór lotniczy jako niezbędne dla określenia przydatności konfiguracji płatowiec-silnika dla operacji o wydłużonym zasięgu.

d. *Silnik*

Podstawowy zespół silnika dostarczony przez producenta silnika.

e. *Operacje o wydłużonym zasięgu*

Dla celów niniejszego AMC operacje o wydłużonym zasięgu to te wykonywane na trasie, która ma wyznaczony jeden punkt dalej niż godzina lotu przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem (w warunkach standartowych w nieruchomym powietrzu) od odpowiedniego lotniska

f. *Punkt wejścia w wydłużony zasięg*

Punkt wejścia w wydłużony zasięg to punkt na trasie wylotu samolotu, który znajduje się w odległości godziny lotu przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem (w warunkach standartowych w nieruchomym powietrzu) od odpowiedniego lotniska

g. *Personel Obsługi*

Mechanicy, licencjonowani inżynierowie naziemni, pomocniczy personel obsługi.

h. *Wyłączenie silnika w trakcie lotu (IFSD)*

Gdy silnik przestaje działać w trakcie lotu i następuje jego samoczynne wyłączenie lub wyłączenie zainicjowane przez załogę, lub spowodowane innym zewnętrznymi przyczynami (np. wyłączenie silnika w trakcie lotu spowodowane np. przez: wyłączenie się, uszkodzenie wewnętrzne, zamknięcie przez załogę, wessanie obcego przedmiotu, oblodzenie, niemożność uzyskania i/ lub utrzymania wymaganego ciągu).

i. *Znacząca systemy ETOPS*

(1) System dla którego właściwości nadmiarowych bezpiecznych uszkodzeń są bezpośrednio powiązane z liczbą silników, np. system hydrauliczny, system pneumatyczny, system elektryczny.

(ii) System, który może mieć wpływ na prawidłowe działanie silników w takim stopniu, że może spowodować wyłączenie silnika w trakcie lotu lub samoczynną utratę ciągu, np. system paliwowy, odwracacz ciągu lub ster silnika lub system wskazywania, system wykrywania pożaru silnika.

(3) System ,który ma znaczący udział w bezpieczeństwie lotu lub zmianie kierunku z jednym silnikiem niepracującym, takie jak systemy zapasowe używane przy zmianie kierunku w przypadku dodatkowych awarii. Obejmuje to systemy zapasowe lub generator awaryjny, APU, lub systemy niezbędne dla utrzymania możliwości wykonania wydłużonej operacji na wysokościach jedno-silnikowych, takie jak systemy odladzania.

(4) System, którego pewne uszkodzenia mogą obniżyć bezpieczeństwo lotu ze zmianą kierunku, np. nawigacja, łączność, chłodzenie sprzętu, ograniczony czas zduszenia pożaru w luku bagżowym, system tlenowy

System obejmuje wszystkie elementy konieczne dla kontrolowania i wykonania konkretnej istotnej funkcji. Taki system składa się zarówno z konkretnie zabudowanego wyposażenia dla tej funkcji jak i z podstawowego sprzętu, niezbędnego dla dostarczenia mocy dla funkcjonowania systemu.

(i) System płatowca. Każdy system samolotu, który nie jest częścią systemu napędowego.
(ii) System napędowy. System napędowy samolotu składa się z: każdego podzespołu koniecznego dla uzyskania napędu; podzespołów, które mogą wpływać na kontrolę i bezpieczeństwo operacji głównych zestawów napędowych.

j. *Zatwierdzona prędkość przelotowa z jednym silnikiem niesprawnym*

(1) Zatwierdzona prędkość przelotowa z jednym silnikiem niesprawnym to prędkość mieszcząca się w certyfikowanych ograniczeniach samolotu, wybrana przez operatora i zatwierdzona przez nadzór lotniczy.

(2) Operator używa tej prędkości przy:
(i) Określaniu zewnętrznej granicy obszaru operacji i wszelkich ograniczeń spedycyjnych;
(ii) Kalkulacji wymagań paliwowych dla jednego silnika, zgodnie z paragrafem 10.d(4) niniejszego AMC: Zaopatrzenie w Paliwo i Olej i
(iii) przy określaniu danych poziomu wysokości (osiągi netto). Poziom wysokości (osiągi netto) musi gwarantować ominięcie wszelkich przeszkód na trasie z zapasem odległości wyszczególnionych w wymaganiach operacyjnych.

(3) Jak dopuszczono paragrafem 10.f(3) niniejszego AMC i w oparciu o analizy aktualnej sytuacji, pilot ma prawo zmienić planowaną prędkość przelotową z jednym silnikiem niesprawnym.

5 Dyskusja

Aby móc ubiegać się o zatwierdzenie operacji o wydłużonym zasięgu, konkretna kombinacja płatowiec-silnik musi zostać certyfikowana na zgodność ze standardem zdatności dla dużych samolotów i oceniona z uwzględnieniem koncepcji zawartej w paragrafie 7, rozważań dla projektu typu zawartych w paragrafie 8 i załączniku 2, analizy doświadczenia w użytkowaniu dla projektu typu ETOPS omówionego w paragrafie 9 lub planu zatwierdzenia (CRI) dla przyśpieszonego zatwierdzenia projektu typu dla ETOPS i joceną uwzględniającą ciągłą zdatność i koncepcję operacyjną podaną w paragrafie 10.

6 Zastosowanie i prawa nabyte

Zastosowanie i prawa nabyte można znaleźć w wymaganiach operacyjnych, jeżeli ma to zastosowanie.

7 Koncepcje

Oczywistym jest, że całkowite bezpieczeństwo operacji o wydłużonym zasięgi nie może być wyższe niż to zapewnione wiarygodnością systemów napędowych, niektóre czynniki związane z operacjami o wydłużonym zasięgu nie są tak oczywiste.

Na przykład, zduszenie pożaru w luku bagażowym / możliwość ochrony mogą być znaczącymi czynnikami, praktyki operacyjne /obsługowe mogą unieważnić pewne ustalenia poczynione w trakcie certyfikacji projektu typu samolotu lub prawdopodobieństwo awarii systemów może okazać się znacznie poważniejszym problemem niż prawdopodobieństwo awarii systemu napędowego. Aczkolwiek wiarygodność systemu napędowego jest czynnikiem krytycznym, nie jest to jedyny czynnik, który powinien być uwzględniony w trakcie analizowanie operacji o wydłużonym zasięgu. Każda decyzja dotycząca operacji o wydłużonym zasięgu samolotem dwusilnikowym musi

zakładać prawdopodobieństwo powstania jakichkolwiek warunków, które mogą spowodować obniżenie możliwości samolotu lub niemożność załogi do opanowania niekorzystnych warunków operacyjnych.

Poniżej znajdują się definicje koncepcji przyjętych dla oceny operacji o wydłużonym zasięgu samolotami z dwoma silnikami. Podejście to gwarantuje, że samoloty dwu silnikowe są zgodne z poziomem bezpieczeństwa wymaganym dla aktualnie wykonywanych operacji o wydłużonym zasięgu przez samoloty wyposażone w trzy lub cztery silniki turbinowe bez konieczności ograniczania ich operacji.

a. *Systemy płatowca*

Szereg systemów płatowca ma wpływ na bezpieczeństwo operacji o wydłużonym zasięgu, dlatego należy dokonać ponownej oceny procesu certyfikacji projektu typu aby zapewnić, że projekt takich systemów gwarantuje bezpieczne wykonanie zamierzonych operacji.

b. *Systemy napędowe*

W celu utrzymania bezpieczeństwa na poziomie uzyskiwanym przez współczesne samoloty, konieczne jest, aby w samolotach z dwoma silnikami użytkowanymi w operacjach o wydłużonym zasięgu ryzyko poważnej utraty mocy/ciągu było niskie dla wszystkich przyczyn operacyjnych i związanych z projektem (patrz zał.1)

c. *Defincja Programu Obsługi i Wiarygodności*

Ponieważ jakość programów obsługowych i wiarygodności może mieć znaczący wpływ na wiarygodność systemów napędowego i płatowca, koniecznych dla wykonania operacji o wydłużonym zasięgu, należy dokonać oceny możliwości programów obsługi i wiarygodności do utrzymania zadawalającego poziomu wiarygodności systemu napędowego i płatowca dla danej kombinacji płatowiec-silnik.

d. *Wdrożenie Programu Obsługi i Wiarygodności*

Po ustaleniu, że projekty systemów płatowca i napędu są odpowiednie dla operacji o wydłużonym zasięgu i dokładnej analizie programu szkolenia wnioskującego, należy tak opracować programy obsługi i wiarygodności aby udowodnić zdolność uzyskania i utrzymania akceptowalnego poziomu wiarygodności systemów dla bezpiecznego wykonywania takich operacji.

e. *Czynnik Ludzki*

Awarie lub złe funkcjonowanie systemu w trakcie wykonywanej operacji o wydłużonym zasięgu może mieć wpływ na procedury i pracochłonność czynności wykonywanych przez załogę. Ponieważ obciążenie załogi pracą może ulec zwiększeniu należy przeprowadzić badanie dla zapewnienia, że średnie umiejętności pilotażu lub koordynacji w załodze będą wystarczające.

f. *Podstawa Zatwierdzenie*

Każdy wnioskujący (producent lub operator) musi wykazać, że konkretna kombinacja płatowiec-silnik jest dostatecznie wiarygodna dla zatwierdzenia operacji o wydłużonym zasięgu. Producent musi wykazać, że systemy konieczne dla wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu zostały zaprojektowane zgodnie z kryteriami bezpiecznych uszkodzeń, a operator wykazać, że są utrzymywane i użytkowane na odpowiednich poziomach wiarygodności dla zamierzonej operacji.

(1) *Zatwierdzenie Projektu Typu ETOPS*

(i) Proces, który zazwyczaj kończy się zatwierdzeniem projektu typu dla ETOPS, można podzielić na dwa etapy:

(A) Kwalifikowalność dla ETOPS; Wnioskujący musi wykazać, że cechy konstrukcyjne konkretnej kombinacji płatowiec-silnik są odpowiednie dla zamierzonych operacji (patrz paragraf 8).

(B) Zdolność dla ETOPS Wnioskujący musi wykazać, że konkretna kombinacja płatowiec-silnika, uznana jako nadająca się dla ETOPS, może osiągnąć w trakcie operacji dostatecznie wysoki poziom wiarygodności tak, by operacje o wydłużonym zasięgu mogły być wykonywane bezpiecznie. Uzyskanie wymaganego poziomu wiarygodności systemu napędowego jest określone w zał. 1 (patrz

paragraf 9). Wiarygodność systemów płatowca jest określone w zał. 2 (patrz paragraph 8).

(ii) Dowodem zatwierdzenia projektu typu samolotu dla operacji o wydłużonym zasięgu jest zazwyczaj oświadczenie znajdujące się w zatwierdzonej przez nadzór lotniczy Instrukcji Użytkowania samolotu (AFM) i arkuszu danych do Certyfikatu Typu, w którym znajdują się odniesienia do standartowych wymagań CMP dla operacji o wydłużonym zasięgu.

(2) *Doświadczenie w Użytkowaniu*

Każdy operator wnioskujący o zatwierdzenie operacji o wydłużonym zasięgu musi wykazać, że posiada dostateczne doświadczenie obsługowe i operacyjne na konkretnej kombinacji płatowiec-silnik dla bezpiecznego wykonywania takich operacji (patrz paragraf 10.a).

(3) *Zatwierdzenie operacji*

Zatwierdzenie projektu typu nie jest jednoznaczne z ciągłą zdatnością i zatwierdzeniem operacyjnym dla prowadzenia operacji o wydłużonym zasięgu. W związku z tym, przed uzyskaniem zatwierdzenia, każdy operator musi udowodnić, że posiada zdolność utrzymania i użytkowania samolotu na niezbędnym poziomie wiarygodności oraz szkolenia swoich pracowników w zakresie fachowości dla takich operacji. Zatwierdzenie operacyjne dla wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu wprowadzane jest zmianą do certyfikatu operatora wydanego przez odpowiedni nadzór lotniczy (patrz paragraf 10), która zawiera wszystkie wymagane elementy podane w AFM.

(4) *Ciagła Zdatność*

Właściciel zatwierdzenia projektu typu ETOPS powinien, razem z Agencją, okresowo analizować wiarygodność użytkowania kombinacji płatwiec-silnik. Niezależnie od okresowych analiz i za każdym pojawieniem się pilnego problemu, Agencja może zażądać wprowadzenia zmiany do standardowego CMP projektu typu dla uzyskania i utrzymania wymaganego poziomu wiarygodności i jednocześnie bezpieczeństwa operacji o wydłużonym zasięgu.
W efekcie do czasu wprowadzenia zmiany standard CMP nie będzie uważany za odpowiedni dla operacji o wydłużonym zasięgu. Standard i zmiany do CMP mogą wymagać podjęcia działań priorytetowych, które należy wdrożyć przed wykonaniem kolejnego lotu ETOPS oraz innych działań, które należy wdrożyć zgodnie z harmonogramem przyjętym przez Agencję.

UWAGA: Patrz również Załącznik 1 paragraf. e Ciągła Zdatność dla systemów statku powietrznego. W tym przypadku okresowo zazwyczaj znaczy co dwa lata. Oznacza to, że analizy należy wykonywać co 24 miesięcy.

8 ZATWIERDZENIE PROJEKTU TYPU ROZWAŻANIA DLA KWALIFIKALNOŚCI

Jeżeli projekt typu samolotu dwu silnikowego ma być użytkowany w operacjach o wydłużonym zasięgu należy ustalić czy cechy konstrukcyjne są odpowiednie dla zamierzony operacji. W niektórych przypadkach dla uzyskania wymaganego poziomu wiarygodności konieczne będzie zmodyfikowanie systemów. Należy wykazać, że podstawowe systemy płatowca i napędu dla konkretnej kombinacji płatowiec-silnik zostały zaprojektowane zgodnie z kryteriami bezpiecznych uszkodzeń i że dotychczasowe doświadczenie w użytkowaniu wykazuje, że można uzyskać wysoki poziom wiarygodności odpowiedni dla zamierzonej operacji.

a. *Wniosek o zatwierdzenie*

Producent samolotu lub inny cywilny nadzór lotniczy, wnioskujący o ustalenie czy konkretna kombinacja płatowiec-silnik jest odpowiednim projektem typu dla operacji o wydłużonym zasięgu musi złożyć wniosek do nadzoru lotniczego. Nadzór lotniczy rozpocznie ocenę kombinacji płatowiec-silnik zgodnie z paragrafem 8, 9 i zał. 1 i 2 niniejszego AMC.

b. *Kryteria*

W oparciu o rozważania techniczne i operacyjne jak i przy wykorzystaniu metodologii akceptowalnych bezpiecznych uszkodzeń wnioskujący powinien przeprowadzić analizę awarii i ich kombinacji. Analiza musi zawierać skutki wykonywania lotu z jednym silnikiem, wraz z tolerancją na dodatkowy stres, który może być skutkiem awarii pierwszego systemu napędowego. Jeżeli nie można wykazać równoważnego poziomu bezpieczeństwa lub skutki awarii są drobne, można wykorzystać analizę awaryjności i wiarygodności jako wytyczne dla zweryfikowania prawidłowości projektu bezpiecznych uszkodzeń. Następujące kryteria mają zastosowanie dla operacji o wydłużonym zasięgu samolotami z dwoma silnikami.

(1) Systemy płatowca muszą spełniać wymagania CS 25.1309.

(2) Systemy napędowe muszą spełniać wymagania CS 25.901.

(i) Wiedzę techniczną i operacyjną stosowaną zgodnie z wytycznymi podanymi w paragrafie 9 i zał. 1 należy wykorzystać do wykazania, że system napędowy może uzyskać wymagany poziom wiarygodności.

(ii) Niezatrzymane uszkodzenie silnika, awaria następujące, uszkodzenie będące skutkiem awarii oraz uszkodzenie pozostałych systemów lub sprzętu musi być poddane analizie zgodnie z CS 25.901.

(iii) W trakcie oceny projektu typu należy wykazać, że istnieją graniczne wartości silnika (np. prędkości wirnika, temperatura gazów wylotowych) umożliwiające wykonanie na zapasowe lotnisko wydłużonego lotu z jednym silnikiem na wszystkich zatwierdzonych poziomach mocy i w oczekiwanych warunkach środowiska. Analiza musi wykazać skutki dodatkowego obciążenia silnika (np. odladzania, zasilanie w prąd itp.), które może wystąpić w fazie lotu na jednym silniku do lotniska zapasowego (patrz zał. 4).

UWAGA: Odpowiednie, o których mowa w pierwszej linijce 8.b.(2)(iii) oznacza, że graniczne wartości silnika nie przekroczą zatwierdzonych granicznych wartości silnika przy konkretnym ustawieniu mocy, a po jego dodatkowym dociążeniu.

(3) Wpływ zatrzymanego uszkodzenia silnika na bezpieczeństwo należy przeanalizować zgodnie z CS 25.903, CS-E 510 i CS-E 520.

(4) Instalacja APU, jeżeli konieczna dla operacji o wydłużonym zasięgu, musi spełnić odnośne postanowienia CS 25 (podczęść J, APU) i wszelkie inne dodatkowe wymagania, konieczne dla udowodnienie możliwości wykonania zamierzonej operacji, wyszczególnionej przez nadzór po dokonaniu analizy danych wnioskującego. Jeżeli niektóre operacje o wydłużonym zasięgu wymagają uruchomienia w trakcie lotu i działania APU, należy udokumentować, że APU posiada odpowiednie możliwości i wiarygodność dla wykonania takiej operacji.

(5) Wydłużony czas lotu i operacje z jednym silnikiem nie powinny wymagać posiadania wyjątkowych umiejętności w pilotażu i/lub koordynacji w załodze. Uwzględniając obniżenie osiągów samolotu typu z jednym niesprawnym silnikiem, zwiększone obciążenie załogi i niesprawność pozostałych systemów i wyposażenia, należy zminimalizować ich oddzoaływanie na procedury załogi.
Należy również rozważyć skutki ciągłego lotu z niesprawnym silnikiem i/lub systemem płatowca na potrzeby biologiczne załogi i pasażerów (np. kontrola temperatury w kabinie).

(6) Dla operacji o wydłużonym czasie wykonywania operacji na jednym silniku należy udowodnić, że poziom pozostającejj mocy (elektryczna, hydrauliczna, pneumatyczna) zezwala na bezpieczne kontynuowanie lotu i lądowanie oraz wystarczy na obsługę wszystkich elementów niezbędnych dla zapewnienia bezpieczeństwa pasażerom i załodze.
Jeżeli wykonując operacje na jednym silniku na wysokości niezbędnej dla kontynuowania lotu do odpowiedniego lotniska nie można udowodnić, że utrzymane będzie niezbędne ciśnienie w kabinie, to musi być dostępny tlen na maksymalny czas dolotu do tego lotniska dla pasażerów i załogi.

(7) W przypadku pojedynczej awarii lub ich kombinacji nie wykazanych w Extremely Improbable, należy udowodnić, że zasilanie jest wystarczające dla funkcjonowania podstawowych instrumentów, systemów ostrzegawczych, avioniki, łączności, nawigacji, dla sprzętu pomocniczego na trasie lub na lotnisku przylotowym, systemów pomocniczych i/lub sprzętu i jakiegoklwiek innego wyposażenia uznanego za niezbędny dla operacji o wydłużonym zasięgu zezwalającego na bezpieczne kontynuowania lotu i lądowanie na odpowiednim lotnisku. Informacja przekazywana załodze dla zamierzonej operacji musi być dostatecznie dokładna.

Informacje, które muszą być dostarczane mogą się różnic pomiędzy samolotami i powinny być uzgodnione z nadzorem lotniczym / Agencją i zawierać :

(i) Informacje owysokości;
(ii) Możliwości prawidłowej radiowej i wewnętrznej łączności;

(iii) Dostateczne zdolności nawigacyjne (włącznie z radarem pogodowym),

(iv) Odpowiednie oświetlenie kokpitu i przyrządów. Oświetlenie awaryjne i lądowania;

(v) Dostateczne oprzyrządowanie dla kapitana i pierwszego oficera, pod warunkiem sprawdzenia możliwości ich wzajemnego odczytu.

(vi) Kierunek, prędkość powietrzna i wysokość w tym właściwe ogrzewanie rurki pitota/ urządzenia pomiaru ciśnienia statycznego;

(vii) Odpowiednie stery lotu włącznie z auto-pilotem;

(viii) Odpowiednie urządzenie do sterowania silnika i zdolność jego ponownego włączenia z krytycznym typem paliwa (od momentu zgaśnięcia i zdolność ponownego startu) w samolocie na początkowej maksymalnej wysokości dla ponownego uruchomienia;

(ix) Dostateczna zdolność systemu dostawy paliwa, i jeżeli to jest konieczne, włącznie z doładowaniem paliwa i funkcją przemieszczenia paliwa;

(x) Odpowiednie oprzyrządowanie silnika;

(xi) Ostrzeżenia, przestrogi i wskazania wymagane dla utrzymania bezpieczeństwa lotu i lądowania;

(xii) Zabezpieczenie przeciw pożarowe (towary, APU i silniki);

(xiii) Odpowiednie zabezpieczenie przeciw oblodzeniowe włącznie z odladzaniem wiatrochronów;

(xiv) Prawidłowa kontrola środowiska w kokpicie i kabinie włącznie z ogrzewanie, i hermetyzacją, i

(xv) Transponder ATC.

UWAGA: Dla operacji ETOPS 90 min, funkcje, które muszą być zapewnione muszą spełniać wymagania CS 25.1351(d)(2) zgodnie z interpretacją AMC 25.1351(d)(4) i (5).

(8) Muszą być dostępne trzy lub więcej wiarygodne i niezależne źródła zasilania prądem. Jako minimum, w przypadku uszkodzenia się dwóch źródeł, pozostałe źródło musi być w stanie zasilić elementy wyszczególnione w paragrafie 8.b.(7). Jeżeli jedno lub więcej źródeł zasilania elektrycznego jest zasilane przez APU, system hydrauliczny lub powietrzną turbinę ciśnienia, następujące kryteria mają zastosowanie, stosownie do przypadku:

(i) Po zainstalowaniu, APU musi spełniać kryteria w paragrafie 8.b.(4).

(ii) Źródło zasilania hydraulicznego musi być wiarygodne. Aby uzyskać taką wiarygodność koniecznym może się okazać zapewnienie dwóch lub więcej niezależnych źródeł energii (np. system sterowania strumieniem reakcyjnym z dwóch lub więcej źródeł pneumatycznych).

(iii) Należy udowodnić, że Powietrzna Turbina Ciśnienia (Ram Air Turbine (RAT)) jest dostatecznie wiarygodna w trakcie działania i użycia. Działanie RAT nie może być zależne od zasilania z silnika.

UWAGA: Dla operacji ETOPS 75 minut lub mniej, jeżeli jedno ze źródeł zasilania elektrycznego pochodzi z akumulatora, następujące kryteria mają zastosowanie:

System zasilania elektrycznego i jego dystrybucji, włącznie z systemem rezerwowym i zapasowym, musi spełniać wymagania CS 25.1351 i odnośnych AMC. Jeżeli zapasowy system zasilania spełniający CS 25.1351(d) ma określoną żywotność (np. akumulatory), to takie źródło musi posiadać zdolność zasilania elementów, wymaganych przez nadzór weryfikujący w paragrafie 8.b.(7), przez maksymalny certyfikowany czas dolotu na lotnisko zapasowe w warunkach spokojnego powietrza plus czas na oczekiwanie, podejście i lądowanie oraz na prawdopodobnie panujące warunki pogodowe dla planowanych tras (np. przydział czasu na wiatry czołowe).

(9) Należy wykazać, że załoga ma dostęp do odpowiedniej wersji informacji monitorujących i procedur dla systemów krytycznych umożliwiającej jej podjęcie decyzji przed startem, lecieć/nie lecieć w trakcie lotu oraz w sprawie zmiany kierunku na lotnisko zapasowe.

(10) Nie zezwala się nie wykonywanie operacji o wydłużonym zasięgu z ograniczeniem dotyczącym czasu pożaru w luku bagażowym krótszym, niż zatwierdzony maksymalny czas zmiany kierunku w warunkach spokojnego powietrza (plus 15 minut na utrzymanie podejście i lądowanie oraz na prawdopodobnie panujące warunki pogodowe na planowanej trasie (np. przydział czasu na wiatry czołowe) określony przez uwzględnienie innych związanych awarii, takich jak niesprawny silnik, i kombinacja uszkodzeń nie wykazana jako Extremely Improbable.

(11) Należy wykazać, że zabezpieczenie przeciw oblodzeniowe płatowca i napędu posiada odpowiednie właściwości dla zamierzonej operacji (sterowność samolotu itp.). Należy przy tym uwzględnić dłuższe wystawienie się na działanie niższych wysokości związanych ze zmianą kierunku na jednym silniku, przelot, zawis, podejście i lądowanie.

(12) *Rozwiązania dla uzyskania wymaganej wiarygodności*

Na ile to możliwe, stałym rozwiązaniem problemu powinne być rozwiązania związane ze sprzętem/projektem. Jeżeli jednak wykorzystuje się obsługę planową, wymianę i/lub inspekcję dla uzyskanie zatwierdzenia projektu typu dla operacji o wydłużonym zasięgu i wymagany jest standardowy dokument CMP, to takie rozwiązanie powinno być tymczasowe, a szczegółowa informacja obsługowa łatwo dostępna i wyraźnie zidentyfikowana i zaznaczona w odpowiednim dokumencie obsługowym.

c. *Analiza skutków uszkodzenia i wiarygodność*

(1) Ogólne

Analiza i demonstracja skutków uszkodzenia systemów płatowca i napędu oraz wiarygodność przedstawiona przez wnioskującego zgodnie z paragrafem 8.b powinna być oparta na doświadczeniu w użytkowaniu zgodnie z paragrafem 9, i przewidywanym najdłuższym czasem dla zmiany kierunku dla tras o wydłużonym zasięgu, które mogą być wykonane na tym samolocie. Jeżeli, dla systemów o ograniczonej żywotności trzeba przyjąć krótszy czas funkcjonowania, to ten ostatni czas zostanie uznany jako maksymalny czas dla zmiany kierunkuw niektórych scenariuszach awaryjnych.

(2) *Systemy napędowe*

(i) Ocenę wiarygodności systemu napędowego dla konkretnych kombinacji płatowiec-silnik należy przeprowadzić zgodnie z paragrafem 9 i zał. 1.
(ii) Analiza powinna zawierać:

(A) Skutki wykonywania operacji z pojedynczym systemem napędowym (tj. wysokie zapotrzebowanie na moc włącznie z rozszerzonym użyciem MCT i wymaganiami upustowymi, itp.) oraz informacje o ewentualnych uszkodzeniach, które mogą być skutkiem awarii pierwszego systemu napędowego.

(B) Skutki dostępności i zarządzania paliwem w operacjach systemu napędowego (tj. awarie zasilania krzyżowego, złe zarządzanie paliwem, możliwość wykrycia i odizolowania przecieków, itp.).

(C) Należy przeegzaminować skutki innych uszkodzeń, warunków zewnętrznych, błedów załogi i obsługowych, które mogą zagrozić funkcjonowaniu pozostałemu systemowi napędowemu.

(D) Skutek nieumyślnego użycia ciągu wstecznego, jeżeli nie wykazany w Extremely Improbable (uwzględnia projekt i obsługę).

(3) *Zasilanie Hydrauliczne i SterowanieLotem*

Należy przeprowadzić analizę z uwzględnieniem kryteriów wyszczególnionych w paragrafie 8.b.(6).
Można połączyć analizę tych systemów, gdyż wiele samolotów zarobkowych ma stery całkowicie zasilane hydraulicznie. W samolotach, gdzie stery lotu są całkowicie zasilane hydraulicznie, analiza nadmiarowości systemu hydraulicznego powinna wykazać, że pojedyncze uszkodzenie lub ich kombinacja, nie wykazane w Extremely Improbable nie uniemożliwia bezpiecznego kontynuowania lotu i lądowania na odpowiednim lotnisku. Jako część analizy należy przyjąć, że może nastąpić utrata któregokolwiek z dwóch systemów hydraulicznych i któregokolwiek silnika, chyba, że w trakcie analizy awarii stwierdzono, że nie ma źródła uszkodzenia lub umiejscowienie źródeł uszkodzenia wykazuje, że taka awaria nie nastąpi.

UWAGA: Nie będzie wymagać się dodatkowego spełnienia paragrafu 8.b przez systemy płatowca dla zatwierdzenia ETOPS 75 minut lub mniej, jeżeli dla podstawowego zatwierdzenia typu projektu (nie ETOPS) już wykazano spełnienie CS 25.1309 lub jego równoważnik.

(4) *Funkcje zasilane prądem*

Analiza powinna wykazać, że spełnione są kryteria wyszczególnione w paragrafach 8.b.(6), (7) i (8) z uwzględnieniem czasu ekspozycji określonego w paragrafie 8.c.(1).

UWAGA: Nie będzie wymagać się dodatkowego spełnienia paragrafu 8.b przez systemy płatowca dla zatwierdzenia ETOPS 75 minut lub mniej, jeżeli dla podstawowego zatwierdzenia typu projektu (nie ETOPS) już wykazano spełnienie CS 25.1309 lub jego równoważnik.

(5) *Chłodzenie sprzętu*

Analiza powinna wykazać, że wyposażenie (włącznie z awioniką), niezbędne dla wykonania operacji o wydłużonym zasięgu ma zdolność zadawalającego funkcjonowania w następstwie awarii w systemie chłodzenia nie wykazanych w Extremely Improbable. Odpowiednie wskazania dla prawidłowego działanie systemu chłodzenia muszą być zademonstrowane, aby zapenić jego działanie przez startem i w trakcie lotu.

UWAGA: Nie będzie wymagać się dodatkowego spełnieniaparagrafu 8.b przez systemy płatowca dla zatwierdzenia ETOPS 75 minut lub mniej, jeżeli dla podstawowego zatwierdzenia typu projektu (nie ETOPS) już wykazano spełnienie CS 25.1309 lub jego równoważnik.

(6) *Luk bagażowy*

Należy wykazać, że projekt luku bagażowego i zdolność systemu ochrony przeciw pożarowej (tam gdzie ma to zastosowanie) jest zgodny z następującymi:

(i) Projekt

Integralność i wiarygodność systemu ochrony przeciw pożarowej musi być odpowiednia dla zamierzonej operacji z uwzględnieniem czujników wykrywania, materiałów użytych na wykładziny itp.

(ii) Instalacja Przeciwpożarowa

Biorąc pod uwagę maksymalnie zatwierdzony czas dla zmiany kierunku w stałym powietrzu (włącznie z 15 minutami na oczekiwanie i/lub podejście i lądowanie) analiza i wykonane próby powinny wykazać, że zdolność systemu do zduszenia lub zgaszenia pożarów jest dostateczna dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu i lądowania na odpowiednim lotnisku.

(7) Zarezerwowany

(8) *Hermetyzacja kabiny*

Analiza bezpiecznych uszkodzeń i cech nadmiarowych powinna wykazać, że w warunkach wykonywania operacji z jednym silnikiem rozhermetyzowanie kabiny jest niemożliwe. Zatwierdzone przez nadzór /Agencję dane dotyczące osiągów samolotu powinny być dostępne dla weryfikacji zdolności do bezpiecznego kontynuowania lotu i wykonania lądowania po rozhermetyzowaniu i wynikających z tego operacjach wykonanych na niższych wysokościach (patrz również paragraf 8.b.(6)).

(9) *Środowisko w kokpicie i kabinie*

Analiza powinna wykazać utrzymanie prawidłowych warunków w kokpicie i kabinie w następstwie kombinacji awarii systemów napędowego i elektrycznego, które nie są wykazane w Extremely Improbable.

UWAGA: Nie będzie wymagać się dodatkowego spełnienia paragrafu 8.b przez systemy płatowca dla zatwierdzenia ETOPS 75 minut lub mniej, jeżeli dla podstawowego zatwierdzenia typu projektu (nie ETOPS) już wykazano spełnienie CS 25.1309 lub jego równoważnik.

d. *Analiza poziomów awarii*

Analizując elementy bezpiecznych uszkodzeń i skutków poziomów awarii należy uwzględnić:

(1) Różnice w osiągach systemów, prawdopodobieństwo wystąpienia awarii, złożoność podjętych działań przez załogę.

(2) Czynniki łagodzące lub pogarszające bezpośrednie skutki początkowego poziomu awarii, włącznie z następstwami lub istniejącym związanymi z tym warunkami w samolocie, a mogące mieć wpływ na zdolność załogi do podjęcia działań z ich bezpośrednimi skutkami, takimi jak obecność dymu, przyśpieszanie samolotu, przerwy w łączności ziemia-powietrze, problemy z hermetyzacją kabiny itp.

(3) Dla sprawdzenia oczekiwanych właściwości samolotu w locie i jego osiągów, z uwzględnieniem awarii systemu napędowego, utraty zasilania elektrycznego itp. należy wykonać próbę w locie. Prawidłowe umiejętności załogi do podjęcia działań w sytuacji awaryjnej oraz osiągi i funkcjonowanie pozostałych systemów samolotu z uwzględnieniem pozostałej informacji pokładowej będą oceniane na wszystkich etapach lotu i w przewidzianych warunkach operacyjnych. W zależności od zakresu, treści i oceny bazy danych producenta wykonanej przez Agencję, próba w locie może również zostać wykorzystana dla zatwierdzenia podstawowych danych osiągów aerodynamicznych i silnika, używanych do określenia osiągów samolotu zidentyfikowanych w paragrafie 10.d.(6).

e. *Sprawozdania nadzoru lotniczego oceniającego samolot*

Ocena wiarygodności systemów płatowca i napędowego dla konkretnej kombinacji płatowiec-silnik zawarta będzie w Sprawozdaniu nadzoru lotniczego oceniającego samolot. Sprawozdanie zostanie zatwierdzone przez wydział certyfikacji po jego ocenie i weryfikacji przez wydział operacyjny. W przypadku udziału kolejnego nadzoru certyfikacyjnego, sprawozdanie może częściowo lub w całości uwzględnić ocenę ustanowioną przez pierwotny nadzór.

Po zatwierdzeniu sprawozdania rekomendacje dotyczące systemu napędowego i płatowca zostaną uwzględnione w dokumencie zatwierdzonym przez nadzór, który określa standardowe wymagania CMP dla kandydującego samolotu. Dokument ten będzie miał odniesienie w specyfikacji operacyjnej i instrukcji użytkowania w locie.

f. *Zatwierdzenie Projektu Typu dla ETOPS*

Po pozytywnym zakończeniu oceny samolotu przez inspekcję techniczną i wykonaniu programu prób, zgodnego z procedurami Agencji dla certyfikacji typu i wyczerpującymi danymi z zakresu doświadczenia w użytkowaniu, (patrz załącznik 1 i 2):

(1) Zatwierdzenie projektu typu będzie miało swoje odbicie w zatwierdzonym AFM lub uzupełnieniu i Arkuszu Danych Certyfikatu Typu lub Uzupełniającym Certyfikacie Typu, które to dokumenty zawierać będą lub będzie w nich odniesienie do istotnych informacji, takich jak:

(i) Specjalne ograniczenia (jeżeli konieczne), włącznie z ograniczeniami związanymi z maksymalnym czasem zmiany kierunku, określonym zgodnie z paragrafem 8.c.(1);
(ii) Dodatkowe oznaczenia lub tabliczki (jeżeli wymagane);
(iii) Aktualizacja sekcji osiągów, zgodnie z paragrafem. 10.d.(6);
(iv) Sprzęt pokładowy, zabudowa, procedury załogi wymagane dla operacji o wydłużonym zasięgu;
(v) Opis lub odniesienie do dokumentu zawierającego zatwierdzoną standardową konfigurację samolotu CMP.
(vi) Oświadczenie o treści:

„Wiarygodność projektu typu i osiągi kombinacji płatowiec-silnik zostały sprawdzone zgodnie z AMC 20-6 i stwierdzono ich przydatność (podać maksymalny czas dla zmiany kierunku) dla operacji o wydłużonym zasięgu przy zastosowaniu zatwierdzonego standardu konfiguracji samolotu CMP. To oświadczenie nie stanowi zatwierdzenia do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu".

g. *Proces Zmiany Projektu Typu*

(1) Agencja uwzględni uwarunkowania dla operacji o wydłużonym zasięgu w swoich normalnych czynnościach monitorowania i zatwierdzania zmiany do projektu.

(2) Rada Oceny Wiarygodności Systemu Napędowego (PSRAB) okresowo będzie sprawdzać czy wymagania dla wiarygodności systemu napędowego dla operacji o wydłużónym zasięgu są realizowane lub utrzymywane.

Uwaga: W tzm znaczeniu okresowo oznacza co dwa lata.

(3) Wszytkie poważne problemy, które mogą negatywnie wpływać na operacje o wydłużonym zasięgu muszą być naprawione. Modyfikacje lub działania obsługowe dla osiągnięcia lub utrzymania wiarygodności założeń dla kombinacji płatowiec-silnik w operacjach o wydłużonym zasięgu będą wprowadzone do dokumentu standartowego projektu CMP. Agencja/nadzór skoordynuje takie działanie z odnośnym producentem i operatorem.

(4) Jeżeli konieczne można wykorzystać proces Dyrektyw Zdatności dla wdrożenia zmiany w standardzie CMP.

h. *Ciągła Zdatność*

Standard projektu typu CMP, który określa przydatność samolotu dla operacji o wydłużonym zasięgu definuje minimalny standart dla operacji.
Dodatkowe modyfikacje lub czynności obsługowe podjęte przez operatora lub producenta dla zwiększenie lub utrzymania ciągłej zdatności samolotu muszą być zrealizowane w oparciu o normalny proces zatwierdzania.
Operator lub producent (co ma zastosowanie) musi dokładnie przeanalizować takie zmiany aby zapenić, że nie mają one negatywnego wpływu na wiarygodność lub nie są sprzeczne z wymaganiami dla zatwierdzenia operacji o wydłużonym zasięgu.

9 DOŚWIADCZENIE W UŻYTKOWANIU DLA ZATWIERDZENIA PROJEKTU TYPU DLA ETOPS

Zgodnie z paragrafem 8 niniejszego AMC aby określić stosowność projektu typu zgodnie i, jako warunek wstępny dla uzyskania zatwierdzenia operacyjnego, z kryteriami paragrafu 10 niniejszego AMC, należy wykazać, że można osiągnąć, lub w oparciu o doświadczenie floty światowej w użytkowaniu konkretnej kombinacji płatowiec-silnik osiągnięto, akceptowalny poziom wiarygodności systemu napędowego i systemów płatowca.

W tym celu, przed uzyskaniem zatwierdzenia projektu typu, paragraf 8, należy wykazać, że flota światowa korzystająca z tej konkretnej kombinacji płatowiec-silnik dla którego wnioskuje się o zatwierdzenie, może osiągnąć lub osiągnęła, zgodnie z ustaleniami Agencji, akceptowalny i w miarę stabilny poziom wskaźnika wyłączeń w trakcie lotu pojedynczego systemu napędowego (IFSD) i wiarygodność systemu płatowca. Wiedza techniczna i doświadczenie operacyjne, wykorzystane zgodnie z wytycznymi podanymi w załączniku 1, będą użyte dla stwierdzenia czy osiągnięto lub można osiągnąć założony wskaźnik IFSD dla wszystkich niezależnych przyczyn. Analiza ta stanowi integralną część ustaleń, paragraf 8.b.(2), dla zatwierdzenia projektu typu. Ustalenie wiarygodności systemu napędowego oparte jest na bazie danych floty światowej zawierającej, zgodnie z wymaganiami aneksu 1, wszystkie zdarzenia wyłączenia silnika w trakcie lotu, wszystkie poważne problemy związane z wiarygodnością silnika, dane projektowe, z prób i z dostępnych danych o przypadkach znacznej utraty ciągu, włącznie z sytuacjami gdy system napędowy nie zadział lub gdy pilot zmniejszył ciąg silnika lub go wyłączył. Ustalenie to będzie należycie uwzględniać zatwierdzony maksymalny czas zmiany kierunku, proponowaną naprawę wszystkich zidentyfikowanych problemów w systemie napędowym i ważniejszych systemach ETOPS, jak również przypadki, w których zdolność włączenia silnika podczas lotu może zostać obniżona.

10 ROZWAŻANIA DOTYCZĄCE ZATWIERDZENIA OPERACYJNEGO

Trzy zestawy kryteriów do wykorzystania:

- Kryteria dla zatwierdzenia operacyjnego dla operacji o wydłużonym zasięgu z maksymalnym czasem zmiany kierunku 90 minut lub mniej do lotniska zapasowego (przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem w warunkach standartowych w spokojnym powietrzu). Zastosowanie mają paragrafy 10.a do 10.i i załącznik 5.
- Zatwierdzenie operacyjne dla operacji o wydłużonym zasięgu z maksymalnym czasem zmiany kierunku powyżej 90 minut, ale nie więcej niż 120 minut do lotniska zapasowego (przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem w warunkach standartowych w spokojnym powietrzu) Zastosowanie mają paragrafy 10.a do 10.i.
- Zatwierdzenie operacyjne dla operacji o wydłużonym zasięgu z maksymalnym czasem zmiany kierunku powyżej 120 minut, ale nie więcej niż 180 minut do lotniska zapasowego (przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem w warunkach standartowych w spokojnym powietrzu). Zastosowanie ma paragraf 10.j I dodatkowo 10.a do 10.i.

Cel załączników:

Załączniki 3, 4 i 5 zawierają odpowiednio dodatkowe i rozszerzone wyjaśnienia odnośnie wymagań dla lotnisk zapasowych na trasie i wymagań obsługowych.

a. *Wnioskowanie o zatwierdzenie*

Każdy operator wnioskujący o zatwierdzenie operacji o wydłużonym zasięgu na dwu silnikowych samolotach (po spełnieniu rozważań zawartych w paragrafie 8 i 9) musi złożyć w nadzorze wniosek i dołączyć potwierdzające dane przynajmniej trzy miesiące przed proponowanym terminem rozpoczęcia operacji o wydłużonym zasięgu na konkretnej kombinacji płatowiec-silnik.

(1) *Doświadczenie w użytkowaniu dla zatwierdzenia Operacyjnego*

Każdy operator wnioskujący o zatwierdzenie musi posiadać właściwe doświadczenie. Należy dostarczyć do nadzoru podsumowujący dokument wykazujący zdolności operatora do utrzymania i użytkowania konkretnej kombinacji płatowiec-silnik dla zamierzonej operacji o wydłużonym zasięgu. Podsumowanie powinno zawierać dotychczasowe doświadczenie na typie silnka lub związanych z nim typach, w systemach samolotu lub systemach na podobnym samolocie, lub na konkretnej kombinacji płatowiec-silnik na nie wydłużonych trasach. Zatwierdzenie powinno być oparte na analizie tej informacji.

Uwag 1: Dodatkowe informacje dotyczące obniżenia wymaganego doświadczenia operatora w użytkowaniu można znaleźć w załączniku 7.

Uwaga 2: Upoważniony, maksymalny czas zmiany kierunku dla operatora może być progresywnie zwiększany przez nadzór, w miarę jak operator zdobywa doświadczenie na konkretnej kombinacji płatowiec-silnik. Dla otrzymania upoważnienia do maksymalnego czasu zmiany kierunku 120 minut zazwyczaj wymagać się będzie doświadczenia z dwunastu kolejnych miesięcy chyba, że operator może wykazać czynniki kompensujące. Czynniki, które można rozważyć to czas kalendarzowy, całkowita liczba wykonanych lotów, zdarzenia operatora dotyczące zmiany kierunku, dokumentacja innych operatorów dotycząca kombinacji płatowiec-silnik, jakość programów operatora i struktura trasy. Jednak, w ostatnim przypadku, operator nadal będzie musiał zademonstrować swoje zdolności do utrzymania i użytkowania nowej kombinacji płatowiec-silnik na podobnym poziomie wiarygodności.

(2) Przy analizowaniu wniosku operatora o zezwolenie na prowadzenie operacji o wydłużonym zasięgu, należy przeanalizować całkowitą historię utrzymania bezpieczeństwa przez operatora, dotychczasowe wykonywanie obowiązków, szkolenie załogi i ich doświadczenie oraz program obsługi. Dane dostarczone wraz z wnioskiem muszą uzasadniać zdolnośći i kompetencje operatora do bezpiecznego realizowania i podtrzymywania tych operacji oraz powinny zawierać metody stosowane dla spełnienia rozważań podanych w niniejszym paragrafie. (Wszelkie pozyskane oceny wiarygodności, zarówno w wyniku analiz lub doświadczenia w użytkowaniu powinny być wykorzystane jako materiały pomocnicze dla rozszerzania wiedzy operacyjnej w zakresie przydatności zamierzonej operacji).

b. *Ocena wiarygodności systemu napędowego operatora*

Po zakumulowaniu przez światową flotę odpowiedniego doświadczenia operacyjnego na konkretnej kombinacji płatowiec-silnik i, zgodnie z załacznikiem 1, ustaleniu celu wskaźnika IFSD do wykorzystania przy zapewnianiu wiarygodności systemu napędowego niezbędnej dla operacji o wydłużonym zasięgu, należy przeprowadzić ocenę zdolności wnioskującego do osiągnięcia i utrzymania takiego poziomu wiarygodności systemu napędowego.
Ocena ta powinna uwzględniać porównanie trendów występujących u danego operatora i innych operatorów oraz średnie wartości dla floty światowej oraz wykorzystanie oceny jakościowej uwzględniającej wszystkie odnośne czynniki. Należy również przeanalizować historię wiarygodności systemu napędowego w odniesieniu do związanych z nim typów źródeł zasilania jak i zapis uzyskanej wiarygodności systemów dla kombinacji płatowiec-silnik, dla której wnioskuje się o upoważnienie do prowadzenia operacji o wydłużonym zasięgu.

Uwaga: Tam gdzie sama ocena statystyczna nie będzie miała zastosowania, np. jeżeli flota jest mała, w indywidualnych przypadkach przeanalizowane zostaną osiągi operatora.

c. *Rozważania na temat modyfikacji technicznych i programu obsługi*

Aczkolwiek rozważania te stanowią zazwyczaj część programu ciągłej zdatności operatora może okazać się konieczne uzupełnienie programów obsługi i wiarygodności o wymagania specjalne dla operacji o wydłużonym zasięgu (zał. 4). Następujące elementy, stanowiące część

programu operatora zostaną przeanalizowane aby zapewnić, że są odpowiednie dla operacji o wydłużonym zasięgu:

(1) *Modyfikacje Techniczne*

Operator musi dostarczyć nadzorowi tytuły i numery wszystkich modyfikacji, dodatków i zmian, które wykonano aby uzasadnić wdrożenie standardu CMP w samolotach używanych w operacjach o wydłużonym zasięgu.

(2) *Procedury obsługowe.*

Po zatwierdzeniu zmian w procedurach obsługi i szkolenia, co najmniej dwa miesiące przed ich przyjęciem, należy zgłosić do nadzoru istotne zmiany w procedurach obsługi i szkolenia, praktykach lub ograniczeniach ustanowionych dla zakwalifikowania operacji o wydłużonym zasięgu.

(3) *Zgłaszanie wiarygodności*

Zatwierdzony lub uzupełniony program zgłaszanie wiarygodności musi być wdrożony przed i utrzymywany po zatwierdzeniu operacji o wydłużonym zasięgu. Na podstawie danych zebranych w tym procesie należy opracować podsumowanie zdarzeń problemowych, trendów w wiarygodności i działań naprawczych i regularnie przekazywać tę informację nadzorowi i producentowi danego płatowca i silnika. Załącznik 4 zawiera dodatkowe informacje dotyczące monitorowania systemów napędowych i płatowca oraz zgłaszania.

(4) *Wdrożenie*

Należy szybko wdrożyć zatwierdzone modyfikacje i inspekcje, które umożliwiają utrzymanie założeń wiarygodności systemów napędowego i płatowca, a są konsekwencją działań wynikających z Dyrektywy Zdatności lub/i skorygowanych standartów CMP.

Uwaga: Zasadniczo, CMP nie powtarza treści Dyrektywy Zdatności. W związku z tym operator, jeżeli wykonuje operacja ETOPS, musi dopilnować spełnienia zarówno odnośnej krajowej Dyrektywy Zdatności oraz standartów CMP.

Inne zalecenia zgłoszone przez producenta silnika i płatowca również muszą być szybko wdrożone. Dotyczy to zarówno części zabudowanych jak i zapasowych.

Każdy operator ETOPS posiadający zatwierdzenie operacyjne ETOPS musi utrzymywać swoją aktualną flotę ETOPS w zgodności z aktualnymi standartami CMP, z uwzględnieniem opóźnień w wdrożeniu (patrz paragraf 7.f(4)).

(5) *Kontrolowanie Procesu*

Należy stworzyć procedury i scentralizowany proces kontroli, który uniemożliwy zwolnienie samolotu do wykonania operacji o wydłużonym zasięgu bez podjęcia odpowiednich działań naprawczych po incydencie wyłączenia systemu napędowego lub awarii podstawowego systemu płatowca w poprzednim locie, lub gdy występują negatywne trendy w funkcjonowaniu systemu. W niektórych przypadkach, dla potwierdzenia wykonania takich działań, może okazać się konieczne wykonanie jednego lub więcej lotów nie zarobkowych lub lotów zarobkowych nie ETOPS, (co ma zastosowanie), przed jego dopuszczeniem do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu.

(6) *Programy*

Stosowany program obsługi musi gwarantować, że systemy płatowca i napędowy będą ciągle utrzymywane na niezbędnym poziomie wiarygodności i operatywności, niezbędnym dla operacji o wydłużonym zasięgu, włącznie z takim programami jak monitorowanie stanu silnika oraz zużycia oleju.

d. *Przygotowanie do lotu i uwarunkowania w trakcie lotu*

(1) *OGÓLNE*

Uwarunkowania dopuszczające do lotu, wyszczególnione w niniejszym paragrafie, są uwarunkowaniami dodatkowymi lub wzmacniają wymagania operacyjne, a dotyczą w szczególności operacji o wydłużonym zasięgu. Aczkolwiek wiele z tych uwarunkowań jest wprowadzonych do zatwierdzonych programów dla innych samolotów lub struktur tras, unikalny charakter operacji o wydłużonym zasięgu z dwoma silnika wymusza ponowną inspekcję tych operacji dla zapewnienia, że zatwierdzone programy są odpowiednie dla tego celu.

(2) *Wykaz Minimalnego Wyposażenia (MEL)*

Poziomy nadmiarowości systemów odpowiednich dla operacji o wydłużonym zasięgu powinny być odzwierciedlone w Wykazie Minimalnego Wyposażenia (MMEL). MEL operatora może być bardziej restrykcyjny niż MMEL i uwzględniać proponowany rodzaj operacji o wydłużonym zasięgu oraz wyposażenie i problemy w użytkowaniu unikalne dla operatora. Systemy uważane za mające zasadniczy wpływ na bezpieczeństwo lotu mogą uwzględniać, ale nie są ograniczone do następujących:

(i) elektryczność, włącznie z akumulatorem;
(ii) instalacja hydrauliczna;
(iii) instalacja pneumatyczna;
(iv) pokładowe przyrządy pilotażu;
(v) paliwo;
(vi) sterowanie lotem;
(vii) zabezpieczenie przed oblodzeniem;
(viii) rozruch silnika i zapłon;
(ix) oprzyrządowanie systemu zasilania;
(x) nawigacja i łączność;
(xi) pomocniczy zespół napędowy;
(xii) system klimatyzacji i ciśnienia;
(xiii) system zduszania pożaru w luku bagażowym;
(xiv) instalacja przeciwpożarowa;
(xv) wyposażenie awaryjne, i
(xvi) każde inne niezbędne wyposażenie dla operacji o wydłużonym zasięgu.

(3) *Łączność i Obiekty Nawigacyjne*

Nie wolno zwolnić samolotu do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu chyba, że:

(i) Dostępne są obiekty łączności umożliwiające dwu stronną łączność głosową pomiędzy samolotem a odpowiednią służbą kontroli ruchu lotniczego na planowanej trasie lotu i trasach do odpowiedniego lotniska zapasowego w normalnych warunkach przekazywania i na odpowiedniej wysokości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem.

(ii) Dostępne są niewidoczne, nawigacyjne pomoce naziemne, tak zlokalizowane aby, z uwzględnieniem zabudowanego wyposażenia nawigacyjnego, zapewnić niezbędną dokładność nawigacyjną na planowanej trasie lotu i trasach do odpowiedniego lotniska zapasowego oraz na wysokości stosowanej w przypadku wyłączenia się silnika; i

(iii) Dostępne są widoczne i niewidoczne pomoce na podanych lotniskach zapasowych przewidzianych dla zakładanych typów podejść i minima operacyjnego.

(4) *Zaopatrzenie w paliwo i olej*

(i) Ogólne

Nie wolno zwolnić samolotu do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu chyba, że załadowano dostateczną ilość paliwa i oleju aby spełnić wymagania operacyjne i inne dodatkowe paliwo, określone paragrafem 10.d.(4)(ii). Przy wyliczaniu wymagań paliwowych należy przynajmniej uwzględnić jak niżej:

(A) Aktualnie prognozowane wiatry i warunki meteorologiczne spodziewane w korytarzu lotu przy odpowiedniej wysokości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem oraz w trakcie podejścia i lądowania;

(B) Każde niezbędne uruchomienie systemów ochrony przeciw oblodzeniowej i utraty osiągów spowodowanych oblodzeniem nie zabezpieczonych powierzchni samolotu;
(C) Każde niezbędne uruchomienie pomocniczego zespoły napędowego;
(D) Utrata hermetyzacji i klimatyzacji w samolocie, należy uwzględnić lot na wysokości zapewniającej dostawę tlenu w przypadku utraty hermetyzacji;
(E) Nieudane podejście i kolejne podejście i lądowania;
Niezbędna dokładność nawigacyjna; i
(G) Wszystkie znane ograniczenia Kontroli Ruchu Lotniczego (ATC).

Uwaga: Jeżeli konieczne, należy również uwzględnić zużycie oleju przez APU.

(ii) Krytyczne Zapasy Paliwa

Przy określaniu krytycznego zapasu paliwa, wnioskujący musi obliczyć niezbędną ilość paliwa konieczną do wykonania lotu przez najbardziej krytyczny punkt i zmiany kierunku do odpowiedniego lotniska zapasowego, zgodnie z warunkami wyszczególnionymi w paragrafie 10.d(4)(iii), „Scenariusz użycia Krytycznego Zapasu Paliwa". Krytyczne zapasy paliwa należy porównać z normalnymi, odnośnymi wymaganiami operacyjnymi dla lotu. Jeżeli w wyniku porównania okaże się, że ilość paliwa konieczna dla zrealizowania scenariusza użycia krytycznego zapasu paliwa jest większa niż ta, która będzie na pokładzie samolotu w najbardziej krytycznym punkcie, jak określono w normalnych odnośnych wymaganiach operacyjnych, należy uzupełnić paliwo o ilość niezbędną do ukończenia scenariusza użycia krytycznego zapasu paliwa. Rozważając elementy wyszczególnione w paragrafach 10.d(4)(i), scenariusz użycia krytycznego zapasu paliwa musi: uwzględniać awaryjną wielkość 5%, którą należy dodać do obliczonego zużycia paliwa od punktu krytycznego jako zabezpieczenie dla błędu w prognozach wiatru, 5% zapasu na pokrycie zużycia paliwa litry/mile**, każdą pozycję znajdujące się na Wykazie Dopuszczalnych Zmian w Konfiguracji, odladzanie płatowca i silnika, oraz uwzględniać oblodzenia niezabezpieczonych powierzchni, jeżeli istnieje prawdopodobieństwo wystąpienia oblodzenia w trakcie dolotu na lotnisko zapasowe. Jeżeli APU jest żądanym źródłem mocy, to należy obliczyć zużycie paliwa w czasie odpowiedniej(nich) fazy lotu.

(** lub wykazana przez operatora wielkość, w litrach/mile przy prędkości przelotowej, dla obniżonych parametrów w trakcie użytkowania)

(iii) Scenariusz użycia Krytycznego Zapasu Paliwa

Poniżej znajduje się opis dla zmiany kierunku w najbardziej krytycznym punkcie. Wnioskujący przy obliczaniu niezbędnej rezerwy paliwa krytycznego musi potwierdzić scenariusz, który ma być użyty. Pod względem operacyjnym, najbardziej krytycznym jest element uwzględniający zarówno czas jak i konfigurację samolotu (np. samolot dwu silnikowy wobec jedno silnikowego na 3048m (10.000 stóp) w konfiguracji nie standardowej nie wykazany jako Extremely Improbable, paragraf 8.c.(2)(ii)(D)):

(A) W punkcie krytycznym należy uwzględnić awarię jedenego systemu napędowego i systemu ciśnieniowego (punkt krytyczny oparty na czasie potrzebnym na dolot do odpowiedniego lotniska zapasowego przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem).

(B) Natychmiastowe zejście i kontynuowanie lotu na 3048 m (10.000 stóp) z odpowiednią prędkością przelotową z jednym niesprawnym silnikiem lub kontynowanie lotu powyżej 3048 m (10.000 stóp), jeżeli samolot wyposażony jest w dostateczny zaspas dodtakowego tlenu, zgodnie z wymaganiami operacyjnymi.

(C) W momencie podchodzenia do zapasowego lotniska ETOPS, zejść do 457 m (1.500 stóp) nad lotniskiem przeznaczenia, utrzymać samolot przez 15 min, rozpocząć podejście, wykonać podejście nieudane, a następnie wykonać normalne podejście i lądowanie.

(5) *Lotnisko Zapasowe*

Samolot nie powinien wystartować do operacji o wydłużonym zasięgu jeżeli w dokumentacji w kokpicie (np. komputerowym planie lotu) nie wyszczególniono wymaganego startu, lotniska przeznaczenia i lotnisk zapasowych, włącznie z odpowiendimi lotniskami zapasowymi na trasie lotu, z których należy skorzystać w przypadku awarii systemu napędowego lub systemu (ów) samolotu, w wyniku czego konieczna jest zmiana kierunku do lotniska zapasowego. W operacyjnym planie lotu należy zidentyfikować i wyszczególnić odpowiednie lotniska zapasowe, jeżeli na planowanej trasie lotu znajduje się punkt w odległości dalszej niż godzina lotu od odpowiedniego lotniska z prędkością dla jednego niesprawnego silnika. Ponieważ odpowiednie zapasowe lotniska na trasie spełniają inne zadania niż zapasowe lotniska docelowe i będą wykorzystane tylko w przypadku awarii silnika lub utraty podstawowych systemów samolotu, to takie lotnisko nie powinno być wyszczególnione jako odpowiednie lotnisko zapasowe na trasie chyba, że:

(i) Chyba, że dla pasa startowego, który ma być użyty, wymagane odległości do lądowania, jak podane w AFM dla danego położenia lotniska n.p.m., z uwzględnieniem kierunków wiatrów, warunków na powierzchni pasa startowego i właściwości sterowania samolotem pozwalają na to, aby samolot zatrzymał się na takiej odległości jak zadeklarowana przez władze lotniska i obliczonej zgodnie z wymaganiami operacyjnymi.

(ii) Służby lotniskowe i dostateczne zaplecze techniczne zezwala na wykonanie procedury podejścia wg instrumentów na pas startowy, który ma być użyty, a jednocześnie spełnia odpowiednie minima operacyjne lotniska.

(iii) Najnowsza prognoza pogody na okres rozpoczynający się jedną godzinę przed określonym, najwcześniejszym czasem lądowania i kończącym się godzinę po określonym, najpóźniejszym czasie lądowania na lotnisku, jest równa lub przekracza upoważnione minima pogodowe dla zapasowych lotnisk na trasie, podanych w zał. 3. Jednocześnie dla tego samego okresu prognozy dla wiatrów bocznych, włącznie z podmuchami wiatru na pasie, na którym ma być wykonane lądowanie, nie powinny przekroczyć maksymalnej zezwolonej prędkości dla wiatrów bocznych przy lądowaniu z jednym silnikiem, i powinny uwzględniać warunki na pasie startowym (suchy, mokry lub zanieczyszczony).

(iv) W trakcie lotu załoga musi być na bieżąco informowana o wszelkich znaczących zmianach w warunkach na wyznaczonych zapasowych lotniskach na trasie. Przed przekroczeniem punktu wejścia w wydłużony zasięg należy ocenić prognozy pogody dla określonych w paragrafie 10.d.(5)(iii) okresów, status samolotu, pozostałą ilość paliwa, warunki na powierzchni pasa startowego, odległości do lądowania oraz służby lotniskowe i dostępne zaplecze techniczne na wyznaczonych zapasowych lotniskach na trasie. Jeżeli zidentyfikowane zostaną jakiekolwiek warunki (np. prognozy pogody poniżej minima do lądowania), które uniemożliwiają bezpieczne wykonanie podejścia i lądowania, pilot powinien podjąć odpowiednie działania.

(v) Ponadto, programy operatora powinne zawierać informacje dla załogi o odpowiednich lotniskach zapasowych na wykonywanej trasie, które prawdopodobnie nie będą spełniać minima pogodowych dla lotnisk zapasowych na trasie, jak wymagane zał. 3. Załoga musi posiadać informację o zapleczu lotniska lub inne odnośne dane konieczne dla planowania, a dotyczące tych lotnisk, które mogą być użyte przy realizacji zmiany kierunku.

Uwaga: Lotniska zapasowe należy wybierać w taki sposób, aby samolot miał możliwość dolotu do lotniska zapasowego jednocześnie spełniając wymagania, szczególnie te dotyczące osiągów (lot nad przeszkodami) i/lub uwzględniając zapotrzebowanie na tlen.

(6) *Osiągi Samolotu*

Nie wolno zwolnić samolotu do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu chyba, że instrukcja operacyjna zawiera dostateczną ilość danych dla uzasadnienia zapasu krytycznego paliwa i obliczenia dla obszaru operacji: Następujące dane, oparte o zatwierdzone informacje Agencji/nadzoru lotniczego (patrz paragraf 8.d.(3),) muszą znaleźć się lub zostać przywołane w Instrukcji Użytkowania w Locie (AFM).

(i) Szczegółowe dane dotyczące osiągów z jednym niesprawnym silnikiem, włącznie z wydatkiem paliwa dla standartowych lub nie standartowych warunków atmosferycznych jako funkcja prędkości powietrza i ustawienia mocy, tam gzdie ma to zastosowanie, ujmujące:

(A) Znoszenie w dół (wraz z osiagami netto);
(B) Pokrycie prędkością przelotową włącznie z 3048m (10.000 stóp);
(C) Oczekiwanie;
(D) Zdolność utrzymania wysokości (wraz z osiagami netto); i
(E) Podejście nieudane.

(ii) Szczegółowe dane dotyczące osiągów wszystkich działających silników włącznie z nominalnymi danymi dotyczącymi wydatku paliwa dla standartowych lub nie standartowych warunków atmosferycznych jako funkcja prędkości powietrza i ustawienia mocy, tam gdzie ma to zastosowanie, ujmujące:

(A) Przelot (pokrycie wysokości włącznie z 3048m (10.000 stóp)); i
(B) Oczekiwanie;

(iii) Szczegóły wszelkich innych warunków odnoszących się do operacji o wydłużonym zasięgu, które mogą przyczynić się do poważnego pogorszenia się osiągów, takich jak oblodzenie na niezabezpieczonych powierzchniach samolotu, użycie Ram Air Turbine (RAT) lub włączenie odwracacza ciągu, itp.

(iv) Informacje o wysokości, prędkości powietrznej, ustawieniu ciągu i przepływu paliwa użyte dla określenia obszaru operacji ETOPS dla każdej kombinacji płatowiec-silnik należy, zgodnie z wymaganiami operacyjnymi, wykorzystać przy odzwierciedlaniu odnośnej powierzchni ziemi i wysokości lotu nad przeszkodami.

e. *Ocena wyszkolenia załogi i Instrukcja Operacyjna*

(1) Odpowiedniość szkolenia załogi i Instrukcji Operacyjnych

Nadzór lotniczy przeanalizuje doświadczenie w użytkowaniu znaczących systemów samolotu. Analiza uwzględni poziomy wiarygodności systemu i indywidualne okoliczności zdarzenia, włącznie z działaniami załogi jako reakcja na awarie wyposażenia lub jego nierozporządzalność. Przemysł lotniczy powinien dostarczać informacje i uczestniczyć w takich analizach. Nadzór lotniczy wykorzysta informacje uzyskane z analiz dla zmodyfikowania lub uaktualnienia programów szkoleniowych dla załóg, instrukcji operacyjnych i list kontrolonych, co będzie konieczne.

(2) Szkolenia załogi i Program Oceny

W odniesieniu do operacji o wydłużonym zasięgu program szkolenia opracowany przez operatora powinien zapewniać szkolenie załogi oraz kolejne oceny i testy sprawności oraz szkolenie odświeżające w następujących obszarach:

(i) Wprowadzenie do przepisów ETOPS
(ii) Trasy i lotniska, które będą używane w obszarze operacji ETOPS

(iii) Osiągi:

(A) Planowanie lotu wraz z sytuacjami wyjątkowymi.
(B) Monitorowanie postępu osiągów w locie.

(iv) Procedury:

(A) Procedury dla zmiany kierunku i „Podejmowanie Decyzji" o zmianie kierunku Należy przeprowadzić wstępne i powtarzające się szkolenia, aby wyszkolićć załogę w przeprowadzaniu oceny prawdopodobnych awarii systemu napędowego lub płatowca. Celem szkolenia jest określenie kompetencji załogi i ich reakcji na najbardziej prawdopodobne, wyjątkowe systuacje operacyjne.

(B) Stosowanie właściwych systemów nawigacyjnych i łączoności, w tym właściwych urzadzeń dla zarządzania lotem.

(C) Załoga powinna przejśc szkolenie wstępne i powtarzające się z zakresu procedur nietypowych i awaryjnych dla każdego obszaru operacji, których należy przestrzegać w przypadku przewidywalnych awarii , włącznie z:

(1) Procedurami dla pojedyńczej lub wielorakich awarii w trakcie lotu, które mogą przyśpieszyć decyzję lecieć/nie lecieć i zmiany kierunku. Jeżeli zapasowe źródła prądu znacząco obniżą funkcjonowanie oprzyrządowania w kokpicie, to w szkoleniu wstępnym i powtarzającym się należy uwzględnić program, który symuluje podejście na zapasowym akumulatorze, jako jedynym źródle zasilania.

(2) Ograniczeniami operacyjnymi związanymi z tymi awariami, w tym wszelkie mające zastosowanie rozważania Listy Minimalnego Wyposażenia (MEL).

(3) Procedurami dla uruchomiania silnika w locie, włącznie z APU, jeżeli jest wymagane.

(4) Utratą zdolności do wykonywania czynności przez członków załogi .

(D) Korzystanie z wyposażenia awaryjnego, włącznie ze sprzętem umożliwiającym oddychanie i wodowanie.

(E) Procedury, które należy przestrzegać w przypadku jakichlwiek zmian w arunkach na wyznaczonych lotniskach zapasowych, które uniemożliwiają bezpieczne wykonanie podejścia i lądowania.

(F) Rozumienie i skuteczne użytkowanie zatwierdzonego, dodatkowego lub zmodyfikowanego wayposażenia wymaganego dla operacji o wydłużonym zasięgu.

(C) Gospodarka paliwowa

Załoga musi być przeszkolona w procedurach gospodarki paliwowej, które należy przestrzegać w trakcie wykonywania lotu po trasie. Procedury powinny zawierać zasady niezależnego krzyżowego sprawdzania ilości paliwa.

Wskaźniki, np. wydatek paliwa, można wykorzystać do obliczenia spalonego paliwa i porównać ze wskazaniem o pozostającym paliwie.

(H) Operatorzy powinni opracować i wdrożyć coroczne programy odświeżające z zakresu znajomości ETOPS dla załóg zakwalifikowanych do wykonywanie operacji ETOPS.

(3) *Program kontroli ETOPS*

Celem programu kontroli ETOPS jest zapewnienie znormalizowanych praktyk i procedur, takich samych dla wszystkich załóg, oraz podkreślenie szczególnego charakteru operacji ETOPS. Tylko piloci, którzy wykazali zrozumienie wyjątkowych wymagań ETOPS mogą być wyznaczani jako piloci kontrolni ETOPS.

f. *Ograniczenia operacyjne*

(1) *Obszar operacji*

(i) Operator może uzyskać zgodę na wykonywanie operacji o wydłużonym zasięgu w obszarze, gdzie czas zmiany kierunku od jekiegokolwiek punktu proponowanej trasy do odpowiedniego lotniska wymosi maksymalnie 180 minut w spokojnym powietrzu przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem. Kryteria dla takich operacji znajdują się w załączniku 1 i 4.

(ii) W przypadku operacji z maksymalnym czasem zmiany kierunku 120 minut, jeżeli jest taka potrzeba, można zatwierdzić niewielkie zwiększenie czasu dla konkretnych tras jeżeli można wykazać, że ostateczne trasowanie przyczyni się do przyrostu bezpieczeństwa.

Takie zwiększenie:

(A) Wymagać będzie oceny całego projektu typu przez nadzór lotniczy, włącznie z zademonstrowaniem wiarygodności systemów o ograniczonych resursach;
oraz,

(B) Opracowanie odpowiedniego MEL związanego z wnioskowanym czasem zmiany kierunku, i

(C) Nie będzie większy niż 15% pierwotnie zatwierdzonego czasu dla zmiany kierunku, zgodnie z paragrafem 10.f.

Obszar, który spełnia rozważania paragrafu 8.f.(1)(i) może zostać zatwierdzony dla operacji o wydłużonym zasięgu na samolotach z dwoma silnikami i musi być wyszczególniony na certyfikacie operatora wydanym przez właściwy nadzór lotniczy.

(2) *Ograniczenia w dopuszczeniu do lotu*

Ograniczenia w dopuszczeniu do lotu muszą zawierać maksymalny czas dla zmiany kierunku od odpowiedniego lotniska dla którego operator może wykonać konkretną operację o wydłużonym zasięgu. Maksymalny czas zmiany kierunku przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem (w warunkach standartowych w nieruchomym powietrzu) nie może być większy niż ustalony w paragrafie 10.f.(1)(i).

(i) Wykorzystania maksymalnego czasu zmiany kierunku

Procedury opracowane przez operatora powinny zapewniać, że operacja o wydłużonym zasięgu jest ograniczona dla tras zaplanowanych dla lotu, gdzie zapewniony jest zatwierdzony, maksymalny czas zmiany kierunku do odpowiedniego lotniska w standartowych warunkach w spokojnym powietrzu. Operatorzy powinni zapewnić:

(A) Procedury organizacyjne, które mówią, że w przypadku wyłączenia się silnika w trakcie lotu, pilot musi szybko zaincjować zmianę kierunku i wylądować na najbliższym lotnisku, w znaczeniu czasu, określonym jako odpowiedni przez załogę.

(B) Procedury organizacyjne, które mówią, że w przypadku pojedynczej lub wielorakiej awarii podstawowego systemu, pilot musi szybko zaincjować zmianę kierunku i wylądować na najbliższym lotnisku, w znaczeniu czasu, określonym jako odpowiedni przez załogę, chyba, że udowodniono, że nie nastąpi poważne obniżenie bezpieczeństwa w przypadku kontynuowania planowanego lotu.

(3) Nie należy interpretować procedur awaryjnych w sposób powodujący nieprzychylne nastawienia do ostatecznej decyzji i odpowiedzialności pilota dowódcy za bezpieczeństwo operacji.

g. *ZatwierdzenieOperacyjne ETOPS wydane przez właściwy nadzór*

(1) Dwu silnikowy samolot operatora nie może wykonywać operacji o wydłużonym zasięgu, chyba, że został upoważniony certyfikatem operatora, wydanym przez właściwy nadzór (obsługa i operacje).

(2) Certyfikat Operatora wydany przez właściwy nadzór dla wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu musi szczególnie zawierać postanowienia dotyczące przynajmniej jak poniżej:

(i) Defincję konkretnej kombinacji płatowiec-silnik, włącznie z aktualnie zatwierdzonym standartem CMP wymaganym dla operacji o wydłużonym zasięgu, zazwyczaj zidentyfikowanym w AFM (paragraf 8.f);

(ii) Upoważniony obszar operacji;

(iii) Minimalne wysokości wykonywania lotu na planowanych i zmiennych trasach;

(iv) Maksymalny czas zmiany kierunku, przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem (w warunkach standartowych w nieruchomym powietrzu), tak, aby w każdym punkcie na trasie samolot znajdował się w odpowiedniej odległości od lotniska do lądowania.

(v) Lotniska wyznaczone do użytkowania, włącznie z zapasowymi i związane z tym instrumenty podejścia i minima operacyjne.

(vi) Zatwierdzone programy obsługowe i wiarygodności (załącznik 4) dla operacji o wydłużonym zasięgu, włącznie z tym elementami wyszczególnionymi w zatwierdzonym standardzie projektu typu CMP;

(vii) Identyfikację samolotów wyznaczonych do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu wg produkcji i modelu oraz numer seryjny i rejestracja;

(viii) Przywołanie osiągów samolotu;

h. *Uznanie zdolności obsługowych i operacyjnych operatora ETOPS*

(1) Operator musi udowodnić, że posiada kompetencje i możliwości do bezpiecznego wykonywania zamierzonej operacji oraz jej prawidłowego zabezpieczenia.

(2) Przed uzyskaniem zatwierdzenia operacyjnego ETOPS, operator musi udowodnić, że kontrole obsługowe ETOPS, obsługa serwisowa i programy, o których mowa w zał. 4, są prawidłowo realizowane na reprezentatywnych lotniskach startu i lądowania.

(3) Operator musi również udowodnić, że praktyki zezwalania na lot ETOPS, polityka i procedury opracowane są dla operacji do i z reprezentatywnych lotnisk startu i lądowania.

(4) Operator również powienien udowodnić nadzorowi, używając do tego konkretną kombinację płatowiec-silnik lub zatwierdzony symulator, że posiada kompetencje i zdolność do bezpiecznego wykonywania zamierzonej operacji oraz jej prawidłowego zabezpieczenia. W trakcie wykonywania lotu zatwierdzającego następujące systuacje awaryjne muszą być zademonstrowane, chyba, że demonstracja takich warunków odbyła się już na symulatorze:

(i) Całkowita strata ciągu w jednym silniku (symulowana w samolocie przez ustawienie zera ciągu na silniku udającym niesprawny);
(ii) Całkowita utrata normalnie wytwarzanego zasilania elektrycznego;
(iii) Każda inna sytuacja uznawana za równoważną z ryzykiem w zakresie zdatności, osiągów i obciążenie załogi.

i. *Zatwierdzenie Operacji o wydłużonym zasięgu*

W następstwie zatwierdzenia, zgodnie z paragrafem 8, projektu typu dla operacji o wydłużonym zasięgu oraz zadawalającym zastosowaniu kryteriów z paragrafu 9 i 10, a przed wydaniem zatwierdzenia ETOPS przez właściwy nadzór, wniosek operatora i uzasadniające dane należy skierować do właściwego nadzoru dla oceny i weryfikacji. Po ocenie i

weryfikacji przez właściwy nadzór, należy wykonać zatwierdzający lot operacyjny zgodnie z wszelkimi dodatkowymi wytycznymi podanymi w ocenie i weryfikacji. Po ocenie operacyjnego lotu zatwierdzającego i jego przyjęciu, wnioskujący może zostać upoważniony do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu na konkretnej kombinacji płatowiec-silnik. Zatwierdzeniem do wykonywania ETOPS jest wydanie operatorowi przez właściwy nadzór certyfikatu zawierającego odpowiednie ograniczenia.

j. *Kryteria dla operacji powyżej 120 minut i do 180 mniut*

Każdy operator wnioskujący o zatwierdzenie operacji o wydłużonym zasięgu ponad 120 minut musi posiadać operacyjne doświadczenie w użytkowaniu konkretnej kombinacji płatowiec-silnik w operacjach 120 minut przez okres ok. 12 kolejnych miesięcy. Ilość wymaganego doświadczenia może zostać zwiększona lub zmniejszona po analizie doświadczenia operatora i uwzględnieniu wszystkich czynników, włącznie z liczbą sektorów. Przed wydaniem zatwierdzenia przeegzaminowana zostanie zdolność operatora do wykonywania operacji i wdrażania obowiązujących programów ETOPS, zgodnie z kryteriami wyszczególnionymi w paragrafie 10. Przy wydawaniu zatwierdzenia do wykonywania operacji dla zmiany kierunku powyżej 120 minut uwzględnione będzie dotychczasowe doświadczenie operatora w realizowaniu swoich programów120 minut. Operatorzy muszą również zademonstrować dodatkowe zdolności omówione w tym paragrafie. Zatwierdzenie dla operacji w obszarze powyżej 120 minut będzie przyznanwana na zasadzie indywidualnej. Obszar operacji zostanie zdefiniowany jako maksymalny czas dla zmiany kierunku 180 minut do odpowiedniego lotniska z zatwierdzonym czasem przelotowym z jednym niesprawnym silnikiem (w standartowych warunku w spokojnym powietrzu). Ograniczenia zezwalające na lot to maksymalny czas dla zmiany kierunku 180 minut do odpowiedniego lotniska z zatwierdzonym czasem przelotowym z jednym niesprawnym silnikiem (w standartowych warunku w spokojnym powietrzu).

(1) *Warunki dopuszczenia*

(i) Wykaz Minimalnego Wyposażenia (MEL)

MEL powinien wykazać odpowiednie poziomy nadmiarowe podstawowego systemu dla zabezpieczenia operacji 180 minut (w spokojnym powietrzu). Należy uwzględnić systemy wyszczególnione w paragrafie 10.d.(2)(i) do (xvi).

(ii) Pogoda

Operator musi udowodnić, że może polegać na systemie informacji pogodowej, której będzie używał dla prognoz końcowych i w trakcie lotu i posiada rozsądny stopień dokładności i wiarygodności dla proponowanego obszaru operacji.

(iii) Paliwo

Scenariusz użycia krytycznego zapasu paliwa powinien uwzględniać paliwo dla operacji wszystkich silników na 3048m (10.000 stóp) lub powyżej 3048m (10.000 stóp), jeżeli samolot jest wyposażony w dostateczną ilość zapasowego tlenu.

(2) Planowanie Lotu

Przy obliczaniu punktu równego czasu należy uwzględnić wpływ wiatru i temperatury na wysokość przelotową z jednym niesprawnym silnikiem. Ponadto program operatora powinien zawierać informacje dla załogi o odpowiednich lotniskach zapasowych na wykonywanej trasie, które prawdopodobnie nie będą spełniać minima pogodowych dla lotnisk zapasowych na trasie, jak wymagane zał. 3. Załoga musi posiadać informację o zapleczu lotniska lub inne odnośne dane konieczne dla planowania, a dotyczące tych lotnisk, które mogą być użyte przy realizacji zmiany kierunku.

(i) Szkolenie załogi i ocena

Jeżeli zapasowe źródła prądu znacząco obniżą funkcjonowanie oprzyrządowania w kokpicie, to należy uwzględnić w szkoleniu wstępnym i powtarzającym się program, który symuluje podejście na zapasowym akumulatorze jako jedynym źródle zasilania.

(ii) Procedury awaryjne

Załoga powinna przejśc szczegółowe szkolenie wstępne i powtarzające się, które podkreśla znaczenie opracowanych procedur awaryjnych dla każdego obszaru operacji, który będzie użytkowany.

(iii) Podejmowanie decyzji o zmianie kierunku

Należy przeprowadzić wstępne i powtarzające się szkolenia aby wyszkolić załogę prowadzeniu oceny prawdopodobnych awarii systemu napędowego lub płatowca. Celem szkolenia jest określenie kompetencji załogi i ich reakcji na najbardziej prawdopodobne wyjątkowe systuacje operacyjne.

Uwaga: Aczkolwiek już wymagane dla maksymalnego czasu zmiany kierunku pomiędzy 60 a 120 minut w standartowych warunkach w spokojnym powietrzu, podkreślone są wymagania paragrafu 10.j.(2) dla maksymalnego czasu zmiany kierunku 120 minut.

(iv) Należy zawrzeć szczególne instrukcje w procedurach operacyjnych organizacji, tak by paragraf 10.d.(5)(iv) był stosowany wraz z dodatkowym zapisem, że należy wybrać lotnisko zapasowe w zasięgu maksymalnego czasu zmiany kierunku 190 minut przy zatwierdzonej prędkości z jednym niesprawnym silnikiem (w warunkach standartowych w spokojnym powietrzu).

(3) *Wyposażenie*

(i) VHF/HF, Data Link gdzie dostępne

Operatorzy powinny uwzględnić rozbudowę swoich systemów kontroli operacyjnej po zatwierdzeniu.

(ii) Zautomatyzowany System Monitorowania

Należy uwzględnić postanowienia dotyczące zautomatyzowanego systemu monitorwania statusu samolotu aby zwiększyć zdolność załogi do szybkiego podejmowania decyzji o zmianie kierunku.

11 CIĄGŁY NADZÓR

Średni wskaźnik wyłączeń silnika w trakcie lotu we flocie dla konkretnej kombinacji płatowiec-silnik będzie monitorowany zgodnie z zał. 1 i 4. Tak jak we wszystkich innych operacjach, właściwy nadzór lotniczy powinien również monitorować wszystkie upoważnione aspekty operacji o wydłużonym zasięgu, aby upewnić się, że uzyskiwane w operacjach o wydłużonym zasięgu poziomy wiarygodności pozostają na wymaganych poziomach, jak podano w zał. 1, i że operacja nadal wykonywana jest bezpiecznie. W przypadku gdy nie jest utrzymywany akceptowalny poziom wiarygodności, jeżeli występują poważne, niekorzystne trendy lub gdy wykryte są poważne niedociągnięcia w projekcie typu lub w wykonywaniu operacji ETOPS, to właściwy nadzór powinien wszcząć specjalne dochodzenie, nałożyć ograniczenia operacyjne, jeżeli konieczne, i zastrzec działania naprawcze, które operator musi zaadoptować celem szybkiego rozwiązania problemu. W momencie wszczęcie szczególnego dochodzenie właściwy nadzór musi poinformować nadzór certyfikacji i umożliwić mu udział w procesie.

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁACZNIK 1 – PROCES OCENY WIARYGODNOŚCI SYSTEMU NAPĘDOWEGO

PROCES OCENY

Aby ustalić, czy konkretna kombinacja płatowiec-silnik spełnia wymagania niezawodności dla operacji o wydłużonym zasięgu, ocena taka zostanie przeprowadzona przez Agencję przy wykorzystaniu danych dla systemów. Aby wykonać taką analizę Agencja będzie potrzebować dane o flocie światowej i z innych źródeł (od operatora, producenta silnika i samolotu), które powinny być na tyle szczegółowe i pełne aby umożliwić Agencji dokonanie oceny na wysokim poziomie wiarygodności wykorzystując wiedzę techniczną i operacyjną oraz standardowe metody statystyczne dla stwierdzenia, że ryzyko utraty mocy z przyczyn niezależnych jest dostatecznie niskie. Agencja stwierdzi, czy system wiarygodności aktualnego systemu napędowego dla konkretnej kombinacji płatowiec-silniki spełnia odnośne kryteria. Jeżeli operacja zostanie zatwierdzona, oświadczenie zawierać będzie stwierdzenie, że wymagana standardowa konstrukcja silnika, konfiguracja systemu napędowego, warunki operacyjne i ograniczenia kwalifikują system napędowy jako odpowiedni dla operacji o wydłużonym zasięgu.

Jeżeli zatwierdzony silnik CMP obsługiwany jest przez odpowiedzialny organ i wpisany jest do arkusza danych certyfikatu typu silnika, to tę informację należy przekazać nadzorowi prowadzącemu ocenę wiarygodności systemu napędowego. Przy produkcji takiego CMP należy uwzględnić wszystkie wymagania paragrafów 8 i 9 i należy to wprowadzić lub zrobić odniesienie w CMP samolotu.

a. *Doświadczenie w Użytkowaniu*

W procesie oceny czy dany system napędowy może być dopuszczony do wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu, analizę dojrzałości systemu należy dokonać nie tylko w oparciu o nalot całej floty, ale należy również porównać nalot przodownika floty do czasu kalendarzowego oraz przeanalizować, w jakim stopniu dane z prób i doświadczenie projektowe może być wykorzystane jako metoda alternatywna.

W procesie ETOPS, w odniesieniu do jego dojrzałości, występują dwie skrajności, jedna to udowodnienie stabilnej wiarygodności poprzez kumulację doświadczenia w użytkowaniu, druga przez uzgodniony program projektowy i prób pomiędzy producentem i nadzorem. Zakres w jakim system napędowy jest pochodnym wcześniej zatwierdzonych systemów ETOPS jest również czynnikiem poziomu dojrzałości.

Uzasadnione jest stwierdzenie, że współczesne systemy napędowe osiągają poziom stabilnej wiarygodności po 100 000 godzin nalotu dla nowych typów i po 50 000 godzin nalotu dla pochodnych. Uważa się, że 3 000 do 4 000 godzin nalotu jest wystarczającym czasem użytkowania dla pojawienia się obszarów problemowych w konkretnym elemencie.
Zazwyczaj, doświadczenie w użytkowaniu to :

(1) Dla nowego systemu napędowego: 100 000 godzin i 12 miesięcy użytkowania. Jeżeli wykorzystuje się doświadczenie na innym samolocie, to znaczną część tych 100 000 godzin należy wylatać na samolocie ubiegającym się o zatwierdzenie.

W indywidualnych przypadkach można uwzględnić odnośne próby, doświadczenie projektowe i żądany maksymalny czas zmiany kierunku przy obliczaniu czasu wymaganego doświadczenia w użytkowaniu.

(2) Dla nowego systemu napędowego: 50 000 godzin i 12 miesięcy użytkowania. Wartości te mogą się wahać w zależności od stopnia powszechności. W przypadku określania statusu podobieństwa systemu napędowego należy porównać kryteria techniczne odnoszące się do powszechności z już wcześniej zatwierdzonymi silnikami ETOPS. Podstawowe obszary wzbudzające niepokój to:

(i) Turbomechanizmy
(ii) Stery i agregaty i sposób sterowania
(iii) Konfiguracja sprzętu (przewody, kable itp.)
(iv) Układ połączeń statku powietrznego z silnikiem i współ reagowanie

(A) Ogień
(B) Odwracacze ciągu.
(C) Awionika

(D) itd.

Stopień zmniejszenia doświadczenia w użytkowaniu zależeć będzie od stopnia podobieństwa do wcześniej zatwierdzonych silników ETOPS korzystając z powyższych kryteriów, a decyzje będą podejmowane w indywidualnych przypadkach.

W indywidualnych przypadkach można uwzględnić odnośne próby, doświadczenie projektowe i żądany maksymalny czas zmiany kierunku przy obliczaniu czasu wymaganego doświadczenia w użytkowaniu.

Tak więc wymagane doświadczenie dla udowodnienia wiarygodności systemu napędowego powinno zostać określone przez:

(i) W jakim stopniu można uwzględnić dotychczasowe doświadczenie w użytkowaniu zatwierdzonych, powszechnie stosowanych systemów napędowych.
(ii) W jakim stopniu można wykorzystać czynniki równoważące, takie jak podobieństwo projektu i dowody prób.
(iii) Dwa wymienione warunki stanowić będą podstawę do ustalenia wielkości doświadczenia w użytkowaniu wymaganego dla konkretnego systemu napędowego proponowanego dla ETOPS.

Ustalenia takie należy podejmować dla każdego przypadku indywidualnie po wykazaniu odpowiedniego poziomu wiarygodności systemu napędowego w odniesieniu do wskaźnika wyłączeń IFSD o wysokości 0 05 na 1 000 godzin, tak jak jest to wymagane dla nowych systemów napędowych.

b. *Dane niezbędne dla przeprowadzenia oceny*

(1) Wykaz wszystkich przypadków wyłączenia się silników na ziemi i w locie i ich przyczyny (z wyłączeniem przypadków w trakcie normalnego szkolenia), włącznie ze zgaśnięciem. Wykaz musi zawierać następujące informacje dla każdego przypadku:

(i) datę;
(ii) linię lotniczą;
(ii) identyfikację silnika (typ i numer seryjny);
(iv) konfigurację zespołu napędowego i historię modyfikacji;
v) pozycję silnika;
vi) symptomy prowadzące do zdarzenia, fazę lotu lub operację naziemną;
(vii) warunki pogodowe i środowiskowe oraz przyczyny wyłączenia się oraz wszelkie uwagi co do możliwości ponownego włączenia silnika.

(2) Wszystkie przypadku, w których nie uzyskano zamierzonego poziomu ciągu lub, w których załoga zmniejszyła ciąg poniżej normalnego poziomu, z jakiejkolwiek przyczyny;
(3) Nieplanowane zdemontowanie silnika/częstotliwość obsług;
(4) Całkowity nalot i cykle samolotu;
(5) Wszystkie zdarzenia powinny być przeanalizowane pod kątem ich wpływu na operacje ETOPS;
(6) Jeżeli wymagane, to dodatkowe dane;
(7) Agencja weźmie również pod uwagę odpowiedni projekt i wyniki z prób.

c. *Zarządzanie ryzykiem i model ryzyka*

Zatwierdzone systemy napędowe dla operacji o wydłużonym zasięgu muszą być dostatecznie wiarygodne aby zapewnić, że osiągane będą założone cele bezpieczeństwa.

Analiza statystyki dla współczesnych, odrzutowych stałopłatów wskazuje, że wskaźnik wypadków śmiertelnych ze wszystkich przyczyn kształtuje się na poziomie 0 3 x 10^{-6} na godzinę lotu. Wiarygodność typów samolotów zatwierdzonych dla operacji o wydłużonym zasięgu musi być na takim poziomie, aby wskaźnik wypadkowości był przynajmniej równoważny ze wskaźnikiem dla sprzętu technicznego. W związku z tym przyjęto wspólny wskaźnik 0 3 x 10^{-6} na godzinę lotu jako wskaźnik bezpieczeństwa dla wszystkich przyczyn.

Przy określaniu wskaźników bezpieczeństwa dopuszczalną praktyką jest przypisanie proporcjonalnie części całości różnym potencjalnym czynnikom przyczyniającym się do zdarzeń. Stosując tę praktykę, do całościowego wskaźnika 0 3 x 10^{-6} na godzinę lotu, w proporcjach wcześniej uważanych za odpowiednie, wskaźnik prawdopodobieństwa katastrofy

spowodowanej całkowitą utratą ciągu z przyczyn niezależnych nie może być gorszy niż 0 3 x 10^{-6} na godzinę lotu.

Wypadki związane z systemem napędowym mogą być spowodowane przyczynami zewnętrznymi, ale, zgodnie z dowodami historycznymi, podstawową przyczyną ich występowania to uszkodzenie nieutrzymane wewnątrz silnika, przyczyny typowe, uszkodzenia silnika oraz błąd załogi, czynnik ludzki i inne. Większość tych czynników nie odnosi się wyłącznie do ETOPS.

Stosując wzór opracowany przez ICAO (znak. AN-WP/5593 z dnia 15/2/84) dla obliczenia wskaźnika dla wyłączeń silnika w trakcie lotu, wraz z powyższymi założeniami bezpieczeństwa i statystykami dotyczącymi wypadków, uzyskano współzależność pomiędzy wskaźnikiem wyłączeń silnika w trakcie lotu z przyczyn niezależnych, a maksymalnym czasem zmiany kierunku. Jest to przedstawione na wykresie nr 1.

Aby uzyskać zatwierdzenie projektu typu dla operacji o wydłużonym zasięgu należy udowodnić Agencji, że po wykonaniu czynności naprawczych, zidentyfikowanych w trakcie badania technicznego (patrz załącznik 1, paragraf 1.d.), otrzymuje się docelowe wskaźniki wyłączenia się silnika w trakcie lotu. Zapewni to, że założone prawdopodobieństwo utraty ciągu z przyczyn niezależnych jest spełnione.

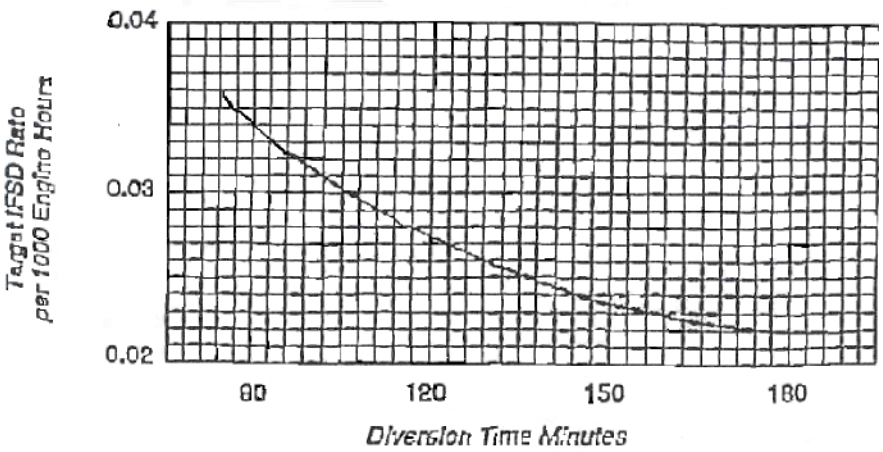


Figure 1: Target IFSD Rate versus Diversion Time

d. *Badanie techniczne*

(1) Istniejące programy obsługowe, monitorowania stanu silników na samolocie oraz szybkość i dokładność wdrażania biuletynów obsługowych dla silnika, itp., wpływają na zdolność operatora do utrzymania poziomu wiarygodności. Wymagane informacje i dane będą stanowić podstawę dla obliczenia wskaźnika wyłączenia silnika dla floty światowej, który to będzie służył do określenia, czy konkretna kombinacja płatowiec-silnik spełnia kryteria dla operacji o wydłużonym zasięgu.

(2) Analiza będzie wykonana dla każdego przypadku w odniesieniu do wszystkich poważnych awarii, uszkodzeń i niesprawności doświadczonych w trakcie użytkowania (lub w czasie prób) dla tej konkretnej kombinacji płatowiec-silnik. Awarie poważne to zasadniczo takie, które powodują lub kończą się wyłączeniem silnika(ów) w trakcie lotu lub zgaśnięciem, ale mogą uwzględniać nietypowe awarie na ziemi i/lub nie planowy demontaż silników. Następujące elementy będą brane pod uwagę w trakcie analizy:

(i) Typ systemu napędowego, dotychczasowe doświadczenie, czy źródło zasilania jest nowe czy pochodne już istniejącego modelu i operacyjny poziom ciągu, który ma być zastosowany przy wyłączeniu jednego silnika.
(ii) Tendencje skumulowanego, średniego, za dwanaście miesięcy, uaktualnianego co kwartał, wskaźnika wyłączenia silnika w locie w stosunku do nalotu systemu napędowego i cykli.
(iii) Udowodnione skutki modyfikacji naprawczych, obsługi itp. na przyszłą wiarygodność systemu napędowego.
(iv) Zalecane prace obsługowe i jakość wykonania oraz ich wpływ na wskaźnik awarii systemu napędowego i APU.

(v) Akumulacja doświadczenia operacyjnego, które obejmuje różne warunku środowiskowe, których napotkanie jest prawdopodobne.
vi) Maksymalny zamierzony czas lotu i maksymalny czas zmiany kierunku w segmencie ETOPS, stosowany w rozważaniach dla operacji o wydłużonym zasięgu.

(3) W analizie opisanej w paragrafie 1.d.(2) wykorzystana będzie, po wdrożenia czynności naprawczych zidentyfikowanych w trakcie analizy, wiedza techniczna dla wyliczenia potencjalnego zwiększenia wiarygodności .

(4) Przewidywany finalny poziom wiarygodności i kryteria opracowane zgodnie z paragrafem 1.c. będą wykorzystane dla wyliczenia maksymalnego czasu zmiany kierunku dla konkretnej kombinacji płatowiec-silnik.

(5) Standard projektu typu dla zatwierdzenia typu kombinacji płatowiec-silnik dla operacji o wydłużonym zasięgu musi uwzględniać wszystkie modyfikacje i obsługi, które będą całkowicie lub częściowe uznane zgodnie z paragrafem 1.d.(3) oraz inne działania dla zwiększenia wiarygodności wymagane przez Agencję. Zwyczajowo, harmonogram wdrożenia elementów standardowego projektu typu powinien być określony w Procedurze Kolejności Obsług (Configuration Maintenance Procedures (CMP)), np. w czasie kalendarzowym, nalocie lub cyklach.

(6) Jeżeli analizie poddane są dane obcego producenta i/lub operatora, odnośny nadzór lotniczy zaproponuje udział w procesie.

(7) Wnioski Komisji Oceny Wiarygodności Systemu Napędowego (Propulsion System Reliability Assessment Board (PSRAB)). Po zakończeniu procesu oceny i udokumentowaniu przez PSRAB wniosków, Agencja ogłosi czy konkretna kombinacja spełnia odnośne warunki niniejszego AMC. Elementy kwalifikujące system napędowy, takie wymagania obsługowe i ograniczenia zostaną zawarte w Sprawozdania z Oceny (paragraf 8.e).

(8) W celu ustalenia czy uzyskano wymagany poziom wiarygodności systemu napędowego i czy jest on konsekwentnie utrzymywany, producent statku powietrzny musi co kwartał dostarczać do Agencji analizę wiarygodności systemu napędowego. Analiza powinna koncentrować się na konfiguracji floty ETOPS i zawierać związane z ETOPS zdarzenia, które wystąpiły na nie skonfigurowanych statkach powietrznych o tej samej kombinacji płatowiec-silnik, oraz z innych kombinacjach wykorzystujących podobny model silnika.

e. *Ciągła Zdatność*

Agencja będzie okresowo analizować swoje pierwotne wnioski. Ponadto, w miarę potrzeb, analizowany będzie dokument Agencji zawierający standard CMP.

Zazwyczaj, jak zapisano w niniejszym AMC, na początku procesu analizy nowego wyrobu okresowe spotkania Komisji Śledzenia Wiarygodności ETOPS odbywają się często, częstotliwość określana jest przez Agencję w oparciu o zebrane szerokie doświadczenie, jeżeli występują dowody że wiarygodność wyrobu jest dostatecznie stabilna. Zaprzestaje się prowadzenia okresowych spotkań gdy Agencja ogłosi, że produkt ETOPS lub rodzina produktów jest już dojrzała.

(1) *Dojrzałe produkty ETOPS*

Rodzina produktów ETOPS o wysokim stopniu podobieństwa uznawana jest za dojrzała gdy:

(i) Rodzina produktu zakumulowała przynajmniej 250 000 godzin nalotu na statku powietrznym z danej rodziny lub 500 000 godzin operacyjnych dla silnika z danej rodziny.

(ii) Rodzina produktu zakumulowała doświadczenie obejmujące szerokie spektrum warunków operacyjnych (np. zimno, gorąco, wilgotność).

(iii) Każdy zatwierdzony model ETOPS lub jego wariant spełnia założenia wiarygodności dla ETOPS i utrzymał stabilność na poziomie lub poniżej wskaźnika dla floty światowej przez przynajmniej dwa lata.

Nowe modele lub poważne zmiany w projekcie zostaną uznane za dojrzałe dopóki indywidualnie nie spełnią warunków paragrafu (i) poniżej.

Przewodniczący RTB i Kierownik Procesu Certyfikacyjnego określają kiedy produkt lub rodzina produktów jest uznana za dojrzałą.

(2) *Nadzór dojrzałych produktów ETOPS*

Producent, którego produkt ETOPS Agencja uznała za dojrzały powinien wdrożyć proces monitorowania wiarygodności produktu zgodnie z założeniami zdefiniowany w Załączniku 1 i 2 niniejszego AMC. W przypadku wystąpienia zdarzenia lub serii zdarzeń lub tendencji statystycznej, która wskazuje na odstępstwa we wiarygodności we flocie ETOPS lub jej części (np. jeden model lub kilka numerów seryjnych) powyżej granicy określonej dla ETOPS w niniejszym AMC, producent musi:

(i) poinformować Agencję i określić sposób przywrócenia wiarygodności poprzez Drobną Zmianę do CMP, wraz z harmonogramem spełnienia, który musi być uzgodniony z Agencją, jeżeli sytuacja nie ma natychmiastowego wpływu na bezpieczeństwo;

(ii) poinformować Agencję i zaproponować jej bieżący nadzór do czasu usunięcia zagrożenia lub jego potwierdzenia, jeżeli sytuacja wymaga dalszego badania.

(iii) poinformować Agencję i zaproponować jej nałożenie niezbędnych działań naprawczych poprzez wydanie AD, jeżeli powstało bezpośrednie zagrożenie bezpieczeństwa.

W przypadku nie wystąpienia konkretnego zdarzenia lub tendencji wymagającej działań producent co roku musi przekazywać Agencji podstawowe wskaźniki statystyczne, zgodnie z załącznikiem 1 i 2 niniejszego AMC.

(3) *Zatwierdzenie Organizacji Projektującej*

Producenci wyrobów zatwierdzonych dla ETOPS muszą posiadać Zatwierdzenie Organizacji Projektującej (DOA) zgodne z IR 21. Instrukcja Zatwierdzonej Organizacji Projektującej musi zawierać opis odpowiedniej organizacji i procedur obejmujących czynności i odpowiedzialności zawarte w niniejszej AMC.

Obcy producenci, nie zatwierdzeni jako JAA-DOA, muszą zaprezentować równoważną organizację i procedury aby spełnić założenia niniejszego paragrafu. System FAA DER został uznany za dopuszczalny.

(4) *Drobna zmiana w dokumencie ETOPS CMP*

Drobna zmiana w dokumencie ETOPS CMP to taka, która wprowadza tylko zmiany redakcyjne, układ, obsługę i procedury równoważne do już zatwierdzonych przez Agencję lub nowe usprawnienia wiarygodności, które nie mają bezpośredniego wpływu na bezpieczeństwo lotów ETOPS, a wprowadzane są jako środki kontroli ciągłej zgodności z założeniami dla wiarygodności ETOPS.

Drobne zmiany w dokumencie ETOPS CMP mogą być zatwierdzone przez pracownika wyznaczonego przez producenta, zgodnie z postanowieniami jego zatwierdzonego DOM.

Obcy producenci nie zatwierdzeni jako JAA-DOA, a funkcjonujący w oparciu o system FAA-DER mogą korzystać ze swoich DER dla zatwierdzania drobnych zmian w CMP.

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁĄCZNIK 2 – PROCES OCENY NIEZAWODNOŚCI SYSTEMÓW STATKU POWIETRZNEGO

PROCES OCENY

Założenien niniejszego załącznika jest dodatkowe wyjaśnienie paragrafów 8b, 8c(1) i 7f(4). Systemy płatowca muszą spełniać wymagania CS 25.1309. Aby ustalić czy konkretna kombinacja płatowiec- silnik spełnia wymagania niezawodności dla operacji o wydłużonym zasięgu, ocena taka zostanie przeprowadzona przez Agencję przy wykorzystaniu danych dla systemów dostarczonych przez wnioskującego. Aby wykonac taką analizę Agencja musi pozyskać dane o całej flocie światowej i z innych źródeł (od operatorów, producentów sprzętu i producentów samolotów). Dane muszą być obszerne i dostatecznie dokładne aby umożliwić Agencji przeprowadzenie analizy o wysokiej wiarygodności, aby zapewnić, że ryzyko wystąpienia awarii systemów podczas lotu ETOPS lub zmiany kierunku jest dostatecznie niewielkie w stosunku do skutków warunków takiej awarii w środowisku operacyjnym podczas wykonywania misji ETOPS.

Agencja stwierdzi czy aktualny system wiarygodności konkretnego układu płatowca-silnika spełnia odnośne kryteria.

W stwierdzeniu znajdzie się informacja o standardzie użytym przy konstrukcji płatowca, konfiguracji systemów, warunkach operacyjnych i ograniczeniach wymaganych dla kwalifikacji znaczących systemów ETOPS jako odpowiednich do wykonywania operacji o przedłużonym zbiegu.

a. *Znacząca systemy ETOPS*

(1) Znaczącym systemem ETOPS jest:

(i) System, dla którego właściwości nadmiarowych bezpiecznych uszkodzeń są bezpośrednio powiązane z liczbą silników, np. system hydrauliczny, system pneumatyczny, system elektryczny.

(ii) System, który może mieć wpływ na prawidłowe działanie silników w takim stopniu, że może spowodować wyłączenie silnika w trakcie lotu lub samoczynną utratę ciągu, np. system paliwowy, odwracacz ciągu, ster silnika lub system wskazywania, system wykrywania pożaru silnika.

(iii) System, który ma znaczący udział w bezpieczeństwie lotu lub zmianie kierunku z jednym silnikiem niesprawnym, takie jak systemy zapasowe używane w sytuacji dodatkowych awarii przy zmianie kierunku. Obejmuje to systemy zapasowe lub generator awaryjny, APU lub systemy niezbędne dla utrzymania zdolności wykonania wydłużonej operacji na wysokościach jedno-silnikowych, jak systemy odladzania.

(iv) System, w którym pewne warunki uszkodzenia mogą zmniejszyć bezpieczeństwo zmiany kierunku, np. nawigacyjny, łączności, chłodzenia wyposażenia, ograniczonego czasu tłumienia pożaru towaru, system dostarczania tlenu.

(2) Wykaz znaczących systemów ETOPS musi być uzgodniony z Agencją.

b. *Analiza niezawodności dla systemów*

Analiza wiarygodności dla systemów musi jednoznacznie określić, które systemy są ważne dla ETOPS, i zapewnić, że wiarygodność tych systemów jest dostateczna w stosunku do skutków ich potencjalnej niesprawności w takcie wykonywania misji ETOPS.

Prowadząc analizę należy dokonać oceny Analizy Bezpieczeństwa Systemów *(Systems Safety Assessment (SSA))* opracowanej w oparciu o AMC 25.1309-1 i szczególne wymagania ETOPS z niniejszego AMC (np. dekompreska kabiny w trakcie operacji z jednym silnikiem), aby uwzględnić szczególne warunki i wymagania odnoszące się do misji ETOPS.

Aby uzyskać założony poziom wiarygodności dla ETOPS, analiza analityczna w SSA musi być potwierdzona statystyką pochodzącą z bazy danych o odnośnym doświadczeniu operacyjnym i analizą techniczną z doświadczenia w użytkowaniu systemów płatowca będących tematem analizy.

Należy zastosować wskaźniki statystyczne (MTBF/MTBUR) i wiedzę techniczną dla każdego przypadku aby dokonać oceny dojrzałości i wiarygodności wszystkich znaczących systemów ETOPS.

c. *Analiza Analityczna*

Wykonaną SSA, zgodnie z CS 25.1309, dla wszystkich znaczących systemów ETOPS należy przeanalizować jak niżej:

(1) Przeprowadzić Funkcjonalną Analizę Ryzyka (Functional Hazard Assessment (FHA)) (dodatkową) uwzględniając misję ETOPS. Przy określaniu skutków awarii w trakcie wykonywania misji ETOPS należy przeanalizować jak niżej:

(i) Obciążenie załogi pracą w wydłużonym okresie czasu
(ii) Warunki operacyjne dla lotów wykonywanych na wysokości przelotu z jednym silnikiem
(iii) Pobieżne zapoznanie się załogi z procedurami i warunkami lotu i lądowania na lotniskach zapasowych.

(2) Wprowadzić wszelkie dodatkowe scenariusze awarii/założenia niezbędne aby spełnić niniejszy AMC.

(3) Przyjąć maksymalny czas lotu ETOPS i maksymalny czas dolotu na zapasowe lotnisko ETOPS dla wszystkich obliczeń prawdopodobieństwa. Obliczenia prawdopodobieństwa dla tych systemów, które nie mogą mieć wpływu na prawidłowe działanie silników lub systemów, gdzie liczba silników nie wpływa na nadmiarowość bezpiecznych awarii, ale, które mogą spowodować przelot na lotnisko zapasowe lub mieć udział w bezpieczeństwie takiego lotu, należy oprzeć na przeciętnym czasie ryzyka dla statków powietrznych wykonujących operacje ETOPS zakładając maksymalny czas przelotu na lotnisko zapasowe.
(Uwaga: nie przeciętny czas ryzyka dla całej floty)

(4) Uwzględnić skutki wydłużonego czasu i wysokości przelotowej z jednym silnikiem w odniesieniu do ciągłego działania pozostałych systemów w następstwie awarii.

(5) W zatwierdzonych dokumentach należy zawarzeć szczególne czynności obsługowe ETOPS i/lub przerwy lub szczególne procedury w locie ETOPS, niezbędne dla uzyskania założonych warunkach bezpieczeństwa lotu (np. dokument CMP, MMEL).

d. *Doświadczenie w użytkowaniu / Analiza Bezpieczeństwa Systemów (SSA)*

Przy rozważaniu dopuszczalności systemów płatowca dla wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu, należy przeanalizować dojrzałość stosowanych technologii i konkretnego projektu będącego tematem oceny.

Przy wykonywaniu SSA należy zwrócić szczególną uwagę na:

(1) Dla sprzętu identycznego lub podobnego, zamontowanego na innych statkach powietrznych, wskaźniki awarii wg SAA należy uwiarygodnić w oparciu o doświadczenie operacyjne.

Wykaz doświadczenia operacyjnego (bezpośredniego lub z nim związanego) musi być przedstawiony dla każdego sprzętu ważnego dla systemu ETOPS.

Tam, gdzie dla uznania modeli awarii i wskaźników zastosowano związane z nimi doświadczenie w użytkowanie przeprowadzić analizę aby wykazać wiarygodność doświadczenia w użytkowaniu.

W szczególności, jeżeli taki sam sprzęt używany jest na różnych typach samolotów, należy wykazać, że nie ma żadnej różnicy w uwarunkowanich operacyjnych (wibracje, ciśnienie, temperatura) albo, że te różnice nie mają negatywnego wpływu na modele awarii i wskaźniki.

Jeżeli twierdzi się, że zastosowanie ma doświadczenie w użytkowaniu podobnego sprzętu na innych statkach powietrznych należy przeprowadzić analizę uzasadniającą wiarygodność użytych w analizie ilościowej wartości. Analiza dowodząca powinna uwzględniać szczegóły dotyczące różnic pomiędzy podobnym a nowym sprzętem, doświadczenie w użytkowaniu podobnego sprzętu i informacje o wszelkich modyfikacjach w rezultacie „nauczek" i wprowadzonych do nowego sprzętu.

Dla pewnego sprzętu (np. IDGs, TRUs, upusty powietrza, generator awaryjny) analizę należy poparzeć wynikami z prób. Musi to być uzgodnione z Agencją.

(2) Dla nowego lub w znacznym stopniu zmodyfikowanego sprzętu należy uwzględnić w SSA brak potwierdzenie stopnia awaryjności przez doświadczenie w użytkowaniu.

Należy przeprowadzić analizę dla określenia możliwości częstotliwości wystąpienia zakładanych w SSA awarii w stosunku do stopnia awaryjności sprzętu.

Jeżeli analiza prawdopodobieństwa wystąpienia awarii wykazuje, że może wpływać na stopień awaryjności sprzętu i zbliżyć się do wymaganego założonego poziomu bezpieczeństwa, należy zastosować szczególne środki ostrożności (np. tymczasowe ograniczenia w zwolnieniu, inspekcje, procedury obsługowe, procedury dla załogi) dla uwzględnienia niepewności do czasu prawidłowej oceny stopnia awaryjności poprzez analizę doświadczenia w użytkowanie.

(3) W celu potwierdzenia, że uzyskano i utrzymywany jest zakładany poziom wiarygodności systemu producent statku powietrznego musi monitorować wiarygodność systemów płatowca (ważny dla ETOPS) po jego włączeniu do operacji. Producent musi składać Agencji kwartalne sprawozdania (za pierwszy rok operacji), a następnie w określonych z Agencją okresach (patrz 7.f(4) i 8.g(3)). Czynności monitorujące powinny uwzględniać znaczące zdarzenia dla ETOPS, zarówno dla floty ETOPS jak i floty nie operującej wg ETOPS w obszarze rodziny płatowca. Dodatkowe monitorowanie wiarygodności wymagane jest tylko dla tych systemów, które mogą spowodować nieprawidłowe funkcjonowanie silników lub systemów, gdzie liczba silników i systemów zapasowych może wpłynąć na nadmiarowość bezpiecznych awarii w przypadku powstania dodatkowej awarii w czasie przelotu na lotnisko zapasowe.

UWAGA: Patrz również Załącznik 1 ust. e Ciągła Zdatność Do Lotu dla systemów statku powietrznego.

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁACZNIK 3 – ODPOWIEDNIE LOTNISKA ZAPASOWE NA TRASIE PRZELOTU

1 OGÓLNE

a. Jednym z wyróżniających się elementów dwusilnikowej operacji o wydłużonym zasięgu jest koncepcja zabezpieczenia odpowiedniego lotniska zapasowego na trasie operacji, na które samolot może zostać skierowany w przypadku pojedynczej awarii lub ich kombinacji, wymagającej skierowania go na lotnisko zapasowe. Większość samolotów dwusilnikowych wykonuje loty w środowisku, gdzie jest możliwość wyboru lotnisk zapasowych, natomiast w przypadku samolotu o wydłużonym zasięgu dostępne może być tylko jedno lotnisko zapasowe w odległości określonej przez wytrzymałość konkretnego systemu płatowca (np. stłumienie pożaru ładunku) lub przez maksymalny zatwierdzony czas zmiany kierunku na tej trasie.

b. W związku z tym jest istotne, aby każde lotnisko, określone jako zapasowe na danej trasie, posiadało możliwości, służby i zaplecze dla zapewnienia bezpieczeństwa dla tego konkretnego samolotu, aby warunki pogodowe w momencie przylotu gwarantowały dostępność odpowiednich odniesień wizualnych w momencie uzyskania względnej wysokości decyzji (DH) lub minimalnej wysokości schodzenia (MDA), a warunki na płycie lotniska mieściły się w dopuszczalnych granicach zezwalających na bezpieczne wykonanie podejścia i lądowania z jednym niesprawnym systemem napędowym i/lub systemami płatowca.

c. Niezależnie od spełnienia wymagań Aneksu 6 ICAO w zakresie kwalifikacji załogi dla wykonywania operacji na takich trasach, operatorzy muszą wykazać, że dla proponowanych operacji dostępne są wyszczególnione obiekty i służby.

2 PRAWIDŁOWY WYBÓR LOTNISKA

Lotnisko, aby było odpowiednie dla celów niniejszego AMC, musi posiadać możliwości, służby, posiadać przynajmniej kategorię 4 ICAO lub odpowiednią kategorię dla samolotu, jeżeli niższa, służby ratownictwa i pożarowe oraz zaplecze techniczne niezbędne, aby wyznaczyć je jako lotnisko zapasowe (dla służb ratownictwa i pożarowych możliwość dotarcia do samolotu w ciągu 30 min od zgłoszenia) oraz posiadać takie warunki pogodowe i na płycie, które w momencie wykonywana danej operacji gwarantują wykonanie bezpiecznego podejścia i lądowania z jednym niesprawnym systemem napędowym i/lub systemami płatowca w przypadku konieczności dokonania dlotu do lotniska zapasowego. W związku z różnorodnością warunków pogodowych związanych z porą roku jak również koniecznością określenia stosowności danego lotniska zapasowego przed startem, dla celów planowanie minima pogodowego dla lotniska zapasowego są z reguły wyższe niż minima pogodowe konieczne dla rozpoczęcia podejścia wg przyrządów. Jest to konieczne dla zapewnienia bezpiecznego wykonania podejścia wg przyrządów, jeżeli lot musi być skierowany na lotnisko zapasowe. Dodatkowo, ponieważ zdefiniowane są odniesienia wizualne konieczne dla bezpiecznego wykonania podejścia i lądowania, a wśród nich dokładność, z którą samolot jest kontrolowany na ścieżce schodzenia w oparciu o odniesienia do przyrządów oraz czynności, jakie pilot musi wykonać, aby manewrować samolotem tak aby zakończyć lądowanie, minima pogodowe dla podejść nie precyzyjnych są zazwyczaj wyższe niż dla podejść precyzyjnych.

3 STANDARTOWE PRZEDSTARTOWE MINIMA POGODOWE DLA LOTNISKA ZAPASOWEGO

Dla celów planowania lotu i zwolnienia dwu silnikowego samolotu do wykonania operacji o wydłużonym zasięgu poniższe zostało określone.

Konkretne lotnisko może zostać uznane jako odpowiednie dla planowania lotu i zwolnienia samolotu do wykonania operacji o wydłużonym zasięgu jeżeli spełnia kryteria paragrafu 3 niniejszego załącznika oraz w momencie wykonywania danej operacji spełnia jedną z następujących kombinacji, umożliwiającej wykonanie podejścia wg przyrządów i wymagań dot. minima pogodowego dla lotniska zapasowego. Dla określenia minima operacyjnego na planowanym lotnisku zapasowym operator powinien zamieścić tabelę 1 lub 2 w swojej Instrukcji Operacyjnej, ale nie obie równocześnie.

Tabela 1 – Minima dla planowania - ETOPS

Konfiguracja obiektu podejścia	Pułap lotniska zapasowego	Minima pogodowe Widoczność/RVR
Dla lotnisk z przynajmniej jednym działającym przyrządem nawigacyjnym, z procedurą podejścia precyzyjnego lub nie precyzyjnego lub manewrem krążenia z procedury podejścia wg instrumentów.	Pułap uzyskany przez dodanie 122 m (400 feet) do upoważnionej DH, MDH (DA/MDA) lub minima dla krążenia	Widoczność uzyskana przez dodanie 1500m. do upoważnionego minima do lądowania
Minima pogodowe podane poniżej maja zastosowanie do lotnisk, które są wyposażone w podejście precyzyjne lub nie precyzyjne (dwie osobne powierzchnie do lądowania)		
Dla lotnisk z przynajmniej dwoma funkcjonującymi przyrządami nawigacyjnymi z procedurami zapewniającymi podejście precyzyjne lub nie precyzyjne do niezależnych odpowiednich pasów startowych	Pułap uzyskany przez dodanie 61 m (200 feet) do wyższej upoważnionej wartości DH/MDH (DA/MDA) dla podejść	Widoczność uzyskana przez dodanie 800 meters do wyższej wartości z dwóch upoważnionych minima do lądowania

Tabela 2 Minima dla planowania– ETOPS

Typ podejścia	Minima dla planowania (wymagana widoczność RVR	I pułap jeżeli ma zastosowanie)		
	Lotnisko z			
	przynajmniej 2 osobnymi procedurami podejścia opartych na 2 samodzielnych pomocach obsługujących 2 samodzielne pasy startowe	przynajmniej 2 osobnymi procedurami podejścia opartych na 2 samodzielnych pomocach obsługujących 1 pas startowy	lub	przynajmniej 1 procedurą podejścia opartą na 1 pomocy obsługującej 1 pas startowy
Podejście precyzyjne Kat II, III (ILS, MLS)	Podejście precyzyjne Minima Kat I	Minima podejścia nieprecyzyjnegoa		
Podejście precyzyjne Kat I (ILS, MLS)	Minima dla podejścia nieprecyzyjnego	Minima krążenia, lub jeżeli nie dostępne, minima podejścia nie-precyszyjnego plus 200 ft / 1 000 m		
Podejście nieprecyzyjne	Niższa wartość minima podejścia nieprezyzyjnego plus 200 ft / 1 000 m minima krążenia	Wyższa wartość minima krążenia lub minima podejścia nieprecyzyjnego plus 200 ft / 1 000 m		
Podejście z krążenia	Minima krążenia			

4 PRZEDSTARTOWE MINIMA POGODOWE DLA LOTNISKA ZAPASOWEGO Z WYKORZYSTANIEM ZAAWANSOWANYCH SYSTEMÓW LĄDOWANIA

Uznaje się, że rozwój zaawansowanych systemów lądowania może prowadzić do certyfikowanej zdolności dla planowych, jednosilnikowych podejść i lądowań Kategorii II i/lub Kategorii III.

Zanim będzie można wykorzystać te zdolności przy przedstartowym wyborze lotniska zapasowego, wyznaczony nadzór lotniczy musi być przekonany, że operator zademonstrował, że w przypadku gdy statek powietrzny ETOPS doświadczył jakiejkolwiek sytuacji awaryjnej w systemie płatowca i/lub napędowym, co mogłoby być przyczyną skierowania go na lotnisko zapasowe, nieprawdopodobne jest powstanie kolejnej awarii w trakcie zmiany kierunku, która mogłaby spowodować utratę zdolności do bezpiecznego wykonania i ukończenia podejścia i lądowania Kategorii II/III. Certyfikowana zdolność kombinacji płatowiec-silnik musi być zatwierdzona z uwzględnieniem maksymalnego czasu zmiany kierunku.

Zatwierdzanie planowanego wykorzystywania zaawansowanych systemów dla wyznaczania lotnisk zapasowych będzie realizowane indywidualnie i do tego celu wykorzystany będzie paragraf 4 niniejszego załącznika.

5 OKREŚLANIA STOSOWNOŚCI WYBORU LOTNISKA ZAPASOWEGO W TRAKCIE LOTU

Patrz paragraf 10.d.(5)(iv) i 10.j.(2)(iv).

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁACZNIK 4 –WYMAGANIA OBSŁUGOWE ETOPS

1 OGÓLNE

Program obsługowy powinien zawierać standardy, wytyczne i wskazówki niezbędne dla utrzymania zamierzonych operacji. Personel obsługi, i inny zaangażowany, musi mieć świadomość o szczególnym charakterze ETOPS i posiadać wiedzę, umiejętności i zdolność do spełnienia wymagań zawartych w programie.

2 PROGRAM OBSŁUGI ETOPS

Podstawowy program obsługi dla samolotu rozważanego do udziału w operacjach ETOPS musi zawierać program obsługi ciągłej zdatności aktualnie zatwierdzony przez operatora dla wyrobu i modelu kombinacji płatowiec-silnik. Program obsługi musi być przeglądany dla zagwarantowania, iż stanowi dostateczną podstawę dla opracowania wymagań obsługowych ETOPS. Powinien zawierać procedury obsługi, aby zapobiec wykonywania tych samych czynności dla powtarzających się elementów w każdym istotnym systemie ETOPS (np. kontrola wymiany paliwa na obu silnikach).

a. Zadania obsługowe związane z ETOPS powinny być określone na typowych kartach zadań operatora i zdefiniowane w odnośnych instrukcjach.

b. Procedury związane z ETOPS, takie jak udział scentralizowanej kontroli obsługi, powinny być jednoznacznie zdefiniowane w programie operatora.

c. Należy stworzyć kontrolę obsług ETOPS celem zweryfikowania, czy akceptowany jest status samolotu i niektórych elementów krytycznych. Taka kontrola musi być wykonana przed wykonaniem lotu ETOPS przez upoważnioną i wyszkoloną osobę. Osobą taka może być członek załogi.

d. Należy analizować książki pokładowe i je dokumentować, co ma zastosowanie, dla zapewnienia prawidłowych procedur MEL, obsług odłożonych i przeglądów obsługowych i dla stwierdzenia, czy procedury weryfikacji systemu są prawidłowy realizowane.

3 INSTRUKCJA ETOPS

Operator musi opracować instrukcję dla personelu zaangażowanego w ETOPS. Instrukcja nie musi uwzględniać, ale powinna zawierać odniesienie do programu obsługi i innych wymagań opisanych w niniejszym załączniku i jednoznacznie wskazywać miejsce, w którym jest ulokowane w systemie instrukcji operatora.

Wszystkie wymagania ETOPS, włącznie z programami pomocniczymi, procedurami, obowiązkami i odpowiedzialnością, muszą być zidentyfikowane i kontrolowane pod względem statusu zmian. Instrukcja musi być złożona w nadzorze 30 dni przed wdrożeniem lotów ETOPS.

Aletrantywnie, operator może ująć tę informację w istniejących instrukcjach używanych przez personel zaangażowany w ETOPS.

4 PROGRAM ZUŻYCIA OLEJU

Program operatora dotyczący zuzycia oleju powinien zawierać zalecenia producenta i być czuły na zmiany w zużyciu oleju. Musi uwzględniać dolany olej na lotniskach odlotowych ETOPS z odniesieniem do aktualnego średniego zużycia, tj. monitorowanie musi być ciągłe, włącznie z dolanym oelejem na lotnisku odlotowym ETOPS. Jeżeli analiza oleju ma znaczenie dla tego wyrobu i modelu, należy to uwzględnić w programie. Jeżeli operacja ETOPS wymaga APU, należy to uwzględnić w programie zużycia oleju.

5 MONITOROWANIE STANU SILNIKA

Program musi opisywać parametry, które mają być monitorowane, metodę zbierania danych i procesem podejmowania działań naprawczych. Program musi uwzględniać instrukcje producenta i zwyczaje przemysłu. Celem monitorowania jest wykrycie, na wczesnym etapie, utraty swoich własności i podjęcie działań naprawczych zanim skutki zniszczenia zaczną mieć wpływ na bezpieczeństwo operacji. Program powinien zapewniać, że utrzymywane są graniczne wartości silnika, umożliwiając wykonanie wydłużonego lotu z jednym silnikiem na zapasowe lotnisko, bez wykraczania poza zatwierdzone ograniczenia (np. prędkości wirnika, temperatura gazów wylotowych) na wszystkich zatwierdzonych poziomach mocy i w oczekiwanych warunkach środowiska. Ograniczenia silnika określone w tym programie powinny uwzględniać

skutki dodatkowego obciążenia silnika (np. odladzania, zasilanie w prąd itp.), które mogą wystąpić w fazie lotu na jednym silniku do lotniska zapasowego.

6 POOBSŁUGOWY PROGRAM WERYFIKACJI

Operator musi opracować program weryfikacji lub procedury umożliwiające wprowadzenie działań naprawczych dla sytuacji takich jak wyłączenia się silnika, uszkodzenie systemu podstawowego lub tendencji negatywnych lub wszelkich innych wydarzeń, które wymagają wykonania lotu weryfikacyjnego oraz opracować metody gwarantujące ich realizację. W programie musi znaleźć się jednoznaczny opis kto musi zainicjować działania weryfikacyjne oraz sekcji lub wydziału odpowiedzialnego za określenie, jakie działania są konieczne. Systemy podstawowe i sytuacje wymagające działań weryfikacyjnych muszą być opisane w instrukcji ETOPS operatora.

7 PROGRAM NIEZAWODNOŚCI

Należy opracować program wiarygodności ETOPS lub rozszerzyć istniejący. Program powinien być tak skonstruowany, aby umożliwiał wczesną identyfikację i zapobieganie problemom związanym z ETOPS. Program powinien być opracowany pod kątem zdarzeń i zawierać procedury o meldowaniu o zdarzeniach szkodliwych dla lotów ETOPS. Informacja ta musi być dostępna dla operatora i nadzoru lotniczego celem określenia czy poziom wiarygodności jest odpowiedni i dla dokonania oceny kompetencji operatora i jego zdolności do bezpiecznego kontynuowania operacji ETOPS. Nadzór lotniczy musi być poinformowany w ciągu 96 godzin o zdarzeniach, które zgodnie z tym programem należy zgłaszać.

a). Poza zdarzeniami, które należy zgłaszać zgodnie z wymaganiami innych przepisów, następujące pozycje muszą być uwzględnione w programie:

(i) wyłączenie silnika w trakcie lotu;
(ii) zmiana kierunku lub zawrócenie;
(iii) samoczynne zmiany mocy lub wzrost ciśnienia;
(iv) niemożność kontrolowania silnika lub uzyskania wymaganej mocy, i
v) problemy z krytycznymy systemami dla ETOPS.

b. Raport powinien zawierać następujące informacje:

(i) identyfikacja samolotu;
(ii) identyfikacja silnika (typ i numer seryjny);
(iii) całkowity nalot, cykle i czas od ostatniego przeglądu;
(iv) dla systemów, czas od ostatniej naprawy głównej lub ostatniej inspekcji wadliwego elementu;
(v) fazę lotu;
vi) działania naprawcze.

8 MONITOROWANIE SYSTEMU NAPĘDOWEGO

Analiza wiarygodności systemu napędowego, wykonana przez operatora dla floty o wydłużonym zasięgu, musi być składana co miesiąc nadzorowi(wraz z danymi pomocniczymi). aby zapewnić, że zatwierdzony program obsługi utrzymuje poziom wiarygodności niezbędny dla wykonywania operacji o wydłużonym zasięgu.

Jako minimum, analiza powinna zawierać nalot silnka za dany okres, wskaźnik wyłączeń silnika w trakcie lotu ze wszystkich powodów i wskaźnik usunięć silnika, obie wartości w liczbach średnich dla okresu 12 miesięcy. Jeżeli flota o wydłużonym zasięgu stanowi część większej floty o tej samej konfiguracji płatowiec-silnik, akceptuje się od operatora całkowite dane o flocie. Niezależnie od powyższego, nadal należy przestrzegać wymagań paragrafu 7 niniejszego załącznika w zakresie raportowania dla floty o wydłużonym zasięgu .

Każda niekorzystna tendencja wymagać będzie dokonania przez operatora, w konsultacji z nazdorem, natychmiastowej analizy. Analiza może skutkować podjęciem działań naprawczych lub wprowadzeniem ograniczeń operacyjnych.

UWAGA: Tam gdzie sama ocena statystyczna nie będzie miała zastosowania, np. jeżeli flota jest mała, w indywidualnych przypadkach przeanalizowane zostaną osiągi operatora.

9 SZKOLENIE W ZAKRESIE OBSŁUGI

Szkolenia z zakresu obsługi powinno koncentrować się na szczególnym charakterze ETOPS. Program powinien być ujęty w normalnym programie szkoleniowym. Założeniem programu jest zapewnienie, że cały personel zaangażowany w ETOPS posiada odpowiednie szkolenie do prawidłowego wykonywania czynności obsługowych i dla podkreślenia szczególnego charakteru wymagań obsługowych dla ETOPS. Wykwalifikowany personel obsługowy to taki, który ukończył program szkolenia dla operacji o wydłużonym zasięgu u operatora i w sposób zadawalający, pod nadzorem, wykonał czynności obsługowe dla wydłużonego zasięgu, w ramach zatwierdzonego zakresu procedur operatora dla autoryzacji pracowników.

10 KONTROLA CZĘŚCI ETOPS

Operator musi opracować program kontroli części we współpracy z producentem, który gwarantuje prawidłowe utrzymanie części i konfiguracji dla ETOPS. Program musi obejmować weryfikację, czy części zabudowane na samolocie ETOPS, a które zostały pożyczone lub pobrane w ramach porozumienia pooling, jak również części po naprawie i przeglądzie generalnym nadal utrzymują konfigurację ETOPS dla tego samolotu.

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁACZNIK 5 – KRYTERIA DLA PROGRAMU OPERACYJNEGO 90 MINUT LUB MNIEJ

(Postanowienia dotyczące 120 min zawarte są głównym tekście)

1. OGÓLNE

Paragrafy 10 a. do 10 i. niniejszego AMC zawierają kryteria dla operacyjnego zatwierdzenia operacji o wydłużonym zasięgu z maksymalną zmianą kierunku pomiędzy 60 a 120 minut do lotniska zapasowego (przy zatwierdzonej prędkości przelotowej z jednym niesprawnym silnikiem). Celem niniejszego załącznika jest zróżnicowanie kryteriów dla zatwierdzenia operacji ze zmianą kierunku o wydłużonym locie do 90 minut.

2. OPERACJE 90 MINUTOWE

Od 1976 operacje samolotu z dwoma silnikami ze zmianą kierunku i wydłużeniem lotu do 90 minut (prędkość dwóch silników) zostały zatwierdzone nad Afryką, Oceanem Indyjskim, zatoką Bengalską i Północnym Atlantykiem. Wykorzystano do tego zalecenia ICAO dotyczące czasu i zasady operacyjnej mającej zastosowanie. Samoloty wykonujące takie zadania nie zostały zaprojektowane, aby spełnić wszystkie kryteria projektowe i wiarygodności znajdujące się dziś w paragrafach 8, 9 i załączniku 1 i 2 niniejszego AMC i nie były uwarunkowane zatwierdzonymi kryteriami operacyjnymi wyszczególnionymi w paragrafie 10, załącznikach 3, 4 i 7 niniejszego AMC. Udowodniono jednak, że operacje te okazały się bezpieczne i udane w związku z krótkim okresem trwania odnośnego sektora ETOPS, krótkim czasem zmiany kierunku, przyjaznymi charakterystykami eksploatacyjnymi na trasie i zabudowaną wiarygodnością pierwotnego produktu. Doświadczenie to, wraz z doświadczeniem operacyjnym zdobytym od 1985, doprowadiło do opracowania kryteriów dla programu operacyjnego – 90 minut opisanego poniżej. Kryteria łączą wymagania dla operacji 60 minut bez ETOPS, a aktualne wymagania zdefiniowane w niniejszym AMC. Szczegółowo zdefiniowano co musi być wykonane dla uzyskania zatwierdzenia operacyjnego ze zmianą kierunku o maksymalnie wydłużonym czasie 90 munit lub mniej.

3. KRYTERIA DLA UZYSKANIA ZATWIERDZENIA DLA WYKONYWANIA OPERACJI DO 90 MINUT

a. Typ projektu

Należy udowodnić spełnienie wszystkich paragrafów mających zastosowanie. Tam gdzie to ma zastosowanie, konkretne kryteria dla 90 min lub mniej określone zostały w treści paragrafu 8 i załącznika 1.

b. Zatwierdzenie Operacyjne

Należy dokładnie rozważyć zatwierdzanie operacji o wydłużonym zasięgu do 90 minut operatorom z minimalnym, lub żadnym doświadczeniem operacyjnym na danej kombinacji płatowiec-silnik. Analiza powinna uwzględnić takie czynniki jak proponowany obszar operacji, zademonstrowane możliwości operatora do skutecznego wprowadzenia samolotu do operacji, jakość proponowanych programów obsługowych i operacyjnych.

(1) Obsługa

Należy pwrowadzić programy obsługowe, które spełniają wytyczne załącznika 4.

(2) Operacje

(i) Należy pwrowadzić programy obsługowe, które spełniają wytyczne paragrafu 10.d, 10.e i 10.f oraz załącznika 3.

(ii) Wykaz Minimalnego Wyposażenia (MEL): Postanowienia Głównego Wykazu Wyposażenia Minimalnego JAA (MMEL), włącznie z postanowieniami o „wydłużonym zasięgu” 90 minut lub mniej.

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁACZNIK 6 – NIE WYKORZYSTANY

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

CELOWO POZOSTAWIONO PUSTE

ZAŁACZNIK 7 – OBNIŻENIE WYMAGAŃ W ZAKRESIE DOŚWIADCZENIA OPERACYJNEGO OPERATORA PRZED PRZYZNANIEM ZATWIERDZENIA OPERACYJNEGO ETOPS („PRZYŚPIESZONE ZATWIERDZENIE OPERACYJNE ETOPS)

A OGÓLNE

Celem niniejszego załącznika jest ustalenia czynników, które nadzór, korzystając ze swojej władzy, może wziąć pod uwagę, aby wyrazić zgodę na obniżenie lub zastąpienie wymagań z zakresu doświadczenia operacyjnego operatora przy przyznawaniu zatwierdzenia operacyjnego ETOPS.

Paragraf 7 niniejszego AMC stwierdza, że „…koncepcja oceny operacji o wydłużonym zasięgu samolotem dwu silnikowym….gwarantuje, że samoloty dwu silnikowe są zgodne z poziomem bezpieczeństwa wymaganym dla aktualnie wykonywanych operacji o wydłużonym zasięgu przez samoloty wyposażone w trzy lub cztery silniki turbinowe bez konieczności ograniczania operacji".

Widać wyraźnie, że znakomite osiągnięcia dot. bezpieczeństwa napędu samolotów dwu silnikowych nie tylko zostały utrzymane, ale nawet podwyższone poprzez postanowienia dotyczące procesu zawiązanego z projektem typu ETOPS i zatwierdzeniami operacyjnymi. Ponadto, dzisiaj dostępne dane wykazują, że można osiągnąć zalety wynikające z procesu bez posiadania szerokiego doświadczenia operacyjnego. W związku z tym wydaje się się możliwe obniżenie lub wyeliminowanie wymagań dotyczących doświadczenia operacyjnego, jeżeli operator pokaże nadzorowi, że ma odpowiednie i ważne procesy ETOPS.

Przyśpieszony Program zatwierdzenia operacyjnego ETOPS z obniżonym doświadczeniem operacyjnem nie oznacza tolerowania obniżenia istniejących poziomów bezpieczeństwa, a raczej uznaje, że operator może być w stanie spełnić założenia niniejszego AMC poprzez różnorodne demonstrowanie swoich zdolności.

Niniejszy załącznik zezwala operatorowi na rozpoczęcie operacji ETOPS kiedy stwierdzi, że opracowane, niezbędne procesy dla pozytywnego realizowania operacji ETOPS są wiarygodne. Można to osiągnąć poprzez dokładne udokumentowanie procesów, przeprowadzenie procesu dowodowego na innym samolocie/uznanie (jak opisano w paragrafie G niniejszego załącznika) lub zastosowanie kombinacje wymienionych metod.

B Historia

Gdy pierwszy raz opublikowano wymagania w 1985 ETOPS był nową koncepcją wymagającą dokładnej weryfikacji zdolności w trakcie wykonywania operacji aby zapewnić, że koncepcja jest logiczna. Nadzory lotnicze uznały, że jest możliwe ograniczenia wymagań operacyjnych lub ich zastąpienie doświadczeniem operacyjnym na innym samolocie.

Koncepcja ETOPS stosowana jest już od dziesięciu lat, a jej wyniki są zadawalające. Dzisiaj ETOPS jest szeroko stosowany. Gwałtownie wzrosła liczba operacji ETOPS, a amerykańskie linie lotnicze działające na obszarze północnego Atlantyku wykonują więcej opercaji na samolotach dwu silnikowych niż tych, wykonywanych na samolotach z trzema lub czterama silnikami. ETOPS jest dziś bardzo dobrze usadowiony.

Zgodnie z AMC, zazwyczaj wymaga się od operatora, aby użytkował kombinację płatowiec-silnik przez jeden rok zanim zacznie się ubiegać o ETOPS 120 minut, i kolejny jeden rok operacji w ETOPS 120 minut zanim uzyska zatwierdzenia na ETOPS 180 minut. Np. operator, który dziś ma zatwierdzenie na wykonywanie operacji ETOPS 180 minut na jeden typ płatowca-silnika lub, który aktualnie obsługuje trasę samolotem starej generacji z trzema lub czterama silnikami będzie musiał czekać na takie zatwierdzenia nawet do dwóch lat. Takie wymaganie stwarza niepotrzebne obciążenie dla operatora i może wpłynąć na bezpieczeństwo. Dane wykazują, że zgodność z procesami przyczyniło się do wcześniejszego osiągnięcia pozytywnych rezultatów operacji ETOPS niż zakładany czas niniejszym AMC.

Dane operacyjne ETOPS wykazały, że operacje dwu silnikowe uzyskały wyższy stopień wiarygodności w związku ze zwiększoną znajomością wymagań związanych ze specyficznymi pracami obsługowymi, techniką i procesami operacyjnymi. Zgodność z procesami ETOPS jest podstawą zapewnienia wysokiego poziomu wiarygodności operacji samolotów dwu silnikowych. Dane wskazują, że wcześniejsze doświadczenie na kombinacji płatowiec-silnik, przed wprowadzeniem ETOPS, niekoniecznie znacząco zmienia bezpieczeństwo takich operacji. Okazało się, że istotniejszym czynnikiem jest zaangażowanie się w opracowanie wiarygodych procesów ETOPS. Rezultatem takiego zaangażowanie się operatorów, od momentu zaincjonowania procesów ETOPS, jest dojrzały poziom wiarygodności operacji samolotów dwu silnikowych.

Dotychczasowe, dziesięcioletnie doświadczenie w stosowaniu ETOPS pokazuje, że mocne zaangażowanie się operatora w opracowanie udowodnionych procesów ETOPS, przed faktycznym rozpoczęciem operacji ETOPS, i zaangażowanie w ich utrzymanie w okresie żywotności programu, jest podstawą zapewnienia bezpieczeństwa i wiarygodności operacji ETOPS.

C Definicja
Proces

Proces jest serią kroków lub czynności, które muszą by ć wykonane w sposób logiczny, aby zapewnić ciągłeo uzyskiwanie żądanego wyniku. Paragraf D zawiera wykaz procesów ETOPS, które muszą być wdrożone dla zapewnienia pozytywnej realizacji przyśpiesoznego programu ETOPS.

Udowodniony proces

Uważa się, że proces jest udowodniony, jeżeli następujące elementy6 zostały opracowane i wdrożone:

(1) Defincja i dokumentacja elementów procesu
(2) Defincja zadań i odpowiedzialności związanych z procesem.
(3) Procedura potwierdzająca elementy procesu
- Wzkazania, że process jest stabilny/wiarygodny
- Parametry dla potwierdzenia procesu i monitorowania (mierzenia) sukcesu
- Czas konieczny dla przeprowadzenia oceny dla potwierdzenia procesu

(4) Proceura kontrolująca monitorowanie procesu w trakcie jego stosowania dla zapewnienia jego wiarygodnośi/stabilności. Metody dla potwierdzenie procesu znajdują się w paragrafie G.

D Procesy ETOPS

Kombinacja dwu silnikowa płatowca-silnika, dla której operator wnioskuje o przyznanie przyśpieszonego zatwierdzenia operacyjnego ETOPS, musi posiadać zatwierdzenie typu dla ETOPS przed rozpoczęciem operacji ETOPS. Operator wnioskujący o przyznanie przyśpieszonego zatwierdzenia operacyjnego ETOPS musi udowodnic nadzorowi, że posiada program ETOPS, który zawiera elementy procesu zidentyfikowane w tym paragrafie.

Poniżej wyszczególnione są elementy procesu ETOPS:

(1) Zgodność samolotu/silnika ze Standardem Konstrukcji Typu Projektu (Type Design Build Standard (CMP))
(2) Zgodność z wymaganiami obsługowymi wyszczególnionymi w paragrafie 10 i załączniku 4 niniejszego AMC.

W pełni rozwinięty program obsługi (załącznik 4, paragraf 2), który zawiera program śledzenia i kontroli.

Opracowana instrukcja ETOPS (załącznik 4, paragraf 3).
Udowodniony program zużycia oleju. (załącznik 4, paragraf 4).
Udowodniony system monitorowania stanu silnika i meldowania. (załącznik 4, paragraf 5).
Udowodniony plan rozwiązywania niezgodności samolotu (załącznik 4, paragraf 6)
Udowodniony program wiarygodności ETOPS (załącznik 4, paragraf 7).
Opracowany program monitorowania systemu napędowego (załącznik 4, paragraf 8). Operator musi opracować program, który udowadnia, że utrzymany będzie wysoki poziom wiarygodności systemu napędowego, odpowiedni dla przedłużonego czasu zmiany kierunku ETOPS.
Opracowany program szkolenia i kwalifikowania pracowników obsługi ETOPS (załącznik 4, paragraf 9).
Opracowany program kontroli części dla ETOPS (załącznik 4, paragraf 10).

(3) Zgodność z programem operacji lotniczych, jak zdefiniowano w paragrafie 10 niniejszego AMC.

Udowodnione programy planowania lotów i ekspedycji, odpowiednie dla ETOPS.

Dostępność informacji meteorologicznych i MEL, odpowiednich dla ETOPS.
Programy wstępnego i uzupełniającego szkolenia dla pracowników związanych z operacjami lotniczymi ETOPS.
Zapewnienia zapoznania załóg i personel spedycyjnego z trasami ETOPS, a w szczególności z wymaganiami dla i wyboru lotniska zapasowego w trakcie lotu.

(4) Udokumentowanie następujących elementów:

Nowej technologii dla operatora i poważnych różnic pomiędzy podstawowym i wtórnymi systemami zasilania (silniki, elektryczność, hydraulika i pneumatyka) występującymi w samolotach aktualnie użytkowanych, a samolotach dwu silnikowych, dla których operator ubiega się o przyśpieszone zatwierdzenie operacyjne ETOPS.

Plan szkolenia dla personelu lotniczego i obsługowego na różnice zidentyfikowane w 1 powyżej.

Plan stosowania udowodnionych procedur lub uznanych procedur producenta, zawartych w podręcznikach szkolenia, instrukcjach obsługi i operacyjnej dotyczących ETOPS dla samolotu dwu silnikowego, dla których operator ubiega się o przyśpieszone zatwierdzenie operacyjne ETOPS.

Zmiany do udowodnionych procedur lub uznanych procedur producenta, zawartych w podręcznikach szkolenia, instrukcjach obsługi i operacyjnej, opisanych powyżej. W zależności od charakteru zmian, operator może być poproszony o dostarczenie planu dla uznania takich zmian.

Plan uznania dla dodatkowych, nietypowych procedur szkolenia i innych, jeżeli takie występują, a dotyczącą ETOPS.

Szczegóły o wsparciu programu ETOPS przez producenta płatowca, silnika, innych operatorów lub zewnętrznej agencji.

Procedury kontroli, jeżeli udzielane jest wsparcie przez opisaną powyżej organizację zewnętrzną w zakresie obsługi lub ekspedycji lotów.

E Wniosek

Zgodnie z paragrafem 10a niniejszego AMC wymaga się, aby wnioski o operacje o wydłużonym zasięgu składane były przynajmniej 3 miesiące przed rozpoczęciem takich operacji. Praktyką jest, że operator przedstawia nadzorowi „Plan przyśpieszonego zatwierdzenia operacyjnego ETOPS" 6 miesiący przed rozpoczęciem takich operacji. Dodatkowy czas pozwoli nadzorowi przeanalizować plany i upewnić się, że funkcjonują odpowiednie procesy.

Wniosek operatora o przyśpieszenie ETOPS musi:

Definiować proponowane trasy i czas zmiany kierunku ETOPS dla poparcie tych tras.

Definiować procesy i związane z tym zasoby przeznaczone do wszczęcia i utrzymania operacji ETOPS w sposób, który demonstruje zaangażowanie kierownictwa i całego personelu zatrudnionego przy obsłudze i zabezpieczeniu operacji.

Jeżeli wymagane, opracować plan udowadniający zgodność ze skonstruowanym standartem dla zatwierdzenia typu projektu, np. CMP (Dokument Konfiguracji, Obsługi i Procedur).

Udokumentowany program zgodności z wymaganiami paragrafu D.

5. Zdefiniować tematy poddawane analizom. Zdefiniowany temat analizy to plan śledzenie kroków milowych dla prawidłowego monitorowania i dokumentowania szczególnych wymagań niniejszego załącznika. Każdy temat analizy powinien zawierać wykaz zadań, które muszą być zadawalające wykonane, aby temat został zamknięty. Elementy, które muszą być poddane analizie przez nadzór lub dla których wnioskuje się o zatwierdzenie, powinny znaleźć się w planach. Zazwyczaj, proces analizy tematów rozpocznie się sześć miesięcy przed proponowanym terminem rozpoczęcia operacji o wydłużonym zasięgu i powinien być kontynuowany przez dalsze sześć miesięcy po rozpoczęciu operacji o wydłużónym zasięgu. Sprawdzić czy udowodnione procesy są zgodne z postanowieniami paragrafu C niniejszego załącznika.

F Zatwierdzenie Operacyjne

Zatwierdzenia operacyjne przyznawane w oparciu o zmniejszony wymóg doświadczenia w użytkowaniu powinno być ograniczone do obszarów uzgodnionych z nadzorem przy zatwierdzaniu przyśpieszonego planu zatwierdzania operacji ETOPS. Jeżeli operator chce wprowadzić nowe obszary do zatwierdzonego wykazu, wymagane jest współdziałanie z nadzorem lotniczym.

Operatorzy mogą ubiegać się o zatwierdzenie operacyjne ETOPS do poziomu zatwierdzenia projektu typu pod warunkiem spełnienia przez operatora wszystkich wymagań paragrafu D.

G Uznawanie procesu.

Paragraf D wyszczególnia te elementy, które muszą być udowodnione przed rozpoczęciem przyśpieszonego ETOPS. Aby proces został uznany za udowodniony wpierw musi być zdefiniowany. Zwyczajowo, elementy procesu przedstawione będą w formie algorytmu. Należy zdefiniować zadania i odpowiedzialnośc personelu zarządzającego procesem wraz z podaniem wymagań szkoleniowych. Operator musi zademonstrować, że proces istnieje i funkcjonuje zgodnie z założeniami. Operator może to wykonać poprzez przedstawienie pełnej dokumentacji i analiz, lub demonstrując, przy wykorzystaniu samolotu, że proces działa i osiągane są oczekiwane wyniki. Operator musi również wykazać funkcjonowanie systemu pozyskiwanie informacji zwrotnej, która może wykazać, jeżeli zajdzie taka potrzeba, konieczność zmiany procesu w oparciu o dotychczasowe doświadczenie operacyjne.

Decyzję, czy użyć samolot do demonstracji czy nie jako metody uznania procesu, należy pozostawić w gestii operatora. Przy odpowiednim przygotowaniu i alokacji odpowiednich zasobów, może okazać się, że dla udowodnienia akceptowalne są wyniki procesów i nie jest konieczne zastosowanie takiego procesu uznania. Jednakże w sytuacji, gdy plan dowodowy procesu jest uznany przez nadzór jako niedostateczny lub jeżeli rezultaty są nie akceptowane, może okazać się, że proces uznania trzeba przeprowadzić na samolocie.

Jeżeli operator aktualnie stosuje ETOPS na innej kombinacji płatowca i/lub silnika to będzie w stanie udokumentować funkcjonowanie udowodnionych procesów i potrzebne będzie tylko niewielkie dodatkowe uznanie. Jednakże należy zademonstrować, że funkcjonują procesy, które gwarantują równorzędne wyniki dla samolotu dla którego wnioskuje się o przyśpieszone zatwierdzenie operacyjne ETOPS.

Niżej wyszczególnione elementy, nie wymagane, mogą okazać się przydatne w uzasadnianiu obniżenia wymagań dla procesów ETOPS:

1. Doświadczenie z innymi płatowcami i/lub silnikami.
2. Dotychczasowe doświadczenie ETOPS.
3. Doświadczenie w operacjach o wydłużonym zasięgu, przelotach nad wodą na samolotach z dwoma, trzema lub czterema silnikami.

Wszelkie doświadczenie zdobyte przez załogę, personel obsługowy i spedycyjny pracując dla innych zatwierdzonych operatorów ETOPS.

Proces zatwierdzania może być wykonany na kombinacji płatowiec/silnik, który ma być użytkowany w przyśpieszonych operacjach ETOPS, lub na innym typie samolotu niż ten, dla którego wnioskuje się o zatwierdzenie, włącznie z wyposażonymi w trzy lub cztery silniki.

Proces można uznać poprzez zademonstrowanie na innym typie samolotu lub kombinacji płatowiec-silnik, że jego wyniki są akceptowalne. Następnie należy zademonstrować, że funkcjonują procedury zapewniające uzyskiwanie równorzędnych wyników na samolocie proponowanym dla przyśpieszonego zatwierdzenia operacyjnego ETOPS.

Każdy program zatwierdzania musi zawierać jak niżej:

Operator musi wykazać, że rozważył wpływ zatwierdzenia programu ETOPS na bezpieczeństwo operacji lotniczych. W swoim wniosku operator powinien określić swoją politykę w stosunku do pracowników zaangażowanych w zatwierdzanie programu ETOPS. Wytyczne powinny jednoznacznie stwierdzać, że ćwiczenia w zatwierdzaniu programu ETOPS nie mogą skutkować negatywnym wpływem na bezpieczeństwo wykonywanych operacji, a szczególnie w okresach nietypowych, alarmowych lub przy nadmiarze pracy w kokpicie. Należy podkreślić, że ćwiczenia w zatwierdzaniu programu ETOPS w okresach nietypowych, alarmowych lub przy nadmiarze pracy w kokpicie mogą być przerwane.

Program należy zatwierdzać na tyle często i w warunkach operacyjnych, aby potwierdzić skuteczność, nie zatwierdzonych innymi metodami,obsługowych i operacyjnych systemów wsparcia.

Należy opracować procedurę monitorowania i meldowania o wykonanych zadaniach z elementami procesu ETOPS. Należy zdefiniować wszelkie zalecane zmiany w procesach obsługowych i operacyjnych.

Przed rozpoczęciem procesu zatwierdzania programu, należy przedstawić nadzorowi następujące informacje:

- Terminy sprawdzania, włącznie z podaniem daty rozpoczęcia i proponowanym terminem zakończenia.
- Defincję samolotu, który ma być użyty w procesie uznawania. Wykaz powinien zawierać numery rejestracyjne, producenta i numery seryjne płatowca i silników.
- Opis obszarów operacji (jeżeli ma zastosowanie dla założeń zatwierdzenia) proponowanych dla zatwierdzenia i aktualnych operacji.
- Definicję wyznaczonych do zatwierdzenia tras ETOPS. Trasy powinny być takiej długości, aby umożliwić wykonanie niezbędnego procesu zatwierdzenia.

Meldowanie o procesie zatwierdzania. Operator musi zgromadzić wyniki procesu zatwierdzania ETOPS. Operator musi:

- Udokumentować, w jaki sposób każdy element procesu ETOPS został wykorzystany w trakcie zatwierdzania.
- Udokumentować, przy użyciu elementów procesu, wszystkie braki i odpowiednio podjęte działania naprawcze.
- Udokumentować wszelkie zmiany w procesie ETOPS, które należało wprowadzić w wyniku wyłączenia się silnika w trakcie lotu (IFSD), nieplanowego wymontowania silnika lub innego poważnego zdarzenia operacyjnego.
- Przedkładać nadzorowi okresowe sprawozdania z procesów zatwierdzania. To można omówić podczas definiowania tematów do analizy.

INTENTIONALLY LEFT BLANK

AMC 20-8
Zgłaszanie zdarzeń

1. ZAŁOŻENIA

Niniejszy AMC zawiera materiał interpretacyjny i wytyczne dla określenia, które zdarzenia muszą być zgłaszane Agencji, krajowym władzom i innym organizacjom. Określa czasokresy, w których zdarzenia muszą być zgłoszone.

Opisuje również założenia systemu zgłaszania zdarzeń, włącznie z jego wewnętrznymi i zewnętrznymi funkcjami.

2. ZASTOSOWANIE

(a) Niniejszy AMC ma zastosowanie tylko do zgłaszanie zdarzeń przez osoby/organizacje regulowane Rozporządzeniem (WE) Nr 1592/2002 Parlamentu Europejskiego i Rady. Nie opisuje procedury zgłaszania przez organizacje lotniskowe, służby nawigacyjne i same władze.

(b) W większości przypadków, obowiązek zgłaszania znajduje się w gestii posiadacza certyfikatu lub zatwierdzenia czyli organizacji, ale w niektórych przypadkach może to być pojedyńcza osoba. Ponadto, niektóre wymagania dotyczące zgłaszania adresowane są do osób. Jednakże, w celu nie komplikowania tekstu stosowane jest tylko pojęcie „organizacja".

(c) Niniejszy AMC nie ma zastosowanie do obowiązku zgłaszania ładunków niebezpiecznych. Definicja zdarzenie z niebezpiecznym ładunków, które należy zgłosić, jest inne niż pozostałych zdarzeń jak i system zgłaszania. Zagadnienie to objęte jest szczególnymi wymagania operacyjnymi oraz wytycznymi i dokumentami ICAO tj:

(i) Bezpieczny transport materiałów niebezpiecznych drogą powietrzną ICAO Aneks 18, rozdział 12

(ii) Powiązanie z Technicznymi Instrukcjami bezpiecznego transportu materiałów niebezpiecznych drogą powietrzną (Doc. 9284-AN/905 ICAO)

3. ZAŁOŻENIA ZGŁASZANIA ZDARZEŃ

(a) System zgłaszania zdarzeń jest podstawową częścią funkcji monitorowania całościościowego. Celem systemu zgłaszania zdarzeń, zbierania, dochodzenia i analizowania, opisanego w zasadach eksploatacyjnych i zdatności, jest wykorzystanie zgłoszonej informacji dla poprawienia bezpieczeństwa lotniczego, a nie dla przypisania winy, nałożenia kar lub podjęcia działań egzekucyjnych.

(b) Podstawowym celem systemu zgłaszania zdarzeń jest:

(i) Umożliwić przeprowadzenie oceny skutków na bezpieczeństwo każdego zdarzenia, z uwzględnieniem wcześniejszych podobnych zdarzeń, dla podjęcia niezbędnych działań. Obejmuje to stwierdzenie co się stało i dlaczego i co może zapobiec powstaniu podobnej sytuacji w przyszłości.

(ii) Dopilnować aby informacja o zdarzeniu została przekazana innym osobom i organizacjom, aby mogły wyciągnąć wnioski z powstałej sytuacji.

c) System zgłaszania zdarzeń ściśle współpracuje z normalnymi, codziennym procedurami i systemami „kontroli", a jego celem nie jest zdublowania lub zastąpienie któregokolwiek z nich. System zgłaszania zdarzeń jest narzędziem dla identyfikowania tych sytuacji, w których zawiodły rutynowe procedury.

(d) Zdarzenia powinny pozostać w bazie danych, jeżeli osoba je zgłaszająca uznała za konieczne je zgłosić, gdyż znaczenie tych zgłoszeń może okazać się oczywiste w późniejszym terminie.

4. ZGŁASZANIE AGENCJI I WŁADZY LOTNICZEJ

(a) Wymagania

(i) Jak wyszczególniono w zasadach eksploatacyjnych, zdarzenia zdefiniowane jako incydent, niesprawność, wada, wada techniczna lub przekroczenie ograniczeń technicznych, co zagraża lub może zagrozić bezpiecznej operacji statku powietrznego, muszą być zgłoszone do krajowego nadzoru.

(ii) Zasady projektowania wyrobów, części i wyposażenia mówią, że zdarzenia zdefiniowane jako awaria, niesprawność, wada lub inne zdarzenia, które spowodowało lub może spowodować stan niebezpieczny, musi być zgłoszone do Agencji.

(iii) Zgodnie z zasadami produkcji wyrobów, części i wyposażenia, zdarzenie zdefiniowane jako odstępstwo, które może spowodować stan niebezpieczny musi być zgłoszone do Agencji i krajowego nadzoru.

(iv) Zasady obsługowe zastrzegają, że zdarzenie zdefiniowane jako każdy stan statku powietrznego lub jego podzespołu, który spowodował lub może spowodować stan niebezpieczny i w poważny sposób zagrozić statkowi powietrznemu, musi być zgłoszone krajowej nadzorowi.

(v) Zgłoszenie nie ogranicza zgłaszającemu lub organizacji odpowiedzialności za podjęcie działań naprawczych celem uniknięcia podobnego zdarzenia w przyszłości. Znane i planowane działania zapobiegawcze powinny znaleźć się w sprawozdaniu.

(b) Paragraf 10.g niniejszego AMC zawiera wytyczne co do zagadnień, które organizacja powinna zgłaszać nadzorowi. Załączony wykaz kryteriów może być wykorzystany jako wytyczne dla ustalenia, które zdarzenie będzie zgłaszane przez którą organizację. Na przykład organizacja odpowiedzialna za projektowanie nie będzie zgłaszać zdarzeń operacyjnych, o których wie, jeżeli nie ma to wpływu na ciągłą zdatność wyrobu.

5. POWIADAMIANIE O WYPADKACH I POWAŻNYCH INCYDENTACH LOTNICZYCH

Poza wymogiem bezpośredniego powiadamiania komisji badania wypadków o każdym wypadku lub poważnym incydencie, operatorzy powinny zgłosić takie zdarzenie krajowemu nadzorowi odpowiedzialnemu za nadzorowanie organizacji zgłaszającej.

6. CZAS ZGŁASZANIA

(a) Zazwyczaj przyjmuje się, że okres 72 godzin zaczyna się gdy zdarzenie miało miejsce lub od momentu, w którym zgłaszający stwierdził, że powstało lub mogło powstać potencjalne ryzyko lub sytuacja niebezpieczna.

(b) Dla wielu zdarzeń nie ma obowiązki przeprowadzenia ich oceny, muszą być zgłoszone. Będą jednak sytuacje, gdzie jako część programu Bezpieczeństwa Lotów i Zapobiegania Wypadkom lub Programu Jakościowego, dotychczas nie zgłaszane zdarzenie, będzie trzeba zgłaszać.

(c) W czasie 72 godzin przeznaczonych na zgłoszenie zdarzenia, należy określić stopień pilności poprzez ocenę poziomu ryzyka jakie wystąpiło w wyniku zdarzenia.

(i) Jeżeli zdarzenie oceniono, że miało natychmiastowy lub szczególnie istotny wpływ na ryzyko, to Agencja i/lub krajowy nadzór oczekuje natychmiastowego powiadomienia najszybszym środkiem przekazu (np. telefon, fax, telex, e-mail) o wszelkich dostępnych w danym momencie szczegółach. Po wstępnym powiadomieniu, w ciągu 72 godzin należy przesłać pełen meldunek na piśmie.

(ii) Jeżeli zdarzenie oceniono, że nie miało natychmiastowego lub szczególnie istotnego wpływ na ryzyko, to zgłoszenie może być opóźnione do maksymalnie 72 godzin, celem zebrania więcej szczegółów i wiarygodnych informacji.

7. TREŚĆ ZGŁOSZENIA

(a) Niezależnie od innych wymaganych sposobów zgłaszania, zapisanych w przepisach krajowych (np. zgłoszenie AIRPROX), zgłoszenie może być przekazane w każdej formie akceptowanej przez Agencję i/lub nadzór krajowy. Ilość informacji zawartej w zgłoszeniu musi odzwierciedlać powagę zdarzenia. Każde zgłoszenie powinno, przynajmniej, zawierać poniższe, w zależności której organizacji dotyczy:

(i) Nazwę organizacji

(ii) Numer Zatwierdzenia (jeżeli ma zastosowanie)

(iii) Informację niezbędną dla zidentyfikowania statku powietrznego i/lub jego części, której dotyczy.

(iv) Datę i czas, jeżeli ma zastosowanie

(v) Pisemny opis zdarzenia

(vi) Wszelką inną wymaganą informację szczegółową

(b) Dla każdego zgłoszenia dotyczącego systemu lub podzespołu, który jest monitorowany lub zabezpieczony systemem ostrzegania i/lub ochrony (np. wykrywanie pożaru/wygaszania) meldunek powinien zawierać informację, czy system(y) działały prawidłowo.

8. INFORMOWANIE INNYCH AGENCJI

Poza zgłoszeniem zdarzeń krajowym władzom, w szczególnych przypadkach zatwierdzone organizacje operacyjne muszą poinformować następujące agencje:

(a) Zdarzenia dotyczące incydentów związanych z ochroną muszą być zgłoszone odpowiednim krajowym agencjom ochrony

(b) Zdarzenia dotyczące ruchu lotniczego, zdarzeń na lotnisku lub zderzeń z ptakami muszą być zgłoszone odpowiednim agencjom ruchu lotniczego, lotniska i służbom naziemnym.

(c) Wymagania dotyczące zgłaszania i oceny bezpieczeństwa zdarzeń w ATM w obszarze ECAC są zharmonizowane prze EUROCONTROL w dokumencie ESARR.2.

9. ZGŁASZANIE POMIĘDZY ORGANIZACJAMI

(a) Istnieją wymagania, które opisują dane, które należy podać przy zgłaszaniu warunku niebezpiecznego lub niezdatności. Sposób zgłaszania:

(i) Organizacja produkcyjna do organizacji odpowiedzialnej za projekt;

(ii) Organizacja obsługowa do organizacji odpowiedzialnej za projekt;

(iii) Organizacja obsługowa do operatora;

(iv) Operator do organizacji odpowiedzialnej za projekt;

(v) Organizacja produkująca do organizacji produkującej.

(b) „Organizacja odpowiedzialna za projekt” jest pojęciem ogólnym, i może dotyczyć każdej kombinacji organizacji jak niżej:

(i) Posiadacz certyfikatu typu statku powietrznego, silnika lub śmigła;

(ii) Posiadacz uzupełniającego certyfikatu typu statku powietrznego, silnika lub śmigła;

(iii) Posiadacz upoważnienia ETSO Europejskie Normy Techniczne; lub

(iv) Posiadacz Europejskiego Zatwierdzanie Części (EPA)

(c) Jeżeli można stwierdzić, że zdarzenie ma wpływ lub jest związane z podzespołem statku powietrznego, który objęty jest osobnym zatwierdzonym projektem (TC, STC, ETSO lub EPA), to posiadacz takiego zatwierdzenia/upoważnienia musi być poinformowany. Jeżeli zdarzenie ma miejsce na podzespole objętym TC, STC, ETSO lub EPA (np. w trakcie prac obsługowych), to wystarczy poinformować posiadacza TC, STC, upoważnienia ETSO lub EPA.

(d) Forma i czas zgłoszenia zdarzenia pomiędzy organizacjami zostanie określeny indywidualnie przez organizacje. Ważne jest aby istniała współpraca między organizacjami dla zapewnienia wymiany informacji dotyczącej zdarzeń.

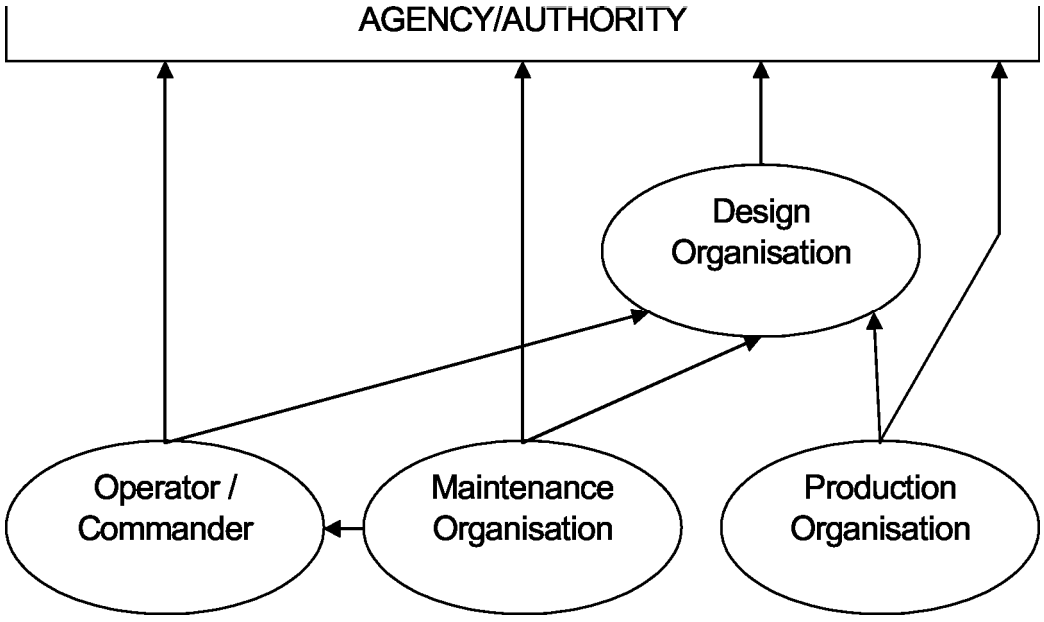
(e) Paragraf 10.g niniejszego AMC zawiera wytyczne co do zagadnień, które organizacja powinna zgłaszać nadzorowi. Załączony wykaz kryteriów może być wykorzystany jako wytyczne dla ustalenia, które zdarzenia będą zgłaszane do której organizacji. Na przykład operator nie będzie zgłaszał niektórych zdarzeń operacyjnych organizacji projektującej lub obsługującej.

10. ZDARZENIA KTÓRE NALEŻY ZGŁASZAĆ

(a) *Ogólne.* Są różne wymagania dla zgłoszeń wykonywanych przez operatorów (i/lub dowódców), organizacje obsługowe, projektowe i produkujące. Poza tym, jak już wcześniej wspomniano w paragrafie 4 i 9 powyżej, obowiązują nie tylko wymagania dla zgłoszeń do Agencji i/lub nadzoru krajowego, ale również dla zgłaszania innym (prywatnym) podmiotom. Kryteria dla tych różnych zgłoszeń nie są takie same. Na przykład, władza nie otrzyma takiego samego typu zgłoszenia od organizacji projektującej jak operatora. Stanowi to odzwierciedlanie różnych perspektyw, w zależności od diałaności organizacji.

Rysunek 1 przedstawia uproszczony schemat kolejności zgłaszania

RYSUNEK 1



(b) *Operacje i obsługa* Wykaz przykładowych zdarzeń, które należy zgłaszać, przedstawionych poniżej w punkcie g, został opracowany z perspektywy podstawowych źródeł informacji o zdarzeniu w obszarze operacyjnym (operatorzy i organizacje obsługowe), jako wytyczne dla osób opracowujących kryteria dla pojedynczych organizacji w obszarze zdarzeń, które muszą zgłaszać Agencji i/lub krajowemu nadzorowi. Wykaz nie jest ani ostateczny ani wyczerpujący, tak więc podstawą jest ocena przez zgłaszającego stopnia ryzyka lub potencjalnego ryzyka.

(c *Projekt* Organizacja projektowa nie będzie stosowała wykazu przykładów dla stwierdzenia, kiedy należy dokonać zgłoszenia nadzorowi, ale może służyć jako wytyczne dla stworzenia systemu zbierania danych. Po otrzymaniu zgłoszenia z podstawowego źródła informacji, konstruktorzy przeprowadzą analizę dla stwierdzenia czy zdarzenie stworzyło lub mogło stworzyć sytuację niebezpieczną i przedstawią sprawozdanie nadzorowi. Metoda przeprowadzenia analizy, dla stwierdzenia czy istnieje sytuacja niebezpieczna w odniesieniu do ciągłej zdatności, opisana jest w AMC w części dotyczącej dyrektyw zdatności.

(d) *Produkcja* Wykaz przykładów nie ma zastosowania do obowiązku zgłaszania przez organizacje produkujące. Ich podstawowym zadaniem jest poinformowanie organizację projektową o odstępstwach. Tylko w przypadku, gdy wspólna analiza z organizacją projektową wykaże, że odstępstwo może prowadzić do sytuacji niebezpiecznej, odpowiedni meldunek musi być zgłoszony Agencji i/lub nadzorowi (patrz c. powyżej).

(e) *Wykaz dostosowany do klienta* Każde zatwierdzenie, certyfikat, upoważnienie, inne niż podane w paragrafie c i d powyżej, musi posiadać własny wykaz dostosowany do swojego statku powietrznego, operacji lub wyrobu. Wykaz zdarzeń, dotyczących danej organizacji, a które należy zgłaszać, publikowany jest zazwyczaj w charakterystyce / podręcznikach / instrukcjach organizacji.

(f) *Wewnętrzny system zgłaszania* Zrozumienie bezpieczeństwa jest podstawą zgłaszania zdarzeń. Każda organizacja sama musi określić co jest bezpieczne a co nie i w oparciu o to opracować system zgłaszania zdarzeń. Organizacja musi stworzyć wewnętrzny system zgłaszania zdarzeń, w którym zgłoszenia są centralnie zbierane i analizowane dla stwierdzenia, które zgłoszenia spełniają kryteria zgłoszenia ich do Agencji i/lub nadzoruj i innych organizacji.

(g) *Wykaz przykładowych zdarzeń, które należy zgłosić*

Poniżej znajduje się wykaz rodzajowy. Nie wszystkie przykłady dotyczą każdej organizacji zgłaszającej. W związku z tym każda organizacja powinna zdefiniować i uzgodnić z Agencją i/lub krajowym nadzorem wykaz zdarzeń, które należy zgłaszać lub wykaz o charakterze rodzajowym, dostosowanym do jej czynności i zakresu wykonywanych prac (patrz także 10 powyżej). Przy opracowywaniu indywidualnego wykazu, organizacja powinna wziąć pod uwagę następujące rozważania:

Zdarzenia, które należy zgłaszać to takie, w których wystąpiły lub mogły wystąpić zagrożenie dla bezpieczeństwa operacji lub, które mogły doprowadzić do stanu niebezpiecznego. Jeżeli w opinii zgłaszającego zdarzenie nie stworzyło ryzyka dla bezpieczeństwa operacji, ale jeżeli mogłoby się powtórzyło w innych uwarunkowaniach, i wówczas stworzyć ryzyko, to takie zdarzenie musi być zgłoszone. To co jest uważane jako konieczne do zgłoszenia w przypadku jednej klasy wyrobów, części lub wyposażenia nie musi odnosić się do innego przypadku, a obecność lub brak jednego czynnika, ludzkiego lub technicznego, może przemienić zdarzenie w poważny incydent lub wypadek.

Szczególne zatwierdzenia operacyjne, np. RVSM, ETOPS, RNAV lub programy projektowe lub obsługowe mogą posiadać szczególne wymagania dotyczące zgłaszania awarii lub niesprawności związanej z zatwierdzeniem lub programem.

Wiele przymiotników kwalifikujących, takich jak „znaczący" zostały skreślone z wykazu. Zamiast, oczekuje się, że wszystkie przykłady są kwalifikowane przez zgłaszającego stosującego generalne kryteria, które mają zastosowanie do jego obszaru działania, jak wyszczególniono w wymaganiach. (np. dla operatorów: „zagrożenia lub mogły stworzyć zagrożenie dla operacji")

SPIS TREŚCI

I. OPERACJE LOTNICZE STATKU POWIETRZNEGO

II. STATEK POWIETRZNY TECHNICZNE

III. STATEK POWIETRZNY OBSŁUGA I NAPRAWA

IV. USŁUGI NAWIGACJI LOTNICZEJ, ZAPLECZE TECHNICZNE I SŁUZBY NAZIEMNE

I. OPERACJE LOTNICZE STATKU POWIETRZNEGO
A Operacje statku powietrznego

(1) (a) Niebezpieczeństwo zderzenia ze statkiem powietrznym, ziemią lub inną przeszkodą lub sytuacja niebezpieczna w wyniku., której odpowiednie byłoby podjęcie działań zapobiegających.

(b) Manewr uniknięcia konieczny dla uniknięcia zderzenia ze statkiem powietrznym, ziemią lub inną przeszkodą.

(c) Manewr uniknięcia dla uniknięcie innych sytuacji niebezpiecznych.

(2) Zdarzenia mające miejsce w trakcie startu lub lądowania, włącznie z procedurami ostrożnościowymi lub przymusowym lądowaniem. Incydenty takie jak lądowanie przed pasem startowym, za nim lub zjechanie z niego. Starty, odrzucone starty, lądowania lub próby lądowań na zamkniętej lub zajętej lub nieprawidłowej drodze startowej. Wtargnięcia na pas startowy.

(3) Wyraźna niemożność osiągnięcia wymaganych parametrów podczas startu lub na początkowym odcinku wznoszenia.

(4) Krytycznie niski zapas paliwa lub niemożność przepompowania paliwa lub zużycie całej ilości zużywalnego paliwa.

(5) Utrata kontroli (włącznie z częściową lub całkowitą utratą kontroli), niezależnie od przyczyny.

(6) Zdarzenia zbliżone do lub powyżej V_1, będące skutkiem lub stwarzające sytuację zagrożenia lub potencjalnego zagrożenia (np. odrzucony start, otarcie ogona, utrata mocy silnika itp.).

(7) Wykonanie kręgu stwarzającego sytuację zagrożenia lub potencjalnego zagrożenia.

(8) Niezamierzone poważne odstępstwo od prędkości powietrznej, planowanego korytarza lub wysokości. (powyżej 91 m (300 stóp), niezależnie od przyczyny.

(9) Zejście poniżej względnej wysokości decyzji lub minimalnej wysokości zejścia, bez wymaganych odniesień wizualnych.

(10) Utrata orientacji w odniesieniu do aktualnej pozycji lub innego statku powietrznego.

(11) Zerwanie łączności pomiędzy załogą latająca (CRM) lub pomiędzy załogą latająca, a innymi stronami (załoga pokładowa, ATC, obsługa techniczną).

(12) Ciężkie lądowania – lądowanie, które zostanie uznane, że wymaga „sprawdzenia po ciężkim lądowaniu”.

(13) Przekroczenie granic niewyważenia paliwa.

(14) Błędne ustawienie kodu SSR lub podskali wysokościomierza.

(15) Nieprawidłowe zaprogramowanie lub wprowadzenie błędnych danych do wyposażenia używanego do obliczania nawigacji lub osiągów lub wykorzystanie błędnych danych.

(16) Błędna zrozumienie lub błędna interpretacja depeszy radiowej.

(17) Niesprawność systemu paliwowego lub wady, które miały wpływ na dostawę i/lub dystrybucję paliwa.

(18) Nie zamierzony start statku powietrznego z powierzchni wybrukowanej.

(19) Zderzenie statku powietrznego z każdym innym statkiem powietrznym, pojazdem lub innym obiektem na ziemi.

(20) Nieumyślne i/lub nieprawidłowe funkcjonowanie jakichkolwiek sterów.

(21) Niemożność uzyskanie zamierzonej konfiguracji statku powietrznego dla jakiejkolwiek fazy lotu (np. podwozie i drzwi, klapy, stateczniki, skrzela itp.)

(22) Zagrożenie lub potencjalne zagrożenie będące skutkiem każdej świadomej symulacji stanu awaryjnego dla celów szkoleniowych, kontroli systemów lub celów szkoleniowych.

(23) Nietypowa wibracja.

(24) Funkcjonowanie każdego podstawowego systemu ostrzegania związanego z manewrowaniem statkiem powietrznym, np. ostrzeżenie układu, ostrzeżenie o przeciągnięciu (wibracje joysticka), ostrzeżenie o przekroczeniu prędkości itp., chyba, że

(a) załoga jednoznacznie stwierdziła, że wskazania były błędne. Pod warunkiem, że fałszywe ostrzeżenie nie było skutkiem trudności lub zagrożenia wynikającego z reakcji załogi na ostrzeżenie, lub

(b) wykonane dla celów szkoleniowych lub egzaminacyjnych.

(25) Ostrzeżenie GPWS/TAWS gdy:

(a) statek powietrzne jest bliżej ziemi niż planowano lub zakładano; lub

(b) ostrzeżenie nastąpiło w IMC lub w nocy i stwierdzono, że włączyło się w wyniku wysokiej prędkości zniżania (Tryb 1); lub

(c) ostrzeżenie było skutkiem nie wybrania przez odpowiedni punkt na podejściu podwozia lub klap lądowania (Tryb 4); lub

(d) każda trudność lub zagrożenie, które powstaje lub może powstać wskutek reakcji załogi na „ostrzeżenie", np. możliwe zmniejszenie seperacji od innego ruchu. Może to dotyczyć ostrzeżenia każdego tryby lub typu tj. prawdziwego, niepokojącego lub fałszywego.

(26) „Alert" GPWS/TAWS, gdy pojawia się jakakolwiek trudność lub zagrożenie, lub mogło się pojawić, w wyniku reakcji załogi na „alert".

(27) ACAS RAs.

(28) Incydenty związane z strumieniem gazów wylotowych silnika odrzutowego lub podmuchem od śmigła, których skutkiem są poważne zniszczenia lub obrażenia.

B. **Sytuacje awaryjne**

(1) Pożar, wybuch, dym lub toksyczne lub niezdrowe spaliny, pomimo wygaszenia pożarów.

(2) Zastosowanie przez pilotów lub załogę pokładową każdej niestandardowej procedury dla rozwiązania sytuacji awaryjnej, gdy:

(a) procedura istnieje, ale nie jest stosowana; lub

(b) procedura nie istnieje; lub

(c) procedura istnieje, ale nie jest niekompletna lub jest nieodpowiednia; lub

(d) procedura jest błędna; lub

(e) zastosowana jest nieprawidłowa procedura.

(3) Niedokładność każdej procedury, która ma być użyta w sytuacji awaryjnej, włącznie gdy ma być użyta dla celów obsługowych, szkoleniowych lub egzaminacyjnych.

(4) Zdarzenie prowadzące do awaryjnej ewakuacji.

(5) Dekompresja;

(6) Użycie każdego sprzętu awaryjnego lub zalecanych procedur awaryjnych w celu rozwiązania sytuacji.

(7) Zdarzenie prowadzące do ogłoszenia sytuacji awaryjnej („Mayday" lub „Pan").

(8) Niesprawność każdego systemu awaryjnego lub wyposażenia, włącznie z drzwiami i oświetleniem, również, gdy ma być użyty dla celów obsługowych, szkoleniowych lub egzaminacyjnych.

(9) Sytuacje, w których członkowie załogi zostali zmuszeni do awaryjnego użycia instalacji tlenowej.

C. Niesprawność załogi

(1) Niesprawność każdego członka załogi, również wówczas gdy ma to miejsce przed startem, jeżeli uważa się, że może to skutkować niesprawnością po starcie.

(2) Niesprawność każdego członka załogi, która uniemożliwa mu wykonywanie podstawowych obowiązków w sytuacji awaryjnej.

D. Obrażenia

(1) Zdarzenia, które doprowadziły, lub mogły doprowadzić do poważnych obrażeń pasażerów i załogi, ale nie są uważane za takie, które należy zgłosić jako wypadek.

E. Meteorologia

(1) Uderzenie piorunem, którego skutkiem jest uszkodzenie statku powietrznego lub utrata lub niesprawność każdej podstawowej funkcji.

(2 Uderzenie gradem, którego skutkiem jest uszkodzenie statku powietrznego lub utrata lub niesprawność każdej podstawowej funkcji.

(3) Napotkanie silniej turbulencji – napotkanie, którego skutkiem są obrażenia osób na pokładzie lub w wyniku, którego uznano konieczność sprawdzenia statku powietrznego po turbulencji.

(4) Napotkanie uskoku wiatru.

(5) Oblodzenie, którego skutkiem jest uszkodzenie statku powietrznego lub utrata lub niesprawność każdej podstawowej funkcji.

F. Ochrona.

(1) Bezprawne ingerencja na statku powietrznym, włącznie z zagrożeniem bombowym lub porwaniem.

(2) Kłopoty z kontrolowaniem pijanych, agresywnych i nieposłusznych pasażerów.

(3) Odkrycie gapowicza.

G. Inne zdarzenia

(1) Powtarzające się zdarzenia konkretnego typu, które jako samodzielne nie uznane byłyby jako „zgłoszeniowe", ale, które ze względu na częstotliwość wystepowania stwarzają potencjalne zagrożenie.

(2) Zderzenie z ptakiem, którego skutkiem jest uszkodzenie statku powietrznego lub utrata lub niesprawność każdej podstawowej funkcji.

(3) Napotkanie turbulencji strumieniowej.

(4) Każde inne zdarzenia jakiegokolwiek typu, uznane jako mogące zagrozić lub które zagroziło statkowi powietrznemu lub jego pasażerom na pokładzie lub na ziemi.

II. STATEK POWIETRZNY TECHNICZNE

A. Strukturalne

Nie wszystkie uszkodzenia strukturalne muszą być zgłaszane. Konieczne jest wiedza techniczna, aby ocenić czy uszkodzenie jest dostatecznie poważne aby je zgłosić. Poniżej podane są przykłady, które należy rozważyć:

(1) Uszkodzenie podstawowego elementu strukturalnego, który nie został zakwalifikowany jako posiadający tolerancję na uszkodzenia (element o ograniczonej żywotności). Podstawowe elementy strukturalne to takie, które w znaczący sposób przyczyniają się do przenoszenia obciążeń w locie, przy lądowaniu i będących skutkiem ciśnienia w kabinie i których uszkodzenie mogłoby skutkować uszkodzeniem niszczącym prowadzącym do katastrofy. Typowe przykłady takich elementów są wyszczególnione w AC/AMC 25.571(a) dla dużych samolotów " tolerancja na uszkodzenie i ocena zmęczenia struktury" i w równoważnym AMC dla wiropłatów.

(2) Wadę lub uszkodzenie przekraczające dopuszczalne uszkodzenia podstawowego elementu strukturalnego, który został zakwalifikowany jako posiadający tolerancję na uszkodzenie.

(3) Uszkodzenie lub wadę przekraczająca dopuszczalne tolerancje elementu strukturalnego, którego uszkodzenie mogłoby zmniejszyć sztywność strukturalną w takim stopniu, że wymagane granice dla flatteru, rozbieżności lub odwrotnego działania sterów nie są już osiągalne.

(4) Uszkodzenie lub wadę elementu strukturalnego, co mogłoby skutkować uwolnieniem się elementu masy, który mógłby zranić osobę na pokładzie statku powietrznego.

(5) Uszkodzenie lub wadę elementu strukturalnego co mogłoby zagrozić prawidłowemu działaniu systemów. Patrz paragraf II.B poniżej

(6) Utratę każdej części konstrukcji statku powietrznego w trakcie lotu.

B. Systemy

Proponowane są następujące kryteria rodzajowe mające zastosowanie do wszystkich systemów:

(1) Utrata, znacząca niesprawność lub wada każdego systemu, podsystemu lub zestawu wyposażenia kiedy nie można było zadawalająco zastosować standardowej procedury operacyjnej, ćwiczeń itp.

(2) Niemożność kontrolowanie systemu przez załogę, np.:

(a) samoczynne działania;

(b) nieprawidłowa lub niepełna reakcja, włącznie z ograniczeniem ruchu lub sztywności;

(c) urwanie;

(d) mechaniczne odłączenie się lub awaria;

(3) Awaria lub niesprawność wyłącznej funkcji systemu (jeden system może łączyć wiele funkcji);

(4) Zakłócenia w ramach lub pomiędzy systemami.

(5) Awaia lub niesprawność urządzenia zabezpieczającego lub systemu awaryjnego związanego z systemem.

(6) Utrata nadmiarowości systemu.

(7) Każde zdarzenie będące skutkiem nie przewidzianego zachowania systemu.

(8) Dla statków powietrznych z pojedyńczym głównym systemem, podsystemami lub zestawem wyposażenia: Utrata, znacząca niesprawność lub wada każdego głównego systemu, podsystemu lub zestawu wyposażenia.

(9) Dla statków powietrznych z wielorakimi niezależnymi głównymi systemami, podsystemami lub zestawem wyposażenia: Utrata, znacząca niesprawność lub wada każdego głównego systemu, podsystemu lub zestawu wyposażenia.

(10) Funkcjonowanie każdego podstawowego systemu ostrzegania związanego z system statku powietrznego lub wyposażenia, chyba, że załoga jednoznacznie ustaliła, że wskazenie było fałszywe pod warunkiem, że fałszywe ostrzeżenie nie było skutkiem trudności lub zagrożenia wynikającego z reakcji załogi na ostrzeżenie.

(11) Przeciek płynów hydraulicznych, paliwa, oleju lub innych płynów, w wyniku czego nastąpiło zagrożenie pożarowe lub ewentualne niebezpieczne zanieczyszczenie struktury statku powietrznego, systemów lub wyposażenia lub powstało zagrożenie dla osób na pokładzie.

(12) Niesprawność lub wada każdego systemu wskaźników, co może prowadzić do błędnych wskazań dla załogi.

(13) Każda awaria, niesprawność lub wada, jeżeli wystąpi w krytycznej fazie lotu i dotycząca funkcjonowania danego systemu.

(14) Zdarzenia dotyczące znaczących niedoborów w faktycznych osiągach w porównaniu do zatwierdzonych, co stworzyło systuację niebezpieczną (uwzględniając dokładność metody obliczania osiągów), włącznie z hamowaniem, zużyciem paliwa itp.

(15) Niesymetryczność sterów, np. klapy, skrzela, spojlery itp.

Aneks 1 do niniejszego AMC zawiera wykaz przykładowych zdarzeń, które należy zgłaszać w wyniku zastosowania kryteriów rodzajowych dla szczególnych systemów.

C. Napęd (włącznie z silnikami, śmigłami i układami wirnika) i APU

(1) Wyłączenie, zgaśnięcie lub niesprawność każdego silnika.

(2) Nadmierna prędkość lub brak możliwości kontrolowania prędkości wysokoobrotowych podzespołów (np.: pomocnicze źródło zasilania, rozrusznik pneumatyczny, urządzenie do cyrkulacji powietrza, silnik turbiny powietrznej, śmigło lub wirnik).

(3) Awaria lub niesprawność każdej części silnika lub źródła zasilania, którego skutkiem jest jedno lub więcej z niżej podanych:

(a) rozpad podzespołów/ odłamki,

(b) niekontrolowany pożar wewnętrzny lub zewnętrzny, lub wybuch gorącego gazu;

(c) ciąg w innym kierunku niż żądany przez pilota;

(d) nie zadziałanie systemu odwróconego ciągu lub niezamierzone funkcjonowanie;

(e) brak możliwości kontrolowania mocy, ciągu lub rpm;

(f) uszkodzenie konstrukcji mocowania silnika;konstrukcji;

(g) częściowa lub całkowita utrata poważnej części źródła zasilania;

(h) gęsty widoczny dym lub koncentracja trujących wyziewów w dostatecznej ilości aby zatruć załogę lub pasażerów;

(i) przy zastosowaniu normalnych procedur brak możliwości wyłączenia silnika;

(j) brak możliwości uruchomienia silnika uznanego za sprawny.

(4) Niezamierzona utrata ciągu / mocy, zmiana lub oscylacja, co jest zakwalifikowane jako utrata ciągu lub kontroli mocy (LOTC), jak zdefiniowano w AMC 20-1:

(a) dla statku powietrznego z jednym silnikiem; lub

(b) gdzie uważa się, że wykracza poza przewidywany zakres stosowania, lub

(c) gdzie może to wpływać na więcej niż jeden silnik w wielo silnikowym statku powietrznym, szczególnie w przypadku statku powietrznego z dwoma silnikami; lub

(d) dla wielo silnikowych statków powietrznych, gdzie zastosowano taki sam lub podobny typ silnika, co w przypadku zdarzenia uznano by za niebezpieczne lub krytyczne.

(5) Każda wada w części z kontrolowaną żywotnością czego skutkiem jest wycofanie jej przed wymaganym terminem.

(6) Wady podobnego pochodzenia, które mogłyby spowodować tak wysoki wskaźnik wyłączeń silnika w trakcie lotu, że występuje możliwość wyłączenia się więcej niż jednego silnika w trakcie jednego lotu.

(7) Ogranicznik silnika lub urządzenie kontrolujące, które nie zadziałało w żądanym momencie lub zadziałało w sposób niezamierzony.

(8) Przekroczenie prametrów silnika.

(9) Uszkodzenia w wyniku FOD.

Śmigła i transmisja

(10) Awaria lub niesprawność każdej części śmigła lub źródła zasilania, którego skutkiem jest jedno lub więcej z niżej podanych:

(a) nadmierna prękość śmigła;

(b) powstanie nadmiernego oporu;

(c) ciąg w przeciwnym kierunku niż żądanym przez pilota;

(d) oderwanie się śmigła lub znacznej jego części;

(e) awaria skutkująca nadmiernym brakiem równowagi;

(f) niezamierzony ruch łopat śmigła poniżej ustanowionego minimalnego położenia małego skoku w locie.

(g) brak możliwości ustawienia śmigła w chorągiewkę;

(h) brak możliwości dokonania zmiany pozycji skoku śmigła;

(i) niezamierzona zmiana pozycji skoku;

(j) brak możliwości kontrolowania wahań momentu obrotowego lub prędkości;

(k) wypadnięcie części o małej energii.

Wirniki i transmisja

(11) Uszkodzenie lub wada skrzyni biegów głównego wirnika / mocowania co może doprowadzić do odpadnięcia w trakcie lotu zespołu wirnika i/lub niesprawności sterów wirnika.

(12) Uszkodzenie wirnika ogonowego, transmisji i systemów równoważnych.

APU

(13) Wyłączenie się lub awaria APU, gdy wymagana jest jego sprawność przez wymagania operacyjne, np. ETOPS, MEL.

(14) Brak możliwości wyłączenia APU.

(15) Nadmierna prędkość.

(16) Brak możliwości uruchomienia APU potrzebnego z powodów operacyjnych.

D. Czynnik Ludzki

(1) Każde zdarzenie, w którym jakakolwiek cecha lub niedokładność projektu statku powietrznego mogła doprowadzić do błędnego użycia i przyczynić się do powstania niebezpiecznych i katastroficznych skutków.

E. Inne zdarzenia

(1) Każde zdarzenie, w którym jakakolwiek cecha lub niedokładność projektu statku powietrznego mogła doprowadzić do błędnego użycia i przyczynić się do powstania niebezpiecznych i katastroficznych skutków

(2) Zdarzenie, które zazwyczaj nie jest uważane za takie, które należy zgłosić (np. umeblowanie i wyposażenie kabiny, systemy wodne), ale jego skutki spowodowały zagrożenie dla statku powietrznego lub pasażerów.

(3) Pożar, wybuch, dym lub wyziewy toksyczne.

(4) Każde inne zdarzenie, które może stanowić zagrożenie dla statku powietrznego lub dla bezpieczeństwa osób na pokładzie, lub osób lub mienia w okolicy statku powietrznego lub na ziemi.

(5) Awaria lub wada systemu łączności z pasażerami czego skutkiem jest jego utrata lub niesłyszalność.

(6) Utrata możliwości regulacji fotela pilota w czasie lotu.

IV. OBSŁUGA I NAPRAWA STATKU POWIETRZNEGO

A. Nieprawidłowy montaż części lub podzespołów statku powietrznego stwierdzony w czasie inspekcji lub prób wykonywanych nie w tym celu.

B. Gorący upust powietrza powodujacy uszkodzenie strukturalne.

C. Każda wada części o kontrolowanej żywotności powodujące jej usunięcie przed określonym terminem.

D. Każde uszkodzenie lub utrata swoich właściwości (tzn. złamania, pęknięcia, korozja, rozwarstwienie, roklejenie) będących skutkiem jakiejkolwiek przyczyny (z powodu flateru, utraty sztywności lub awarią strukturalną) to:

(1) struktura podstawowa lub zasadniczy element strukturalny (jak zdefiniowany w Instrukcji Napraw producentów), gdzie uszkodzenie lub utrata swoich właściwości przekracza dopuszczalne granice wyszczególnione w Instrukcji Napraw i wymaga naprawy lub całkowitej lub częściowej wymiany elementu;

(2) struktura wtórna, która spowodowała zagrożenie lub może spowodować zagrożenie dla statku powietrznego;

(3) silnik, śmigło lub układ wirnika śmigłowca.

E. Każda awaria, niesprawność lub wada każdego systemu lub wyposażenia, lub uszkodzenie lub utrata swoich właściwości stwierdzona po spełnieniu Dyrektywy Zdatności lub innej obowiązkowej instrukcji wydanej przez prawną władzę lotniczą, gdy:

(1) została po raz pierwszy wykryta przez organizację zgłaszającej w trakcie wdrażania zgodności;

(2) przy każdym kolejnym spełnieniu, gdy przekracza dopuszczalne granice podane w instrukcji i/lub niedostępne są opublikowane procedury naprawy/poprawy.

F. Awaria w prawidłowym działaniu każdego systemu awaryjnego lub wyposażenia, włącznie ze wszystkim drzwiami i oświetleniem, również wówczas gdy używane w trakcie obsług lub prób.

G Niezgodność lub poważne błędy w spełnieniu obowiązujących procedur obsługowych.

H. Wyroby, części, wyposażenie i materiały nieznanego pochodzenia.

I. Błędne, nieprawidłowe lub niedostateczne dane obsługowe lub procedury, które mogą spowodować błędy w obsłudze.

J. Awaria, niesprawność lub wada sprzętu naziemnego używanego w próbach lub dla sprawdzenia systemów i wyposażenia statku powietrznego, gdy obowiązująca inspekcja rutynowa lub próba nie zidentyfikowała jednoznacznie problemu, gdy jego skutkiem jest powstanie sytuacji niebezpiecznej.

IV. SŁUŻBY NAWIGACCJI POWIETRZNEJ, ZAPLECZE TECHNICZNE I SŁUŻBY NAZIEMNE

A. Służby nawigacji powietrznej

(1) Zaopatrzenie przez źródło naziemne w informacje w znacznym stopniu nieprawidłowe, niepełne lub mylące, np z. Kontroli Ruchu Lotniczego (ATC), Automatycznej Służby Informacji Lotniskowej (ATIS), Służb Meteorologicznych, bazy danych o nawigacji, map lotniczych, wykresów, instrukcji etc.

(2) Zaopatrzenie w mniejszą niż wymaganą informację o przeszkodach.

(3) Zaopatrzenie w nieprawidłowo przywołane dane o ciśnieniu (np. ustawienie wysokościomierz).

(4) Nieprawidłowy przekaz, odbiór lub interpretacja istotnych depesz, jeżeli skutkiem tego jest sytuacja niebezpieczna.

(5) Naruszenie minim seperacji.

(6) Nieupoważnione wtargnięcie w przestrzeń powietrzną.

(7) Bezprawny przekaz radiowy.

(8) Awaria naziemnych lub satelitarnych obiektów ANS.

(9) Poważna awaria ATC / Zarządzania Ruchem Lotniczym (ATM) lub infrastruktury lotniskowej.

(10) Obszary ruchu na lotnisku zastawione przez statek powietrzny, pojazdy, zwierzęta lub obce przedmioty, jeżeli skutkiem tego jest lub może być sytuacja niebezpieczna.

(11) Błędy lub niedokładności w oznaczaniu przeszkód lub zagrożenia na obszarze ruchu na lotnisku, jeżeli skutkiem tego jest sytuacja niebezpieczna.

(12) Awaria, poważna niesprawność lub brak oświetlenia lotniska.

B. Lotniska i obiekty lotniskowe

(1) Poważne przelanie paliwa w trakcie operacji tankowania.

(2) Załadowanie nieprawidłowej ilości paliwa co może mieć poważny wpływ na długość lotu, osiągi, wyważenie lub wytrzymałośś konstrukcji.

(3) niezadawalające odladzanie ziemi / zabezpieczenie przed oblodzeniem.

C. Obsługa pasażerów, bagażu i cargo

(1) Poważne zanieczyszczenie konstrukcji statku powietrznego lub systemów i wyposażenia wynikające z przewożonego bagażu lub cargo.

(2) Nieprawidłowy załadunek pasażerów, bagażu lub cargo co może mieć poważny wpływ na masę i/lub wyważenie statku powietrznego.

(3) Nieprawidłowe rozmieszczenie bagażu lub cargo (włącznie z bagażem ręcznym) mogące doprowadzić do zagrożenia statku powietrznego, jego wyposażenia lub osób na pokładzie lub utrudnić ewakuację w sytuacji awaryjnej.

(4) Niewłaściwe rozmieszczenie kontenerów towarowych lub innych elementów cargo.

(5) Zgłaszanie zdarzeń dotyczących ładunków niebezpiecznych. Patrz zasady eksploatacyjne.

D. Obsługa naziemna statku powietrznego i obsługa serwisowa

(1) Awaria, niesprawność lub wada sprzętu naziemnego używanego w próbach lub dla sprawdzenia systemów i wyposażenia statku powietrznego, gdy obowiązująca inspekcja rutynowa lub próba nie zidentyfikowała jednoznacznie problemu, gdy jego skutkiem jest powstanie sytuacji niebezpiecznej.

(2) Niezgodność lub poważne błędy w spełnieniu obowiązujących procedur serwisowych.

(3) Załadunek zanieczyszczonego lub nieprawidłowego paliwa lub innych podstawowych płynów (włącznie z tlenem i wodą pitną).

Zdarzenia, które należy zgłaszać, a dotyczące szczególnych systemów

Aneks 10.g do niniejszego AMC zawiera wykaz przykładowych zdarzeń, które należy zgłaszać w wyniku zastosowania kryteriów rodzajowych dla szczególnych systemów podanych w II.B niniejszego AMC.

1. Klimatyzacja / wentylacja

(a) całkowita utrata chłodzenia awioniki

(b) dekompresja

2. System autopilota

(a) nie wykonanie zamierzonej operacji przez włączony system autopilota

(b) zgłoszone przez załogę poważne problemy w sterowaniu statkiem powietrznym powiązane z działaniem systemu autopilota

(c) awaria każdego urządzenia odłączającego autopilota

(d) niezamierzona zmiana zakresu autopilota

3. Łączność

(a) awaria lub wada intercomu czego skutkiem jest jego niesprawność lub niesłyszalność

(b) całkowita utrata łączności w trakcie lotu

4. System elektryczny

(a) utrata jednego systemu rozprowadzania elektryczności (AC lub DC)

(b) całkowita utrata lub utrata więcej niż jednego systemu wytwarzania elektryczności

(c) awaria zapasowego systemu wytwarzania elektryczności (awaryjnego)

5. Kabina pilota / kabina pasażerska / luk bagażowy

(a) utrata możliwości regulacji fotela pilota w czasie lotu

(b) awaria każdego systemu awaryjnego lub wyposażenia, włącznie z systemem sygnalizacji ewakuacji awaryjnej, wszystkie drzwi, oświetlenie awaryjne itp.

(c) utrata zdolności przechowywanie przez system załadowawszy cargo

6. System zabezpieczenie przeciw pożarowego

(a) ostrzeganie przeciw pożarowe, z wyjątkiem tych natychmiast potwierdzonych jako fałszywe

(b) awaria nie wykryta lub wada systemu wykrywania pożaru/dymu lub zapobiegania wybuchowi pożaru lub emisji dymu, która mogłaby prowadzić do utraty lub obniżenia zdolności wykrywania/zapobiegania wybuchowi pożaru

(c) brak ostrzeżenie w przypadku faktycznego pożaru lub dymu

7. Przyrządy sterowania lotem

(a) niesymetryczność sterów, np. klapy, skrzela, spojlery itp.

(b) ograniczenia w ruchu, sztywność lub słaba lub opóźniona reakcja w działaniu podstawowych systemów sterowania lotem lub związanych z nimi klapek i systemów zabezpieczających

(c) zerwanie powierzchni sterowania lotem

(d) wibracje powierzchni sterowania lotem odczuwalne przez załogę

(e) mechaniczne rozłączenie sterów lub awaria

(f) poważne zakłócenia w normalnym sterowaniu statkiem powietrznym lub pogorszenie się właściwości lotu

8. Układ paliwowy

(a) ilość paliwa wskazująca na niesprawność systemu czego skutkiem jest całkowita utrata lub błędne wskazania ilości paliwa na pokładzie

(b) wyciek paliwa czego skutkiem jest poważna strata, zagrożenie pożarowe, poważne zanieczyszczenie

(c) niesprawność lub wada systemu zrzucania paliwa czego skutkiem jest nieumyślna utrata poważnej ilości paliwa, zagrożenie pożarowe, poważne zanieczyszczenie lub brak możliwości zrzucenia paliwa

(d) niesprawność lub wada układu paliwowego co ma poważny wpływ na dostawę i/lub rozprowadzanie

(e) brak możliwości przekazania lub zużycia całego używalnego paliwa

9. Instalacja hydrauliczna

(a) utrata jednej instalacji hydraulicznej (tylko ETOPS)

(b) awaria w działaniu systemu separacji

(c) utrata więcej niż jednego obwodu hydraulicznego

(d) awaria zapasowej instalacji hydraulicznej

(e) niezamierzone wysunięcia Ram Air Turbine

10. System wykrywania oblodzenia / zapobiegania oblodzeniu

(a) nie wykryta strata lub ograniczone działanie systemów przeciw oblodzeniowych i odladzania

(b) utrata więcej niż jednego systemu ogrzewania sond

(c) brak możliwości symetrycznego odladzania skrzydła

(d) nietypowe nagromadzenie się lodu poważnie wpływające na osiągi lub właściwości w locie

(e) poważnie ograniczona widoczność przez załogę

11. Systemy wskazujące / ostrzegawcze / rejestracji

a) niesprawność lub wada każdego systemu wskazującego gdzie możliwość wystąpienia poważnych błędnych wskazań dla załogi może skutkować nieodpowiednią reakcją załogi na podstawowy system

(b) utrata funkcji ostrzeżenia czerwonej lampki w systemie

(c) dla kokpitów szklanych: utrata lub niesprawność więcej niż jednego zestawu wyświetlaczy lub komputera odpowiedzialnego za wyświetlanie/ostrzeganie

12. System podwozie / hamulce / opony

(a) pożar hamulców

(b) poważna utrata możliwości hamowania

(c) niesymetryczne hamowanie powodujące poważną zejście z drogi hamowania

(d) awaria systemu wolnego wypuszczania L/G (również w trakcie rutynowych prób)

(e) niechciane wypuszczenie / chowanie podwozia lub drzwi podwozia

(f) rozerwanie się wielu opon

13. Systemy nawigacyjne (włącznie systemem podejścia precyzyjnego) i systemów danych aerodynamicznych

(a) całkowita utrata lub wielorakie awarie wyposażenia nawigacyjnego

(b) całkowita awaria lub wielorakie awarie sprzętu systemu danych aerodynamicznych

(c) poważne błędne wskazania

(d) poważne błędy nawigacyjne spowodowane błędnymi danymi lub błędnym kodowaniem bazy danych

(e) niespodziewane zejścia z poziomej lub pionowej ścieżki nie spowodowane wprowadzeniem przez pilota danych wejściowych

(f) problemy spowodowane obiektami nawigacji naziemnej, prowadzące do poważnych błędów nawigacyjnych nie związanych z przejściem z trybu nawigacji bezwładnościowej do trybu radio nawigacji

14. Tlen

(a) dla hermetycznych statków powietrznych utrata dostawy tlenu do kokpitu

(b) utrata dostawy tlenu dla znacznej liczby pasażerów (powyżej 10%), również, jeżeli stwierdzona w trakcie obsługi, szkolenia lub prób

15. System upustu powietrza

(a) wyciek gorącego upustu powietrza czego skutkiem jest ostrzeżenie pożarowe lub uszkodzenie strukturalne

(b) utrata wszystkich systemów upustu powietrza

(c) awaria systemu wykrywania wycieku upust powietrza

CELOWO POZOSTAWIONA PUSTA