

Warszawa, dnia 28 lutego 2022 r.

Poz. 8

**WYTYCZNE NR 2  
PREZESA URZĘDU LOTNICTWA CYWILNEGO**

z dnia 28 lutego 2022 r.

**w sprawie specyfikacji certyfikacyjnych dla samolotowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu oraz  
specyfikacji certyfikacyjnych dla śmigłowcowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu**

Na podstawie art. 21 ust. 2 pkt 16 oraz art. 23 ust. 2 pkt 2 ustawy z dnia 3 lipca 2002 r. – Prawo lotnicze (Dz. U. z 2020 r. poz. 1970 oraz z 2021 r. poz. 784, 847 i 1898) ogłasza się, co następuje:

**§ 1.** Zaleca się stosowanie wydanych przez:

- 1) Dyrektora Generalnego Agencji Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) decyzją nr 2018/006/R z dnia 3 maja 2018 r. specyfikacji certyfikacyjnych dla samolotowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu „CS FSTD(A), Wydanie drugie”, stanowiących załącznik nr 1 do wytycznych;
- 2) Dyrektora Generalnego Agencji Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) decyzją nr 2012/011/R z dnia 26 czerwca 2012 r. specyfikacji certyfikacyjnych dla śmigłowcowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu „CS-FSTD(H)”, stanowiących załącznik nr 2 do wytycznych.

**§ 2.** Tracą moc wytyczne nr 1 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 14 lutego 2013 r. w sprawie specyfikacji certyfikacyjnych dla samolotowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu oraz specyfikacji certyfikacyjnych dla śmigłowcowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu.

**§ 3.** Wytyczne są publikowane w Dzienniku Urzędowym Urzędu Lotnictwa Cywilnego.

**§ 4.** Wytyczne wchodzi w życie z dniem następującym po dniu ogłoszenia.

Prezes Urzędu Lotnictwa  
Cywilnego

**Piotr Samson**

Załączniki do wytycznych nr 2  
Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego  
z dnia 28 lutego 2022 r.

Załącznik nr 1

## ***Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego***

---

### **Specyfikacje certyfikacyjne dla samolotowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu**

**„CS-FSTD(A)”**

Wydanie drugie  
3 maja 2018

## Spis treści

### **CS-FSTD(A) Dział 1 – Specyfikacje Certyfikacyjne**

PODCZEŚĆ A – ZASTOSOWANIE .....	5
PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA .....	6
PODCZEŚĆ C – SAMOLOTOWE SZKOLENIOWE URZĄDZENIA SYMULACJI LOTU .....	8
ZAŁĄCZNIKI .....	9
Załącznik 1 do CS FSTD(A).300 Standardy dla szkoleniowych urządzeń symulacji lotu ...	9

### **CS-FSTD(A) Dział 2 – Akceptowalne sposoby spełnienia wymogów .....**

PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA .....	32
AMC1 FSTD(A).200 Terminologia i skróty .....	32
PODCZEŚĆ C – Samolotowe szkoleniowe urządzenia symulacji lotu .....	43
AMC1 FSTD(A).300 Podstawa kwalifikacji .....	43
Załącznik 1 do AMC1 FSTD(A).300 Tolerancje dla testów walidacyjnych .....	130
Załącznik 2 do AMC1 FSTD(A).300 Mapa danych do walidacji .....	132
Załącznik 3 do AMC1 FSTD(A).300 Wymagania z zakresu danych dla zamiennych silników – wytyczne dotyczące zatwierdzania (dotyczy tylko symulatorów lotu FFS) .....	134
Załącznik 4 do AMC1 FSTD(A).300 Wymagania z zakresu danych z zamienną awioniką (komputery i regulatory związane z lotem) – wytyczne dotyczące zatwierdzania .....	136
Załącznik 5 do AMC1 FSTD(A).300 Metoda przeprowadzania testu czasu opóźnienia i zwłoki .....	138
Załącznik 6 do AMC1 FSTD(A).300 Oceny okresowe - przedstawienie danych z testów walidacyjnych .....	142
Załącznik 7 do AMC1 FSTD(A).300 Zastosowanie zmian CS-FSTD do pakietów danych dla FSTD istniejących samolotów .....	143
Załącznik 8 do AMC1 FSTD(A).300 Ogólne wymagania techniczne dla poziomów kwalifikacji FSTD .....	145
AMC2 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji pełnych symulatorów lotu (FFS) poziomu A .....	149
AMC3 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji urządzeń do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT) .....	151
AMC4 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji urządzeń do podstawowego szkolenia w lotach według wskazań przyrządów (BITD) .....	156
AMC5 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie systemu wizualizacji (EVS) i kwalifikacji pełnych symulatorów lotu (FFS) .....	160
AMC6 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie starych systemów wizualizacji i nowych układów wizualizacji dla pełnych symulatorów lotu (FFS) .....	163
AMC7 FSTD(A).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego .....	165
AMC8 FSTD(A).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego – wytyczne w zakresie zatwierdzania .....	166
AMC9 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące sytuacji krytycznych, przeciągnięcia (w tym w warunkach oblodzenia) i kwalifikacji FSTD .....	168
AMC10 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące oceny modelu pod dużym kątem natarcia/przeciągnięcia .....	173

---

AMC11 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące oceny modelu dużego kąta natarcia/przeciągnięcia i podejścia do przeciągnięcia dla wcześniej kwalifikowanych FSTD.	178
AMC12 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące szkolenia w zakresie zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych (UPRT) dla tabeli standardów FSTD .....	179
GM12 FSTD(A).300 Dodatkowe wytyczne dotyczące szkolenia w zakresie zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych (UPRT) dla tabeli standardów FSTD .....	182
AMC13 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie przepisów dotyczących oceny oblodzenia silnika i płatowca .....	184

# **Specyfikacje certyfikacyjne**

**dla**

**samolotowych  
szkoleniowych urządzeń symulacji lotu**

**CS-FSTD(A)  
Dział 1**

## **PODCZEŚĆ A – ZASTOSOWANIE**

### **CS FSTD(A).001 Zastosowanie**

- (a) CS-FSTD(A) z późniejszymi zmianami stosuje się do zatwierdzonych organizacji szkoleniowych wykorzystujących w swojej działalności szkoleniowe urządzenia symulacji lotu (FSTD), lub w przypadku urządzeń do podstawowego szkolenia w lotach według wskazań przyrządów (BITD), do producentów ubiegających się o pierwszą kwalifikację FSTD.
- (b) Wersja CS-FSTD(A) uzgodniona przez właściwy organ i wykorzystana do przyznania pierwszej kwalifikacji będzie miała zastosowanie do przyszłych okresowych kwalifikacji FSTD, chyba że nastąpi zmiana kategorii.

## PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA

### CS FSTD(A).200 Terminologia

Z powodu technicznej złożoności kwalifikacji FSTD istotne jest, by wszędzie używać standardowej terminologii. W celu dotrzymania zgodności z CS-FSTD(A) należy stosować poniższe podstawowe terminy i skróty. Dalsze terminy i skróty są zawarte w AMC1 FSTD(A).200.

- (a) Szkoleniowe urządzenie symulacji lotu (FSTD) oznacza urządzenie szkoleniowe, które:
- W przypadku samolotów jest pełnym symulatorem lotu (FFS), urządzeniem do szkolenia lotniczego (FTD), urządzeniem do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT) lub urządzeniem do podstawowego szkolenia w lotach według wskazań przyrządów (BITD).
- W przypadku śmigłowców jest pełnym symulatorem lotu (FFS), urządzeniem do szkolenia lotniczego (FTD) lub urządzeniem do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT).
- (b) Pełny symulator lotu (FFS) oznacza rzeczywistej wielkości replikę kabiny załogi konkretnego typu lub marki, modelu i serii, ze wszystkimi urządzeniami i programami komputerowymi koniecznymi do odwzorowania statku powietrznego w operacjach naziemnych i powietrznych, systemem wizualizacji zapewniającym widok z kabiny załogi oraz z układem ruchu pozwalającym odczuwać siły. Jest zgodny z minimalnymi standardami dla kwalifikacji FFS.
- (c) Urządzenie do szkolenia lotniczego (FTD) oznacza rzeczywistej wielkości replikę przyrządów, urządzeń, paneli i urządzeń sterowania konkretnego typu statku powietrznego w układzie otwartej lub zamkniętej kabiny, z zainstalowanymi urządzeniami i programami komputerowymi koniecznymi do odwzorowania statku powietrznego w warunkach naziemnych i powietrznych w zakresie ograniczonym przez systemy zainstalowane w urządzeniu. Nie wymaga układu ruchu pozwalającego odczuwać siły ani systemu wizualizacji. Jest zgodne z minimalnymi standardami dla określonego poziomu kwalifikacji FTD.
- (d) Urządzenie do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT) oznacza urządzenie szkoleniowe odwzorujące środowisko kabiny załogi lub kokpitu, z zainstalowanymi urządzeniami i programami komputerowymi koniecznymi do odwzorowania typu lub klasy statku powietrznego w operacjach powietrznych, w takim zakresie, by wydawało się, że systemy funkcjonują jak w statku powietrznym. Jest zgodne z minimalnymi standardami dla określonego poziomu kwalifikacji FNPT.
- (e) Urządzenie do podstawowego szkolenia w lotach według wskazań przyrządów (BITD) oznacza naziemne urządzenie szkoleniowe będące stanowiskiem ucznia-pilota imitującym klasę samolotów. Może ono wykorzystywać ekranowe panele przyrządowe oraz sprężynowe urządzenia sterowania lotem, stanowiące podstawę szkoleniową obejmującą przynajmniej proceduralne aspekty lotu według wskazań przyrządów.
- (f) Inne urządzenie szkoleniowe (OTD) oznacza pomoc treningową inną niż szkoleniowe urządzenie symulacji lotu (FSTD), służącą szkoleniu pilotów, w sytuacji gdy nie jest konieczne pełne środowisko kabiny pilota.
- (g) Użytkownik szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (użytkownik FSTD) oznacza organizację lub osobę szkolącą się, podlegającą kontroli lub sprawdzeniu na FSTD.
- (h) Kwalifikacja szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (kwalifikacja FSTD) oznacza poziom technicznych możliwości FSTD zgodny z określonym w dokumencie potwierdzającym zgodność.
- (i) Producent BITD oznacza organizację lub instytucję bezpośrednio odpowiedzialną przed właściwym organem za złożenie wniosku o pierwszą kwalifikację modelu urządzenia do podstawowego szkolenia według wskazań przyrządów.
- (j) Model BITD oznacza określoną konfigurację sprzętu i oprogramowania, która uzyskała certyfikat urządzenia treningowego do lotów według wskazań przyrządów. Każde

urządzenie do podstawowego szkolenia według wskazań przyrządów będzie przyrównywane do danego modelu i będzie jednostką posiadającą numer seryjny.

- (k) Przewodnik do testów kwalifikacyjnych (QTG) oznacza dokument, którego celem jest wykazanie, że osiągi i właściwości użytkowe szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (FSTD) odpowiadają charakterystykom statku powietrznego, klasie samolotu lub typowi śmigłowca, które są symulowane przez to urządzenie w wyznaczonych granicach, a także że wszystkie obowiązujące wymagania zostały spełnione. QTG obejmują zarówno dane statku powietrznego, klasę samolotu lub typ śmigłowca, jak i dane FSTD wykorzystywane w procesie testów walidacyjnych.



**PODCZĘŚĆ C – SAMOLOTOWE SZKOLENIOWE URZĄDZENIA SYMULACJI LOTU****CS FSTD(A).300 Podstawa kwalifikacji**

- (a) Wszystkie FSTD poddawane pierwszej ocenie mają być oceniane według obowiązujących kryteriów CS-FSTD(A) dla wnioskowanych poziomów kwalifikacji. Okresowe oceny FSTD powinny opierać się na tej samej wersji CS-FSTD(A), która obowiązywała przy jego pierwszej ocenie. Podwyższenie poziomu kwalifikacji opiera się na obecnie obowiązującej wersji CS-FSTD(A).
- (b) FSTD ocenia się w tych obszarach, które są istotne dla realizacji procesu szkolenia, testowania i sprawdzania członków załóg lotniczych w zależności od wymagań.
- (c) FSTD poddawane jest:
  - (1) testom walidacyjnym; oraz
  - (2) testom funkcjonalnym i testom subiektywnym.
- (d) QTG, włącznie ze wszystkimi danymi, potwierdzającymi materiałami i informacjami powinny być przedłożone w formacie pozwalającym na ich skuteczny przegląd i ocenę zanim FSTD będzie mogło uzyskać poziom kwalifikacji. Tam, gdzie ma to zastosowanie, QTG powinno opierać się na danych walidacyjnych statku powietrznego, jak to określają dane zgodności operacyjnej (OSD) ustanowione zgodnie z Part-21.

## ZAŁĄCZNIKI

### Załącznik 1 do CS FSTD(A).300 Standardy dla szkoleniowych urządzeń symulacji lotu

Niniejszy Załącznik opisuje minimalne wymagania dla pełnego symulatora lotu (FFS), urządzenia do szkolenia lotniczego (FTD), urządzenia do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT) oraz urządzenia do podstawowego szkolenia w lotach według wskazań przyrządów (BITD), stosowane do kwalifikowania urządzeń na wymaganych poziomach kwalifikacji. Niektóre wymagania zawarte w niniejszej specyfikacji certyfikacyjnej powinny być poparte oświadczeniem o zgodności (SOC) oraz, w kilku konkretnych przypadkach, testem obiektywnym. SOC zawierała będzie opis sposobu spełnienia wymagania. Wyniki testów powinny pokazać, że wymagania zostały spełnione. W przedstawionym poniżej tabelarycznym zestawieniu standardów FSTD, deklaracje zgodności wskazane są w kolumnie zgodności.

Ogólne wymagania techniczne dotyczące zastosowania FNPT do szkolenia w zakresie współpracy w załodze wieloosobowej (MCC) podane są w kolumnie MCC wraz z dodatkowymi systemami, przyrządami i wskaźnikami wymaganymi dla szkolenia i operacji w zakresie MCC.

W przypadku MCC, minimalne wymagania techniczne są takie jak dla FNPT poziom II, z następującymi uzupełnieniami lub zmianami:

1.	Silniki turboodrzutowe lub turbośmigłowe
2.	W przypadku awarii silnika rezerwy w osiąгах muszą być zgodne z CS-25. Takie sytuacje mogą być symulowane przez zmniejszenie masy brutto samolotu
3.	Chowane podwozie
4.	System ciśnieniowy
5.	Systemy odladzania
6.	System wykrywania i gaszenia pożaru
7.	Podwójne sterownice
8.	Autopilot z trybem automatycznego podejścia
9.	2 nadajniki VHF z system łączności wewnętrznej (intercom) w maskach tlenowych
10.	2 odbiorniki VHF NAV (VOR, ILS. DME)
11.	1 odbiornik ADF
12.	1 odbiornik markera
13.	1 transponder

Poniższe wskaźniki powinny być umieszczone w tych samych miejscach na tablicach przyrządów obu pilotów:

1.	Prędkość lotu
2.	Wysokość bezwzględna lotu z dyrektywnym wskaźnikiem lotu
3.	Wysokościomierz
4.	Dyrektywny wskaźnik lotu z ILS (HSI)
5.	Prędkość pionowa
6.	ADF
7.	VOR
8.	Wskazanie markera (jeżeli ma zastosowanie)
9.	Stoper (jeżeli ma zastosowanie)

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
<b>1. Informacje ogólne</b>												
a.1	Całkowicie obudowana kabina.	✓	✓	✓	✓							
a.2	Kabina, która jest wystarczająco obudowana, aby wykluczyć rozpraszanie uwagi i która jest repliką symulowanego samolotu lub klasy samolotu.						✓	✓	✓	✓	✓	
a.3	Kabina, która jest rzeczywistej wielkości repliką symulowanego samolotu.  FSTD będzie wyposażone w przyrządy umożliwiające otwieranie okien w kabinie, ale same okna nie muszą być ruchome.  Kabina załogi, dla celów FSTD, zawiera wszystko co znajduje się w przestrzeni liczonej do przodu od płaszczyzny przecięcia kadłuba, znajdującej się tuż za najbardziej przesuniętym do tyłu fotelem pilota. Dodatkowe wymagane miejsca pracy innych członków załogi oraz te położone z tyłu miejsc pilotów są traktowane jako część kabiny załogi i powinny również być repliką samolotu.	✓	✓	✓	✓							Fotele dla obserwatora w kabinie nie są traktowane jako dodatkowe stanowiska dla pilotów i można je pominąć.  Przedziały zawierające takie elementy jak przełączniki, bezpieczniki, dodatkowe panele radiowe itp., do których dostęp może być potrzebny podczas zdarzenia po zakończeniu przygotowania przedstartowego uważane są za konieczne i nie można ich pominąć.  Przedziały zawierające takie elementy jak skrytka na szpilki do podwozia, toporki i gaśnice, zapasowe żarówki, kieszenie na dokumenty statku powietrznego itp. nie są uważane za istotne i można je pominąć. Elementy te, lub ich atropy, są dostępne w FSTD, ale mogą być przeniesione w inne miejsce, możliwe najbliżej do położenia oryginalnego. Toporki i inne urządzenia przeciwpożarowe powinny być odwzorowane tylko w zarysie.
a.4	Kierunek ruchu sterów i przełączników identyczny jak w samolocie.	✓	✓	✓	✓							
a.5	Rzeczywistej wielkości tablice z funkcjonalnymi elementami sterowania i przełącznikami, które są kopią tych w symulowanym samolocie.					✓	✓					Właściwy organ dopuszcza stosowanie wyświetlanych elektronicznie obrazów z fizyczną nakładką z wbudowanymi funkcjonującymi przełącznikami, gałkami i przyciskami stanowiących kopię przyrządów samolotu.

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
a.6	Przełączniki, przyrządy, wyposażenie, panele, systemy oraz pierwotne i wtórne układy sterowania lotem wystarczające do realizacji zadań szkoleniowych są umieszczone w obszarze kabiny o odpowiedniej przestrzeni i działają oraz reprezentują te znajdujące się w samolocie lub klasie samolotu.							✓	✓	✓	✓	W przypadku kwalifikacji do szkolenia MCC wymagane mogą być dodatkowe elementy wyposażenia zgodnie z tabelą znajdującą się na początku niniejszego Załącznika  W przypadku kwalifikacji BITD rozmiar, kształt oraz rozmieszczenie przełączników i układów sterowania są typowe.
a.7	Fotele dla załogi są wyposażone w taki sposób, aby umożliwić siedzącemu uzyskanie projektowanego, wzrokowego punktu odniesienia odpowiedniego dla samolotu lub klasy samolotu i aby zainstalowany system wizualizacji był zgodny z położeniem oka.						✓		✓	✓		
b.1	Właściwie rozmieszczone i dokładnie działające bezpieczniki urządzeń mających wpływ na procedury i wskazania prezentowane w kabinie załogi.	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓		
c.1	Model dynamiki lotu uwzględniający różne kombinacje oporu i ciągu zwykle napotykanego w locie odpowiadający warunkom faktycznego lotu, łącznie z efektami zmian położenia samolotu, ślizgów, ciągu, oporu, wysokości, temperatury, ciężaru, momentu bezwładności, położenia środka ciężkości oraz konfiguracji samolotu.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dla FTD poziomu 1 i 2 dopuszcza się modelowanie aerodynamiki wystarczające aby umożliwić dokładne działanie systemów i wskazań.  Dla FNPT i BITD dopuszcza się modelowanie dla określonej klasy.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
d.1	Wszystkie wskazania przyrządów istotnych dla symulacji danego samolotu automatycznie reagują na ruchy sterownic wykonane przez członka załogi lub na wprowadzone z zewnątrz zakłócenia, np. turbulencja lub uskok wiatru.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dla FNPT, wskazania przyrządów wystarczające do wykonania zadań szkoleniowych. Patrz: AMC3 FSTD(A).300. Dla BITD, wskazania przyrządów wystarczające do wykonania zadań szkoleniowych. Patrz: AMC4 FSTD(A).300.
d.2	Oświetlenie tablic i przyrządów jest wystarczające do realizacji zadań szkoleniowych.					✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dla FTD poziomu 2 oświetlenie otoczenia będzie takie jak w samolocie.
d.3	Wskazania przyrządów odpowiednio reagują na efekty oblodzenia.			✓	✓				✓	✓		
e.1	Wyposażenie łączności, nawigacyjne i ostrzegawcze odpowiadające wyposażeniu zabudowanemu na danym samolocie oraz działające w zakresach tolerancji wymaganego wyposażenia pokładowego.	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Dla FTD poziomu 1 ma zastosowanie tam, gdzie odwzorowane są odpowiednie systemy.
e.2	Wyposażenie nawigacyjne odpowiadające temu w odwzorowywanym samolocie lub klasie samolotów działające w zakresach tolerancji rzeczywistych przyrządów pokładowych (system łączności wewnętrznej oraz system łączności powietrze-ziemia).							✓	✓	✓	✓	

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
e.3	Dane nawigacyjne z odpowiadającymi im obiektami podejścia. Pomoce nawigacyjne działające w ramach zasięgu bez ograniczeń.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Ma zastosowanie dla FTD poziomu 1 jeśli odwzorowywane są przyrządy nawigacyjne.</p> <p>Dla wszystkich FFS i FTD poziomu 2, jeżeli są używane do szkolenia lub sprawdzania kompetencji na obszarze lub lotnisku, dane nawigacyjne powinny być uaktualniane co 28 dni.</p> <p>Dla FNPT i BITD, pełne dane nawigacyjne dla co najmniej 5 różnych portów europejskich z odpowiadającymi im procedurami podejścia precyzyjnego i nieprecyzyjnego, łącznie z bieżącą aktualizacją co 3 miesiące.</p>
f.1	Poza stanowiskami dla członków załogi, 3 fotele dla instruktora, delegowanego egzaminatora i inspektora właściwego organu. Właściwy organ rozważy dla tych standardów warianty oparte na unikatowych konfiguracjach kokpitu. Wymienione wyżej miejsca umożliwiają odpowiedni widok na panel członków załogi i przednią szybę. Fotele dla obserwatorów nie muszą być odwzorowaniem foteli w samolocie, ale w przypadku FSTD muszą być wyposażone w system ruchu, muszą być odpowiednio przymocowane do podłogi FSTD, wyposażone w odpowiednie urządzenia ograniczające ruchy oraz być zintegrowane w stopniu wystarczającym do bezpiecznego ograniczenia ruchu osób je zajmujących podczas wszelkich znanych lub przewidywanych odchyłach układu ruchu.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>W przypadku FTD i FNPT, należy zapewnić odpowiednie fotele dla instruktora i egzaminatora lub inspektora właściwego organu.</p> <p>W przypadku BITD, zapewniane są odpowiednie warunki dla obserwacji przez instruktora.</p>

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
g.1	Systemy FSTD symulują pracę odpowiednich systemów danego samolotu zarówno na ziemi jak i w locie. Systemy działają w pełnym zakresie normalnych, nienormalnych i awaryjnych procedur operacyjnych, odpowiednio do przeznaczenia symulatora.	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓		W przypadku FTD poziom 1 ma zastosowanie jeżeli symulowany jest system. W przypadku FNPT systemy działają w takim stopniu, aby można było wykonać wszystkie operacje normalne, nienormalne i awaryjne, odpowiednio do symulowanego samolotu lub klasy samolotów oraz do wymagań szkoleniowych.
g.2	W przypadku samolotów wyposażonych w system odpychacza drążka sterowego (np. system wyczuwania przy sterowaniu podłużnym lub równoważny) siły sterowania, przemieszczenie i położenie powierzchni samolotu odpowiadają tym symulowanym.			✓	✓							Oświadczenie o zgodności (SOC) jest wymagane w celu sprawdzenia, czy system odpychacza drążka został wymodelowany, zaprogramowany i zweryfikowany przy użyciu danych projektowych producenta samolotu lub innego dopuszczalnego źródła danych. SOC musi dotyczyć co najmniej logiki aktywacji i deaktywacji odpychacza drążka, a także dynamiki systemu, przemieszczenia sterów i sił w wyniku aktywacji odpychacza drążka. Wymóg ten dotyczy tylko FSTD, które mają być zakwalifikowane do prowadzenia zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu. Wymagany test.
h.1	Układ sterowania instruktora zapewnia operatorowi sterowanie wszystkimi wymaganymi systemami oraz wprowadzanie nienormalnych i awaryjnych warunków do systemów symulatora.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Jeżeli ma zastosowanie, oraz zgodnie z wymaganiami szkoleniowymi, udostępnia się: <ul style="list-style-type: none"> <li>- funkcję zamrożenia aktualnego położenia i fazy lotu,</li> <li>- urządzenie umożliwiające dynamiczne nałożenie ścieżki lotu na punkt podejścia rozpoczynając od punktu końcowego podejścia, łącznie z profilem pionowym,</li> <li>- mapę i wykres podejścia w formie papierowej.</li> </ul>

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
h.2	FSTD musi posiadać narzędzie informacji zwrotnej w czasie rzeczywistym, które zapewnia instruktorowi/osobie oceniającej wgląd w każde przekroczenie zakresu szkolenia FSTD lub ograniczeń operacyjnych samolotu. Dodatkowo i opcjonalnie, można zastosować mechanizm rejestrujący.			✓	✓							<p>Narzędzie informacji zwrotnej musi zawierać następujące elementy:</p> <p>(a) Obwiednia walidacji FSTD: Musi mieć formę obwiedni alfa/beta (lub równoważnej metody) przedstawiającej „poziom ufności” modelu aerodynamicznego. Ten „poziom ufności” zależy od stopnia walidacji lotu lub źródła metod predykcyjnych. Musi być dostępna co najmniej obwiednia z klapami schowanymi i wypuszczonymi.</p> <p>(b) Dane wejściowe sterowania lotem: Muszą umożliwiać instruktorowi/osobie oceniającej ocenę przemieszczeń i sił sterowania lotem przez pilota (w tym, w stosownych przypadkach, metodą fly-by-wire).</p> <p>(c) Ograniczenia operacyjne samolotu: Muszą przedstawiać ograniczenia operacyjne samolotu podczas manewru, mające zastosowanie do konfiguracji samolotu.</p> <p>Wymagany jest SOC, który definiuje dane źródłowe użyte do skonstruowania obwiedni walidacji FSTD.</p> <p>Proszę odnieść się do AMC12 FSTD(A).300.</p>



STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
h.3	Scenariusze sytuacji krytycznych: W przypadku wyposażenia w stanowisko instruktora (IOS) z możliwością wyboru dynamicznych sytuacji krytycznych samolotu, system IOS ma zapewnić wskazówki dotyczące metody zastosowanej do wprowadzenia FSTD w stan sytuacji krytycznej, w tym wszelkie awarie lub pogorszenie funkcjonalności FSTD, wymagane do zainicjowania sytuacji krytycznej. Nierealistyczne pogorszenie funkcjonalności symulatora (takie jak pogorszenie skuteczności sterowania lotem) w celu spowodowania sytuacji krytycznej samolotu jest generalnie nie do przyjęcia, chyba że jest używane wyłącznie jako narzędzie do zmiany położenia FSTD, gdy pilot znajduje się poza pętlą.			✓	✓							SOC jest wymagane w celu potwierdzenia, że każda funkcja zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych zaprogramowana w IOS oraz powiązany manewr szkoleniowy zostały ocenione przez odpowiednio wykwalifikowanego pilota.  Proszę odnieść się do AMC9 FSTD(A).300(a)(1).
i.1	Siły i zakres sterownic muszą odpowiadać tym dla danego samolotu. Siły na sterownicach zmieniają się w zależności od warunków lotu w taki sam sposób jak w danym samolocie.	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	<p>W przypadku FTD poziom 2, siły i zakres sterownic powinny odpowiadać tym dla odwzorowywanego samolotu z CT&amp;M. Urządzenie nie jest przeznaczone do pilotowania ręcznego, chyba że przez krótkie okresy czasu, gdy autopilot jest tymczasowo odłączony.</p> <p>W przypadku FNPT poziom I i BITD, siły i zakres sterownic w znacznym stopniu odpowiadają tym dla odwzorowywanego samolotu lub klasy samolotu. Nie wymaga się zmian sił sterownic w związku ze zwiększeniem/zmniejszeniem prędkości samolotu.</p> <p>Dodatkowo dla FNPT poziomu II i MCC siły i zakres sterownic reagują w taki sam sposób w tych samych warunkach lotu jak w symulowanym samolocie lub klasie samolotu.</p>

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
j.1	<p>Program sterowania na ziemi i program aerodynamiczny obejmują:</p> <p>(1) Wpływ ziemi – na przykład: wyrównanie, wytrzymanie i przyziemienie. Wymaga to danych dotyczących siły nośnej, oporu, momentu pochylającego, wytrzymowania i siły wpływu ziemi.</p> <p>(2) Oddziaływanie ziemi - zachowanie się samolotu podczas kontaktu z drogą startową podczas lądowania, w tym ugięcie amortyzatorów, tarcie opon, siły boczne i inne dane takie jak ciężar i prędkość, konieczne do odtworzenia warunków lotu i konfiguracji.</p> <p>(3) Charakterystyka sterowania na ziemi – elementy mające wpływ na sterowanie obejmujące boczny wiatr, hamowanie, odwrócenie ciągu silników, opóźnienie i promień zakrętów.</p>	✓	✓	✓	✓				✓	✓		<p>Wymagane oświadczenie o zgodności. Wymagane testy.</p> <p>W przypadku FFS poziomu A dopuszcza się jedynie standardowe modele manewrowania na ziemi w stopniu pozwalającym na wykonanie zakrętów w granicach drogi startowej, prawidłową kontrolę przyziemienia, lądowanie i dobieg (łącznie z lądowaniem z bocznym wiatrem).</p> <p>W przypadku FNPT, należy zapewnić tylko standardowe modele manewrowania na ziemi pozwalające na odtworzenie efektów przyziemienia i lądowania.</p>
k.1	<p>Modele uskoku wiatru pozwalające na trening umiejętności wymaganych do rozpoznania tego zjawiska i wykonania manewrów wyprowadzających. Poszczególne przypadki będą uwzględniać wielkość zmiany wiatru wystarczającą do spowodowania wypadku; dla uproszczenia mogą być zbudowane z powtarzających się okresowo wartości. Dla przykładu, scenariusze mogą zawierać niezależnie zmieniający się wiatr złożony z wielu jednoczesnych składowych. Scenariusze te powinny odnosić się do następujących faz lotu:</p> <p>(1) startu, tuż przed prędkością rotacji,  (2) oderwania,  (3) wstępnego wznoszenia,  (4) krótkiego końcowego podejścia.</p>			✓	✓							<p>Wymagane testy.</p> <p>Proszę odnieść się do AMC1 FSTD(A).300, punkt (b)(3) 2.g.</p>

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
l.1	Dla instruktora zapewniane jest urządzenie sterujące efektami warunków atmosferycznych, łącznie z prędkością i kierunkiem wiatru.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	W przypadku FTD modele atmosferyczne wystarczające dla prawidłowego działania i wskazań systemów.
m.1	Siły zatrzymywania i sterowania kierunkowego reprezentatywne dla co najmniej następujących warunków drogi startowej w oparciu o dane związane z samolotem:  (1) sucha, (2) mokra, (3) oblodzona, (4) pokryta kałużami, (5) niejednolicie oblodzona, (6) mokra pokryta pozostałościami gumy w strefie przyziemia.			✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności.  Wymagane testy obiektywne dla punktów (1), (2), (3), oraz testy subiektywne dla punktów (4), (5), (6).
n.1	Charakterystyczne dynamiczne efekty uszkodzenia hamulca i opony (łącznie z układami antypoślizgowymi) oraz zmniejszona skuteczność hamowania na skutek ich przegrzania reprezentatywne i oparte na danych związanych z samolotem.			✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności.  Wymagane testy subiektywne dla zmniejszonej skuteczności hamowania na skutek ich przegrzania, jeżeli dotyczy.
o.1	Zapewniane są środki do szybkiego i skutecznego przeprowadzania codziennych testów oprogramowania i sprzętu FSTD.	✓	✓	✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności.
p.1	Pojemność, dokładność, rozdzielczość oraz reakcja dynamiczna komputera są wystarczające dla pełnego utrzymania wierności, łącznie z jego oceną i testowaniem.	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Wymagane oświadczenie o zgodności.

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
q.1	<p>Dynamika sił odczuwalnych na sterownicach odpowiada dynamice symulowanego samolotu.</p> <p>Reakcja swobodna sterownic symulatora jest porównywalna z reakcją sterownicy samolotu w granicach tolerancji. Pierwsza ocena oraz podwyższenie poziomu kwalifikacji obejmuje wielkość reakcji swobodnej sterownic, zmierzonej na poszczególnych elementach (kolumna, wolant, pedały). Pomiary te odpowiadają samolotowi w konfiguracjach startu, przelotu, lądowania.</p> <p>(1) W przypadku samolotów z systemem sterowania bez sprzężenia zwrotnego, pomiary takie można dokonać na ziemi doprowadzając odpowiednie ciśnienia (statyczne) z nadajników Pitote'a, reprezentujące warunki typowe do istniejących w locie.</p> <p>(2) Do wstępnej oceny symulatorów, dla których wymagana jest próba dynamiczna i statyczna systemu sterowania, nie wymaga się specjalnego oprzyrządowania, jeśli w QTG operatora podano zarówno wyniki uzyskane przy pomocy takiego oprzyrządowania jak i wyniki uzyskane przy pomocy innych równoważnych metod badawczych, takich jak zbieżne z badaniem wykresy danych komputerowych. Powtórzenie metody równoważnej podczas oceny spełnia to wymaganie.</p>			✓	✓							Wymagane testy.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
r.1	<p>W celu wykazania zgodności dopuszcza się zastosowanie jednej z dwóch poniższych metod:</p> <p>(1) Opóźnienie czasowe: Test opóźnienia czasowego można wykorzystać do zademonstrowania, że reakcja systemu FSTD nie przekracza 150 milisekund. Test dokona pomiaru pełnego, stwierdzonego opóźnienia poczynając od wytworzenia przez sterownice pilota sygnału skokowego poprzez elektroniczne elementy dociążania sterów i połączenia interfejsowe, a następnie przez wszystkie moduły programów symulacji w prawidłowym porządku przy użyciu protokołu, oraz na koniec poprzez interfejsy wejściowe do systemu ruchu symulatora, systemu wizualizacji i wskaźników pokładowych.</p> <p>(2) Zwłoka: Reakcje systemu wizualizacji, przyrządów kabiny i początkowa reakcja układu ruchu reagują na sygnały wejściowe nagłego pochyleń, przechyleń i odchylenia pochodzące ze stanowiska pilota z dozwolonym opóźnieniem 150 milisekund, ale nie szybciej niż dany samolot reaguje w podobnych warunkach.</p>	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Wymagane testy.</p> <p>W przypadku FFS poziomów A i B oraz systemów mających zastosowanie do FTD, FNPT i BITD maksymalne dopuszczalne opóźnienie wynosi 300 milisekund.</p>

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
s.1	Modelowanie aerodynamiczne obejmuje, w przypadku samolotów, które otrzymały certyfikat typu po czerwcu 1980r., wpływ ziemi w locie na małych wysokościach, efekt Macha w locie na dużych wysokościach, wpływ siły ciągu zarówno normalnego jak i odwróconego na powierzchnie sterów, zjawiska aeroelastyczne, zjawiska nieliniowości podczas ślizgu bocznego. Powyższe dane powinny pochodzić z danych z prób w locie uzyskanych przez producenta.			✓	✓							Oświadczenie o zgodności musi zawierać: <ul style="list-style-type: none"> <li>– Efekt Macha, zjawiska aeroelastyczne, wpływ ziemi i nieliniowości na skutek ślizgu bocznego;</li> <li>– wymagane oddzielne testy dla wpływu ciągu silników.</li> </ul> Proszę odnieść się do AMC9 FSTD(A).300(a)(2).
s.2	Model aerodynamiczny, aby wspierać zadania szkoleniowe, musi zawierać dane reprezentujące charakterystyki samolotu, obejmujące kąt natarcia i zakres ślizgu bocznego.			✓	✓							Wymagany jest SOC. Proszę odnieść się do AMC9 FSTD(A).300(a)(3).
s.3	Ma zastosowanie tylko do tych FSTD, które mają być zakwalifikowane do zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu. Modelowanie aerodynamiczne musi wspierać zadania szkoleniowe w zakresie wyprowadzania z przeciągnięcia w następujących warunkach lotu: (a) wprowadzenie do przeciągnięcia skrzydła w poziomie (1g); (b) wprowadzenie do lotu z zakrętem z przechyleniem co najmniej 25° (przeciągnięcie przyspieszone); (c) wprowadzenie w stan przeciągnięcia do stanu włączenia (wymagane tylko w przypadku samolotów z napędem śmigłowym); oraz (d) konfiguracje samolotu w drugim segmencie wznoszenia, przelot na dużej wysokości („stan bliski osiągow granicznych”) oraz podejście lub lądowanie.			✓	✓							Wymagany jest SOC, który opisuje metody modelowania aerodynamicznego, walidację, a także sprawdzanie charakterystyk przeciągnięcia FSTD. Dodatkowy SOC musi również obejmować weryfikację, czy FSTD zostało ocenione przez pilota eksperta merytorycznego akceptowanego przez właściwy organ. Proszę odnieść się do AMC10 FSTD(A).300(e) w celu wyjaśnienia definicji „pilota-eksperta merytorycznego”. Proszę odnieść się do AMC9 FSTD(A).300(a)(4) w celu uzyskania wyjaśnień dotyczących modelowania przeciągnięcia. Proszę odnieść się do AMC1 FSTD(A).200 w celu wyjaśnienia „stanu bliskiego osiągow granicznych”.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
t.1	<p>Modelowanie obejmujące wpływ oblodzenia, w stosownych przypadkach, na płatowiec, aerodynamikę i silnik(i).</p> <p>Modele symulacyjne efektów oblodzenia są wymagane tylko dla samolotów dopuszczonych do wykonywania operacji w warunkach oblodzenia.</p>			✓	✓							<p>Modele oblodzenia symulują efekty degradacji aerodynamicznej spowodowane narastaniem lodu na powierzchniach nośnych samolotu, w tym (jeśli występuje na symulowanym samolocie) utratę siły nośnej, zmniejszenie kąta natarcia, zmianę momentu pochylającego, zmniejszenie skuteczności sterowania i zmiany siły sterowania oprócz ogólnego wzrostu oporu. Systemy samolotu (takie jak system ochrony przed przeciągnięciem i system automatycznego sterowania lotem) muszą odpowiednio reagować na oblodzenie, zgodnie z symulowanym samolotem. Do opracowania modeli narastania lodu należy wykorzystać dane producenta oryginalnych części samolotu (OEM) lub inne dopuszczalne metody analityczne. Dopuszczalne metody analityczne mogą obejmować analizę w tunelu aerodynamicznym i/lub analizę inżynierską aerodynamicznych efektów oblodzenia na powierzchniach nośnych samolotu w połączeniu z dostrojeniem i dodatkową subiektywną oceną dokonaną przez pilota-eksperta merytorycznego posiadającego wiedzę na temat wpływu oblodzenia na właściwości pilotażowe symulowanego samolotu.</p> <p>Wymagane jest oświadczenie o zgodności opisujące zjawiska, które zapewniają szkolenie w zakresie określonych umiejętności rozpoznawania zjawisk oblodzenia i wykonywania manewrów wyprowadzających. SOC musi opisywać dane źródłowe i wszelkie metody analityczne zastosowane do opracowania modeli narastania lodu, w tym weryfikację, że te efekty zostały przetestowane.</p> <p>Proszę odnieść się do AMC13 FSTD(A).300.</p>

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
t.2	Modelowanie obejmujące wpływ oblodzenia, w stosownych przypadkach, na płatowiec, aerodynamikę i silnik(i). Modele symulacyjne efektów oblodzenia są wymagane tylko dla samolotów dopuszczonych do wykonywania operacji w warunkach oblodzenia.								✓	✓		Wymagane jest oświadczenie o zgodności opisujące zjawiska, które zapewniają szkolenie w zakresie określonych umiejętności rozpoznawania zjawisk oblodzenia i wykonywania manewrów wyprowadzających.
u.1	Zapewniane są modele aerodynamicznych i naziemnych reakcji będących efektem działania ciągu wstecznego na sterowanie kierunkowe.		✓	✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności.
v.1	Wprowadzone są rzeczywiste własności masy samolotu jako funkcji ciężaru własnego, środka ciężkości i momentu bezwładności, ładunku użytecznego i ładunku paliwa.	✓	✓	✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności przy pierwszej ocenie. Oświadczenie o zgodności zawiera szereg wartości docelowych w formie tabularycznej, umożliwiających zademonstrowanie modelu własności masy przeprowadzanych ze stanowiska instruktora.
w.1	Zapewniana jest możliwość automatycznego testowania sprzętu i oprogramowania FSTD dla potwierdzenia zgodności z testem osiągnięć FSTD. Zapis testów powinien obejmować numer FSTD, datę, czas, warunki, tolerancje i odpowiednie, zależne zmienne parametry przedstawione jako porównanie ze standardami samolotu.			✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności. Wymagane testy.
x.1	W miarę modyfikacji samolotu stała i terminowa aktualizacja oprogramowania i sprzętu w celu utrzymania żądanego poziomu kwalifikacji.	✓	✓	✓	✓	✓	✓					
y.1	Wymagane jest codzienne dokumentowanie przeglądów przed lotem w dziennej książce obsługi lub w inny łatwo dostępny sposób.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	



STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
<b>2. System ruchu</b>												
a.1	Sygnaly ruchu odbierane przez pilota są charakterystyczne dla samolotu, np. sygnaly przyziemienia stanowią funkcję symulowanej prędkości zniżania.	✓	✓	✓	✓							W przypadku urządzeń FSTD, gdzie systemy ruchu zostały dodane, ale nie są wymagane, zostaną one ocenione w celu zapewnienia, że nie mają negatywnego wpływu na kwalifikację FSTD.  W przypadku urządzeń poziomu C lub D, szczególną uwagę zwraca się na reakcję systemu ruchu podczas manewrów zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych. Niezależnie od ograniczeń ruchu symulatora, operator powinien położyć szczególny nacisk na wyeliminowanie niepożądanych reakcji systemu ruchu tam, gdzie to możliwe.
b.1	System ruchu: (1) stwarza dostateczne warunki dla uzyskania zamierzonych celów,	✓										Wymagane oświadczenie o zgodności. Wymagane testy
	(2) posiada minimum trzy stopnie swobody (pochylenie, przechylenie i podnoszenie), oraz		✓									
	(3) stwarza warunki przynajmniej odpowiadające tym, jakie stwarza ruchoma platforma o sześciu stopniach swobody.			✓	✓							
c.1	Środki do rejestracji czasu reakcji układu ruchu, stosownie do wymagań.	✓	✓	✓	✓							

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
d.1	<p>Program efektów ruchu obejmuje:</p> <p>(1) dudnienie opon na drodze startowej, ugięcie amortyzatorów, efekt prędkości na ziemi, nierówności drogi startowej, oświetlenie centralnej linii drogi startowej i właściwości dróg kołowania;</p> <p>(2) drgania samolotu na ziemi na skutek wysunięcia spoilerów/hamulców aerodynamicznych i odwróconego ciągu silników;</p> <p>(3) drżenie wywołane przez podwozie;</p> <p>(4) drgania podczas wysuwania i chowania podwozia;</p> <p>(5) drgania wywołane wysunięciem klap i spoilerów/hamulców aerodynamicznych w powietrzu;</p> <p>(6) drgania sterów podczas zbliżania się do prędkości przeciągnięcia i drgania przy prędkości przeciągnięcia (jeżeli dotyczy);</p> <p>(7) odczucia przyziemienia głównego i przedniego podwozia;</p> <p>(8) odgłos przytarcia przedniego koła;</p> <p>(9) efekt oddziaływania ciągu przy zahamowanych kołach;</p> <p>(10) drgania podczas zbliżania się do granicznej wartości liczby Macha i przy manewrach,</p> <p>(11) dynamiczne efekty pęknięcia opony;</p> <p>(12) niesprawność i uszkodzenie silnika, oraz</p> <p>(13) uderzenie w ogon i podwieszoną gondolę.</p>	✓	✓	✓	✓							<p>Dla FFS poziom A: efekty mogą mieć charakter rodzajowy, wystarczający dla wykonania wymaganego zadania.</p> <p>Dla FFS poziomu B, C i D: jeżeli są znane warunki lotu, w których drgania są pierwszą oznaką przeciągnięcia lub gdzie drgania nie występują, ta charakterystyka powinna być uwzględniona w modelu.</p>

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
e.1	<p>Wibracje spowodowane ruchem: wymagane są testy z zarejestrowanymi wynikami, które pozwolą na porównanie względnych amplitud w funkcji częstotliwości z danymi samolotu.</p> <p>Charakterystyczne wibracje spowodowane ruchem, a wytwarzane podczas lotu przez samolot w takim stopniu, że wibracja oznacza zdarzenie lub stan samolotu odczuwalny na pokładzie. FSTD jest zaprogramowane i oprzyrządowane w taki sposób, aby charakterystyczny sposób wibracji można było zmierzyć i porównać z danymi samolotu.</p>				✓							Wymagane oświadczenie o zgodności. Wymagane testy.
<b>3. System wizualizacji</b>												
a.1	System wizualizacji spełnia wszystkie wyszczególnione standardy wymagane dla poziomu kwalifikacji, o który ubiega się wnioskodawca.	✓	✓	✓	✓				✓	✓		<p>W przypadku FTD, FNPT 1 i BITD, gdzie systemy wizualizacji zostały dodane przez operatora FSTD, nawet jeżeli nie uznano żadnych szczególnych elementów, zostaną ocenione w celu zapewnienia, że nie mają negatywnego wpływu na kwalifikację FSTD.</p> <p>W przypadku FTD, gdzie system wizualizacji ma być wykorzystany przy ćwiczeniu manewrów według wzrokowych punktów odniesienia (takich jak kompetencje na trasę i lądowisko), to powinien on być przynajmniej zgodny z wymaganym dla FFS poziomu A.</p>
b.1	Stałe minimalne, kolimowane pole widzenia obejmujące równocześnie z miejsca każdego pilota 45 stopni w poziomie i 30 stopni w pionie.	✓	✓									Zamiast testu dopuszcza się oświadczenie o zgodności.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
b.2	Stałe, krzyżowe, minimalne, kolimowane pole widzenia obejmujące równocześnie z miejsca każdego pilota 180 stopni w poziomie i 40 stopni w pionie. Przy stosowaniu tolerancji pole widzenia nie może być mniejsze niż łącznie 176 stopni w poziomie (łącznie z nie mniej niż $\pm 88$ stopni w poziomie po obu stronach od środka kąta widzenia „punktu oka”) i nie mniej niż 36 stopni w pionie od środka kąta widzenia „punktu oka” pilota i drugiego pilota.			✓	✓							Należy rozważyć optymalizowanie pionowego pola widzenia dla odnośnego kąta odcięcia.
b.3	System wizualizacji (noc/zmierzch lub dzień) zdolny zapewnić pole widzenia o wielkości co najmniej 45 stopni w poziomie i 30 stopni w pionie, chyba, że istnieją ograniczenia wynikające z typu samolotu, równocześnie dla każdego pilota, łącznie z dostosowywaną podstawą chmur i widocznością.							✓	✓			System wizualizacji nie musi być kolimowany, ale spełnia standardy podane w Części (b) i (c) (Walidacja, testy funkcjonalne i subiektywne – patrz AMC1 FSTD(A).300). Zamiast testu dopuszcza się oświadczenie o zgodności.
c.1	Środki do rejestracji czasu reakcji zmian obrazu systemów wizualizacji	✓	✓	✓	✓				✓	✓		
d.1	Geometria systemu. Zabudowany system jest wolny od optycznych nieciągłości i przekształceń tworzących nie prawdziwe sygnały.	✓	✓	✓	✓				✓	✓		Wymagany test. Zamiast testu dopuszcza się oświadczenie o zgodności.
e.1	Zapewniane są odniesienia wzrokowe służące do oceny szybkości zmian wysokości, przesunięć translacyjnych i ich szybkości podczas startu i lądowania.	✓	✓	✓	✓							W przypadku FFS poziom 'A' odniesienia wzrokowe stanowią wystarczającą pomoc przy zmianach ścieżki podejścia przy użyciu perspektywy drogi startowej.
f.1	Horyzont i wysokość są zbieżne z symulowanymi wskazaniami sztucznego horyzontu.	✓	✓	✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności.
g.1	Migotanie – dostępnych jest co najmniej 10 poziomów.	✓	✓	✓	✓							Demonstrowane jest migotanie. Wymagane oświadczenie o zgodności.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
h.1	Rozdzielczość powierzchniowa (Vernier) zajmuje na stosowanym wyświetlaczu kąt nie większy niż 2 minuty kątowe widziany z „punktu oka” pilota.			✓	✓							Wymagany test i oświadczenie o zgodności z obliczeniami potwierdzającymi rozdzielczość.
i.1	Stosunek kontrastu powierzchni jest demonstrowany przez obraz testowy wykazujący stosunek kontrastu nie mniejszy niż 5:1.			✓	✓							Wymagany test i oświadczenie o zgodności.
j.1	Maksymalne rozjaśnienie jest demonstrowane przy użyciu obrazu testowego. Maksymalne rozjaśnienie nie będzie mniejsze niż 20 cd/m <sup>2</sup> (6 stopolamberty).			✓	✓							Wymagany test i oświadczenie o zgodności. Dopuszcza się stosowanie możliwości kaligraficznych dla poprawy jaskrawości obrazu.
k.1	Wielkość punktu świetlnego - nie większa niż 5 minut kątowych.			✓	✓							Wymagany test i oświadczenie o zgodności. Jest to równoważne z rozdzielczością 2.5 minut kątowych dla punktu świetlnego.
l.1	Stosunek kontrastu punktu świetlnego - nie większa niż 10:1.	✓	✓									Wymagany test i oświadczenie o zgodności.
l.2	Stosunek kontrastu punktu świetlnego - nie mniejszy niż 25:1.			✓	✓							Wymagany test i oświadczenie o zgodności.
m.1	Dzień, półmrok i noc – zdolności wizualizacji wymagane dla wnioskowanego poziomu kwalifikacji.	✓	✓	✓	✓							Wymagany test i oświadczenie o zgodności.  Wymagane testy obiektywne systemu i treści.
m.2	System wizualizacji spełnia, jako minimum, kryteria dla maksymalnego rozjaśnienia i stosunku kontrastu, wymagane dla wnioskowanego poziomu kwalifikacji.	✓	✓	✓	✓							

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
m.3	Treść sceny o szczególności porównywalnej ze sceną wytworzoną przez 10 000 widocznych powierzchni wielokątowych i (w dzień) 6 000 widzialnych punktów świetlnych lub (noc lub półmrok) 15 000 widzialnych punktów świetlnych z wystarczającą pojemnością systemu dla wyświetlenia równocześnie 16 ruszających się obiektów dla całego systemu wizualizacji.			✓	✓							
m.4	Jeżeli system jest wykorzystywany do szkolenia, wyświetla w świetle dziennym sceny w pełnych barwach oraz wystarczającą liczbę powierzchni z odpowiednimi punktami orientacyjnymi dla wykonania podejścia z widocznością, lądowania i kołowania. Efekty cieniowania powierzchni są zgodne z symulowanym (statycznym) położeniem słońca.			✓	✓							
m.5	Jeżeli system jest wykorzystywany do szkolenia, wyświetla o zmroku, jako minimum, sceny w pełnych barwach o zmniejszonej intensywności otoczenia z odpowiednimi punktami odniesienia, które uwzględniają obiekty o własnym oświetleniu, takie jak sieć dróg, oświetlenie rampy i lotniska, do wykonania podejścia z widocznością, lądowania i kołowania. Sceny posiadają możliwość do zdefiniowania horyzont i typowe właściwości terenu, takie jak pola, drogi i akweny oraz powierzchnie podświetlone przez własne oświetlenie (np. światła lądowania). Jeżeli zapewniono poziome oświetlenie kierunkowe, posiada ono prawidłową orientację i zgodność z efektami cieniowania powierzchni.			✓	✓							
m.6	Jeżeli system jest wykorzystywany do szkolenia, wyświetla w nocy, jako minimum, wszystkie elementy odnoszące się do scen w półmroku, jak zdefiniowano powyżej, z wyłączeniem konieczności zobrazowania zmniejszonej intensywności otoczenia, co usuwa samo oświetlające się lub oświetlone znaki na ziemi (np. światła lądowania).	✓	✓	✓	✓							

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD		POZIOM FNPT			BITD	ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
<b>4. System dźwięku</b>												
a.1	Istotne dźwięki kabiny będące wynikiem działań pilota, równoważne dźwiękom w samolocie lub klasie samolotu.	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	W przypadku FNPT poziom I i BITD, tylko dźwięki silnika muszą być dostępne.
b.1	Odgłosy opadów atmosferycznych, wycieraczek i innych szczególnych dźwięków słyszalnych przez pilota podczas wykonywania normalnych i nienormalnych operacji oraz dźwięk katastrofy, gdy FSTD doprowadzony jest do lądowania z przekroczeniem ograniczeń.			✓	✓							Wymagane oświadczenie o zgodności. Dźwięki muszą być kierunkowo reprezentatywne. W przypadku FSTD, które mają być zakwalifikowane do zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu, dźwięki związane z drganiem przeciągnięcia muszą być powtórzone, jeśli są istotne w samolocie.
c.1	Realistyczna amplituda i częstotliwość środowiska akustycznego kabiny, łącznie z dźwiękami silnika i płatowca. Dźwięki są skoordynowane z wymaganą pogodą.				✓							Wymagane testy.
d.1	Regulator głośności posiada wskaźnik ustawienia poziomu dźwięku, zapewniający spełnienie wszystkich wymagań w zakresie kwalifikacji.	✓	✓	✓	✓							

## **Specyfikacje certyfikacyjne**

**dla**

**samolotowych  
szkoleniowych urządzeń symulacji lotu**

**CS-FSTD(A)**

**Dział 2**

**Akceptowalne sposoby spełnienia wymogów**



## PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA

### AMC1 FSTD(A).200 Terminologia i skróty

#### (a) Terminologia

Oprócz podstawowych terminów zdefiniowanych w samym wymaganiu, dodatkowe terminy używane w kontekście CS-FSTD(A) i CS-FSTD(H) mają następujące znaczenie:

- Akceptowalna zmiana (*Acceptable change*) oznacza zmianę w konfiguracji, oprogramowaniu itp., która kwalifikuje potencjalnego kandydata do alternatywnego podejścia do walidacji.
- Dane dotyczące osiągnięć statku powietrznego (*Aircraft performance data*) to dane dotyczące osiągnięć publikowane przez producenta statku powietrznego w dokumentach takich jak instrukcja użytkownika statku powietrznego w locie (AFM), instrukcja operacyjna, instrukcja techniczna osiągnięć lub w innych dokumentach równoważnych.
- Prędkość lotu (*Airspeed*) oznacza prędkość kalibrowaną, chyba że określono inaczej (podawana w węzłach).
- Wysokość (*Altitude*) oznacza wysokość ciśnieniową (podawaną w metrach lub stopach), chyba że określono inaczej.
- Sprawdzona symulacja konstrukcyjna (*Audited engineering simulation*) oznacza konstrukcyjną symulację przeprowadzoną przez producenta statku powietrznego, która przeszła ocenę właściwego organu i została uznana za akceptowalne źródło uzupełniających danych walidacyjnych.
- Testowanie automatyczne (*Automatic testing*) oznacza testowanie szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (FSTD), w którym wszystkie bodźce są pod kontrolą komputera.
- Przechylenie (*Bank*) oznacza kąt przechylenia/przechyłu (podawany w stopniach).
- Model podstawowy (*Baseline*) oznacza symulację produkcyjnego statku powietrznego w pełni potwierdzoną przez próby w locie. Może reprezentować nowy typ statku powietrznego lub znaczącą pochodną.
- Zadziałanie (*Breakout*) oznacza siłę na podstawowych urządzeniach sterowania wymaganą do zapoczątkowania zmiany położenia.
- Testowanie w zamkniętej pętli (*Closed loop testing*) to metoda testowania, w której bodźce wejściowe są generowane przez sterowniki, które sterują FSTD w taki sposób aby urządzenie zareagowało we wcześniej określony sposób.
- Statek powietrzny sterowany komputerowo (*Computer controlled aircraft*) oznacza statek powietrzny, w którym sygnały od sterownic pilota do powierzchni sterujących są przekazywane i wzmacniane przez komputery.
- Pełnie wychylenie sterów (*Control sweep*) oznacza ruch poszczególnych elementów sterownicy pilota od położenia neutralnego do całkowitego wychylenia w dowolnym kierunku (do przodu, do tyłu, w prawo lub w lewo), ciągły ruch z powrotem poprzez położenie neutralne do przeciwległego skrajnego położenia, a następnie powrót do położenia neutralnego.
- Rekonfigurowalne FSTD (*Convertible FSTD*) oznacza FSTD, w którym materialne części mogą być zmieniane w taki sposób, że FSTD staje się repliką różnych modeli lub wariantów, tego samego typu statku powietrznego. Ta sama platforma FSTD, kabina pilotów, systemy ruchu i wizualizacji, komputery oraz konieczne wyposażenie peryferyjne mogą być użyte w więcej niż jednej symulacji.
- Krytyczny parametr silnika (*Critical engine parameter*) oznacza Parametr silnika, który jest najlepszą miarą jego siły napędowej.

- Tłumienie krytyczne (*Damping (critical)*) oznacza takie tłumienie systemu drugiego rzędu, przy którym nie występują przerzuty przy osiągnięciu stanu ustalonego po wyprowadzeniu z położenia równowagi i uwolnieniu. Odpowiada ono względnemu stosunkowi tłumienia 1:0.
- Przetłumienie (*Damping (over-damped)*) tłumienie systemu drugiego rzędu większe dla tłumienia krytycznego opisanego powyżej. Odpowiada ono względnemu stosunkowi tłumienia większemu niż 1: 0.
- Niedotłumienie (*Damping (under-damped)*) takie tłumienie systemu drugiego rzędu, przy którym w wyniku wyprowadzenia z położenia równowagi i uwolnienia przed osiągnięciem stanu ustalonego występują przerzuty – jeden lub więcej - lub oscylacje. Odpowiada ono względnemu stosunkowi tłumienia mniejszemu niż 1: 0.
- System wizualizacji w świetle dziennym (*Daylight visual*) oznacza system wizualizacji zdolny spełnić, jako minimum, wymagania w zakresie jaskrawości i kontrastu systemu oraz kryteria jakości odpowiednie dla poziomu kwalifikacji, który ma otrzymać. Podczas wykorzystywania do szkolenia system ten powinien zapewnić wizualizacje w pełnych barwach i prezentację powierzchni z właściwymi sygnałami teksturalnymi wystarczających do udanego wykonywania podejścia z widocznością, lądowania i poruszania się po lotnisku (kołowania).
- Zakres martwy (*Deadband*) oznacza Zakres ruchu na wejściu systemu, przy którym nie obserwuje się reakcji na wyjściu lub w stanie systemu.
- Sterowany (*Driven*) oznacza Stan, kiedy bodziec wejściowy lub zmienna wejściowa jest „sterowana” lub wprowadzana w sposób automatyczny, na ogół poprzez sygnał z komputera. Bodziec wejściowy lub zmienna wejściowa nie muszą koniecznie pokrywać się z danymi porównawczymi z testów w locie, lecz po prostu mają osiągnąć pewne, z góry określone, wartości.
- Symulacja konstrukcyjna (*Engineering simulation*) oznacza Zintegrowany zestaw modeli matematycznych odwzorowujący określoną konfigurację statku powietrznego, typowo stosowany przez producenta statku powietrznego do szerokiego zakresu analiz technicznych obejmujących projekt konstrukcyjny, prace rozwojowe i proces certyfikacji oraz do generowania danych do sprawdzenia, sporządzenia dowodu zgodności lub walidacji i innych dokumentów zawierających dane szkoleniowego FSTD.
- Symulator konstruktorski (*Engineering simulator*) oznacza Termin oznaczający symulator lotu producenta statku powietrznego, który typowo obejmuje rzeczywistej wielkości odwzorowanie kabiny symulowanego statku powietrznego, pracuje w czasie rzeczywistym i może być używany przez pilota w celu dokonania subiektywnej oceny symulacji. Zawiera on konstrukcyjne modele symulacji, które producent statku powietrznego również udostępnia producentom FSTD, i może zawierać – lub nie – rzeczywisty system urządzeń pokładowych zamiast modeli komputerowych.
- Dane z symulatora konstruktorskiego (*Engineering simulator data*) Dane generowane przez symulację konstrukcyjną lub przez symulator konstrukcyjny, w zależności od procesów stosowanych przez producenta statku powietrznego.
- Dane do walidacji z symulatora technicznego (*Engineering simulator validation data*) oznacza do walidacji generowane metodą symulacji konstrukcyjnej lub przez symulator konstrukcyjny.
- Wprowadzenie do użytku (*Entry into service*) Odnosi się do oryginalnego stanu konfiguracji i systemów w momencie wprowadzenia nowego – lub będącego istotną pochodną – st. pow. do lotów handlowych.
- Zasadnicza zgodność (*Essential match*) oznacza Porównanie dwóch zestawów wygenerowanych przez komputer wyników, różnice między którymi powinny być nieistotne, ponieważ użyto zasadniczo tych samych modeli symulacji. Znane również pod nazwą zgodności wirtualnej.

- Dane FSTD (*FSTD data*) oznacza Różne rodzaje danych stosowanych w projektowaniu, wytwarzaniu, sprawdzaniu i bieżącej obsłudze FSTD.
- Ocena FSTD (*FSTD evaluation*) oznacza Szczegółowa ocena FSTD przez Władze w celu upewnienia się, czy jest czy nie jest spełniony standard wymagany dla określonego poziomu kwalifikacji.
- Operator FSTD (*FSTD operator*) oznacza Jest to osoba, organizacja lub instytucja bezpośrednio odpowiedzialna przed Władzą Lotniczą za występowanie o kwalifikację i jej utrzymanie dla konkretnego FSTD.
- Obwiednia szkoleniowa FSTD (*FSTD training envelope*) oznacza regiony walidacji FSTD o wysokim i umiarkowanym stopniu pewności.
- Dane z testów w locie (*Flight test data*) oznacza Aktualne dane statku powietrznego pochodzące od wytwórcy statku powietrznego (lub innego dostawcy możliwych do zaakceptowania danych), uzyskane podczas realizacji programu prób w locie.
- Reakcja swobodna (*Free response*) oznacza Reakcja statku powietrznego na sygnał wprowadzony przez sterownicę lub zakłócenie.
- Zamrożenie/zablokowanie (*Frozen/locked*) Stan, w którym zmienna pozostaje stała w czasie.
- Zużyte paliwo (*Fuel used*) oznacza Masa zużytego paliwa (kilogramy lub funty).
- Pełne przeciągnięcie (*Full stall*) oznacza to samo, co „faza po przeciągnięciu”, o której mowa w rozporządzeniu Komisji, które zostało przygotowane i opublikowane na podstawie opinii EASA nr 06/2017.
- Pełne wychylenie (*Full sweep*) oznacza Ruch sterownika od położenia neutralnego do zatrzymania, zwykle do zatrzymania z tyłu lub po prawej stronie, do punktu zatrzymania po przeciwnej stronie i następnie do położenia neutralnego.
- Sprawność funkcjonalna (*Functional performance*) oznacza Operacja lub sprawność, która może być zweryfikowana w oparciu o dane obiektywne lub inne odpowiednie materiały odniesienia, które nie konieczne będą danymi z testów w locie.
- Test funkcjonalny (*Functions test*) oznacza Ilościowa lub jakościowa ocena działania i właściwości FSTD przez odpowiednio wykwalifikowaną osobę. Test może obejmować weryfikacje prawidłowego działania urządzeń sterowania, przyrządów i systemów symulowanego statku powietrznego w warunkach normalnych i nienormalnych. Właściwości funkcjonalne są to te działania lub właściwości, które mogą być zweryfikowane za pomocą danych obiektywnych lub innego odpowiedniego materiału odniesienia referencyjnego, którym niekoniecznie muszą być dane z testów w locie.
- Zasada dziedziczenia praw nabytych (*Grandfather rights*) oznacza Prawo operatora FSTD do utrzymania poziomu kwalifikacji przyznanego na podstawie obowiązującego przepisu państwa członkowskiego JAA. Również prawo użytkownika FSTD do utrzymania uprawnień do szkolenia i kontroli/sprawdzania, które zostały nabyte na podstawie obowiązującego przepisu państwa członkowskiego JAA.
- Efekt przyziemny (*Ground effect*) oznacza Zmiana własności aerodynamicznych w wyniku zniekształcenia opływu powietrza wokół statku powietrznego, spowodowana bliskością ziemi.
- Manewr bez użycia rąk (*Hands-off manoeuvre*) oznacza Manewr próbny wykonany lub zakończony bez sygnałów sterujących wprowadzonych przez pilota.
- Manewr z użyciem rąk (*Hands-on manoeuvre*) oznacza Manewr próbny wykonany lub zakończony z sygnałami sterującymi wprowadzonymi przez pilota.
- Ciężki (*Heavy*) oznacza Masa operacyjna dla podanych warunków lotu lub bliska maksimum.
- Wysokość (*Height*) oznacza Wysokość nad poziomem morza = AGL (metry lub stopy).

- Duży kąt natarcia (*High angle of attack*) oznacza wykonywanie lotu z kątem natarcia większym niż podczas normalnej eksploatacji, poza pierwsze wskazanie przeciągnięcia lub systemów ochrony przed przeciągnięciem, w zależności od tego, co nastąpi wcześniej.
- Jaskrawość rozjaśnienia (*Highlight brightness*) oznacza Maksymalna wyświetlana jaskrawość, która daje pozytywny wynik odpowiedniego testu jaskrawości.
- Podatność na oblodzenie (*Icing accountability*) oznacza Zademonstrowanie minimalnych osiągnięć wymaganych podczas lotu w warunkach maksymalnego i sporadycznie maksymalnego oblodzenia, zgodnie ze stosowanymi wymaganiami zdadności do lotu. Odnosi się do zmian w stosunku do normy (stosownie do konstrukcji danego statku powietrznego) w procedurach operacyjnych start, wznoszenie (po trasie, podejście, lądowanie) lub lądowania albo zmian osiągnięć, zgodnie z AFM/RFM dla lotu w warunkach oblodzenia lub z akumulacją lodu na nie chronionych powierzchniach.
- Testowanie zintegrowane (*Integrated testing*) oznacza Takie testowanie FSTD, podczas którego wszystkie modele systemów statku powietrznego są aktywne i wnoszą odpowiedni wkład do wyników. Żaden z modeli systemów statku powietrznego nie powinien być zastępowany modelami lub innymi algorytmami przeznaczonymi tylko do testowania. Można to osiągnąć przez zastosowanie zmian położenia sterowników jako sygnałów wejściowych. Sterowniki te powinny odwzorowywać zmianę położenia urządzeń sterujących pilota, a te urządzenia powinny być uprzednio skalibrowane.
- System sterowania bez sprzężenia zwrotnego (*Irreversible control system*) oznacza System sterowania, w którym ruch powierzchni sterowej nie spowoduje zwrotnego oddziaływania na urządzenie sterujące pilota w kabinie.
- Zwłoka (*Latency*) oznacza Dodatkowy czas poza podstawowym czasem odczuwalnej reakcji statku powietrznego wynikający z czasu reakcji FSTD.
- Lekki (*Light*) oznacza Minimalna lub prawie minimalna masa operacyjna dla podanych warunków lotu.
- Szkolenie w lotach liniowych (*Line oriented flight training (LOFT)*) Odnosi się do szkolenia załogi statku powietrznego obejmującego pełną symulację misji lub sytuacje charakterystyczne dla operacji liniowych ze specjalnym naciskiem na sytuacje obejmujące porozumiewanie się, zarządzanie i przywództwo. Oznacza szkolenie „w czasie rzeczywistym”, obejmujące kompletną misję.
- Testowanie ręczne (*Manual testing*) oznacza Testowanie FSTD, w którym pilot przeprowadza test bez sygnałów wejściowych z komputera poza wstępną konfiguracją. Wszystkie moduły symulatora muszą być aktywne.
- Główny przewodnik testów kwalifikacyjnych (MQTG) (*Master qualification test guide (MQTG)*) oznacza Zatwierdzony przez Władzę Lotniczą MQTG, który zawiera wyniki prób wykonanych w obecności tych władz. MQTG służy jako odniesienie dla ocen późniejszych.
- Średni (*Medium*) oznacza Normalna masa operacyjna dla segmentu lotu.
- Stan bliski osiągnięć granicznych (*Near performance limited condition*) (w odniesieniu do podejścia do przeciągnięcia lub przeciągnięcia) oznacza przeciągnięcie mające miejsce w pobliżu najniższej granicy następujących parametrów:
  - o maksymalna certyfikowana wysokość (konstrukcyjna);
  - o wysokość ograniczona ciągiem; oraz
  - o wysokość ograniczona przez drgania lub manewr.

Dane przeciągnięcia powyżej poziomu lotu (FL) 250 powinny być ogólnie akceptowalne.

- System wizualizacji nocnej (*Night visual*) oznacza System wizualizacji zdolny do spełnienia, jako minimum, wymagań w zakresie jaskrawości i kontrastu systemu oraz kryteriów jakości odpowiednich dla poziomu kwalifikacji, który ma otrzymać. Podczas wykorzystywania do szkolenia system powinien zapewnić, jako minimum, wszystkie zdefiniowane poniżej właściwości wymagane dla sceny w półmroku z wyjątkiem wymagania odwzorowania

zmniejszonego oświetlenia otoczenia powodującego eliminację sygnałów z powierzchni ziemi, która sama nie świeci lub nie jest oświetlana przez własne światła śmigłowca (np. światła lądowania).

- Nominalny (*Nominal*) oznacza Normalna masa operacyjna, konfiguracja, prędkość itp. dla podanego segmentu lotu.
- Sterowanie nienormalne (*Non-normal control*) to Termin używany w odniesieniu do statków powietrznych sterowanych komputerowo. Sterowanie nienormalne to taki stan, w którym zaprojektowane funkcje sterowania, zwiększania lub ochrony nie są w pełni dostępne.
- Sterowanie normalne (*Normal control*) to Termin używany w odniesieniu statków powietrznych sterowanych komputerowo. Sterowanie normalne to taki stan, w którym zaprojektowane funkcje sterowania, zwiększania lub ochrony są w pełni dostępne.
- Test obiektywny (*Objective test (objective testing)*) oznacza Ocena ilościowa oparta na porównaniu z danymi.
- Jeden stopień (*One step*) Odnosi się do wielkości zmian w statku powietrznym, dopuszczalnej jako możliwa do zaakceptowania zmiana wiążąca się z tego rodzaju symulacją, której prawidłowość została w pełni potwierdzona testami w locie. Intencją podejścia alternatywnego jest, aby zmiany ograniczały się do jednego stopnia oddalającego od podstawowej konfiguracji, a nie do kilku. Rozumie się jednak, że te zmiany, które mają charakter pomocniczy w stosunku do zmiany zasadniczej (np. zmiany masy, siły ciągu i wzmocnienia systemu sterowania towarzyszące zmianie długości korpusu), są uważane za należące do „jednego stopnia”.
- Kąt dźwigni mocy (*Power lever angle*) oznacza Kąt podstawowej dźwigni (lub podstawowych dźwigni) sterowania silnikiem przez pilota w kabinie. Może być także używane określenie PLA, PRZEPUSTNICA lub DŹWIGNIA MOCY.
- Dane prognozowane (*Predicted data*) oznacza Dane z innych źródeł niż z testów w locie konkretnego typu statku powietrznego.
- Pierwotny dokument odniesienia (*Primary reference document*) oznacza Każdy dokument regulacyjny, który został użyty przez Władze jako pomoc przy początkowym badaniu FSTD.
- Dowód zgodności (*Proof-of-match (POM)*) oznacza Dokument wykazujący zgodność – w określonych granicach tolerancji - pomiędzy reakcjami modelu i reakcjami z testów w locie w identycznych warunkach testu i warunkach atmosferycznych.
- Funkcje zabezpieczające (*Protection functions*) oznacza Funkcje systemów zaprojektowane w celu zabezpieczenia statku powietrznego przed przekroczeniem jego ograniczeń lotu i manewrowania.
- Impulsowy sygnał sterujący (*Pulse input*) oznacza Gwałtowny sygnał przekazany do urządzenia sterującego, po którym następuje natychmiastowy powrót do położenia początkowego.
- System sterowania ze sprzężeniem zwrotnym (*Reversible control system*) oznacza system sterowania ze wspomaganie lub bez, w którym ruch płaszczyzny sterującej spowoduje zwrotne oddziaływanie na urządzenie sterowania pilota w kabinie lub wpłynie na sposób jego odczuwania.
- Test robotyczny (*Robotic test*) oznacza podstawowe sprawdzenie komponentów sprzętu i oprogramowania systemu. Dokładne warunki testowania są określone w taki sposób, aby umożliwić powtarzalność. Komponenty są testowane w ich normalnej konfiguracji operacyjnej i mogą być testowane niezależnie od innych komponentów systemu.
- Migawka (*Snapshot*) oznacza przedstawienie jednej lub więcej zmiennych w danym momencie czasowym.
- Oświadczenie o zgodności (*Statement of compliance (SOC)*) oznacza oświadczenie, że spełnione zostały określone wymagania.

- Sygnał skokowy (*Step input*) oznacza skokowy sygnał wejściowy o utrzymywanej stałej wartości.
- Test subiektywny (testowanie subiektywne) (*Subjective test (subjective testing)*) oznacza ocenę jakościową opartą na ustanowionych standardach według interpretacji odpowiednio wykwalifikowanej osoby.
- Kąt dźwigni przepustnicy (*Throttle lever angle (TLA)*) oznacza kąt dźwigni podstawowej (dźwigni podstawowych) sterowania silnikiem przez pilota w kabinie.
- Przebieg czasowy (*Time history*) oznacza przedstawienie zmian zmiennej w zależności od czasu.
- Opóźnienie czasowe (*Transport delay*) oznacza łączny wymagany przez system FSTD czas przetwarzania sygnału wejściowego od podstawowego urządzenia sterowania lotem przez pilota do reakcji układu ruchu, systemu wizualizacji lub przyrządu. Jest to całkowite opóźnienie czasowe pomiędzy sygnałem wejściowym a reakcją na wyjściu. Nie obejmuje ono charakterystycznego opóźnienia symulowanego statku powietrznego.
- System wizualizacji w półmroku (zmerch lub świt) (*Twilight (dusk/dawn) visual*) oznacza system wizualizacji zdolny do spełnienia, jako minimum, wymagań w zakresie jaskrawości i kontrastu systemu oraz kryteriów jakości odpowiednich dla poziomu kwalifikacji, który ma otrzymać. Podczas wykorzystywania do szkolenia system ten powinien zapewnić, jako minimum, wizualizacje w pełnych barwach o zmniejszonej (w porównaniu z systemem wizualizacji dziennej) intensywności oświetlenia otoczenia wystarczające do wykonywania podejścia z widocznością, lądowania i poruszania się po lotnisku (kołowania).
- Aktualizacja (*Update*) oznacza poprawę lub ulepszenie FSTD.
- Podwyższenie poziomu kwalifikacji (*Upgrade*) oznacza poprawę lub ulepszenie FSTD w celu uzyskania wyższego poziomu kwalifikacji.
- Dane walidacyjne (*Validation data*) oznacza dane wykorzystywane do wykazania, że charakterystyki FSTD są równoważne osiągom statku powietrznego, klasie samolotu lub typowi śmigłowca.
- Dane walidacyjne z prób w locie (*Validation flight test data*) oznacza osiągi, stateczność i sterowość oraz inne potrzebne parametry testów zarejestrowane elektrycznie lub elektronicznie w statku powietrznym przy użyciu skalibrowanego systemu akwizycji danych o wystarczającej rozdzielczości i zweryfikowane jako dokładne przez organizację wykonującą test w celu utworzenia zestawu odniesienia stosownych parametrów, z którymi mogą być porównane parametry FSTD.
- Test walidacyjny (*Validation test*) oznacza test, za pomocą którego parametry FSTD mogą być porównane z odpowiednimi danymi walidacyjnymi.
- Test widzialnego segmentu ziemi (*Visual ground segment test*) oznacza test opracowany w celu oceny elementów wpływających na dokładność wizualizowanej sceny pokazywanej pilotowi na wysokości (względnej) decyzji (DH) na podejściu z systemem ILS.
- Czas reakcji systemu wizualizacji (*Visual system response time*) oznacza czas od skokowego sygnału wejściowego do zakończenia skanowania przez wyświetlacz systemu wizualizacji pierwszego pola wizyjnego zawierającego inną informację wynikającą z tego sygnału.
- Oddziaływanie dobrze rozumiane (*Well-understood effect*) oznacza ilościową zmianę w konfiguracji lub systemie, która może być dokładnie modelowana przy użyciu metod predykcyjnych opartych na znanych cechach charakterystycznych zmiany.

## (b) Skróty

A	aeroplane	samolot
AC	Advisory Circular	okólnik doradczy
ACJ	Advisory Circular Joint	wspólny okólnik doradczy
A/C	aircraft	statek powietrzny
Ad	total initial displacement of pilot controller (initial displacement to final resting amplitude)	całkowite początkowe przemieszczenie sterownika pilota (wstępne przesunięcie do końcowej amplitudy spoczynkowej)
ADF	automatic direction finder	radionamiernik automatyczny
AFM	aircraft flight manual	instrukcja użytkowania statku powietrznego w locie
AFCS	automatic flight control system	układ automatycznego sterowania lotem
AGL	above ground level (m or ft)	nad poziomem terenu (w metrach lub w stopach)
A <sub>n</sub>	sequential amplitude of overshoot after initial X axis crossing, e.g. A1 = 1st overshoot	kolejna amplituda przerzutu po pierwszym przekroczeniu osi X, np. A1 = pierwszy przerzut
AEO	all engines operating	wszystkie silniki pracują
AOA	angle of attack (degrees)	kąt natarcia (w stopniach)
ATO	approved training organisation	zatwierdzona organizacja szkolenia
BC	ILS localizer back course	kurs powrotny według nadajnika kierunku podejścia
CAT I/II/III	landing category operations	kategoria operacji lądowania
CCA	computer controlled aeroplane	samolot sterowany komputerowo
cd/m <sup>2</sup>	candela/metre <sup>2</sup> , 3.4263 candela/m <sup>2</sup> = 1 ft-Lambert	kandela/metr <sup>2</sup> , 3,4263 cd/m <sup>2</sup> = 1 stopo-lambert
CG	centre of gravity	środek ciężkości
cm(s)	centimetre, centimetres	centymetr, centymetry
CS	certification specifications	specyfikacje certyfikacyjne
CT&M	correct trend and magnitude	prawidłowa tendencja i amplituda
daN	decaNewtons	dekaniuton
dB	decibel	decybel
deg(s)	degree, degrees	stopień, stopnie
DGPS	differential global positioning system	różnicowy globalny system pozycyjny
DH	decision height	wysokość względna decyzji
DME	distance measuring equipment	radioodległościomierz
DPATO	defined point after take-off	zdefiniowany punkt po starcie
DPBL	defined point before landing	zdefiniowany punkt przed lądowaniem
EGPWS	enhanced ground proximity warning system	rozszerzony system ostrzegania przed bliskością powierzchni ziemi
EPR	engine pressure ratio	stopień sprężania silnika
EVS	enhanced vision system	zaawansowany system wizyjny
EW	empty weight	masa własna
FAA	United States Federal Aviation Administration	Amerykańska Władza Lotnicza
FD	flight director	dyrektywny wskaźnik lotu
FMS	flight management system	System zarządzania lotem
FOV	field of view	pole widzenia
FPM	feet per minute	stopy na minutę
ft	feet, 1 foot = 0.304801 metres	stopy, 1 stopa = 0,304801 m
ft-Lambert	foot-Lambert, 1 ft-Lambert = 3.4263 candela/m <sup>2</sup>	stopo-lambert, 1 stopo-lambert = 3,4263 cd/m <sup>2</sup>
g	acceleration due to gravity (m or ft/s <sup>2</sup> ), 1g = 9.81 m/s <sup>2</sup> or 32.2 ft/s <sup>2</sup>	przyśpieszenie ziemskie (w metrach lub stopach/s <sup>2</sup> ), 1 g = 9,81 m/s <sup>2</sup> lub 32,2 stóp/s <sup>2</sup>

G/S	glideslope	ścieżka schodzenia
GNSS	global navigation satellite system	Globalny system nawigacji satelitarnej
GPS	global positioning system	globalny system pozycyjny
GPWS	ground proximity warning system	system ostrzegania przed bliskością powierzchni ziemi
H	helicopter	śmigłowiec
HGS	head-up guidance system	system naprowadzania na wysokości głowy
HSI	horizontal situation indicator	sztuczny horyzont
HUGS	head-up guidance system	system kierowania wyświetlany powyżej linii głowy pilota
IATA	International Air Transport Association	Międzynarodowe Stowarzyszenie Transportu Lotniczego
ICAO	International Civil Aviation Organisation	Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego
IGE	in ground effect	w zasięgu wpływu ziemi
ILS	instrument landing system	system lądowania według wskazań przyrządów
IMC	instrument meteorological conditions	warunki meteorologiczne dla lotów według wskazań przyrządów
in	inches 1 in = 2.54 cm	cale, 1 cal = 2,54 cm
IOS	instructor operating station	stanowisko instruktora
IPOM	integrated proof of match	zintegrowany dowód zgodności
IQTG	International Qualification Test Guide (RAeS Document)	międzynarodowy przewodnik do testów kwalifikacyjnych (dokument RAeS)
JAA	Joint Aviation Authorities	Zrzeszenie władz lotniczych
JAWS	Joint Airport Weather Studies	wspólne analizy pogodowe lotnisk
JOEB	Joint Operations Evaluation Board (JAA)	wspólny zarząd operacyjnej oceny
km	kilometres 1 km = 0.62137 Statute Miles	kilometry, 1 km = 0,62137 mil statutowych
kPa	kiloPascal (kilo Newton/metres <sup>2</sup> ). 1 psi = 6.89476 kPa	kilopaskal (kiloniuton/met <sup>2</sup> ); 1 psi (funt na cal kwadratowy) = 6,89476 kPa
kts	knots calibrated airspeed unless otherwise specified, 1 knot = 0.5148 m/s or 1.689 ft/s	prędkość wyrażona w węzłach, jeśli nie określono inaczej; 1 węzeł = 0,5148 m/s lub 1,689 stóp/s
lb	pounds	fundy
LOC	localiser	radiolatarnia kierunkowa
LOFT	line oriented flight training	szkolenie w lotach liniowych
LOS	line oriented simulation	symulacja lotu liniowego
LDP	landing decision point	punkt decyzji o lądowaniu
m	metres, 1 metre = 3.28083 ft	metry, 1 metr = 3,28083 stopy
MCC	multi-crew cooperation	współpraca w załodze wieloosobowej
MCTM	maximum certificated take-off mass (kilos/pounds)	maksymalna certyfikowana masa startowa (w kilogramach lub funtach)
MEH	multi-engine helicopter	śmigłowiec wielosilnikowy
min	minutes	minuty
MLG	main landing gear	podwozie główne
mm	millimetres	milimetry
MMO	maximum operating limit speed (Mach)	maksymalna prędkość dla normalnego lotu wyrażona liczbą Macha
MPa	megaPascals [1 psi = 6894.76 pascals]	megapaskale [1 psi (funt na cal kwadratowy) = 6894,76 paskali]
MQTG	master qualification test guide	główny przewodnik do testów kwalifikacyjnych
ms	millisecond(s)	milisekunda(y)



MTOW	maximum take-off weight	maksymalna masa startowa
n	sequential period of a full cycle of oscillation	kolejny okres pełnego cyklu oscylacji
N	normal control, used in reference to computer controlled aircraft	sterowanie normalne, stosowane w odniesieniu do statku powietrznego sterowanego komputerowo
N/A	not applicable	nie dotyczy
N1	engine low pressure rotor revolutions per minute expressed in per cent of maximum	obroty wirnika turbiny niskiego ciśnienia na minutę wyrażone w procentach wielkości maksymalnej
N1/Ng	gas generator speed	prędkość wytwornicy spalin
N2	engine high pressure rotor revolutions per minute expressed in per cent of maximum	obroty wirnika turbiny wysokiego ciśnienia na minutę wyrażone w procentach wielkości maksymalnej
N2/Nf	free turbine speed	swobodna prędkość turbiny
NDB	non-directional beacon	latarnia bezkierunkowa
NM	nautical mile, 1 nautical mile = 6 080 ft = 1 852 m	mila morska, 1 mila morska = 6 080 stóp = 1 852 m
NM	non-normal control a state referring to computer-controlled aircraft	sterowanie nienormalne, stan odnoszący się do statku powietrznego sterowanego komputerowo
NR	main rotor speed	prędkość wirnika głównego
NWA	nosewheel angle (degrees)	kąt koła dziobowego (w stopniach)
OEB	Operations Evaluation Board	zarząd operacyjnej oceny
OEI	one engine inoperative	jeden silnik nie pracuje
OGE	out of ground effect	bez wpływu ziemi
OM-B	operations manual – part B (AFM)	instrukcja operacyjna - część B (AFM)
OTD	other training device	inne urządzenie szkoleniowe
P0	time from pilot controller release until initial X axis crossing (X axis defined by the resting amplitude)	czas od zwolnienia sterownika pilota do początkowego przekroczenia osi X (oś X zdefiniowana przez amplitudę spoczynkową)
P1	first full cycle of oscillation after the initial X axis crossing	pierwszy pełny cykl oscylacji po pierwszym przekroczeniu osi X
P2	second full cycle of oscillation after the initial X axis crossing	drugi pełny cykl oscylacji po pierwszym przekroczeniu osi X
PANS	procedure for air navigation services	procedury służb żeglugi powietrznej
PAPI	precision approach path indicator system	wskaźnik ścieżki precyzyjnego podejścia
PAR	precision approach radar	radar precyzyjnego podejścia
PBN	performance-based navigation	Nawigacja w oparciu o charakterystyki systemów
Pf	impact or feel pressure	ciśnienie dynamiczne lub ciśnienie odczuwane
PLA	power lever angle	kąt dźwigni mocy
PLF	power for level flight	moc dla lotu poziomego
Pn	sequential period of oscillation	kolejny okres oscylacji
POM	proof-of-match	dowód zgodności
PSD	power spectral density	gęstość widmowa mocy
psi	pounds per square inch. (1 psi = 6.89476 kPa)	fundy na cal kwadratowy (1 psi = 6,89476 kPa)
PTT	part-task trainer	modułowe urządzenie treningowe
QTG	qualification test guide	przewodnik do testów kwalifikacyjnych
R/C	rate of climb (m/s or ft/min)	prędkość wznoszenia (w m/s lub stopach/min)
R/D	rate of descent (m/s or ft/min)	prędkość zniżania (w m/s lub stopach/min)

RAE	Royal Aerospace Establishment	Królewski Instytut Lotnictwa
RAeS	Royal Aeronautical Society	Królewskie Towarzystwo Lotnicze
REIL	runway end identifier lights	światła progowe drogi startowej
RNAV	radio navigation	radionawigacja
RVR	runway visual range (m or ft)	zasięg widzialności wzdłuż drogi startowej (w metrach lub stopach)
s	second(s)	sekunda(y)
sec(s)	second, seconds	sekunda, sekundy
sm	statute mile 1 statute mile = 5280 ft = 1609 m	mila statutowa, 1 mila statutowa = 5280 stóp = 1609 m
SOC	statement of compliance	oświadczenie o zgodności
SUPPS	supplementary procedures referring to regional supplementary procedures	procedury uzupełniające odnoszące się do regionalnych procedur uzupełniających
TCAS	traffic alert and collision avoidance system	system zapobiegania kolizjom w powietrzu
T(A)	tolerance applied to amplitude	tolerancja zastosowana do amplitudy
T(p)	tolerance applied to period	tolerancja zastosowana do okresu
T/O	take-off	start
Tf	total time of the flare manoeuvre duration	całkowity czas trwania manewru wyhamowania przed lądowaniem
Ti	total time from initial throttle movement until a 10% response of a critical engine parameter	całkowity czas od początkowego ruchu przepustnicy do 10% reakcji krytycznego parametru silnika
TLA	throttle lever angle	kąt dźwigni przepustnicy
TLOF	touchdown and lift off	przyziemienie i oderwanie
TDP	take-off decision point	punkt decyzji o starcie
Tt	total time from Ti to a 90% increase or decrease in the power level specified	całkowity czas od Ti do wzrostu lub spadku wyspecyfikowanego poziomu mocy o 90 %
VASI	visual approach slope indicator system	wizualny system wskazujący ścieżkę schodzenia
VDR	validation data roadmap	plan danych walidacyjnych
VFR	visual flight rules	zasady lotu z widzialnością
VGS	visual ground segment	widzialny segment ziemi
Vmca	minimum control speed (air)	minimalna prędkość lotu sterowalnego (w powietrzu)
Vmcl	minimum control speed (ground)	minimalna prędkość ruchu sterowalnego (na ziemi)
Vmo	maximum operating limit speed (airspeed)	minimalna prędkość lotu sterowanego (przy lądowaniu)
VOR	VHF omni-directional range	maksymalna prędkość dla normalnego lotu
Vr	rotate speed	radiolatarnia ogólnokierunkowa bardzo wysokiej częstotliwości
Vs	stall speed or minimum speed in the stall	prędkość rotacji
V1	critical decision speed	prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość w stanie przeciągnięcia
V <sub>Toss</sub>	take-off safety speed	krytyczna prędkość decyzji
V <sub>y</sub>	optimum climbing speed	bezpieczna prędkość startu
V <sub>w</sub>	wind velocity	optymalna prędkość wznoszenia
WAT	weight, altitude, temperature	prędkość wiatru
1st Segment	That portion of the take-off profile from lift-off to completion of gear retraction (CS-25)	masa, wysokość, temperatura
		Ta część profilu startu od oderwania się od ziemi do schowania podwozia (CS - 25)

---

2nd Segment	That portion of the take-off profile from after gear retraction to end of climb at $V_2$ and initial flap/slat retraction (CS-25)	Ta część profilu startu od schowania podwozia do zakończenia wznoszenia przy $V_2$ i rozpoczęcia chowania klap/slotów (CS -25)
3rd Segment	That portion of the take-off profile after flap/slat retraction is complete (CS-25)	Ta część profilu startu liczona po zakończeniu chowania klap/slotów (CS -25)

**PODCZĘŚĆ C – SAMOLOTOWE SZKOLENIOWE URZĄDZENIA SYMULACJI LOTU****AMC1 FSTD(A).300 Podstawa kwalifikacji**

## (a) Wstęp

## (1) Cel

Niniejsze AMC ustanawia kryteria definiujące wymagania w zakresie osiągnięć i dokumentacji do oceny urządzeń FSTD używanych do szkolenia, testowania i sprawdzania członków załóg lotniczych. Niniejsze kryteria testowania i metody zapewniania zgodności wywodzą się z rozległego doświadczenia posiadanego przez przedstawicieli właściwego organu oraz przemysłu.

## (2) Historia

(i) Dostępność zaawansowanych technologii umożliwiła szersze zastosowanie FSTD w szkoleniu, testowaniu i sprawdzaniu członków załóg lotniczych. Złożoność, koszty oraz środowisko operacyjne współczesnych samolotów również stwarza zachętę do szerszego korzystania z zaawansowanej symulacji. FSTD mogą zapewnić bardziej pogłębione szkolenie niż to, jakie można ukończyć na statku powietrznym oraz gwarantują bezpieczne i odpowiednie środowisko nauki. Wierność współczesnych FSTD jest dostatecznie duża, aby umożliwić ocenę pilota z gwarancją, że obserwowane zachowanie zostanie przeniesione na statek powietrzny. Oszczędność paliwa i zmniejszenie niekorzystnego oddziaływania na środowisko są ważnymi 'ubocznymi efektami' stosowania FSTD.

(ii) Metody, procedury i kryteria testowania zawarte w niniejszym AMC są wynikiem doświadczenia i fachowej wiedzy właściwego organu, operatorów oraz producentów samolotów i FSTD. W latach 1989-1992, specjalnie powołana międzynarodowa grupa robocza, sponsorowana przez Królewskie Towarzystwo Lotnicze (RAeS) zorganizowała kilka spotkań z jasno określonym celem ustanowienia wspólnych kryteriów testowania, które byłyby uznawane na arenie międzynarodowej. Końcowy dokument opracowany przez RAeS zatytułowany „Międzynarodowe standardy w zakresie kwalifikacji samolotowych symulatorów lotu”, ze stycznia 1992 r. (ISBN 0-903409-98-4) stał się wyjściowym dokumentem dla ustanowienia takich kryteriów na równi z „Podręcznikiem ICAO dotyczącym kryteriów w zakresie kwalifikacji symulatorów lotu” (1995 r. lub z późniejszymi zmianami). Międzynarodowa analiza, jaka miała miejsce w 2001 r. pod przewodnictwem FAA i JAA, stanowi podstawę znaczącej modyfikacji podręcznika ICAO oraz niniejszej specyfikacji certyfikacyjnej.

(iii) Wykazując zgodność z CS-FSTD(A).300 właściwy organ oczekuje również uwzględnienia dokumentu IATA zatytułowanego *'Projektowanie samolotowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu oraz wymagania w zakresie danych na temat osiągnięć'* 7 wydanie, odpowiednio do wnioskowanego poziomu kwalifikacji. W każdym przypadku, zaleca się wczesne skontaktowanie z właściwym organem na wstępnym etapie budowy FSTD w celu weryfikacji akceptowalności danych.

## (3) Poziomy kwalifikacji FSTD

Podpunkt (b) i (c) niniejszego AMC przedstawiają minimalne wymagania dla kwalifikacji samolotowego FFS poziom A, B, C i D, samolotowego FTD poziom 1 i 2, FNPT poziom I, II oraz MCC II i BITD.

Patrz również Załącznik 1 do CS FSTD(A).300.

## (4) Terminologia

Terminologia oraz skróty terminów stosowanych w niniejszym AMC zamieszczone są w AMC1 FSTD(A).200.

## (5) Testowanie dla uzyskania kwalifikacji FSTD

(i) FSTD powinno zostać ocenione w tych obszarach, które są istotne dla prowadzenia procesu szkolenia, testowania i sprawdzania członków załóg lotniczych. Należą do nich: wzdłużne i poprzeczne reakcje kierunkowe FSTD; osiągi podczas startu, wznoszenia, przelotu, zniżania, zbliżania, lądowania, określone operacje, kontrola urządzeń sterowania; kontrola funkcji kabiny i stanowiska instruktora oraz określone dodatkowe wymagania w zależności od złożoności lub poziomu kwalifikacji FSTD. System wizualizacji i układ ruchu (gdzie jest to wymagane) powinny zostać ocenione w celu zapewnienia ich prawidłowego działania. Wymienione tolerancje dla parametrów podlegających testom walidacyjnym (podpunkt (b)) niniejszego AMC są maksymalnymi przyjętymi przy kwalifikacji FSTD i nie powinny mylone z tolerancjami projektowymi FSTD.

(ii) W przypadku FFS i FTD testy wykonuje się z zamiarem dokonania jak najbardziej obiektywnej oceny FSTD. Duże znaczenie ma również akceptacja przez pilota. Dlatego też FSTD powinny zostać poddane testom walidacyjnym, funkcjonalnym oraz subiektywnym, których wykaz podano w podpunktach (b) i (c) niniejszego AMC.

Testy walidacyjne stosuje się w celu obiektywnego porównania parametrów FFS i FTD z parametrami statku powietrznego, aby upewnić się, że są one zgodne w określonych granicach tolerancji. Testy funkcjonalne i testy subiektywne stanowią podstawę do oceny zdolności FSTD do pracy przez typowy okres szkolenia oraz do weryfikacji prawidłowego działania FSTD.

(iii) W przypadku pierwszej kwalifikacji FFS i FTD, zaleca się stosowanie danych do walidacji od producenta samolotu z prób w locie. Można stosować dane pochodzące z innych źródeł, jednak podlegają one ocenie i akceptacji właściwego organu.

(iv) W przypadku FNPT i BITD można wykorzystywać pakiety danych rodzajowych; w przypadku pierwszej kwalifikacji należy używać tylko prawidłowej tendencji i amplitudy (CT&M). Tolerancje podane w niniejszym AMC mają zastosowanie do ocen okresowych i należy je stosować, aby zapewnić utrzymanie urządzenia zgodnie ze standardem dla pierwszej kwalifikacji.

W przypadku testów wykonywanych podczas pierwszej kwalifikacji FNPT i BITD, należy stosować dane walidacyjne. Mogą one pochodzić z określonego samolotu w ramach klasy samolotu, którą reprezentuje FNPT lub BITD, lub mogą one być oparte na informacjach z kilku samolotów w ramach danej klasy. Za zgodą właściwego organu mogą one mieć formę wcześniej zatwierdzonego pakietu danych walidacyjnych producenta FNPT lub BITD. Od chwili gdy zestaw danych dla określonego FNPT lub BITD zostanie zaakceptowany i zatwierdzony przez właściwy organ, stają się one danymi walidacyjnymi, które powinny być wykorzystane jako odniesienie podczas ocen okresowych z zastosowaniem podanych tolerancji.

Potwierdzenie prawdziwości danych wykorzystanych do opracowania danych walidacyjnych powinno mieć formę sprawozdania z obliczeń i powinno wykazywać, że proponowane dane walidacyjne są reprezentatywne dla odwzorowywanego samolotu lub klasy samolotu. Raport może zawierać dane z prób w locie, dane projektowe producenta, informacje z instrukcji użytkownika statku powietrznego w locie i z podręczników obsługi, wyniki zatwierdzonych lub powszechnie uznanych symulacji lub znanych modeli, uznane wyniki teoretyczne, informacje od środowiska, subiektywne oceny wykwalifikowanego pilota lub inne źródła uznane przez producenta FSTD za niezbędne do udokumentowania poprawności proponowanego modelu.

- (v) W przypadku programów nowych statków powietrznych, dane producenta statku powietrznego częściowo potwierdzone przez dane z prób w locie mogą zostać wykorzystane do tymczasowej kwalifikacji FSTD. Jest to zgodne z możliwym tymczasowym zatwierdzeniem danych zgodności operacyjnej (OSD) w odniesieniu do FFS w procesie certyfikacji typu, o którym mowa w Part-21. Jednak po podaniu do wiadomości danych zatwierdzonych przez producenta należy FSTD ocenić ponownie zgodnie z ostatecznym zdefiniowaniem zakresu danych walidacyjnych statku powietrznego w celu wsparcia obiektywnej kwalifikacji OSD zgodnie z zatwierdzeniem w ramach Part-21. Harmonogram powinien zostać uzgodniony przez właściwy organ, operatora FSTD, producenta FSTD oraz producenta statku powietrznego.
  - (vi) Operatorzy FSTD ubiegający się pierwszą kwalifikację lub podwyższenie poziomu kwalifikacji FSTD powinni zdawać sobie sprawę, że jakość danych z zakresu osiągów i pilotażu starszych statków powietrznych może nie być wystarczająca do spełnienia niektórych standardów testu zawartych w niniejszym AMC. W takim przypadku może być potrzebne zdobycie przez operatora dodatkowych danych z prób w locie.
  - (vii) Jeżeli podczas oceny FSTD napotyka się problem związany z konkretnym testem walidacyjnym, test ten może zostać powtórzony w celu upewnienia się, czy problem jest spowodowany przez urządzenia pomiarowe lub błąd operatora. Jeżeli problem z testem występuje nadal, operator FSTD powinien być przygotowany do zaproponowania testu alternatywnego.
  - (viii) Testami walidacyjnymi, które nie spełniają kryteriów testowych, należy zająć się zgodnie z wymaganiami określonymi przez właściwy organ.
- (6) Przewodnik do testów kwalifikacyjnych (QTG)
- (i) QTG jest podstawowym dokumentem odniesienia stosowanym przy ocenie FSTD. Zawiera on wyniki testów, oświadczenia zgodności i inne informacje dla osoby oceniającej pozwalające ocenić, czy FSTD spełnia kryteria testów opisane w niniejszym AMC.
  - (ii) Operator FSTD (w przypadku BITD producent) powinien przedstawić QTG, zawierający:
    - (A) Stronę tytułową z nazwą operatora FSTD (w przypadku BITD nazwą producenta) i zatwierdzającą sygnaturą właściwego organu,
    - (B) Stronę informacyjną o FSTD (w przypadku rekonfigurowalnych FSTD dla każdej konfiguracji) zawierającą:
      - (a) numer identyfikacyjny operatora FSTD, dla BITD model i numer seryjny,
      - (b) model i serię samolotu, który jest symulowany – w przypadku FNPT i BITD model lub klasę symulowanego samolotu,
      - (c) odniesienie do danych aerodynamicznych lub źródeł wykorzystanych do modelu aerodynamicznego,
      - (d) odniesienie do danych silnika lub źródeł wykorzystanych do modelu silnika,
      - (e) odniesienie dla danych urządzeń sterowania lotem lub źródeł wykorzystanych do modelu urządzeń sterowania lotem,
      - (f) dane identyfikacyjne systemu awioniki, jeśli numer edycji ma wpływ na możliwości FSTD w zakresie szkolenia i sprawdzania,

- (g) model FSTD i jego producenta,
  - (h) datę produkcji FSTD,
  - (i) dane identyfikacyjne komputera FSTD,
  - (j) typ systemu wizualizacji i nazwę jego producenta (jeżeli zabudowany), oraz
  - (k) typ układu ruchu i nazwę jego producenta (jeżeli zabudowany).
- (C) Spis treści,
  - (D) Wykaz efektywnych stron i rejestr zmian dotyczących testów,
  - (E) Listę wszystkich danych odniesienia i danych źródłowych,
  - (F) Słownik terminów i stosowanych symboli,
  - (G) Oświadczenia o zgodności (SOC) z niektórymi wymaganiami. SOC powinny odwoływać się do źródeł informacji i zawierać uzasadnienie zgodności wyjaśniające sposób wykorzystania przywołanych materiałów, zastosowane wzory matematyczne i wartości parametrów oraz wyciągnięte wnioski.
  - (H) Procedury rejestracji i urządzenia wymagane do testów walidacyjnych,
  - (I) Dla każdego testu walidacyjnego wymagane są następujące pozycje:
    - (a) Nazwa testu: krótka i jasno sformułowana, oparta na nazwie testu, o którym mowa a punkcie (b)(3) niniejszego AMC;
    - (b) Cel testu: krótkie streszczenie, co dany test ma wykazać;
    - (c) Procedura dowodowa: krótki opis sposobu, w jaki cel ma być spełniony;
    - (d) Odniesienia: dokumenty źródłowe dla danych samolotu, wraz z numerem dokumentu i numerem warunku;
    - (e) Warunki początkowe: wymagana jest pełna i wyczerpująca lista początkowych warunków testu;
    - (f) Procedury testów manualnych: procedury powinny w dostatecznym stopniu umożliwić wykonanie testu przez wykwalifikowanego pilota korzystającego z przyrządów pokładowych, bez odwoływania się do innych części QTG lub danych z prób w locie lub innych dokumentów;
    - (g) Procedury testów automatycznych (jeżeli mają zastosowanie);
    - (h) Kryteria oceny: wymienić główne parametry będące przedmiotem dokładnego sprawdzenia podczas testu;
    - (i) Wyniki spodziewane: wyniki samolotu obejmujące tolerancje oraz, w razie potrzeby, dodatkowe określenie miejsca, z którego pochodzi informacja pobrana z danych źródłowych. W przypadku FNPT i BIDT, wystarczający jest wynik wstępnego testu walidacyjnego zawierający tolerancje;
    - (j) Wyniki testu: datowane wyniki testu walidacyjnego uzyskane przez operatora FSTD. Nie akceptuje się testów wykonywanych na komputerze niezależnym od FSTD. W

- przypadku BITD, wyniki testu walidacyjnego uzyskiwane są zazwyczaj przez producenta;
- (k) Dane źródłowe: kopia danych źródłowych samolotu (w przypadku FFS/FTD) lub innych danych walidacyjnych (w przypadku FNPT/BITD) jasno oznaczona numerem dokumentu, numerem strony, nazwą wydającej władzy lotniczej, numerem i nazwą testu, jak określono w punkcie (a)(6)(ii)(I) powyżej. Wygenerowane przez komputer ekrany z danymi z prób w locie (w przypadku FFS/FTD) lub inne dane walidacyjne (w przypadku FNPT/BITD) z umieszczonymi na nich danymi FSTD nie są wystarczające do spełnienia tego wymagania. Dane źródłowe powinny być danymi jak określono w danych zgodności operacyjnej (OSD) ustanowionych zgodnie z wymaganiami Part-21;
- (l) Porównywanie wyników: możliwy do zaakceptowania sposób łatwego porównania wyników testów FSTD z danymi walidacyjnymi;
- (m) Preferowaną metodą jest nałożenie danych i wyników na siebie. Wyniki testu FSTD operatora FSTD powinny być zarejestrowane za pomocą rejestratora wielokanałowego, drukarki wierszowej, urządzenia typu „przechwyć i wyświetl” lub innych odpowiednich urządzeń rejestrujących, możliwych do zaakceptowania przez właściwy organ przeprowadzający test. Wyniki FSTD powinny być opisane przy użyciu terminologii używanej zwykle do opisu parametrów samolotu, aniżeli przy pomocy danych charakterystycznych dla oprogramowania komputerowego. Wyniki te powinny być łatwo porównywalne z danymi pomocniczymi poprzez ich przedstawienie na wspólnym wykresie lub w inny możliwy do przyjęcia sposób. Dokumenty z danymi samolotu zamieszczone w QTG mogą być zmniejszone metodą fotograficzną tylko wtedy, kiedy takie zmniejszenie nie zmieni graficznego skalowania ani nie spowoduje trudności w zinterpretowaniu skali lub odczytaniu szczegółów. Skala przyrostów powinna gwarantować rozdzielczość graficznych zobrazowań, wystarczającą do oceny parametrów wymienionych w punkcie (b) poniżej. Przewodnik do testów dostarczy udokumentowanego dowodu spełnienia wymagań testów walidacyjnych FSTD z tabel w punkcie (b) poniżej. W przypadku testów z przebiegami czasowymi i kartami danych z prób w locie, wyniki testów FSTD powinny być w wyraźny sposób oznaczone odpowiednimi punktami odniesienia w celu zagwarantowania dokładnego porównania FSTD z samolotem w funkcji czasu. Operatorzy FSTD używający do rejestrowania przebiegów czasowych drukarek wierszowych powinni wyraźnie oznaczyć informacje z wyjścia danych drukarki wierszowej wykorzystane do naniesienia danych na dane samolotu. Naniesienie danych symulatora operatora FSTD na dane samolotu ma istotne znaczenie dla weryfikacji wyniku FSTD dla każdego testu. Ocena służy do walidacji wyników testów FSTD operatora FSTD.
- (J) Należy załączyć kopię wersji pierwotnego dokumentu odniesienia uzgodnionej z właściwym organem i wykorzystanej przy pierwszej ocenie.



- (iii) Zastosowanie elektronicznej wersji przewodnika do testów kwalifikacyjnych (eQTG) może redukować koszty, oszczędzać czas oraz poprawiać komunikację i staje się powszechną praktyką. Raport ARINC 436 określa standard w zakresie eQTG.
  - (7) Kontrola konfiguracji. Należy ustanowić i stosować system kontroli konfiguracji dla zapewnienia ciągłej integralności sprzętu i oprogramowania w stosunku do pierwotnej kwalifikacji.
  - (8) Procedury dla pierwszej kwalifikacji FSTD
    - (i) We wniosku o dokonanie oceny powinien być przywołany QTG oraz powinno być zawarte stwierdzenie, że operator FSTD dokładnie przetestował FSTD i że spełnia on kryteria opisane w niniejszej specyfikacji certyfikacyjnej z wyjątkami podanymi w formularzu aplikacyjnym. Operator FSTD – w przypadku BITD jego producent – powinien następnie zaświadczyć, że urządzenie przeszło z wynikiem pozytywnym wszystkie kontrole według QTG dla żądanego poziomu kwalifikacji oraz że FSTD jest odwzorowaniem odpowiedniego samolotu lub, w przypadku FNPT i BITD, odwzorowaniem odpowiedniej klasy samolotu.
    - (ii) Do wniosku należy dołączyć kopię QTG operatora FSTD lub producenta BITD, z naniesionymi wynikami testów. Wszelkie braki w QTG zgłoszone przez właściwy organ należy wyjaśnić przed rozpoczęciem oceny w miejscu lokalizacji FSTD.
    - (iii) Operator FSTD może zdecydować się na wykonanie testów walidacyjnych QTG, gdy FSTD znajduje się jeszcze u producenta. Testy takie należy wykonać w miarę możliwości bezpośrednio przed demontażem i wysyłką. Operator FSTD powinien następnie potwierdzić osiągi FSTD w jego docelowej lokalizacji przez powtórzenie przynajmniej jednej trzeciej testów walidacyjnych z QTG oraz przesłać ich wyniki do właściwego organu. Po zapoznaniu się z tymi wynikami, właściwy organ określi harmonogram pierwszej oceny. W QTG należy wyraźnie zaznaczyć, kiedy i gdzie został przeprowadzony każdy test. Nie będzie to miało zastosowania dla BITD, który zazwyczaj poddawany jest pierwszej ocenie w zakładzie producenta.
  - (9) Podstawa okresowej kwalifikacji FSTD
    - (i) Po zakończeniu pierwszej oceny i testów kwalifikacyjnych, należy opracować system okresowych kontroli FSTD w celu zapewnienia, że FSTD utrzymuje pierwotny poziom osiągnięć, funkcji i innych charakterystyk.
    - (ii) Operator FSTD powinien wykonać pełny zakres QTG obejmujący testy walidacyjne, funkcjonalne i subiektywne pomiędzy corocznymi ocenami wykonywanymi przez właściwy organ. Jako minimum, testy według QTG powinny być przeprowadzane stopniowo w co najmniej czterech około trzymiesięcznych blokach w cyklu rocznym. Każdy blok testów według QTG powinien być tak wybrany, aby zapewnić pokrycie różnego rodzaju testów walidacyjnych, funkcjonalnych i subiektywnych. Wyniki będą opatrzone datą i przechowywane jako potwierdzenie dla operatora FSTD i właściwego organu, że standardy FSTD są utrzymywane. Niedopuszczalne jest wykonanie wszystkich testów wg QTG bezpośrednio przed coroczną oceną.
- (b) Testy walidacyjne FSTD
- (1) Informacje ogólne
    - (i) Osiągi oraz działanie systemów FSTD powinny być obiektywnie ocenione poprzez porównanie wyników testów przeprowadzonych na FSTD z danymi samolotu, chyba że w specyficznym przypadku określono inaczej. Aby ułatwić walidację FSTD należy zastosować odpowiednie, możliwe do zaakceptowania przez właściwy organ urządzenie rejestrujące do

zarejestrowania każdego wyniku testu walidacyjnego. Zapisy te powinny być następnie porównane z zatwierdzonymi danymi walidacyjnymi.

- (ii) Niektóre testy zawarte w niniejszym AMC niekoniecznie są oparte na danych walidacyjnych z określonymi tolerancjami. Jednak testy te zostały tutaj zamieszczone dla kompletności, a wymagane kryteria należy spełnić zamiast sprostać określonym granicom tolerancji.
- (iii) MQTG FSTD powinien zawierać wyraźny i jednoznaczny opis konfiguracji i obsługi dla każdego testu. Zachęca się do korzystania z programu sterującego opracowanego do automatycznego przeprowadzania testów. Dla zapewnienia, że cały system FSTD spełnia zalecane standardy, należy przeprowadzić całościowe zintegrowane testowanie FSTD.

Wraz z upływem czasu, testy zawarte w QTG mające stanowić pomoc w kwalifikacji FSTD ulegały coraz większej fragmentaryzacji. W trakcie opracowywania przez grupę roboczą RAeS w 1993 r. *Podręcznika w zakresie kryteriów kwalifikacji symulatorów lotu* (Doc 9625) zamieszczono następujący tekst:

„Nie jest intencją, ani nie jest dopuszczalnym, aby każdy podsystem symulatora lotu był testowany niezależnie. Należy wykonać całościowy, zintegrowany test symulatora lotu, aby zapewnić, że cały system symulatora lotu spełnia określone standardy.”

Tekst ten został opracowany aby zapewnić, że filozofia całościowego testowania w oparciu o QTG spełniła początkowe założenia walidacji FSTD jako całości, niezależnie od tego czy testy wykonano automatycznie czy ręcznie.

Aby dopełnić tej intencji, dokumenty QTG powinny zawierać materiał objaśniający, który zawiera czytelny opis struktury każdego testu (lub grupy testów) oraz sposób, w jaki system automatycznego testowania kontroluje test, np. które parametry są sterowane, swobodne, zablokowane jak również użycie sterowników z zamkniętą i otwartą pętlą.

Muszą być opracowane procedury testowania zawierające czytelne i szczegółowe etapy wykonania każdego testu. Takie informacje powinny w znacznym stopniu ułatwić przegląd QTG, który oprócz sprawdzenia faktycznych wyników, wymaga zrozumienia sposobu konstrukcji każdego testu.

Należy również opracować procedurę testowania ręcznego zawierającą czytelne i szczegółowe etapy dla wykonywania każdego testu.

- (iv) Wnioski o zatwierdzenia danych innych niż z prób w locie powinny zawierać wyjaśnienie dotyczące walidacji w odniesieniu do dostępnych informacji z prób w locie. Testy i tolerancje, o których mowa w niniejszym punkcie powinny być uwzględnione w MQTG FSTD.

W przypadku urządzeń FFS reprezentujących samoloty certyfikowane po styczniu 2002 r. MQTG powinny zawierać plan danych walidacyjnych (VDR), jak przedstawiono w Załączniku 2 do AMC FSTD(A).300. Zachęca się dostawców danych aby przedstawiali VDR w przypadku starszych samolotów.

W przypadku urządzeń FFS reprezentujących samoloty certyfikowane przed styczniem 1992 r., operator, po kilku nieudanych próbach pozyskania odpowiednich danych z prób w locie, może zaznaczyć w MQTG, które dane z prób w locie są niedostępne lub nieodpowiednie dla danego testu. W przypadku takiego testu należy przedstawić właściwemu organowi alternatywne dane do zatwierdzenia.

- (v) Tabela testów walidacyjnych FSTD zawarta w niniejszym AMC określa wymagania w zakresie testów. Jeśli nie podano inaczej, testy FSTD powinny wykazywać osiągi i właściwości pilotażowe samolotu dla mas operacyjnych i położenia środka ciężkości typowych dla normalnej eksploatacji.

Jeżeli dla urządzeń FFS wykorzystuje się podczas testu dane samolotu dla jednej skrajnej masy lub środka ciężkości, należy dodać inny test oparty na danych samolotu dla warunków średnich lub jak najbardziej zbliżonych do drugiej skrajnej wartości. Niektóre testy, które są właściwe tylko dla jednej skrajnej masy lub jednego położenia środka ciężkości, nie muszą być powtarzane dla drugiej ich skrajnej wartości. Testy właściwości pilotażowych powinny obejmować walidację urządzeń wspomagających.

Pomimo że FTD nie są zaprojektowane dla celów szkoleniowych i kontroli umiejętności pilotażowych, konieczne będzie, szczególnie w przypadku FTD poziom 2, aby uwzględnić testy, które zapewniają stabilność i powtarzalność rodzajowych zestawów lotniczych. Testy te zostały również wyszczególnione w tabelach.

- (vi) W przypadku testowania samolotowych FSTD sterowanych komputerowo (CCA) wymagane są dane z prób w locie dla warunków sterowania normalnego (N) i nienormalnego (NN), w zależności od symulowanego samolotu oraz wymagań w zakresie walidacji zawartych w niniejszym punkcie. Testy w warunkach nienormalnego sterowania powinny zawsze obejmować stan z najmniejszym stopniem wspomaganie. Testy dla innych poziomów pogorszenia warunków sterowania mogą być wymagane zgodnie ze szczegółami określonymi przez właściwy organ na etapie definiowania zestawu testów dla parametrów FSTD dla konkretnego samolotu. Gdzie ma to zastosowanie, dane z prób w locie powinny rejestrować:

- (A) odchylenia sterownika pilota lub elektronicznie generowane sygnały wejściowe łącznie z lokalizacją sygnału wejściowego; oraz
- (B) położenie płaszczyzn sterowania chyba, że położenie płaszczyzn nie wpływa na wyniki testów lub są one niezależne od położenia płaszczyzn.

- (vii) Wymagania w zakresie rejestrowania, o których mowa w punktach (b)(1)(vi)(A) oraz (b)(1)(vi)(B) powyżej mają zastosowanie zarówno do stanów normalnych jak i nienormalnych. Wszystkie testy wymienione w tabeli testów walidacyjnych wymagają uzyskania wyników w normalnym stanie sterowania, chyba że podano inaczej w części uwag w następstwie wyznaczenia komputerowo sterowanego samolotu (CCA). Jednakże, jeżeli wyniki testów są niezależne od warunków sterowania, mogą być zastąpione danymi sterowania w warunkach nienormalnych.

- (viii) W sytuacji gdy wymagane są nienormalne stany sterowania należy przedstawić dane z testów dla jednego lub więcej nienormalnych stanów sterowania, łącznie z najmniejszym stopniem wspomaganie.

- (ix) W sytuacji gdy do symulowanego samolotu nie mają zastosowania normalne, nienormalne lub pogorszone stany sterowania, plan danych walidacyjnych producenta samolotu, o którym mowa w Załączniku 2 do AMC1 FSTD(A).300, powinien zawierać odpowiednie toki rozumowania.

(2) Wymagania testowe

- (i) Testy naziemne i w locie wymagane do kwalifikacji wymienione są w tabeli testów walidacyjnych FSTD. Komputerowo generowane wyniki testów FSTD należy przedstawić dla każdego testu. Powinny one być uzyskane z wykorzystaniem odpowiedniego urządzenia rejestrującego,

zaakceptowanego przez właściwy organ. Wymagane są przebiegi czasowe, chyba że w tabeli testów walidacyjnych podano inaczej.

- (ii) Zatwierdzone dane walidacyjne, które wykazują gwałtowne zmiany mierzonych parametrów, mogą podczas dokonywania oceny ważności FSTD wymagać opinii technicznej. Taka opinia nie powinna ograniczać się do pojedynczego parametru. Aby umożliwić całościową interpretację, należy dostarczyć wszystkie stosowne parametry związane z danym manewrem lub warunkami lotu. Jeśli porównanie danych FSTD z danymi samolotu lub z zatwierdzonymi danymi walidacyjnymi jest zbyt trudne lub nawet niemożliwe na przestrzeni czasu, rozbieżności należy uzasadnić przez dostarczenie porównania innych powiązanych zmiennych dla ocenianego parametru.

- (A) Parametry, tolerancje i warunki lotu. Tabela testów walidacyjnych FSTD przedstawiona w punkcie (b)(3) zawiera parametry, tolerancje i warunki lotu dla walidacji FSTD. Jeśli dla jednego parametru podano dwie wartości tolerancji, można zastosować tolerancję mniej restrykcyjną, chyba że podano inaczej.

Tam, gdzie tolerancje wyrażone są w procentach:

- w przypadku parametrów, których jednostkami miary są procenty, lub parametrów wyświetlanych zwykle w kokpicie w procentach (np. N1, N2, moment obrotowy lub moc silnika), tolerancja procentowa powinna być interpretowana jako tolerancja bezwzględna, chyba że podano inaczej (tj. dla obserwacji 50% dla N1 i tolerancji 5% dopuszczalny zakres powinien wynosić od 45% do 55%), oraz
- w przypadku parametrów niewyświetlanych w procentach, tolerancja wyrażona tylko w procentach powinna być interpretowana jako procent bieżącej wartości odniesienia dla danego parametru podczas testu, za wyjątkiem parametrów oscylujących wokół wartości zero, dla których minimalna wartość bezwzględna powinna być uzgodniona z właściwym organem.

Należy pominąć istniejące warunki lotu lub warunki eksploatacji, jeśli nie mają one zastosowania dla wnioskowanego poziomu kwalifikacji. Wyniki FSTD powinny być oznaczone zastosowanymi tolerancjami i jednostkami.

- (B) Weryfikacja warunków lotu. Podczas porównywania wyszczególnionych parametrów z parametrami samolotu należy dostarczyć odpowiednie dane również dla weryfikacji prawidłowych warunków lotu. Na przykład, dla wykazania że siły na sterach w teście na stateczność mieszczą się w granicach  $\pm 2.2$  daN (5 lb), należy również zapewnić dane o prędkości, mocy, ciągu lub momencie obrotowym, konfiguracji samolotu, wysokości oraz inne właściwe parametry. Podczas porównywania dynamiki krótkookresowej na FSTD można zastosować normalne przyspieszenie dla porównania z samolotem, ale wtedy również należy podać prędkość, wysokość, źródło sygnału sterującego, konfigurację samolotu oraz inne odpowiednie dane. Należy założyć, że wszystkie wartości prędkości są skalibrowane, chyba że określono inaczej i podobne wartości zostały użyte do porównań.
- (C) W przypadku zastąpienia tolerancji przez prawidłową tendencję i wielkość (CT&M), FSTD musi być poddane testom i ocenie jako odwzorowanie samolotu lub klasy samolotu spełniające wymagania określone przez właściwy organ. Dla ułatwienia przyszłych ocen

należy zarejestrować wystarczającą ilość parametrów w celu stworzenia bazy odniesienia. W przypadku pierwszej kwalifikacji FNPT i BITD nie stosuje się żadnych tolerancji natomiast należy założyć wykorzystanie CT&M w całym procesie.

- (D) Warunku lotu. Warunki lotu są następujące:
- (a) ground-on ground, niezależnie od konfiguracji samolotu,
  - (b) start – wypuszczone podwozie z klapami w dowolnej certyfikowanej pozycji do startu,
  - (c) wznoszenie drugiego segmentu – podwozie schowane z klapami w dowolnej certyfikowanej pozycji do startu,
  - (d) konfiguracja gładka ('clean') – klapy i podwozie schowane,
  - (e) przelot – gładka konfiguracja na wysokości i z prędkością przelotową,
  - (f) podejście – podwozie schowane lub wypuszczone z klapami w każdym normalnym położeniu dla podejścia, zgodnie z zaleceniem producenta samolotu,
  - (g) lądowanie – podwozie z klapami wypuszczone w dowolnej certyfikowanej pozycji do lądowania.

(3) Tabela testów walidacyjnych FSTD

- (i) Dla niektórych testów w QTG wymagania dla pierwszych ocen są zredukowane do prawidłowej tendencji i wielkości (CT&M), dzięki czemu nie są potrzebne określone dane z prób w locie. W przypadku stosowania jako tolerancja kryterium CT&M, stanowczo zaleca się zapisanie wyników za pomocą automatycznego systemu rejestrującego jako danych bazowych, aby uniknąć możliwych rozbieżnych opinii subiektywnych przy ocenach okresowych.

Stosowanie CT&M nie może jednak być przyjmowane jako wskazówka, że niektóre obszary symulacji mogą być ignorowane. Określone właściwości są konieczne, a nieprawidłowe efekty będą nie do przyjęcia.

- (ii) We wszystkich przypadkach testy mają być przeprowadzane przy ocenach okresowych, aby można było zapewnić powtarzalność.

**Tabela testów walidacyjnych FSTD**

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
														W przypadku FNPT i BITD, CT&M powinno być wykorzystywane w pierwszych ocenach. Tolerancje powinny być stosowane dla ocen okresowych (patrz AMC1 FSTD(A).300 (a)(5)(iv)). Przyjmuje się, że testy i związane tolerancje mają zastosowanie tylko do FTD poziom 1, jeżeli taki system lub warunki lotu są symulowane.
<b>1. OSIĄGI</b>														
<b>a. KOŁOWANIE</b>														
(1) Minimalny promień zakrętu	± 0.9 m (3 ft) lub ±20% promienia zakrętu	Na ziemi	CT&M	✓	✓	✓								Wykres promieni skrętu kół głównych i przednich. Dane dla skrętu przy minimalnym ciągu bez stosowania hamulców; wyjątek to samoloty wymagające do skręcania użycia hamulców lub niesymetrycznego ciągu.
(2) Prędkość kątowna zakrętu w zależności od kąta skręcania przedniego koła (NWA)	±10% lub ±2°/sek. prędkości kątownej	Na ziemi	CT&M	✓	✓	✓								Testy dla minimum dwu prędkości większych niż prędkość minimalnego promienia skrętu, różnych przynajmniej o 5 kts.
<b>b. START</b>														
(1) Przyspieszenie na ziemi, czas i droga	±5% lub ±1.5 sek. czasu i ±5% lub ±61m (200 ft) drogi	Start	CT&M	✓	✓	✓	CT&M	✓						Uwaga - Wszystkie powszechnie stosowane ustawienia klap przy starcie powinny być zademonstrowane co najmniej raz przy minimalnej prędkości oderwania (1b3), normalnym starcie (1b4), awarii krytycznego silnika podczas startu (1b5) lub starcie z bocznym wiatrem (1b6). Czas i droga przyspieszenia powinny być rejestrowane przez minimum 80% całego czasu od zwolnienia hamulców do $V_R$ . Można to połączyć z normalnym startem (1b4) lub startem przerwany (1b7). Wykreślone dane powinny być wykazane w odpowiednich skalach dla każdego fragmentu manewru. W przypadku FTD test ograniczony wyłącznie do czasu.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(2) Minimalna prędkość sterowności na ziemi ( $V_{MCG}$ ), tylko sterowanie aerodynamiczne przy zastosowaniu standardów zgodności do lotu lub charakterystyki sterowania na małych prędkościach na ziemi przy niepracującym silniku.	±25% maksymalnego boczego przesunięcia samolotu lub ±1.5 m (5ft)  Samoloty o systemie sterowania ze sprzężeniem zwrotnym:  ±10% lub ±2.2 daN (5lb) siły na pedałach steru kierunku	Start	CT&M	✓	✓	✓								Prędkość awarii silnika powinna odpowiadać prędkości awarii silnika w samolocie w granicach ±1 kt. Opóźnienie reakcji silnika powinno być rezultatem matematycznej analizy modelu dynamiki silnika zastosowanego do testów symulatora FFS. Jeżeli odwzorowywany wariant silnika nie odpowiada testowanemu w locie przez producenta silnikowi należy wykonać dalsze testy w takich samych warunkach początkowych stosując, jako parametry podstawowe, wartości ciągu w danych z lotów próbnych. Jeżeli próba $V_{MCG}$ nie jest dostępna, akceptowalną alternatywą może być nagły spadek obrotów do obrotów „małego gazu” przy prędkościach pomiędzy $V_1$ i $V_1-10kts$ , następnie sterowanie kierunkiem przy użyciu tylko sterów aerodynamicznych a powrót uzyskany przy użyciu głównego podwozia na ziemi. Aby zapewnić sterowanie tylko aerodynamiczne należy odłączyć przednie koło (tj. odciąć) lub utrzymywać je lekko nad ziemią.
(3) Minimalna prędkość oderwania ( $V_{MU}$ ) lub równoważny test dla zademonstrowania charakterystyki startu z wczesną rotacją	±3 kts prędkości, ±1.5°pochylenia	Start	CT&M	✓	✓	✓								$V_{MU}$ zdefiniowano jako prędkość, przy której podwozie główne traci kontakt z ziemią. Należy zarejestrować ciśnienie w amortyzatorach podwozia głównego albo równoważny sygnał ziemia-powietrze.  Jeżeli próba $V_{MU}$ nie jest dostępna, alternatywne akceptowalne próby to rozbieg do startu z dużym pochyleniem do oderwania głównego podwozia i start z wczesną rotacją. Należy zapisać dane zaczynając od momentu przy prędkości o 10kts mniejszej od prędkości rotacji do 5 sek. czasu po oderwaniu się głównego podwozia.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD									UWAGI		
			FFS				FTD		FNPT				BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(4) Start normalny	±3 kts prędkości, ±1.5° pochylenia, ±1.5° kąta natarcia, ±6 m (20 ft) wysokości. Samoloty o systemie sterowania ze sprzężeniem zwrotnym: ±10% lub ±2.2 daN (5lb)) siły na drążku.	Start	CT&M	✓	✓	✓								<p>Potrzebne dane dla prędkości maksymalnej certyfikowanej masy startowej ze środkiem ciężkości w połowie oraz dla lekkiej masy startowej ze środkiem ciężkości z tyłu.</p> <p>Jeżeli samolot ma więcej niż jedną certyfikowaną konfigurację startową, należy użyć innej konfiguracji dla każdej masy. Zapisać profil trajektorii startu od zwolnienia hamulców do minimum 61 m (200 ft) nad poziomem ziemi (AGL).</p> <p>Można wykorzystać do określenia czasu i odległości przyspieszenia na ziemi (1b1).</p> <p>Wykreślone dane powinny być wykazane w odpowiednich skalach dla każdego fragmentu manewru.</p>
(5) Awaria krytycznego silnika podczas startu	±3 kts prędkości, ±1.5° pochylenia, ±1.5° kąta natarcia, ±6m (20 ft) wysokości, ±2 ° przechylenia i kąta ślizgu, ±3 °kąta kierunku. Samoloty o systemie sterowania ze sprzężeniem zwrotnym : ±10% lub ±2.2 daN (5lb) siła na drążku ±10% lub ±1.3 daN (3lb)) siły na kole ±10% lub ±2.2 daN (5lb) siły na pedałach steru kierunku.	Start	CT&M	✓	✓	✓								<p>Zapis profilu startu do minimum 61m (200 ft) nad poziomem ziemi. Prędkość awarii silnika powinna odpowiadać danym samolotu w granicach ±3 kts. Test należy wykonać z ciężarem startowym bliskim maksymalnemu.</p>



TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
(6) Start z bocznym wiatrem	<p><math>\pm 3</math> kts prędkości,  <math>\pm 1.5^\circ</math> pochylenia,  <math>\pm 1.5^\circ</math> kąta natarcia,  <math>\pm 6</math> m (20 ft) wysokości,  <math>\pm 2^\circ</math> przechylenia i kąta ślizgu.  <math>\pm 3^\circ</math> kierunku.</p> <p>Prawidłowe trendy dla prędkości poniżej 40kts dla steru/pedału i kierunku.</p> <p>Samoloty o systemie sterowania ze sprzężeniem zwrotnym:  <math>\pm 10\%</math> lub <math>\pm 2.2</math> daN (5lb) siły na drążku,  <math>\pm 10\%</math> lub <math>\pm 1.3</math> daN (3lb) siły na kole,  <math>\pm 10\%</math> lub <math>\pm 2.2</math> daN (5lb) siły na pedałach steru kierunku.</p>	Start	CT&M	✓	✓	✓							<p>Zapis profilu startu od zwolnienia hamulców do minimum 61 m (200 ft) AGL.</p> <p>Wymagane dane z testów, łącznie z profilem stosowanego wiatru bocznego do wartości przynajmniej 60% wartości AFM mierzonej na wysokości 10 m (33 ft) nad drogą startową.</p>
(7) Start przerwany	<p><math>\pm 5\%</math> czasu, lub  <math>\pm 1.5</math> sek.,  <math>\pm 7.5\%</math> drogi, lub  <math>\pm 76</math> m (250 ft).</p>	Start	CT&M	✓	✓	✓							<p>Zapis dla ciężaru do startu bliskiego maksymalnemu. Prędkość przy przerwaniu przynajmniej 80% <math>V_1</math>. Tam gdzie ma zastosowanie, z użyciem hamowania automatycznego.</p> <p>Maksymalne użycie hamulców automatycznych lub ręcznych. Zapis czasu i drogi od zwolnienia hamulców aż do całkowitego zatrzymania.</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(8) Dynamiczna awaria silnika po starcie	$\pm 20\%$ lub $\pm 2^\circ/s$ przechylenia kadłuba	Start	CT&M	✓	✓	✓								<p>Prędkość awarii silnika powinna odpowiadać danym samolotu z dokładnością <math>\pm 3</math> kts. Awarię silnika może być nagły spadek obrotów do obrotów „małego gazu”. Zapis zaczyna się na 5 sekundach przed awarią silnika i trwa do 5 sekundy po awarii silnika lub do przechylenia o <math>30^\circ</math>, w zależności od tego co nastąpi wcześniej.</p> <p>Uwaga: ze względów bezpieczeństwa, próby w locie samolotu mogą być wykonywane bez wpływu ziemi na bezpiecznej wysokości, ale z prawidłową konfiguracją i prędkością.</p> <p>CCA: Próby w normalnym i nienormalnym stanie sterowania.</p>
<b>c. WZNOSENIE</b>														
(1) Wznoszenie normalne. Wszystkie silniki pracują	$\pm 3$ kts prędkości, $\pm 5\%$ lub $\pm 0.5$ m/sec (100 ft/min) R/C	Gładka lub konkretna konfiguracja wznoszenia	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Można stosować dane z prób w locie lub dane z podręcznika osiąarów samolotu. Zapis przy nominalnej prędkości wznoszenia i na średniej wysokości wznoszenia.</p> <p>Zapis osiąarów FSTD na przestrzeni przynajmniej 300 m (1000 ft).</p> <p>Dla FTD można wykonać test chwilowy. (zdjęcie parametrów)</p>
(2) Drugi segment wznoszenia z jednym silnikiem niepracującym	$\pm 3$ kts prędkości, $\pm 5\%$ lub $\pm 0.5$ m/s (100 ft/min) R/C ale nie mniej niż wartości AFM.	Drugi segment wznoszenia Dla FNPT i BITD schowane podwozie i klapy do startu		✓	✓	✓	CT&M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Można stosować dane z prób w locie lub dane z podręcznika osiąarów samolotu.</p> <p>Zapis przy nominalnej prędkości wznoszenia. Zapis osiąarów FSTD na przestrzeni przynajmniej 300 m (1000 ft). Test w warunkach granicznych WAT (ciężar, wysokość, temperatura).</p> <p>Dla FTD można wykonać chwilowy test. (zdjęcie parametrów)</p>
(3) Wznoszenie na trasie z jednym silnikiem niepracującym	$\pm 10\%$ czasu, $\pm 10\%$ drogi, $\pm 10\%$ zużytego paliwa.	Gładka konfiguracja	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓						<p>Można stosować dane z prób w locie lub dane z podręcznika osiąarów samolotu.</p> <p>Testować w segmencie przynajmniej 1550m (5000 ft).</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(4) Wznoszenie z podejścia z jednym silnikiem niepracującym dla samolotu w warunkach narastającego oblodzenia, jeżeli wymaga tego instrukcja użytkownika w locie dla tej fazy lotu	±3 kts prędkości, ±5% lub ±0.5 m/s (100 ft/min) R/C, ale nie mniej niż wartości AFM.	Podejście			✓	✓								Można stosować dane z prób w locie lub dane z podręcznika osiąarów samolotu. Zapis osiąarów FSTD na przestrzeni przynajmniej 300 m (1000 ft). Test przy prawie maksymalnym certyfikowanym ciężarze do lądowania, przy podejściu w warunkach narastającego oblodzenia, jeżeli ma to zastosowanie. Samolot powinien być skonfigurowany ze wszystkimi systemami przeciw oblodzeniowym i usuwającymi oblodzenia, działającymi normalnie, powodzie schowane i klapy w konfiguracji do odejścia na drugi krąg. Stosować w warunkach narastania oblodzenia, zgodnie z instrukcją użytkownika dla podejścia w warunkach oblodzenia.
<b>d. PRZELOT/ZNIŻANIE</b>														
(1) Przyspieszenie w locie poziomym	±5% czasu	Przelot	CT&M	✓	✓	✓	✓	✓					Minimalne przyspieszenie o 50 kts przy użyciu maksymalnego ciągłego tempa—ciągu lub równoważne. W przypadku bardzo małych samolotów, zmiana prędkości może być zmniejszona o 80% zakresu operacyjnej prędkości.	
(2) Redukcja prędkości w locie poziomym	±5% czasu	Przelot	CT&M	✓	✓	✓	✓	✓					Minimalne zwolnienie o 50 kts na obrotach „małego gazu”. W przypadku bardzo małych samolotów, zmiana prędkości może być zmniejszona o 80% zakresu operacyjnej prędkości.	
(3) Osiągi w przelocie	±0.05 EPR, lub ±5% N1, lub ±5% momentu obrotowego, ±5% przepływu paliwa.	Przelot	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Może być test chwilowy (zdjęcie parametrów) wykazujący chwilowy przepływ paliwa lub przynajmniej dwie kolejne próby chwilowe w odstępach przynajmniej 3 minut w locie stabilnym.	
(4) Zniżanie na obrotach „małego gazu”	±3 kts prędkości, ±5% lub ±1.0m/s (200 ft/min) R/D.	Gładka konfiguracja	✓	✓	✓	✓							Ustabilizowane zniżanie na obrotach „małego gazu” przy normalnej prędkości schodzenia na średniej wysokości. Zapis osiąarów symulatora na przestrzeni co najmniej 300 m (1000 ft).	

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(5) Zniżanie awaryjne	±5 kts prędkości ±5% lub ±1.5m/s (300 ft/min) R/D	Zgodnie z AFM	✓	✓	✓	✓								Wykonać ustabilizowane zniżanie z wypuszczonym hamulcami, jeżeli ma zastosowanie, na średniej wysokości i blisko VMO lub zgodnie z procedurą awaryjnego zniżania. Zapisać osiągi symulatora na przestrzeni co najmniej 900 m (3000 ft).
<b>e. ZATRZYMYWANIE</b>														
(1) Czas i droga zatrzymania, użycie ręcznych hamulców kół, droga startowa sucha, bez użycia ciągu wstecznego	±5% lub ±1.5 s czasu.  Dla drogi do 1220 m (4000 ft) - ±61 m (200 ft) lub ±10%, cokolwiek mniejsze.  Dla odległości większych niż 1220 m (4000 ft) ±5% długości.	Lądowanie	CT&M	✓	✓	✓								Czas i droga powinny być rejestrowane przynajmniej dla 80% całkowitego czasu od chwili przyziemienia aż do pełnego zatrzymania. Wymagane dane dla średnich i prawie maksymalnych certyfikowanych ciężarów do lądowania. Dane dla ciężarów średnich mogą pochodzić z obliczeń. Zalecany pomiar ciśnienia w systemie hamulcowym.
(2) Czas i droga na wytracanie prędkości, wsteczny ciąg silników, brak hamowania kół, droga startowa sucha	±5% lub ±1.5 s czasu i mniejsza wartość z 10% lub ±61 m (200 ft) drogi.	Lądowanie	CT&M	✓	✓	✓								Czas i droga powinny być rejestrowane przynajmniej dla 80% całkowitego czasu od rozpoczęcia użycia ciągu wstecznego do minimalnej prędkości operacyjnej dla pełnego ciągu wstecznego. Wymagane dane dla średnich i prawie maksymalnych certyfikowanych ciężarów do lądowania. Dane dla ciężarów średnich mogą pochodzić z obliczeń.
(3) Droga zatrzymania, z hamowaniem kół, nawierzchnia mokra	±10% lub ±61 m (200 ft) drogi	Lądowanie			✓	✓								Należy stosować dane z prób w locie lub instrukcji użytkownika samolotu, tam gdzie dostępne. Akceptowalna alternatywa to dane z obliczeń oparte na testach zatrzymywania się na suchej drodze startowej oraz ze skutkami współczynników hamowania na zanieczyszczonej drodze startowej.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(4) Droga zatrzymania, z hamowaniem kół, nawierzchnia oblodzona	±10% lub ±61 m (200 ft) drogi	Lądowanie			✓	✓								Należy stosować dane z prób w locie lub instrukcji użytkownika samolotu, tam gdzie dostępne. Akceptowalna alternatywa to dane z obliczeń oparte na testach zatrzymywania się na suchej drodze startowej oraz ze skutkami współczynników hamowania na zanieczyszczonej drodze startowej.
<b>f. SILNIKI</b>														
(1) Zwiększanie obrotów silnika	±10% $T_i$ lub ±0.25 s ±10% $T_t$	Podejście lub lądowanie	CT&M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p><math>T_i</math> - całkowity czas liczony od początku przesunięcia przepustnicy do ±10% reakcji krytycznego parametru silnika.</p> <p><math>T_t</math> - całkowity czas od <math>T_i</math> do 90% mocy odejścia na drugi krąg. Krytycznym parametrem silnika powinna być zmierzona moc (<math>N_1</math>, <math>N_2</math>, EPR, itp.). Wykres wzrostu obrotów silnika od „małego gazu” w locie do obrotów mocy odejścia na drugi krąg przy nagłym otwarciu przepustnicy.</p> <p>Tylko w przypadku FTD, FNPT i BITD: akceptowalne CT&amp;M.</p>
(2) Zmniejszanie obrotów	±10% $T_i$ lub ±0.25 s ±10% $T_t$	Ziemia	CT&M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p><math>T_i</math> - całkowity czas liczony od początku przesunięcia przepustnicy do ±10% reakcji krytycznego parametru silnika.</p> <p><math>T_t</math> - całkowity czas od <math>T_i</math> do 90% utraty mocy startowej. Wykres spadku mocy od mocy startowej do obrotów „małego gazu” przy nagłym zamknięciu przepustnicy.</p> <p>Tylko w przypadku FTD, FNPT i BITD: akceptowalne CT&amp;M.</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
<b>2. WŁASNOŚCI PILOTAŻOWE</b>													
a. SPRAWDZANIE STEROWANIA STATYCZNEGO													<p>UWAGA: Podczas sprawdzenia należy zmierzyć położenie regulatora pochylenia, przechylenia i odchylenia w zależności od czasu lub działających sił na regulator. Alternatywną metodą będzie oprzyrządowanie FSTD w podobny sposób jak samolotu do prób w locie. Dane o siłach i położeniu zdjęte z tego oprzyrządowania powinny być bezpośrednio zarejestrowane i porównane z danymi samolotu. Takie oprzyrządowanie, zabudowane na stałe można wykorzystywać bez uwzględniania czasu potrzebnego na instalację urządzeń zewnętrznych.</p> <p>CCA: Testowanie zależności położenia od siły nie ma zastosowania, jeżeli siła jest generowana wyłącznie przy użyciu sprzętu samolotu w FSTD.</p>
(1) Skalowanie położenia regulatora pochylenia względem sił i położenia powierzchni sterowych	±0.9 daN (2 lbs) działania. ±2.2 daN (5 lbs) lub ±10% siły. ±2° kąta wychylenia steru wysokości.	Ziemia	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓					Nieprzerwane przesunięcie sterownicy aż do oporu. Zalecana walidacja (gdzie jest to możliwe) wraz z danymi z lotu z testów jak stabilność wzdłużna, przeciągnięcia itp. Testy sterowania statycznego i dynamicznego powinny być wykonane z takim samym odczuwalnym obciążeniem lub ciśnieniem dynamicznym.
Położenie kolumny względem tylko sił	±2.2 daN (5 lbs) lub ±10% siły	Przelot lub podejście							✓	✓	✓	✓	FNPT poziom 1 i BITD: Siły sterowania i zakres położenia będą odpowiadać tym w odwzorowywanym samolocie.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(2) Skalowanie położenia regulatora przechylenia względem sił i położenia powierzchni sterowych	±0.9 daN (2 lbs) zadziałania, ±1.3 daN (3 lbs) lub ±10% siły, ±2° wychylenia lotki, ±3 ° wychylenia spoilerów	Ziemia	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓						Nieprzerwane przesunięcie steru aż do oporu. Zalecana walidacja wraz z danymi z lotu z takich testów jak wytrzymaowanie przy silniku niepracującym, ślizg ustalony, itp. Testy sterowania statycznego i dynamicznego powinny być wykonane z takim samym odczuwalnym obciążeniem lub ciśnieniem dynamicznym.
Położenie wolantu względem tylko sił	±1.3 daN (3 lbs) lub ±10% siły	Przelot lub podejście							✓	✓	✓	✓	FNPT 1 i BITD: Siły sterowania i zakres położenia powinny odpowiadać tym w odwzorowywanym samolocie.	
(3) Skalowanie położenia pedału steru kierunku względem sił i położenia powierzchni sterowych	±2.2 daN (5 lbs) zadziałania, ±2.2 daN (5 lbs) lub ±10% siły, ±2 ° kąta wychylenia steru wysokości	Ziemia	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓						Nieprzerwane przesunięcie steru aż do oporu. Zalecana walidacja wraz z danymi z lotu z takich testów jak wytrzymaowanie przy silniku niepracującym, ślizg ustalony, itp. Testy sterowania statycznego i dynamicznego powinny być wykonane z takim samym odczuwalnym obciążeniem lub ciśnieniem dynamicznym.
Skalowanie położenia steru kierunku względem tylko sił	±2.2 daN (5 lbs) lub ±10% siły	Przelot lub podejście							✓	✓	✓	✓	FNPT 1 i BITD: Siły sterowania i zakres położenia powinny odpowiadać tym w odwzorowywanym samolocie	
(4) Skalowanie położenia i regulatora siły sterowania przednim kołem	±0.9 daN (2 lbs) zadziałania, ±1.3 daN (3 lbs) lub ±10% siły, ±2° NWA	Ziemia	CT&M	✓	✓	✓								Nieprzerwane przesunięcie steru aż do oporu.
(5) Skalowanie sterowania pedałami steru kierunku	±2° NWA	Ziemia	CT&M	✓	✓	✓								Nieprzerwane przesunięcie steru aż do oporu.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(6) Skalowanie wskaźnika trymera pochylenia względem położenia powierzchni sterowych	±0.5% kąta trymowania	Ziemia	✓	✓	✓	✓								Celem testu jest porównanie symulatora lotu z danymi projektowymi lub równoważnymi.
	±1% kąta trymowania	Ziemia					✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	BITD: ma zastosowanie tylko, jeżeli dostępne są odpowiednie ustawienia trymera, np. dane z AFM.
(7) Prędkość trymowania pochylenia	±10% lub ±0.5°/s prędkości trymowania	Ziemia i podejście	✓	✓	✓	✓	✓	✓						Prędkość trymowania sprawdzana na ziemi przez wprowadzenie sygnału na trymerze pilota lub sprawdzana w locie w warunkach odejścia na drugi krąg przez podanie sygnału przez pilota lub pilota automatycznego.
(8) Zbieżność kątów położenia dźwigni mocy względem wybranego parametru silnika	±5° TLA lub ±3% N1 lub ± 0.03 EPR lub ±3° momentu obrotowego.  Dla samolotów o napędzie śmigłowym gdzie dźwignie skoku śmigła nie przesuwają się kątowo, zastosowanie mają tolerancje ±2 cm (± 0,8 cala).	Ziemia	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Równoczesny zapis dla wszystkich silników. Tolerancje w stosunku do danych samolotu i pomiędzy silnikami.  Dla samolotów z zapadką przepustnicy, wszystkie zapadki muszą być obecne.  Jeżeli w samolotach o napędzie śmigłowym znajduje się osobna dźwignia skoku śmigła, zwana dźwignią śmigła, należy ją również sprawdzić.  W przypadku gdy dźwignie te nie przesuwają się kątowo, tolerancja wynosi ± 2 cm (± 0.8 cala).  Dozwolona seria testów chwilowych.
(9) Skalowanie położenia pedałów hamulców względem siły i ciśnienia w instalacji hamulcowej	±2.2 daN (5 lbs) lub ±10% siły. ±1.0 MPa (150psi) lub ±10° ciśnienia w systemie hamowania.	Ziemia	CT&M	✓	✓	✓								Dla wykazania zgodności, można użyć wyników z komputera symulatora.  Zależność położenia pedałów hamulców od ciśnienia w systemie hydraulicznym należy wykazać podczas testu statycznego na ziemi.



TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI		
			FFS				FTD		FNPT			BITD			
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC				
(10) Kalibracja siły systemu odpychacza drążka sterowego (jeśli dotyczy).	$\pm 10\%$ lub $\pm 5$ lb (2.2 daN) siła przejściowa drążka sterowego/kolumny	Ziemia lub podczas lotu			✓	✓									<p>Test ten ma na celu sprawdzenie siły przejściowej drążka/kolumny wynikającej z aktywacji systemu odpychacza drążka.</p> <p>Test ten można przeprowadzić w warunkach naziemnych poprzez stymulację systemu ochrony przed przeciągnięciem w sposób, który generuje reakcję odpychacza drążka reprezentującą warunki w locie.</p> <p>Dane projektowe producenta samolotu mogą być wykorzystywane jako dane walidacyjne, o ile są one akceptowane przez właściwy organ.</p> <p>Postanowienia dotyczące badań mogą być spełnione przez badanie walidacyjne siły na kolumnie w połączeniu z badaniem charakterystyki przeciągnięcia (proszę odnieść się do AMC1 FSTD(A).300(2)(c)(8)).</p> <p>Ten test jest wymagany tylko dla FSTD, które mają być zakwalifikowane do prowadzenia zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu.</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
<b>b. DYNAMICZNE SPRAWDZANIE STEROWANIA</b>													Testy 2.b(1), 2.b(2) i 2.b(3) nie mają zastosowania, jeżeli reakcja dynamiczna jest generowana wyłącznie przy użyciu sprzętu samolotu w symulatorze lotu. Ustawienie mocy jak dla lotu poziomego, chyba że określono inaczej.
(1) Sterowanie pochyleniem	<p><u>Dla systemów niedotłumionych:</u></p> <p>±10% czasu od 90% wstępnego przemieszczenia (<math>A_d</math>) do pierwszego przejścia stanu wyjściowego oraz ±10(n+1)% czasu pełnego okresu.</p> <p>±10% amplitudy pierwszego przekroczenia dla kolejnych przekroczeń większych niż 5% przemieszczenia wstępnego (<math>A_d</math>).</p> <p>±1 przekroczenie (pierwsze wyraźne przekroczenie powinno być porównane)</p> <p><u>Dla systemów przetłumionych:</u></p> <p>±10% czasu od 90% wstępnego przemieszczenia (<math>A_d</math>) do ±10% przemieszczenia wstępnego (<math>0.1A_d</math>).</p>			✓	✓							<p>Dane powinny być dla normalnych przemieszczeń sterów w obu kierunkach (w przybliżeniu 25% do 50% pełnego ruchu lub w przybliżeniu 25% do 50% maksymalnego dopuszczalnego odchylenia steru pochylenia dla warunków w locie ograniczonych obciążeniami dopuszczalnymi przy manewrach). Tolerancje są stosowane w odniesieniu do wartości bezwzględnej każdego okresu (rozważanego oddzielnie).</p> <p>n = kolejny okres pełnej oscylacji.</p> <p>Proszę odnieść się do AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(i).</p>	

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD									UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT				BITD
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
(2) Sterowanie przechyleniem	<p><u>Dla systemów niedotłumionych:</u></p> <p>±10% czasu od 90% przemieszczenia wstępnego (<math>A_d</math>) do pierwszego przejścia stanu wyjściowego oraz ±10(n+1)% czasu pełnego okresu.</p> <p>±10% amplitudy pierwszego przekroczenia dla kolejnych przekroczeń większych niż 5% przemieszczenia wstępnego (<math>A_d</math>).</p> <p>±1 przekroczenie (pierwsze wyraźne przekroczenie powinno być porównane)</p> <p><u>Dla systemów przetłumionych:</u></p> <p>±10% czasu od 90% przemieszczenia wstępnego (<math>A_d</math>) do ±10% przemieszczenia wstępnego (<math>0.1A_d</math>).</p>	Start, przelot i lądowanie			✓	✓							<p>Dane powinny być dla normalnych przemieszczeń sterów w obu kierunkach (w przybliżeniu 25% do 50% pełnego ruchu lub w przybliżeniu 25% do 50% maksymalnego dopuszczalnego odchylenia steru przechylenia dla warunków w locie ograniczonych obciążeniami dopuszczalnymi przy manewrach).</p> <p>Proszę odnieść się do AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(i).</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
(3) Sterowanie odchyleniem	<p><u>Dla systemów niedotłumionych:</u></p> <p>±10% czasu od 90% przemieszczenia wstępnego (<math>A_d</math>) do pierwszego przejścia stanu wyjściowego oraz            ±10(n+1)% czasu pełnego okresu.</p> <p>±10% amplitudy pierwszego przekroczenia dla kolejnych przekroczeń większych niż 5% przemieszczenia wstępnego (<math>A_d</math>).</p> <p>±1 przekroczenie (pierwsze wyraźne przekroczenie powinno być porównane)</p> <p><u>Dla systemów przetłumionych:</u></p> <p>±10% czasu od 90% przemieszczenia wstępnego (<math>A_d</math>) do ±10% przemieszczenia wstępnego (<math>0.1A_d</math>).</p>	Start, przelot i lądowanie			✓	✓							<p>Dane powinny być dla normalnych przemieszczeń (w przybliżeniu 25% do 50% pełnego odchylenia).</p> <p>Proszę odnieść się do AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(i).</p>
(4) Małe ruchy sterami – pochylenie	<p>±0.15°/s prędkości pochylenia kadłuba lub</p> <p>±20% szczytowej prędkości pochylenia kadłuba przez cały przebieg czasowy</p>	Podejście i lądowanie			✓	✓							<p>Ruchy sterami powinny być typowe dla drobnych poprawek przy ustawianiu się na podejściu ILS (około 0.5 do 2°/s prędkości pochylenia). Test w obu kierunkach. Wykazać dane z przebiegu czasowego począwszy od 5s przed do przynajmniej 5s po zainicjowaniu ruchu sterami.</p> <p>CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(5) Małe ruchy sterami - przechylenie	$\pm 0.15^\circ/\text{s}$ prędkości przechylenia kadłuba lub $\pm 20\%$ szczytowej prędkości przechylenia kadłuba przez cały przebieg czasowy	Podejście lub lądowanie			✓	✓								Ruchy sterami powinny być typowe dla drobnych poprawek przy ustawianiu się na podejściu ILS (około $0.5$ do $2^\circ/\text{s}$ prędkości przechylenia). Test w jednym kierunku. W przypadku samolotów wykazujących zachowanie niesymetryczne, test w obu kierunkach. Wykazać dane z przebiegu czasowego począwszy od 5s przed do przynajmniej 5s po inicjowaniu ruchu sterami. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.
(6) Małe ruchy sterami - odchylenie	$\pm 0.15^\circ/\text{s}$ prędkości odchylenia kadłuba lub $\pm 20\%$ szczytowej prędkości odchylenia kadłuba przez cały przebieg czasowy	Podejście lub lądowanie			✓	✓								Ruchy sterami powinny być typowe dla drobnych poprawek przy ustawianiu się na podejściu ILS (około $0.5$ do $2^\circ/\text{s}$ prędkości odchylenia). Test w jednym kierunku. W przypadku samolotów wykazujących zachowanie niesymetryczne, test w obu kierunkach. Wykazać dane z przebiegu czasowego począwszy od 5s przed do przynajmniej 5s po inicjowaniu ruchu sterami. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.
<b>c. STEROWANIE PODŁUŻNE</b>														
(1) Dynamika zmian mocy	$\pm 3$ kts prędkości, $\pm 30$ m (100 ft) wysokości. $\pm 1.5$ stopnia lub $\pm 20\%$ kąta pochylenia	Podejście	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓		✓	✓			Zmiana mocy od ciągu dla podejścia lub lotu poziomego do maksymalnego stałego ciągu lub mocy dla odejścia na drugi krąg. Przebieg w czasie nie tłumionej reakcji swobodnej na przynajmniej 5 sekund przed rozpoczęciem zmiany mocy do jej zakończenia + 15 s. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
Siła zmiany mocy	±2.2 daN (5lbs) lub ±10% siły									✓	✓	✓	✓	Dla FNPT poziom I i BITD dopuszcza się tylko test dla siły zmiany mocy.
(2) Dynamika zmian położenia klap	±3 kts prędkości ±30 m (100 ft) wysokości, ±1.5 stopnia lub ±20% kąta pochylenia	Start poprzez wstępne schowanie klap i podejście do lądowania	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓			✓	✓		Przebieg w czasie nietłumionej reakcji swobodnej na przynajmniej 5 sekund przed rozpoczęciem zmiany konfiguracji do jej zakończenia + 15 s.  CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.
Siła zmiany położenia klap	±2.2 daN (5lbs) lub ±10% siły									✓	✓	✓	✓	Dla FNPT I i BITD dopuszcza się tylko test dla siły położenia klap.
(3) Dynamika zmian położenia spoilerów/hamulców aerodynamicznych	±3 kts prędkości, ±30 m (100 ft) wysokości. ±1.5 stopnia lub ±20% kąta pochylenia	Przelot	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓			✓	✓		Przebieg w czasie nietłumionej reakcji swobodnej na przynajmniej 5 sekund przed rozpoczęciem zmiany konfiguracji do jej zakończenia +15 s.  Wymagane wyniki zarówno dla chowania jak i wysuwania. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.
(4) Dynamika zmian położenia podwozia	±3 kts prędkości, ±30 m (100 ft) wysokości. ±1.5° lub ±20% kąta pochylenia Dla FNPT i BITD, ±2° lub ±20% kąta pochylenia.	Start (chowanie) i podejście (wypuszczanie)	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓			✓	✓		Przebieg w czasie nietłumionej reakcji swobodnej na przynajmniej 5 sekund przed rozpoczęciem zmiany konfiguracji do jej zakończenia + 15 s.  Wymagane wyniki zarówno dla chowania jak i wysuwania. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.
Siła zmiany położenia podwozia	±2.2 daN (5lbs) lub ±20% siły	Start i podejście								✓	✓	✓	✓	W przypadku FNPT I i BITD dopuszcza się tylko test dla siły zmiany położenia podwozia.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(5) Trymowanie podłużne.	±1 °ster wysokości ±0.5 ° statecznika ±1 ° kąta pochylenia, ±5% ciągu netto lub odpowiednik	Przelot, podejście i lądowanie	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓						Wytrzymywanie poziome dla skrzydeł w pozycji stabilnej z ciągiem dla lotu poziomego. Może być seria prób chwilowych. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.
	±2 ° wychylenia steru pochylenia (ster wysokości i statecznik), ±2° pochylenia, ±5% ciągu netto lub odpowiednik	Przelot, podejście								✓	✓	✓	✓	Może być seria prób chwilowych. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.
(6) Stateczność podczas manewrów wzdłużnych (siła na sterownicy/g)	±2.2 daN (5 lbs) lub ±10% siły sterowania pochyleniem. Metoda alternatywna: ±1° lub ±10% zmiany steru wysokości.	Przelot, podejście i lądowanie	✓	✓	✓	✓								Można stosować przebieg w czasie lub serię testów chwilowych. Test z maksymalnym przechyleniem około 30° w konfiguracji podejścia i lądowania. Test z maksymalnym przechyleniem około 45° w konfiguracji przelotowej. Nie ma zastosowania tolerancja siły, jeżeli siła generowana jest wyłącznie przez sprzęt samolotu w FSTD. Do samolotów, które nie wykazują siły na sterownicy/g, zastosowanie ma metoda alternatywna. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania, jeśli ma zastosowanie.
		Przelot, podejście lub lądowanie, jeśli ma zastosowanie									✓	✓	✓	
(7) Statyczna stateczność podłużna	±2.2 daN (5 lbs) lub ±10% siły sterowania pochyleniem. Metoda alternatywna: ±1° lub ±10% zmiany steru wysokości.	Podejście	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓	Dane dla przynajmniej dwóch prędkości powyżej i dwóch prędkości poniżej prędkości aktualnie wytrzymanej. Może być seria testów chwilowych. Nie ma zastosowania tolerancja siły, jeżeli siła generowana jest wyłącznie przez sprzęt samolotu w FSTD. Do samolotów, które nie wykazują właściwości stabilizowania prędkości, zastosowanie ma metoda alternatywna. CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania, jeśli ma zastosowanie.	

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
(8a) Właściwości przeciągnięcia	<p><math>\pm 3</math> kts prędkości dla ostrzeżenia o przeciągnięciu i prędkości przeciągnięcia.</p> <p><math>\pm 2^\circ</math> kąta natarcia dla progu percepcji i dla pierwszych drgań w oparciu o składową Nz.</p> <p>Wejścia sterujące muszą być nakreślone i wykazywać prawidłową tendencję i amplitudę.</p> <p>Podejście do przeciągnięcia:</p> <p><math>\pm 2,0^\circ</math> kąt pochylenia;  <math>\pm 2,0^\circ</math> kąt natarcia; oraz  <math>\pm 2,0^\circ</math> kąta przechylenia.</p> <p>Ostrzeżenie o przeciągnięciu aż do przeciągnięcia:</p> <p><math>\pm 2,0^\circ</math> kąt pochylenia;  <math>\pm 2,0^\circ</math> kąt natarcia; oraz          prawidłowa tendencja i amplituda dla tempa przechyłu i tempa odchylenia.</p> <p>Wyjście i wyprowadzenie z przeciągnięcia: Patrz AMC10 FSTD(A).300.</p> <p>Dodatkowo w przypadku symulatorów sterowania bez sprzężenia zwrotnego lub wyposażonych w</p>	Drugi segment wznoszenia, przelot na dużej wysokości (stan bliski osiągow granicznych) oraz podejście lub lądowanie.			✓	✓							<p>Proszę odnieść się do AMC9 FSTD(A).300(b)(1).</p> <p>Dla samolotów CCA z systemami ochrony obwiedni przeciągnięcia: test w normalnych i nienormalnych stanach sterowania.</p> <p>Oczekuje się, że w normalnym stanie sterowania zadziałają zabezpieczenia obwiedni i w przypadku niektórych samolotów może nie być możliwe osiągnięcie stanu przeciągnięcia aerodynamicznego. Test jest wymagany tylko dla zakresu kąta natarcia niezbędnego do wykazania prawidłowego działania systemu.</p> <p>Testy te mogą być stosowane w celu spełnienia wymaganych (kąt natarcia) manewrów w locie i testów ochrony obwiedni (2.h.6.).</p> <p>W stanie nienormalnym konieczne jest wykonanie testu do przeciągnięcia aerodynamicznego. Zrozumiałe jest, że dane z testów w locie mogą nie być dostępne i, w takich okolicznościach, mogą być wykorzystane dane do walidacji z symulatora konstruktorskiego, a zakres testu powinien być odpowiedni, aby umożliwić szkolenie aż do wyprowadzania z przeciągnięcia, zgodnie z celami szkolenia. Ze względów bezpieczeństwa lotu dane z testów w locie mogą być ograniczone do kąta natarcia przeciągnięcia, a modelowanie poza kątem natarcia przeciągnięcia jest wymagane tylko w celu zapewnienia, że jest ograniczone do ciągłości i zakończenia wyprowadzania.</p>



	systemy podpychacza dźwzków: ± 10 % lub ± 2,2 daN (5 lb) siła na dźwżku/kolumnie (przed kątem natarcia przecignięcia).												Ma zastosowanie tylko do tych FSTD, które mają być zakwalifikowane do zadań szkoleniowych przy pełnym przecignięciu.
(8b) Charakterystyka podejścia do przecignięcia	± 3 kt prędkości lotu dla prędkości ostrzegania o przecignięciu. ± 2,0° kąta natarcia dla pierwszych drgań; ± 2,0° kąta nachylenia; ± 2,0° kąta natarcia; oraz Kąt przechylenia ± 2,0°. Dodatkowo dla samolotów z systemami sterowania lotem ze sprzężeniem zwrotnym: ± 10 % lub ± 5 lb (2,2 daN)) siła na dźwżku/kolumnę.	Wznoszenie w drugim segmencie, przelot na dużych wysokościach (stan bliski osiągow granicznych) i podejście lub lądowanie.	✓	✓	✓ Patr z (1)	✓ Patr z (1)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Proszę odnieść się do AMC9 FSTD(A).300(b)(2). CCA: Test w normalnych i nienormalnych stanach sterowania. W przypadku FTD warunki lotu wymagane tylko do drugiego segmentu wznoszenia i podejścia do lub lądowania. AMC9 FSTD(A).300(b)(2) nie ma zastosowania. Uwaga (1): Dla FSTD, które nie są zakwalifikowane do prowadzenia zadań szkoleniowych przy pełnym przecignięciu.
(9) Dynamika drgań fugoidalnych	±10% okresu, ±10% czasu do połowy lub dwukrotności amplitudy lub ±0.02 współczynnika tłumienia.	Przelot	✓	✓	✓	✓				✓	✓		Test powinien obejmować trzy cykle lub ilość konieczną do określenia czasu do połowy lub dwukrotności amplitudy, w zależności od tego która wartość jest niższa. CCA: Test w nienormalnym stanie sterowania.
	±10% okresu z reprezentatywnym tłumieniem.	Przelot							✓			✓	Test powinien obejmować przynajmniej trzy pełne cykle. Zalecany przebieg w czasie.
(10) Dynamika drgań krótkookresowych	±1.5° kąta pochylenia lub ±2°/sek. prędkości katowej pochylenia, ±0.1 g przyspieszenia normalnego.	Przelot	✓	✓	✓	✓				✓	✓		CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania, jeśli ma zastosowanie.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
<b>d. STEROWANIE KIERUNKOWE</b>														Ustawienie mocy może być takie dla lotu poziomego, chyba że określono inaczej.
(1) Minimalna prędkość sterowności w locie ( $V_{MCA}$ lub $V_{MCL}$ ) przy zachowaniu norm zdatności do lotu lub własności pilotażowe na małych prędkościach z niepracującym silnikiem	$\pm 3$ kts prędkości	Start lub lądowanie (element bardziej krytyczny)	CT&M	✓	✓	✓	CT&M	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Minimalną prędkość można zdefiniować osiągnięciem lub ograniczeniem sterowności co uniemożliwia zademonstrowanie <math>V_{MC}</math> lub <math>V_{MCL}</math> w sposób konwencjonalny. Moc startową należy ustawić na działającym(y)ch silniku (ach). Można wykorzystać dane z przebiegu w czasie lub serii testów chwilowych.</p> <p>CCA: Test w normalnym LUB nienormalnym stanie sterowania.</p> <p>FNPT i BITD: Ważnym jest, aby istniała realistyczna zależność pomiędzy prędkościami <math>V_{MCA}</math> i <math>V_s</math> dla wszystkich konfiguracji, a szczególnie dla najbardziej krytycznych konfiguracji startowych z odcięciem silnika przy pełnej mocy.</p>	
(2) Reakcja na przechylenie (prędkość kąтова)	$\pm 10\%$ lub $\pm 2$ °/s prędkości przechylenia. Tylko FS: dla samolotów z systemem sterownia ze sprzężeniem zwrotnym: $\pm 10\%$ lub $\pm 1.3$ daN (3lb) siły na wolancie.	Przelot, podejście lub lądowania	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓	✓	✓	✓	✓	Test przy normalnym skręceniu wolantu (około 30% ruchu pełnego). Można połączyć z testem dla stałego sygnału sterowania przechyleniem 2.d(3).	
(3) Stały sygnał sterowania przechyleniem (lub przekroczenie przechyłu)	$\pm 10\%$ lub $\pm 2^\circ$ kąta przechylenia	Podejście lub lądowanie	✓	✓	✓	✓				✓	✓		<p>Utrzymując skrzydła w poziomie wywołać sygnał sterowania przechylem, przesunąć do około 1/3 zakresu steru przechyłu. Przy kącie pomiędzy około <math>20^\circ</math> do <math>30^\circ</math> gwałtownie wrócić do położenia neutralnego i pozostawić na około 10 s w celu swobodnej reakcji samolotu. Można połączyć z testem reakcji na przechylenie 2.d(2).</p> <p>CCA: Test w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.</p>	

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
(4) Stateczność spiralna	<p>Prawidłowa tendencja i <math>\pm 2^\circ</math> lub <math>\pm 10\%</math> kąta przechylenia w ciągu 20 sekund.</p> <p>Przy stosowaniu testu alternatywnego: prawidłowa tendencja i <math>\pm 2^\circ</math> wychylenia lotki.</p>	<p>Przelot i podejście lub lądowanie</p> <p>Przelot</p>	✓	✓	✓	✓							<p>Można użyć uśrednionych danych z wielu prób. Testy w dwóch kierunkach. Jako test alternatywny wykaż sterowanie poprzeczne i kierunkowe wymagane dla wykonania stabilnego zakrętu o nachyleniu ok. <math>30^\circ</math>. CCA: Test w nienormalnym stanie sterowania.</p>
(5) Trymowanie przy niepracującym silniku	$\pm 1^\circ$ wychylenia steru kierunku lub $\pm 1^\circ$ wychylenia trymera kierunku lub równoważne pedału. $\pm 2^\circ$ ślizgu.	2 segment wznoszenia i podejście lub lądowanie	✓	✓	✓	✓	CT&M	✓			✓	✓	<p>Wykonać test w sposób podobny jak pilot trymujący samolot w czasie awarii silnika. Test w 2-gim segmencie wznoszenia powinien być przy mocy startowej. Podejście lub lądowanie powinno być z ciągiem dla lotu poziomego. Mogą być testy chwilowe.</p>
(6) Reakcja steru kierunku	$\pm 2^\circ$ /sek. lub $\pm 10\%$ prędkości odchylenia	Podejście lub lądowanie	✓	✓	✓	✓							<p>Test z wyłączonym i włączonym wspomaganie stateczności. Test z stałym sygnałem wejściowym przy około 25% pełnego ruchu pedału. CCA: Próby w normalnym ORAZ nienormalnym stanie sterowania.</p>
	$\pm 2^\circ$ /s lub $\pm 10\%$ prędkości odchylenia lub $\pm 10\%$ zmiany kierunku.								✓	✓	✓	✓	
(7) Holendrowanie (wyłączony tłumik odchylenia)	$\pm 0.5$ sek. lub $\pm 10\%$ okresu. $\pm 10\%$ czasu do połowy lub podwojonej amplitudy, lub $\pm 0.02$ współczynnika tłumienia. $\pm 20\%$ lub $\pm 1$ sek. różnicy czasu pomiędzy maksimum przechylenia i ślizgu.	Przelot i podejście lub lądowanie	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓		<p>Test składający się z przynajmniej sześciu cykli z wyłączonym wspomaganie stabilizacji kierunku. CCA: Test w nienormalnym stanie sterowania.</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
(8) Ślizg ustalony	<p>Dla określonego położenia steru kierunku:</p> <p>±2° kąta przechylenia, ±1° kąta ślizgu, ±10% lub ±2° wychylenia lotek, ±10% lub ±5° wychylenia spoilerów, lub równoważne skrócenie wolantu, lub przyłożonej siły.</p> <p>Dla FFS reprezentujących samolot z systemami sterowania lotem ze sprzężeniem zwrotnym:</p> <p>± 10 % lub ± 1,3 daN (3 funty) siły koła ± 10 % lub ± 2,2 daN (5 lb) siły nacisku na pedał steru kierunku.</p>	Podejście lub lądowanie	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓	<p>Seria testów chwilowych przy przynajmniej dwu położeniach steru kierunku (w obu kierunkach dla samolotów o napędzie śmigłowym), z których jeden powinien być w położeniu bliskiemu maksymalnemu dopuszczalnemu.</p> <p>Dla FNPT i BITD, tolerancja położenia steru przechyłu ±10% lub zastosowanie ma ±5° zamiast tolerancji dla lotki.</p> <p>Dla BITD, CT&amp;M stanowi tolerancję siły.</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
<b>e. LĄDOWANIA</b>														
(1) Lądowanie normalne	3 kts prędkości, ± 1.5 ° pochylenia, ± 1.5 ° kąta natarcia, ± 3 m (10 ft) lub ± 10% wysokości  Dla samolotów z systemem sterowania ze sprzężeniem zwrotnym, siły na kolumnie  (±10% lub ±2.2daN (5lbs))	Lądowanie	CT&M	✓	✓	✓								Test od minimum 61 m (200 ft) aż do opuszczenia przedniego koła na ziemię. Należy wykazać dwa testy, włącznie z dwoma normalnymi lądowaniami z klapami wysuniętymi (jeżeli ma zastosowanie), z których jedno powinno być przy blisko maksymalnym certyfikowanym ciężarze do lądowania, drugie z ciężarem średnim lub lekkim.  CCA: Testy w normalnym i nienormalnym stanie sterowania.
(2) Lądowanie bez klap lub z klapami wysuniętymi o mały kąt.	3 kts prędkości, ± 1.5 ° pochylenia, ± 1.5 ° kąta natarcia, ± 3 m (10 ft) lub ± 10% wysokości Dla samolotów z systemem sterowania ze sprzężeniem zwrotnym: ±10% lub ±2.2daN (5lbs) siły na kolumnie/sterownicy	Konfiguracja dla minimalnych certyfikowanych klap do lądowania		✓	✓	✓								Test od minimum 61 m (200 ft) aż do opuszczenia przedniego koła na ziemię.  Test przy blisko maksymalnym certyfikowanym ciężarze do lądowania

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(3) Lądowanie z bocznym wiatrem	3 kts prędkości, ± 1.5 ° kąta pochylenia, ± 1.5 ° kąta natarcia, ± 3 m (10 ft) lub ± 10% wysokości ±2 ° kąta przechylenia, ±2 ° kąta ślizgu ±3 °kąta kierunku Dla samolotów z systemem sterowania ze sprzężeniem zwrotnym:  ±10% lub ±2.2daN (5lbs) siły na kolumnie ±10% lub ±1.3daN (3lbs) siły na sterownicy ±10% lub ±2.2daN (5lbs) siły na pedałach kierunku steru	Lądowanie		✓	✓	✓								Test od wysokości minimum 61m (200 ft) AGL do prędkości równej 50% prędkości kontaktu z ziemią głównego podwozia. Wymagane dane z testów, włączając profil wiatru, aż do wartości składowej bocznej wiatru co najmniej 60% wartości AFM mierzonej na wys. 10m (33 stóp) nad drogą startową.
(4) Lądowanie z jednym silnikiem niepracującym	3 kts prędkości, ± 1.5 ° pochylenia, ± 1.5 ° kąta natarcia, ± 3 m (10 ft) lub ± 10% wysokości ±2 ° kąta przechylenia, ±2 ° kąta ślizgu ±3 °kąta kierunku	Lądowanie		✓	✓	✓								Test od wysokości minimum 61m (200 ft) AGL do prędkości równej 50% prędkości kontaktu z ziemią głównego podwozia.
(5) Lądowanie automatyczne (jeśli ma zastosowanie)	±1.5m (5ft) wysokości wyrównania, ±0.5 s lub ±10% T <sub>f</sub> , ±0.7 m/sek. (140 ft/min) prędkości pionowej zniżania podczas przyziemienia, ±3m (10ft) bocznego odchylenia podczas dobiegu	Lądowanie		✓	✓	✓								Jeżeli autopilot zapewnia pomoc w dobiegu, zarejestrować boczne odchylenie od momentu przyziemienia do czasu osiągnięcia 50% prędkości przyziemienia. Należy zapisać czas uruchomienia trybu hamowania przez autopilota i kontaktu z ziemią głównego podwozia. Ten test nie zastępuje testu efektu przyziemnego.  T <sub>f</sub> = czas trwania wyrównania.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(6) Odejście na drugi krąg w autopilocie ze wszystkimi pracującymi silnikami	$\pm 3$ kts prędkości, $\pm 1.5^\circ$ kąta pochylenia, $\pm 1.5^\circ$ kąta natarcia	Zgodnie z AFM		✓	✓	✓								Należy zademonstrować normalne automatyczne odejście na drugi krąg ze średnim ciężarem i wszystkimi silnikami pracującymi.  <b>CCA:</b> Testy w normalnym i nienormalnym stanie sterowania.
(7) Odejście na drugi krąg z jednym silnikiem niepracującym	$\pm 3$ kts prędkości, $\pm 1.5^\circ$ kąta pochylenia, $\pm 1.5^\circ$ kąta natarcia $\pm 2^\circ$ kąta przechylenia, $\pm 2^\circ$ kąta ślizgu	Zgodnie z AFM		✓	✓	✓								Wymagany ciężar bliski maksymalnemu ciężarowi do lądowania z niepracującym silnikiem krytycznym (silnikami). Wykonać jeden test z autopilotem (jeżeli ma zastosowanie) i jeden bez. <b>CCA:</b> Test bez autopilota wykonać w nienormalnym trybie.
(8) Sterowanie kierunkowe (efektywność steru kierunku) podczas lądowania z użyciem ciągu wstecznego symetrycznego	$\pm 5$ kts prędkości $\pm 2^\circ/s$ pręđ. Odchylenia kierunkowego	Lądowanie		✓	✓	✓								Zastosować nacisk na pedały steru kierunku w obie strony przy pełnym ciągu wstecznym aż do minimalnej prędkości operacyjnej dla tego ciągu
(9) Sterowanie kierunkowe (efektywność steru kierunku) podczas lądowania z użyciem ciągu wstecznego niesymetrycznego	$\pm 5$ kts prędkości $\pm 3^\circ$ kąta kierunku	Lądowanie		✓	✓	✓								Utrzymywać kierunek sterem kierunku przy pełnym ciągu wstecznym aż do pełnego wychylenia steru kierunku lub minimalnej prędkości operacyjnej dla tego ciągu.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
<b>f. EFEKT PRZYZIEMNY</b>														
(1) Test demonstrujący efekt przyziemny	$\pm 1^\circ$ wychylenia steru wysokości lub $\pm 0.5^\circ$ wychylenia statecznika, $\pm 5\%$ ciągu netto lub równoważne, $\pm 1^\circ$ kąta natarcia, $\pm 1.5\text{m}$ (5 ft) lub $\pm 10\%$ wysokości, $\pm 3$ kts prędkości, $\pm 1^\circ$ kąta pochylenia	Lądowanie		✓	✓	✓								<p>Proszę odnieść się do AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(ii).</p> <p>Uzasadnienie powinno powstać w drodze analizy wyników.</p> <p><b>CCA:</b> Testy w normalnym LUB nienormalnym stanie sterowania.</p>



TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
<b>g. USKOK WIATRU</b>														
(1) Cztery testy, dwa przy starcie i dwa podczas lądowania, z których jeden w ciszy a drugi podczas uskoku wiatru w celu prezentacji modeli uskoku wiatru	Brak	Start i lądowanie			✓	✓								<p>Modele uskoku wiatru wymagane są w celu umożliwienia prowadzenia specjalistycznego szkolenia dla wykrywania uskoku wiatru oraz postępowania w tego typu zjawiskach.</p> <p>Modele uskoku wiatru winny odnosić się do mierzonych wiatrów lub mających miejsce wypadków lub mogą być ich prostym modelem, który powinien naturalnie występować. Przykładowo, modele mogą składać się z niezależnych, równocześnie działających składowych wiatrów. Modele te winny być dostępne dla wymienionych tu krytycznych faz lotu:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>(1) Krótco przed rotacją podczas startu</li> <li>(2) W czasie oderwania samolotu od ziemi</li> <li>(3) Podczas wznoszenia początkowego</li> <li>(4) Na krótkiej prostej podejścia do lądowania</li> </ol> <p>Modele uskoku wiatru opracowane przez FAA <i>Windshear Training Aid</i>, Royal Aerospace Establishment (RAE), Joint Airport Weather Studies (JAWS) lub pochodzące z innych uznanych źródeł mogą być użyte i wprowadzone, wraz z odpowiednimi referencjami, do QTG. Można użyć modeli wiatrów z innych źródeł, jeżeli są poparte odpowiednimi danymi z samolotu i odniesieniami wprowadzonymi do QTG. Stosowanie innych danych należy uzgodnić z Władzą przed ich wprowadzeniem do QTG celem zatwierdzenia.</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
<b>h. FUNKCJE OBWIEDNI ZABEZPIECZAJĄCEJ PODCZAS MANEWRÓW W LOCIE</b>														Niniejszy paragraf ma zastosowanie tylko do samolotów sterowanych komputerowo (CCA). Wymagane są wyniki historyczne z reakcji na sygnały sterowania podczas zadziałania każdej funkcji ograniczającej przekroczenie (tzn. z normalnymi i niepełnowartościowymi stanami sterowania, jeżeli funkcja jest inna). Ustawić ciąg jak wymagany aby wywołać funkcję ograniczającą przekroczenie.
(1) Nadmierna prędkość	±5 kts prędkości	Przelot	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(2) Prędkość minimalna	±3 kts prędkości	Start, przelot i podejście lub lądowanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(3) Współczynnik przeciążenia	±0.1 g przyśpieszenia normalnego	Start, przelot	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(4) Kąt pochylenia	±1.5 ° kąta pochylenia	Przelot, podejście	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(5) Kąt przechylenia	±2 ° lub ±10% kąta przechylenia	Podejście	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(6) Kąt natarcia	±1.5 ° kąta natarcia	2 segment wznoszenia i podejście lub lądowanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓						

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
<b>i. EFEKTY OBLODZENIA SILNIKA I PŁATOWCA</b>													
(1) Efekty oblodzenia silnika i płatowca. Demonstracja (duży kąt natarcia).		Start lub podejście lub lądowanie (jeden warunek lotu, dwa testy: z oblodzeniem i bez oblodzenia)			✓	✓							Proszę odnieść się do AMC9 FSTD(A).300(b)(3).
<b>3. SYSTEM RUCHU</b>													
a. Zakres częstotliwości	Podane przez operatora w celu kwalifikacji symulatora	Nie ma zastosowania	✓	✓	✓	✓							Odpowiedni test dla zademonstrowania zakresu częstotliwości. Zobacz także AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(B)
b. Wyważenie podpór platformy	Podane przez operatora w celu kwalifikacji symulatora	Nie ma zastosowania	✓	✓	✓	✓							Odpowiedni test dla zademonstrowania wyważenia podpór platformy. Zobacz także AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(B)
c. Próba obrotu	Podane przez operatora w celu kwalifikacji symulatora	Nie ma zastosowania	✓	✓	✓	✓							Odpowiedni test dla zademonstrowania płynności obracania platformy. Zobacz także AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(B)
d. Efekty ruchu													Odnieść się do AMC1 FSTD(A).300 (c)(2) n. testy subiektywne.
e. Powtarzalność systemu ruchu	± 0.05g faktycznych poziomych przyspieszeń platformy	Brak			✓	✓							Dopilnować, aby oprzyrządowanie i oprogramowanie (w normalnym trybie działania symulatora lotu) działało tak samo jak w momencie kwalifikacji. Zmiany w osiągnięciach w stosunku do podstawy kwalifikacji powinny być łatwo identyfikowalne w tym teście Zobacz także AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(D)

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
f. Oznaczenie możliwości systemu sygnałów ruchu	Brak	Na ziemi i w powietrzu	✓	✓	✓	✓								Dla danego kompletu symulowanych w locie manewrów krytycznych zanotuj odpowiednie zmienne ruchu. Testy należy wykonać z odłączonym modułem drgań. Zobacz AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(C).
g. Charakterystyczne drgania ruchu	Brak	Na ziemi i w powietrzu												Zarejestrowane dane z testów drgań charakterystycznych powinny pozwalać na porównanie ich względnej amplitudy i częstotliwości. W testach z zakłóceniami atmosferycznymi, modele z zakłóceniami ogólnego zastosowania, które odwzorowują demonstrowane dane testu w locie są akceptowalne. Zasadniczo, wyniki symulatora lotu powinny wykazywać całościowe występowanie i trendy wykresów samolotu, przynajmniej z kilkoma „szczytami” częstotliwości w granicach 1 lub 2Hz danych samolotu. Patrz AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(E).
Następujące charakterystyczne drgania platformy odczuwalne na pokładzie, odpowiednie wg typu samolotu, wymagają testu z zapisem wyników i zaświadczenia o zgodności:														
(1) Efekt ciągu z włączonymi hamulcami	Nie dotyczy	Ziemia				✓								Test wykonać przy maksymalnie możliwym ciągu z włączonymi hamulcami.
(2) Drgania wywołane wysunięciem podwozia	Nie dotyczy	Lot				✓								Warunki testu w normalnej prędkości operacyjnej, a nie przy prędkości ograniczającej podwozie.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(3) Drgania wywołane wysunięciem klap	Nie dotyczy	Lot				✓								Warunki testu w normalnej prędkości operacyjnej, a nie przy prędkości ograniczającej kłapy.
(4) Drgania wywołane wysunięciem hamulców aerodyn.	Nie dotyczy	Lot				✓								
(5) Drgania podczas przeciągnięcia.	Nie dotyczy	Przelot (na dużej wysokości), wznoszenie w drugim segmencie i podejście lub lądowanie.			✓	✓								<p>Test wymagany tylko dla FSTD, które mają być zakwalifikowane do zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu lub dla tych samolotów, które wykazują drgania przed przeciągnięciem przed aktywacją systemu ostrzegania o przeciągnięciu.</p> <p>Testy muszą być przeprowadzone dla zakresu kąta natarcia między progiem percepcji drgań przez pilota a kątem natarcia przeciągnięcia. Charakterystyki po przeciągnięciu nie są wymagane.</p> <p>Jeżeli ustabilizowane dane lotu między progiem percepcji drgań i kątem natarcia nie są dostępne, należy przeprowadzić analizę PSD dla okresu od pierwszych drgań do kąta przeciągnięcia. Proszę odnieść się do tabeli testów funkcjonalnych i subiektywnych: AMC1 FSTD(A).300, Test 3.n.(6).</p>
(6) Duża pręđ. lub drgania podczas zbliżania się do granicznej wartości liczby Macha	Nie dotyczy	Lot				✓								Test wykonać w warunkach, gdy drgania pojawiają się w manewrach przy dużych prędkościach/zmianą kierunku wiatru lub alternatywnie, podczas zbliżania się do granicznej wartości liczby Macha.
(7) Wibracje w trakcie lotu	Nie dotyczy	Lot (czysta konfiguracja)				✓								Test wykonać w warunkach reprezentatywnych dla drgań podczas lotu dla samolotów napędzanych śmigłem.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
<b>4. SYSTEM WIZUALIZACJI</b>													
a. CZAS REAKCJI SYSTEMU													
(1) Opóźnienie w przekazie	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 150 milisekund lub mniej po ruchu sterownicy.</li> <li>- 300 milisekund lub mniej po ruchu sterownicy</li> </ul>	Przechylenie, pochylenie, odchylenie			✓	✓							<p>Wymaga się osobnego testu dla każdej osi. Patrz Załącznik 5 do AMC1 FSTD(A).300.</p> <p>Dla FNPT I i BITD zastosowanie ma tylko czas reakcji przyrządów.</p>
---lub---			✓	✓			✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(2) Zwłoka	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 150 milisekund lub mniej po ruchu sterownicy.</li> <li>- 300 milisekund lub mniej po ruchu sterownicy</li> </ul>	Start, przelot, i podejście lub lądowanie			✓	✓							<p>Wymaga się pojedynczego testu dla każdej osi (pochylenie, przechylenie, odchylenie) dla każdego z trzech warunków porównanych z danymi samolotu przy podobnym sygnale. Scena wizualna lub test użyty podczas testowania reakcji będzie reprezentatywny dla wymaganych możliwości systemu do spełnienia zdolności wizualizacji dziennej, o zmierzchu, świcie i w nocy, co będzie miało zastosowanie.</p> <p>Tylko FS: Testy reakcji muszą być powtórzone w świetle dziennym, o zmierzchu i w nocy, co będzie miało zastosowanie.</p> <p>Dla FNPT I i BITD zastosowanie ma tylko czas reakcji przyrządów.</p>
			✓	✓			✓	✓	✓	✓	✓	✓	

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
b. TESTY SYSTEMU PREZENTACJI														
(1) (a) Ciągłe kolimowane pole widzenia z kabiny	<p>Ciągłe, min. kolimowane pole widzenia z kabiny zapewniające każdemu pilotowi pole widzenia 180 ° w poziomie i 40° w pionie.</p> <p>Horyzontalne pole widzenia: Nie mniej niż łącznie 180° w poziomie (włącznie z nie mniej niż ±88° zmierzonych z dowolnej strony od punktu oka pilota).</p> <p>Pionowe pole widzenia: Nie mniej niż 36° od punktu oka pilota i drugiego pilota.</p>	Nie dotyczy			✓	✓								<p>Pole widzenia należy zademonstrować przy użyciu rastrowego obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (wszystkie kanały), złożonego z czarnych i białych kwadratów nie większych niż 5 stopni. Zestrojenie musi być potwierdzone poprzez wystawienie SOC (Oświadczenia o zgodności).</p>
(b) Ciągłe kolimowane pole widzenia	<p>Ciągłe, min. kolimowane pole widzenia z kabiny zapewniające każdemu pilotowi pole widzenia 45 ° w poziomie i 30° w pionie.</p>	Nie dotyczy	✓	✓										<p>30° pole pionowego widzenia może być nie wystarczające dla spełnienia wymagań AMC1 FSTD(A).300</p> <p>Tabela (b)(3) 4.c. (widoczny wycinek ziemi).</p>

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(2) Geometria systemu	5° odległość kątowa $\pm 1^\circ$ , mierzona od punktu oka pilota, i w ramach 1.5° dla sąsiadujących kwadratów.	Nie dotyczy	✓	✓	✓	✓								Geometrię systemu należy zademonstrować przy użyciu rastrowego obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (trzy kanały lub więcej), złożonego z czarnych i białych kwadratów nie większych niż 5 stopni ° czarnych i białych kwadratach z punktami świetlnymi na przecięciach. Operator musi zademonstrować, że odległość kątowa dowolnie wybranych kwadratów 5° i odpowiednia odległość od kwadratów sąsiadujących mieści się granicach tolerancji. Założeniem niniejszego testu jest zademonstrowanie liniowości lokalnej wyświetlanego obrazu w punkcie dowolnego oka pilota.
(3) Współczynnik kontrastu powierzchniowego	Nie mniejszy niż 5:1	Nie dotyczy			✓	✓								<p>Współczynnik kontrastu powierzchniowego należy zademonstrować przy użyciu rastrowego obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (wszystkie kanały). Obraz testowy powinien składać się z czarnych i białych kwadratów nie większych niż 5 stopni na kwadrat i z białym kwadratem w środku każdego kanału.</p> <p>Pomiar, dla każdego kanału należy wykonać na centralnym jasnym kwadracie przy użyciu fotometru punktowego o rozdzielczości 1°. Wartość rozjaśnienia powinna wynosić minimum 7 cd/2 (2ft-lamberts). Zmierz dowolny sąsiadujący ciemny kwadrat. Kontrast powierzchni jest to stosunek wartości dla jasnego kwadratu do wartości dla ciemnego kwadratu.</p> <p>Uwaga: w trakcie pomiaru współczynnika kontrastu, poziom oświetlenia otoczenia w kabinie tylnej i kokpicie powinien wynosić zero.</p>



TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(4) Jaskrawość rozjaśnienia	Nie mniej niż 20 cd/ 2 (6ft-lamberts) na ekranie	Nie dotyczy			✓	✓								Jaskrawość rozjaśnienia należy mierzyć z zachowaniem tego samego pełnego obrazu testowego opisanego w 4.b.3) powyżej, nakładając rozjaśnienie na środkowy biały kwadrat w każdym kanale i mierząc jaskrawość rozjaśnienia przy użyciu fotometru punktowego o rozdzielczości 1°. Punkty świetlne nie są dopuszczalne. Dopuszczalne jest wykorzystanie możliwości kaligraficznych do poprawy jaskrawości rastru
(5) Rozdzielczość	Nie większa niż 2 minuty kątowe	Nie dotyczy			✓	✓								Rozdzielczość należy zademonstrować za pomocą testu z obiektami pokazywanymi w taki sposób, aby zajmowały na wizualizowanym obrazie kąt widzenia nie większy niż określona wartość w minutach kątowych z punktu oka pilota. Oko uchwyci 2 minuty kątowe (art. tan (4/6 876)x60) na 3° ścieżce schodzenia, 6876 stóp zakresu nachylenia od centralnie położonego progu pomalowanego w białe pasy o szer. 16 stóp i odstępach 4 stóp na czarnej powierzchni drogi startowej. To należy potwierdzić obliczeniami w oświadczeniu o zgodności.
(6) Wielkość punktu świetlnego	Nie większa niż 5 minut kątowych	Nie dotyczy			✓	✓								Wielkość punktu świetlnego należy zmierzyć na obrazie testowym składającym się z pojedynczego rzędu punktów świetlnych o długości zmniejszanej aż do dostrzegalnego zaniku zmian intensywności. Rząd 48 punktów świetlnych utworzy 4° kąt lub mniejszy.
(7) Współczynnik kontrastu punktu świetlnego	Nie mniej niż 10:1  Nie mniej niż 25:1	Nie dotyczy	✓	✓										Współczynnik kontrastu punktu świetlnego należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego, gdzie 1° powierzchni wypełniony jest punktami świetlnymi (tzn. modulacja punktów świetlnych ledwo zauważalna) i porównać z sąsiadującym tłem.  Uwaga: w trakcie pomiaru współczynnika kontrastu, poziom oświetlenia otoczenia w kabinie tylnej i kokpicie powinien wynosić zero.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC		
c. WIDOCZNY WYCINEK ZIEMI	<p>Bliski kraniec. Światła ustawione jako widoczne mają być widoczne w FSTD.</p> <p>Daleki kraniec Ścieżka schodzenia : ±20% ustawionego VGS.</p>	Samolot wytrzymaony w konfiguracji do lądowania na ścieżce zniżania na wys. 30 m (100 ft), licząc położenie kół, nad strefą przyziemienia przy RVR 300m (1000 ft) lub 350m (1200 ft)	✓	✓	✓	✓				✓	✓		<p>Widoczny wycinek ziemi. Test ten jest opracowany aby ocenić elementy mające wpływ na dokładność widocznego obrazu wyświetlanego pilotowi przy DH lub podejściu ILS. Elementy te to:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- RVR, - ścieżka schodzenia (G/S) i dokładność modelowania wiązki prowadzącej (położenie i kąt nachylenia) dla ILS, - dla podanej masy, konfiguracji i prędkości reprezentatywnej dla punktu mieszczącego się w obwiedni operacyjnej samolotu dla normalnego podejścia i lądowania.</li> </ul> <p>Jeżeli używana jest niejednorodna mgła, to pionowe zróżnicowane w widoczności horyzontalnej musi być opisane i uwzględnione w obliczeniach zakresu pochyłu widzialności stosowanego przy wyliczaniu VGS.</p> <p>FNPT: Jeżeli jako podstawowy model używany jest samolot rodzajowy, to 15° kąt odcięcia uważa się za idealny.</p>
5. SYSTEMY DŹWIĘKOWE													<p>Wszystkie testy w tej sekcji należy przedstawić w formacie nie ważonego pasma o szerokości 1/3 oktawy od pasma 17 do 42 (50Hz do 16Hz). Należy przyjąć średnio min 20s w miejscu korespondującym z zestawem danych samolotu. Wyniki samolotu i symulatora muszą być wytworzone przy zastosowaniu porównywalnych technik analizy danych Patrz AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(v).</p>
a. SAMOLOTY TURBO-ODRZUTOWE													
(1) Gotowość do uruchomienia silnika	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓							Normalne warunki przed uruchomieniem silnika. Jeżeli ma zastosowanie, włączone APU.
(2) Wszystkie silniki w ustawieniu jałowym	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓							Normalne warunki przed startem.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(3) Wszystkie silniki z maksymalnym dopuszczalnym ciągiem i ustawionymi hamulcami	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓								Normalne warunki przed startem.
(4) Wznoszenie	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Wznoszenie na trasie				✓								Średnia wysokość.
(5) Przelot	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Przelot				✓								Normalna konfiguracja przelotowa
(6) Hamulec aerodynamiczny/ wypuszczone spojłery (co ma zastosowanie)	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Przelot				✓								Normalne i stałe wychylenie hamulców aerodynamicznych dla zniżania o stałej prędkości i stałym ustawieniu mocy.
(7) Początkowe podejście	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Podejście				✓								Stała prędkość, podwozie schowane, klapy/słaty jak potrzeba.
(8) Podejście końcowe	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Lądowanie				✓								Stała prędkość, podwozie wypuszczone, pełne klapy.
b. SAMOLOTY ŚMIGŁOWE														
(1) Gotowość do uruchomienia silnika	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓								Normalne warunki przed uruchomieniem silnika. Jeżeli ma zastosowanie, APU powinno być włączone.
(2) Wszystkie śmigła ustawione w chorażewkę	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓								Normalne warunki przed startem.
(3) Bieg jałowy na ziemi lub równoważne	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓								Normalne warunki przed startem.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
(4) Gaz jałowy w powietrzu lub równoważne	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓								Normalne warunki przed startem.
(5) Wszystkie silniki z maksymalnym dopuszczalnym ciągiem i ustawionymi hamulcami	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Ziemia				✓								Normalne warunki przed startem.
(6) Wznoszenie	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Wznoszenie na trasie				✓								Średnia wysokość
(7) Przelot	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Przelot				✓								Normalna konfiguracja w przelocie.
(8) Podejście początkowe	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Podejście				✓								Stała prędkość, podwozie schowane, kłapy wypuszczone jak potrzebne, RPM zgodnie z instrukcją operacyjną.
(9) Podejście końcowe	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy	Lądowanie				✓								Stała prędkość, podwozie wypuszczone, pełne kłapy, RPM zgodnie z instrukcją operacyjną.
c. SZCZEGÓLNE PRZYPADKI	±5 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy					✓								Przypadki szczególne zidentyfikowane jako szczególnie znaczące dla pilota, ważne w procesie szkolenia lub unikalne dla konkretnego typu samolotu lub wariantu.

TESTY	TOLERANCJA	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	pierw	okres	I	II	MCC			
d. SZUMY W SYMULATORZE LOTU	Ocena początkowa: nie dotyczy Ocena okresowa: ±3 dB na pasmo o szerokości 1/3 oktawy w porównaniu do oceny początkowej					✓								Wyniki szumów przy ocenie początkowej muszą być zawarte w dokumencie QTG i zatwierdzone przez zatwierdzającą Władzę Lotniczą. Symulowany dźwięk będzie oceniony, aby stwierdzić, czy szумы nie przeszkadzają w szkoleniu. Patrz AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(v)(F). Pomiary należy wykonać przy działającej symulacji z wyciszonym dźwiękiem i niedziałającym kokpitem.
e. CZĘSTOTLIWOŚĆ REAKCJI	Ocena początkowa: nie dotyczy Ocena okresowa: Nie może przekroczyć ±5 dB na trzech kolejnych pasmach, gdy porównywana do oceny początkowej i średnia różnic bezwzględnych pomiędzy wynikami oceny początkowej i okresowej nie może przekroczyć 2dB.				✓	✓								Zgodnie z AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(v)(G) wymagane tylko wówczas, jeżeli wyniki mają być wykorzystane podczas ocen okresowych. Wyniki będą uznane przez Władzę Lotniczą podczas oceny początkowej.

## (4) Informacja dotycząca testów walidacyjnych

## (i) Dynamika sterowania

## (A) Ogólne

Duży wpływ na własności pilotażowe mają charakterystyki systemu sterowania samolotem. Istotnym czynnikiem, który bierze pod uwagę pilot przy akceptacji statku powietrznego jest „czucie”, jakie zapewniają urządzenia sterowania lotem. Dokłada się starań w zakresie konstrukcji systemu zapewniającego „czucie” statku powietrznego, tak aby piloci czuli się komfortowo i uważali statek powietrzny za taki, na którym chcieliby latać. By FSTD było dobrym odwzorowaniem statku powietrznego, powinno również oferować pilotowi właściwe czucie - takie jak w przypadku statku powietrznego, który jest symulowany. Spełnienie tego wymagania powinno być potwierdzone przez porównanie zapisów dynamiki czucia sterów w FSTD z pomiarami rzeczywistego statku powietrznego w stosownej konfiguracji.

(a) Dla oceny dynamicznych właściwości układów elektromechanicznych, klasycznie stosuje się metodę zapisu reakcji na impuls lub pobudzenie stopniowane. W każdym razie, możliwe jest jedynie przybliżenie właściwości dynamicznych, gdyż rzeczywiste sygnały wejściowe i odpowiedzi są tylko przybliżone. Tak więc bardzo ważnym jest, aby zebrać możliwie najlepsze dane ponieważ pokrywanie się w wysokim stopniu systemu siłowego FSTD z systemami statku powietrznego ma zasadnicze znaczenie. Wymagane sprawdzenia dynamiki sterowania podane są w pkt. 2.3-2b(1) do (3) w tabeli testów walidacyjnych FSTD.

(b) Dla oceny początkowej i pomodernizacyjnej wymaga się, aby parametry dynamiki sterowania były mierzone i rejestrowane bezpośrednio przy urządzeniach sterowania lotem. Tę procedurę zwykle realizuje się przez pomiar swobodnej reakcji urządzeń sterowania przy zastosowaniu stopniowanego lub impulsowego sygnału pobudzającego system. Procedurę należy wykonać w odpowiednich warunkach i konfiguracjach lotu.

(c) Dla samolotów z układami sterowania bez sprzężenia zwrotnego pomiary można wykonać na ziemi, jeżeli są zapewnione odpowiednie sygnały wejściowe dla czujników z rurką Pitota reprezentujące typowe prędkości lotu (jeżeli ma to zastosowanie). I podobnie, dla niektórych samolotów można wykazać, że konfiguracje do startu, przelotowa i do lądowania mają zbliżone skutki. Tak więc jeden pomiar może wystarczać dla innych. Jeżeli jedno lub oba rozważania mają zastosowanie, należy przedstawić dowody techniczne lub racje producenta samolotu jako uzasadnienie dla testów na ziemi lub dla wyeliminowania danej konfiguracji. Dla FSTD wymagających testów statycznych i dynamicznych przy urządzeniach sterowania, podczas oceny początkowej i ocen pomodernizacyjnych nie będą wymagane specjalne urządzenia kontrolne, jeżeli w MQTG są podane zarówno wyniki uzyskane przy użyciu urządzeń kontrolnych oraz wyniki uzyskane przy podejściu alternatywnym – takie, jak wykresy komputerowe, które powstały w tym samym czasie – i wykazują zadowalającą zgodność. Tak więc powtórzenie metody alternatywnej podczas oceny wstępnej spełni wymóg tego testu.

## (B) Ocena dynamiki sterowania

Właściwości dynamiczne układów sterowania są często wyrażane za pomocą pomiarów częstotliwości, tłumienia i pewnej liczby innych klasycznych pomiarów, które można znaleźć w tekstach poświęconych układom sterowania. W celu określenia spójnej metody zatwierdzania wyników testów dotyczących siłowego systemu FSTD potrzebne są kryteria, które jednoznacznie zdefiniują interpretację pomiarów i tolerancji, które mają być zastosowane. Kryteria są potrzebne dla układów niedotłumionych, przetłumionych i o tłumieniu krytycznym. W przypadku układu niedotłumionego o bardzo małym tłumieniu układ może być oceniony ilościowo w kategoriach częstotliwości i tłumienia. W układach o tłumieniu krytycznym lub układach przetłumionych częstotliwości i tłumienia nie da się od razu wyznaczyć z historycznego zapisu reakcji.. W związku z tym należy posłużyć się innym pomiarem.

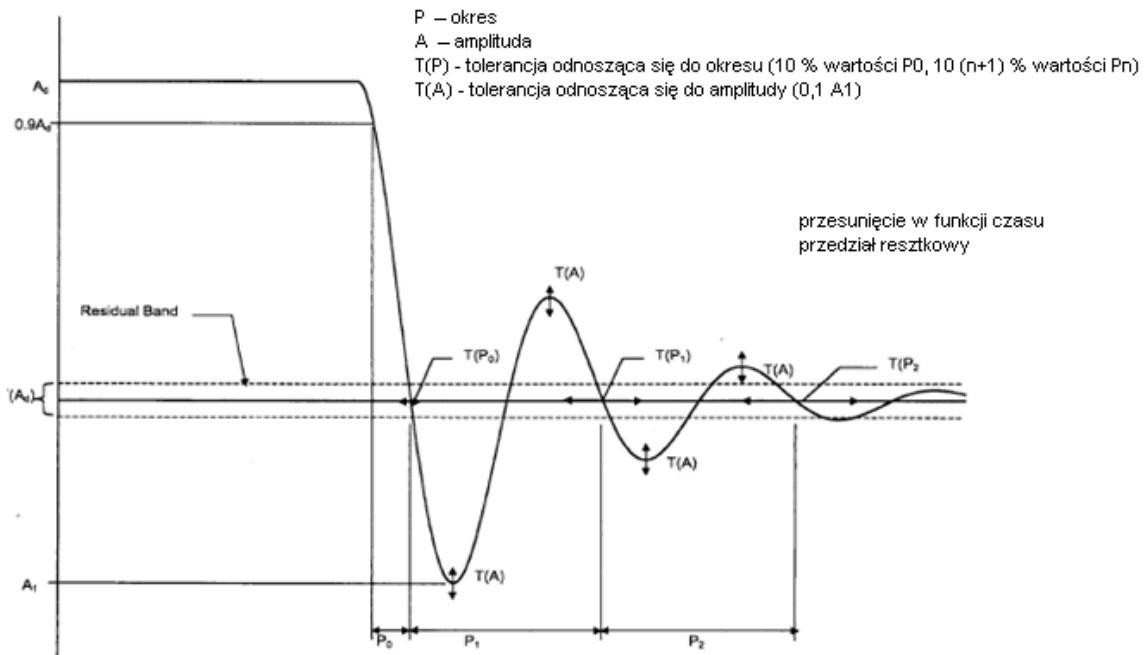
Testy dla zweryfikowania, czy dynamika czucia sterów odpowiada dynamice dla samolotu powinny wykazać, że dynamiczne cykle tłumienia (swobodna odpowiedź urządzeń sterowania) pokrywają się z cyklami dla samolotu w podanych granicach tolerancji. Metoda oceny odpowiedzi i tolerancje, jakie należy zastosować w przypadku układów niedotłumionych i układów o tłumieniu krytycznym są następujące:

- (a) Odpowiedź niedotłumiona.
  - (1) Potrzebne są dwa pomiary dla okresu, czas do pierwszego przejścia przez stan wyjściowy (w przypadku, gdy istnieje ograniczenie dla współczynnika) i częstotliwość następujących potem oscylacji. W przypadku, gdy okresy odpowiedzi nie są jednakowe, cykle należy mierzyć indywidualnie. Każdy okres będzie niezależnie porównany z odpowiednim okresem dla układu sterowania samolotem, a następnie będzie „korzystał” z pełnej, określonej dla tego okresu tolerancji.
  - (2) Do przerzutów tolerancja tłumienia powinna być stosowana indywidualnie. Przy stosowaniu tolerancji dla małych przerzutów należy zachować ostrożność, gdyż ich znaczenie staje się wątpliwe. Należy rozważać tylko przerzuty większe od 5% całkowitego początkowego przesunięcia. Przedział resztkowy, oznaczony na rysunku 1 jako  $T(A_d)$  wynosi  $\pm 5\%$  początkowej amplitudy przesunięcia  $A_d$  względem wartości oscylacji w stanie ustalonym. Tylko oscylacje przekraczające przedział resztkowy są uważane za istotne. Proces porównania danych FSTD z danymi samolotu należy rozpocząć od nałożenia na siebie lub wyrównania wartości w stanie ustalonym, a następnie należy porównać amplitudy szczytów oscylacji, czas pierwszego przejścia przez stan wyjściowy i poszczególne okresy oscylacji. W porównaniu z danymi samolotu FSTD powinno wykazać tę samą liczbę istotnych przerzutów z dokładnością do jednego. Tę procedurę oceny odpowiedzi ilustruje rysunek 1 poniżej.
- (b) Odpowiedź o tłumieniu krytycznym i odpowiedź przetłumiona. Ze względu na naturę odpowiedzi o tłumieniu krytycznym i odpowiedzi przetłumionej (brak przerzutów) czas do osiągnięcia 90% wartości stanu ustalonego (punkt neutralny) powinien być taki sam jak na samolocie  $\pm 10\%$ . Rysunek 2 ilustruje tę procedurę.
- (c) Rozważania specjalne. Układy sterowania, które wykazują właściwości inne niż klasyczne odpowiedzi przetłumione lub niedotłumione powinny spełniać określone tolerancje. Ponadto

należy zwrócić szczególną uwagę na zapewnienie zachowania istotnych tendencji.

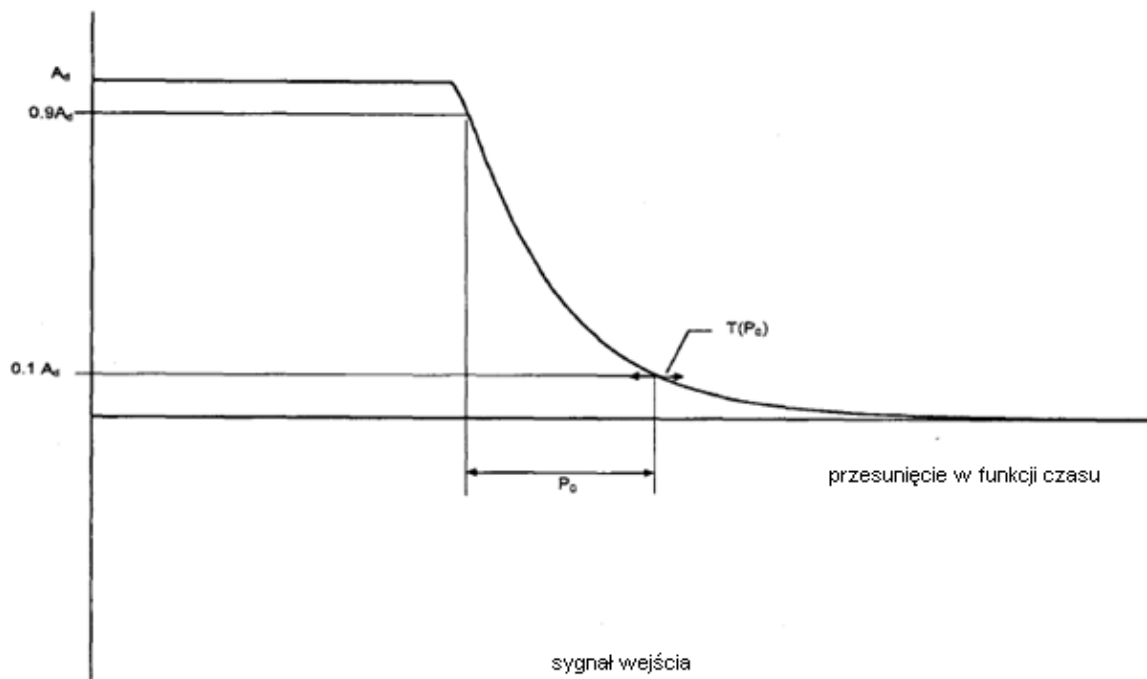
(C) Tolerancje. Poniższa tabela podsumowuje tolerancje, T. Patrz rysunki 1 i 2 dla ilustracji pomiarów, do których się odnoszą.

$T(P_0)$	$\pm 10\% P_0$
$T(P_1)$	$\pm 20\% P_1$
$T(P_2)$	$\pm 30\% P_2$
$T(P_n)$	$\pm 10 (n+1)\% P_n$
$T(A_n)$	$\pm 10\% A_1$
$T(A_d)$	$\pm 5\% A_d =$ przedział resztkowy
Przerzuty istotne	Pierwszy przerzut i $\pm 1$ kolejnych przerzutów



Rys. 1 Niedotłumiona odpowiedź na pobudzenie stopniowane





Rys. 2 Odpowiedź na pobudzenie stopniowane o tłumieniu krytycznym

(D) Alternatywna metoda oceny dynamiki sterowania.

Alternatywna metoda walidacji dynamiki sterowania dla statków powietrznych z hydraulicznymi urządzeniami sterowania lotem i układami symulacji obciążeń polega na pomiarze siły sterującej i szybkości ruchu. Dla każdej osi pochyleń, przechyleń i odchylenia należy wymusić maksymalne skrajne położenie steru z następującymi niżej wymienionymi różnymi szybkościami. Niniejsze testy powinny być wykonane w typowych warunkach lotu i na ziemi.

- (a) Test statyczny – przesunąć powoli ster tak, aby przesunięcie w pełnym zakresie trwało około 100 sekund. Pełny zakres określa się jako ruch sterownika od położenia neutralnego do punktu zatrzymania, zwykle w prawym lub tylnym położeniu, następnie do punktu zatrzymania w przeciwnym położeniu, a potem do położenia neutralnego.
- (b) Wolny test dynamiczny – wykonać pełne przesunięcie w około 10 sekund.
- (c) Szybki test dynamiczny - wykonać pełne przesunięcie w około 4 sekund.

Uwaga: Dynamiczne przesunięcia mogą być ograniczone do sił nie przekraczających 44,5daN (100lbs).

(E) Tolerancje

- (a) Test statyczny, patrz punkt 2.3 – 2.a(1), (2), i (3) tabeli Testów Walidacyjnych FSTD
- (b) Test dynamiczny -  $\pm 0.9\text{daN}$ (2lbs) lub  $\pm 10\%$  dla przyrostu dynamiki powyżej testu statycznego

Władza Lotnicza jest otwarta na alternatywne metody takie jak metoda opisana powyżej. Takie alternatywne metody muszą jednak być uzasadnione i odpowiednie dla wniosku. Np., metoda tutaj

opisana może nie mieć zastosowania do układów wszystkich producentów, a na pewno nie do samolotów z układami sterowania ze sprzężeniem zwrotnym. Tak więc każdy przypadek należy rozważyć osobno wraz z jego pojawieniem się. Jeżeli Władza Lotnicza uzna, że wyniki zastosowanych metod alternatywnych nie wykazują zadawalających rezultatów, należy zastosować bardziej konwencjonalne, akceptowalne sposoby.

(ii) Efekt przyziemny

- (A) FSTD, które ma być wykorzystywane do oderwania i przyziemienia musi wiernie odtwarzać zmiany aerodynamiczne zachodzące w wyniku efektu przyziemnego. Parametry wybrane dla walidacji FSTD muszą uwzględniać te zmiany.

Należy zapewnić specjalny test do weryfikacji zmian aerodynamicznych zachodzących w wyniku efektu przyziemnego.

Wybór testu i procedur dla weryfikacji zmian aerodynamicznych zachodzących w wyniku efektu przyziemnego leży w gestii organizacji wykonującej testy w locie; jednak taki test wykonywany w bliskości ziemi musi trwać na tyle długo, aby model efektu przyziemnego można było ocenić w sposób wystarczający.

- (B) Dopuszczalne testy walidacyjne dla efektu przyziemnego obejmują:

- (a) Przeloty poziome. Loty poziome powinny być wykonane na minimalnej z trzech wysokości z wpływem ziemi, w tym jeden na wysokości nie wyższej niż 10% rozpiętości skrzydeł, jeden na wysokości nie wyższej niż 30% i jeden na nie wyższej niż 50% rozpiętości skrzydeł, gdzie wysokość odnosi się do opony głównego podwozia nad ziemią. Ponadto, należy wykonać jeden poziomy lot w stanie zrównowazenia aerodynamicznego bez efektu przyziemnego, np. na wysokości 150% rozpiętości skrzydeł.
- (b) Lądowanie z płytkiego podejścia. Lądowanie z płytkiego podejścia należy wykonać po ścieżce zniżania nachylonej o około 1 stopień z pomijalnymi działaniami pilota aż do wyhamowania.

Jeżeli proponowane są inne metody, należy przedstawić uzasadnienie potwierdzające, że wykonane testy potwierdzają poprawność modelu efektu przyziemnego.

- (C) Własności poprzeczno-kierunkowe są również zmienione przez efekt przyziemny. Np. zmiany podczas wznoszenia wpływają na tłumienie przechyłu. Zmiany w tłumieniu przechyłu będą miały wpływ na inne tryby dynamiczne, zazwyczaj oceniane podczas walidacji FSTD. Tak więc, poprzeczno-kierunkowa oscylacja (holendrowanie), stateczność poprzeczna i tempo przechylenia dla danego sygnału sterowania poprzecznego ulegają zmianie na skutek wpływu z ziemi. Będzie to miało również wpływ na stałe kierunki ślizgów. Te wpływy muszą również być uwzględnione w odwzorowywanym modelu w FSTD. Kilka testów, takich jak : „lądowanie przy bocznych wiatrach”, lądowanie z jednym niedziałającym silnikiem” oraz „awaria silnika przy starcie” służą sprawdzeniu poprzeczno-kierunkowego efektu przyziemnego, gdyż część z nich jest wykonywana przy przechodzeniu wysokości, gdzie poważnym czynnikiem jest efekt przyziemny.

(iii) Układ ruchu

- (A) Ogólne

- (a) Piloci korzystają z ciągłych sygnałów informacyjnych dla kontrolowania stanu samolotu. Razem z przyrządami i informacjami wizualnymi ze świata zewnętrznego odczuwane całym ciałem sygnały zwrotne ruchu stanowią dla pilota niezbędną pomoc w kontrolowaniu dynamiki samolotu, szczególnie przy występowaniu zewnętrznych zakłóceń. Działanie układu ruchu musi spełniać podstawowe obiektywne kryteria sprawności, jednocześnie będąc subiektywnie dostosowane do położenia fotela pilota, tak aby odwzorowywało liniowe i kątowe przyspieszenia samolotu występującego w z góry ustalonych warunkach podczas wykonywania minimalnego zestawu manewrów. Dodatkowo, reakcja systemu przekazującego sygnały ruchu powinna być powtarzalna.
  - (b) Zamiarem obiektywnych testów walidacyjnych przedstawianych w niniejszym punkcie jest kwalifikacja systemu sygnałów ruchu FSTD z punktu widzenia jego sprawności technicznej. Dodatkowo, wykaz efektów ruchu zapewnia reprezentatywną próbkę warunków dynamicznych, które powinny znajdować się w FSTD. Do niniejszego dokumentu dodano wykaz reprezentatywnych, przeznaczonych do przećwiczenia manewrów krytycznych, które muszą być zarejestrowane podczas oceny początkowej (ale bez tolerancji), aby wykazać, że oznaczono możliwości systemu sygnałów ruchu FSTD. Mają one ułatwić podwyższanie całościowego standardu systemu sygnałów ruchu FSTD.
- (B) Sprawdzenie układu ruchu
- Założeniem testów, jak opisano w tabeli testów walidacyjnych FSTD, punkt 2.3 – 3.a, częstotliwość reakcji, 3.b wyważenie podpór platformy i 3.c test obrotu jest zademonstrowanie zachowania się urządzeń układu ruchu i sprawdzenie spójności ustawień związanych z ruchem w aspekcie kalibracji i zużycia. Testy te są niezależne od oprogramowania zapewniającego dostarczanie sygnałów ruchu i powinny być rozpatrywane jako testy robotyczne.
- (C) Oznaczenie możliwości systemu sygnałów ruchu
- (a) Podstawa. Celem tego testu jest dostarczenie ilościowych zapisów historycznych czasu reakcji układu ruchu na wybrany zestaw automatycznie aktywowanych manewrów QTG w trakcie oceny początkowej. Założeniem testu nie jest porównanie przyspieszeń ruchomej platformy z przyspieszeniami zapisanymi podczas testu w locie (tzn. nie porównywać z sygnałami samolotu). Niniejsza informacja opisuje minimalny zestaw manewrów oraz zawiera wytyczne dla zapisania „zdjęcia” ruchu FSTD. Jeżeli po upływie czasu następuje zmiana w początkowo certyfikowanym oprogramowaniu układu ruchu lub oprzyrządowania układu ruchu, to te podstawowe testy należy powtórzyć.
  - (b) Wykaz testów. Tabela 1 wyszczególnia te testy, które są ważne do aktywacji systemu sygnałów ruchu pilota mające zastosowanie do wszystkich typów samolotów, stąd oznaczenie możliwości systemu sygnałów ruchu należy wykonać podczas oceny początkowej. Testy te można wykonać w każdym momencie akceptowanym przez Władzę Lotniczą, przed lub podczas oceny początkowej. Próby wyszczególnione w tabeli 2 są również ważne do aktywacji systemu sygnałów ruchu przez pilota, ale podane są tylko do informacji. Nie wymaga się wykonania tych testów.

- (c) Priorytet. Każdy z tych manewrów oznaczony jest jako priorytet (X), aby podkreślić znaczenie manewrów, które mają bezpośredni wpływ na percepcję pilota i kontrolę nad ruchem samolotu. Dla manewrów podanych w poniższych tabelach, a oznaczonych priorytetem, system reakcji sygnałów ruchu FSTD musi posiadać duży przyrost współrzędnych przechyłu, duży przyrost rotacji i wysoką korelację w odniesieniu do modelu odwzorowywanego samolotu.
  - (d) Zapis danych. Przedstawiony minimalny wykaz parametrów pozwala na oznaczenie reakcji sygnałów ruchu FSTD dla oceny początkowej. Niżej wyszczególnione parametry są zalecane jako akceptowalne dla realizacji takiej funkcji:
    - (1) przyspieszenie modelu latającego i polecenie tempa obrotów w punkcie odniesienia pilota;
    - (2) położenie sygnałów ruchu;
    - (3) aktualne położenie platformy;
    - (4) faktyczne przyspieszenie platformy w punkcie odniesienia pilota;
- (D) Przeprowadzanie testu powtarzalności przekazywania sygnałów ruchu
- Celem tego testu jest sprawdzenie czy oprogramowanie i oprzyrządowanie układu ruchu nie zużyło się i w wyniku upływu czasu nie uległo zmianie. Test diagnostyczny należy wykonać podczas testów okresowych zamiast testów robotycznych. To ułatwi stwierdzenie zmian w oprogramowaniu lub stopień zużycia oprzyrządowania, które negatywnie obniżyło szkoleniową jakość ruchu w stosunku do przyjętej podczas oceny początkowej. Poniżej przedstawiona informacja wykreśla metodologię, którą należy zastosować podczas wykonywanej testu.
- (a) Warunki:
    - (1) Jeden test na ziemi: do określenia przez operatora;
    - (2) Jeden test w locie: do określenia przez operatora.
  - (b) Sygnały wejściowe: Należy wprowadzić takie sygnały wejściowe, aby zarówno przyspieszenie obrotów/tempo oraz przyspieszenie liniowe zostało wprowadzone przed przemieszczeniem środka ciężkości samolotu do punktu odniesienia pilota z minimalną amplitudą 5 stopni/sek./sek., 10 stopni/sek. i odpowiednio 0,3g, aby zapewnić odpowiednią analizę wyników.
  - (c) Zalecane wyniki:
    - (1) faktyczne przyspieszenie liniowe platformy; wyniki zawierać będą przyspieszenia powstałe w wyniku przyspieszenia liniowego oraz ruchu obrotowego;
    - (2) położenie sygnałów ruchu.

Poz.	Stosowny test walidacyjny	Manewr	Priorytet	Uwagi
1	1b4	Rotacja w trakcie startu (Vr do V2)	x	Zmiana pochylenia w związku z początkowym wznoszeniem powinna dominować nad pochyłem kabiny spowodowanym przyspieszeniem wzdłużnym
2	1b5	Awaria silnika pomiędzy V1 do Vr	x	
3	2e6	Zmiana skoku podczas odejścia	x	
4	2c2 i 2c4	Zmiany konfiguracji	x	
5	2c1	Dynamika zmian mocy	x	Skutki zmian mocy
6	2e1	Wyrównanie przed przyziemieniem	x	
7	2e1	Odbicie przy przyziemieniu	x	

**Tabela 1** – Testy wymagane dla oceny początkowej

Poz.	Stosowny test walidacyjny	Manewr	Priorytet	Uwagi
8	1a2	Kołowanie (włącznie z przyspieszeniem, zakrętami, hamowaniem), z nierównością drogi startowej	x	
9	1b4	Zwolnienie hamulca i pierwsze przyspieszenie	x	
10	1b1 i 3g	Nierówność drogi startowej, przyspieszenie przy starcie, ślizg, oświetlenie pasa i pęknięcia powierzchni	x	Pierwszeństwo dla sygnałów tarcia i prędkości
11	1b2 i 1b7	Awaria silnika przed V1	x	Pierwszeństwo dla sygnałów bocznych i kierunkowych
12	1c1	Stabilne wznoszenie	x	
13	1d1 i 1d2	Przyspieszenie i redukcja prędkości w locie poziomym	x	
14	2c6	Zakręty	x	
15	1b8	Awarie silnika	x	
16	2c8	Właściwości przeciągnięcia	x	
17		Awaria systemów	x	Pierwszeństwo w zależności od rodzaju awarii systemu typu samolotu (np. awaria układu sterowania, gwałtowna dekompresja, niezamierzone uruchomienie ciągu wstecznego)
18	2g1 i 2e3	Uskok wiatru/lądowanie z wiatrem bocznym	x	Wpływ na wibracje i kontrolę położenia
19	1e1	Hamowanie na pasie	x	Włącznie ze skutkami zanieczyszczenia

**Tabela 2** – Testy istotne, ale nie wymaga się ich wykonania

## (E) Wibracje

- (a) Przedstawienie wyników. Test charakterystycznych wibracji to sposób sprawdzenia, czy FSTD może odtwarzać częstotliwości, jakie w określonych warunkach występują podczas lotu samolotem. Wyniki testu należy przedstawić w formie wykresu widmowej gęstości mocy (ang. PSD) z częstotliwościami na osi poziomej i amplitudą na osi pionowej. Dane samolotu i FSTD należy przedstawić w tym samym formacie w tej samej skali. Algorytmy zastosowane przy generowaniu danych FSTD powinny być takie same jak dla danych samolotu. Jeżeli nie są takie same, to należy udowodnić, że algorytmy zastosowane dla generowania danych FSTD są wystarczająco porównywalne. Jako minimum, należy przedstawić wyniki wzdłuż osi dominujących, oraz przedstawić powody, dla których nie przedstawiono wyników dla innych osi.
- (b) Interpretacja wyników. Należy rozpatrzyć ogólną tendencję wykazywaną przez wykres i skoncentrować uwagę na dominujących częstotliwościach. Mniejszy nacisk powinien być położony na różnice w obszarach wykresu PSD obejmujących wysokie częstotliwości i małe amplitudy. Podczas analizy należy wziąć pod uwagę, że pewne elementy konstrukcyjne FSTD mają częstotliwości rezonansowe, które są filtrowane, więc mogą nie zostać uwidocznione na wykresie PSD. Jeżeli takie filtrowanie jest wymagane, szerokość pasma filtru środkowo-zaporowego powinna być ograniczona do 1 Hz, tak aby nie miało to niekorzystnego wpływu na odczuwanie drgań spowodowanych przez wiry. Ponadto należy racjonalnie uzasadnić, że filtrowanie nie ma niekorzystnego wpływu na charakterystyczne wibracje. Amplituda powinna odpowiadać danym z samolotu, jak opisano poniżej; jednakże, jeżeli z przyczyn subiektywnych wykres PSD został zmieniony, należy uzasadnić taką zmianę. Jeżeli krzywa jest przedstawiona w skali logarytmicznej, to interpretacja amplitudy drgań spowodowanych przez wiry w kategoriach przyspieszenia może być trudne. Wartość  $1 \times 10^{-3}$  grms<sup>2</sup>/Hz oznaczać będzie silne drgania. Z drugiej strony, drgania tego typu o parametrze  $1 \times 10^{-6}$  grms<sup>2</sup>/Hz są prawie nieodczuwalne, lecz mogą być charakterystyczne dla małej prędkości. Dwa powyższe przykłady mogą różnić się w amplitudzie 1000-krotnie. Na wykresie PSD różnicę tę obrazują trzy dekady (jedna dekada to 10-krotna zmiana amplitudy, dwie dekady to 100-krotna zmiana amplitudy itd.).

## (iv) System wizualizacji

## (A) System wizualizacji

- (a) Współczynnik kontrastu (systemy wizualizacji diennej). Należy zademonstrować przy użyciu rastrowego obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (trzy kanały lub więcej), złożonego z czarnych i białych kwadratów nie większych niż 5 stopni na kwadrat i z białym kwadratem w środku każdego kanału. Pomiar, dla każdego kanału należy wykonać na centralnym jasnym kwadracie przy użyciu fotometru punktowego o rozdzielczości 1°. Zmierzyć dowolny sąsiadujący ciemny kwadrat. Kontrast powierzchni jest to stosunek wartości dla jasnego kwadratu do wartości dla ciemnego kwadratu. Kontrast punktów świetlnych mierzy się w warunkach, kiedy modulacja punktów świetlnych jest ledwo zauważalna. Patrz punkt 2.3.4.b(3) i 2.3.4.b.(7).

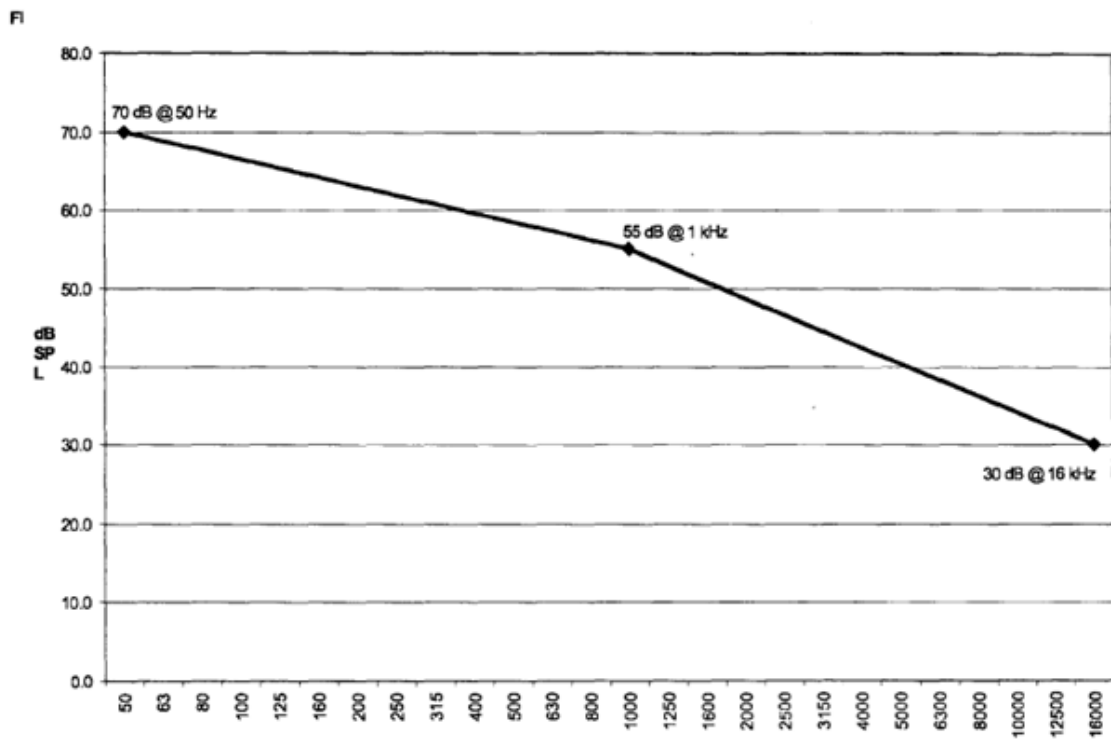
- (b) Test jaskrawości rozjaśnienia (systemy wizualizacji dziennej). Należy zademonstrować z zachowaniem tego samego pełnego obrazu testowego opisanego powyżej, nakładając rozjaśnienie na środkowy biały kwadrat w każdym kanale i mierząc jaskrawość rozjaśnienia przy użyciu fotometru punktowego o rozdzielczości  $1^\circ$ . Punkty świetlne nie są dopuszczalne. Dopuszczalne jest wykorzystanie możliwości kaligraficznych do poprawy jaskrawości rastru. Patrz pkt. 2.3.4.b.(4).
  - (c) Rozdzielczość (systemy wizualizacji dziennej) należy zademonstrować za pomocą testu z obiektami pokazywanymi w taki sposób, aby zajmowały na wizualizowanym obrazie kąt widzenia nie większy niż określona wartość w minutach kątowych z „punktu oka” pilota. Należy to potwierdzić obliczeniami zawartymi w oświadczeniu o zgodności. Patrz pkt. 2.3.4.b.(5).
  - (d) Wielkość punktu świetlnego (systemy wizualizacji dziennej). – należy zmierzyć na obrazie testowym składającym się z pojedynczego rzędu punktów świetlnych o długości zmniejszanej aż do dostrzegalnego zaniku zmian intensywności. Patrz pkt. 2.3.4.b.(6).
  - (e) Wielkość punktu świetlnego (systemy wizualizacji zmierzchu i nocnej) – o odpowiedniej rozdzielczości umożliwiające wykonanie testu rozpoznania cechy wizualnej według pkt. 2.3.4.b.(6).
- (B) Widzialny segment ziemi
- (a) Dla testu wybrano wysokość i RVR w celu wizualizacji obrazu, który można łatwo ocenić pod kątem dokładności (skalowanie RVR) i w oparciu, o który można ocenić dokładność położenia przestrzennego (linia środkowa i kąt ścieżki zniżania) symulowanego samolotu przy wykorzystaniu świateł podejścia/ drogi startowej i przyrządów pokładowych.
  - (b) QTG powinno podawać źródło danych, np. wykorzystane lotnisko i drogę startową, położenie anteny ILS G/S (lotniska i samolotu), punkt odniesienia „oka pilota”, kąt odcięcia kabiny itp., wykorzystanych do dokładnego obliczenia zawartości obrazu widzialnego segmentu ziemi.
  - (c) Zaleca się automatyczne pozycjonowanie symulowanego samolotu w ILS. Po wykonaniu pozycjonowania należy dopilnować, aby uzyskać prawidłową pozycję przestrzenną samolotu i jego położenie. Wykonanie podejścia ręcznie lub przy użyciu automatycznego pilota powinno również zapewnić akceptowalne wyniki.
- (v) System dźwięku
- (A) Ogólne. Środowisko akustyczne w samolocie jest bardzo złożone, i zmienia się wraz ze zmianą warunków atmosferycznych, konfiguracji samolotu, prędkością, wysokością, ustawieniem mocy itp. Tak więc dźwięki występujące w kabine pilota są bardzo ważnym komponentem środowiska operacyjnego kabiny i jako takie dostarczają załodze cennych informacji. Te słyszalne dźwięki mogą stanowić sygnał dla załogi o nietypowej sytuacji lub przeszkadzać lub rozpraszać jej uwagę. Aby szkolenie było skuteczne, FSTD musi wytwarzać dźwięki porównywalne do tych występujących w kabine samolotu, które pilot odbiera podczas normalnych i nietypowych operacji. Stosownie do tego operator FSTD powinien starannie ocenić szumy tła w branym pod uwagę miejscu. Aby udowodnić zgodność z wymaganiami w zakresie dźwięku, opisane w tym punkcie testy obiektywne

lub walidacyjne zostały tak wybrane aby stanowiły reprezentatywną próbkę normalnych, typowych warunków doświadczanych przez pilota.

- (B) Alternatywne wersje silnikowe. Dla FSTD z kilkoma konfiguracjami silnikowymi należy przedstawić do oceny jako część QTG wszelkie warunki wymienione w punkcie 2.3 tabeli testów walidacyjnych, które w związku ze zmianą modelu silnika, zostały zidentyfikowane przez producenta samolotu jako znacząco inne.
- (C) Dane i system zbierania danych
  - (a) Informacje przekazane producentowi FSTD muszą być zgodne z „IATA Flight Simulator Design & Performance Data Requirements” wydanie 6, 2000 r. Informacja powinna zawierać dane dotyczące skalowania i charakterystyki częstotliwościowej,
  - (b) System zastosowany do wykonania testów wymienionych w 2.3.5, w tabeli testów walidacyjnych FSTD, musi być zgodny z poniżej wymienionymi standardami:
    - (1) ANSI S1.11-1986 – Specyfikacja dla zestawów filtrów o szerokości oktawy, połowy oktawy i jednej trzeciej oktawy;
    - (2) IEC 1094-4-1995 – Mikrofony pomiarowe – typ WS2 lub lepszy.
- (D) Zestaw słuchawkowy. Jeżeli podczas normalnych operacji używany jest zestaw słuchawkowy, należy go również użyć podczas oceny FSTD.
- (E) Urządzenia odtwarzające. Zgodnie z punktem 2.3, tabela testów walidacyjnych FSTD należy dokonać zapisu warunków zawartych w QTG podczas oceny początkowej FSTD.
- (F) Szum tła
  - (a) Szum tła to hałas w FSTD powodowany przez działające systemy hydrauliczny i chłodzenia FSTD nie związane z samolotem dodatkowy hałas z innych pomieszczeń w budynku. Szum tła może mieć poważny wpływ na prawidłową symulację dźwięków samolotu, tak więc należy starać się utrzymać szumy tła na poziomie niższym niż dźwięki samolotu. W niektórych przypadkach, aby zagłuszyć szum tła można zwiększyć poziom symulowanego dźwięku. Możliwość taka jest jednak ograniczona przez określone tolerancje oraz możliwość zaakceptowania środowiska akustycznego przez oceniającego pilota.
  - (b) Dopuszczalność poziomu szumu tła jest uzależniona od normalnych poziomów dźwięku symulowanego samolotu. Dopuszczalne są poziomy szumu tła mieszczące się poniżej linii zdefiniowanej przez wymienione punkty (patrz rys. 3):
    - (1) 70 dB @ 50 Hz;
    - (2) 55 dB @ 1 000 Hz;
    - (3) 30 dB @ 16 kHz.Są to limity dla nieważonych poziomów dźwięku mierzonych w paśmie o szerokości 1/3 oktawy. Gdy szum tła mieści się w tych granicach, nie zapewnia to jeszcze zaakceptowania FSTD. Dźwięki samolotu niższe od tych wartości granicznych wymagają starannej oceny i może z nich wynikać potrzeba niższych limitów dla szumu tła.



- (c) Poziom szumów tła można ponownie zmierzyć przy kolejnej ocenie, jak podano w punkcie 2.4.5.8. Tolerancje, które należy zastosować, to amplitudy mierzone w paśmie o szerokości 1/3 oktawy, które nie mogą przekroczyć  $\pm 3$  dB gdy porównywane z wynikami początkowymi.
- (G) Charakterystyka częstotliwościowa – Wykresy charakterystyki częstotliwości dla każdego kanału należy przedstawić przy ocenie początkowej. Wykresy te można sporządzić ponownie przy ocenie okresowej, jak podano w pkt. 2.4.5.8. Należy zastosować poniższe tolerancje:
- (a) amplitudy mierzone w paśmie o szerokości 1/3 oktawy dla trzech następujących po sobie pasm nie mogą przekroczyć  $\pm 5$  dB przy porównywaniu z wynikami początkowymi.
- (b) średnia wartość sumy bezwzględnych wartości różnic między wynikami oceny początkowej i wynikami oceny okresowej nie może przekroczyć 2 dB (patrz tabela 3).
- (H) Ocena początkowa i okresowe. Jeżeli wyniki kolejnych pomiarów charakterystyki częstotliwościowej i szumu tła FSTD przy ocenie okresowej w porównaniu z wynikami z oceny początkowej mieszczą się w granicach tolerancji, a operator może udowodnić, że nie nastąpiły zmiany w zakresie sprzętu i oprogramowania, które wpłynęłyby na dane samolotu, to w takich przypadkach nie jest wymagane ponowne wykonanie pomiarów podczas ocen okresowych.
- Jeżeli podczas ocen okresowych wykonywane są pomiary dla tych przypadków, to wyniki mogą być porównane raczej z wynikami z oceny początkowej, a nie z danymi odniesienia samolotu.
- (I) Testowanie walidacji. Przy stosowaniu podanych tolerancji należy uwzględnić niedoskonałości danych samolotu, aby zapewnić, że symulacja jest reprezentatywna dla samolotu. Przykładami typowych niedoskonałości są:
- (a) zmienność danych w zależności od numeru fabrycznego;
- (b) charakterystyka częstotliwościowa mikrofonu;
- (c) powtarzalność pomiarów;
- (d) obce dźwięki występujące podczas rejestracji.



Rysunek 3. Częstotliwość w paśmie o szerokości 1/3 oktawy.

Środkowa częstotliwość pasma	Wyniki z oceny początkowej (dBSPL)	Wyniki z oceny okresowej (dBSPL)	Różnica (wartość bezwzględna)
50	75.0	73.8	1.2
63	75.9	75.6	0.3
80	77.1	76.5	0.6
100	78.0	78.3	0.3
125	81.9	81.3	0.6
160	79.8	80.1	0.3
200	83.1	84.9	1.8
250	78.6	78.9	0.3
315	79.5	78.3	1.2
400	80.1	79.5	0.6
500	80.7	79.8	0.9
630	81.9	80.4	1.5
800	73.2	74.1	0.9
1000	79.2	80.1	0.9
1250	80.7	82.8	2.1
1500	81.6	78.6	3.0
2000	76.2	74.4	1.8
2500	79.5	80.7	1.2
3150	80.1	77.1	3.0
4000	78.9	78.6	0.3
5000	80.1	77.1	3.0
6300	80.7	80.4	0.3
8000	84.3	85.5	1.2
10000	81.3	79.8	1.5
12500	80.7	80.1	0.6
16000	71.1	71.1	0.0
		<b>Średnia</b>	1.1

**Tabela 3** – Przykład tolerancji dla testu charakterystyki częstotliwościowej przy ocenie okresowej

## (c) Testy funkcjonalne i testy subiektywne

## (1) Omówienie

- (i) Należy dokładnie sprawdzić odwzorowanie funkcji systemów samolotu dla każdego stanowiska członka załogi lotniczej. Obejmuje to również procedury, korzystając w tym celu z zatwierdzonych podręczników operatora i producenta samolotu oraz list kontrolnych. Przydatną pomocą dla wykonania testów dla stwierdzenia, że kryteria ustanowione w niniejszym dokumencie są spełnione przez symulator poddawany ocenie jest RAeS *Airplane Flight Simulator Evaluation Handbook*. Właściwości pilotażowe, osiągi i działanie systemów FSTD zostanie ocenione subiektywnie. Aby zapewnić, że testy funkcji wykonane są w sposób efektywny i w zaplanowanym czasie, zachęca się, aby operatorzy współpracowali z odpowiednią Władzą Lotniczą odpowiedzialną za przeprowadzenie oceny, tak aby wszelkie umiejętności, doświadczenie lub wiedza fachowa były dostępne dla Władzy Lotniczej kierującej zespołem oceniającym.
- (ii) Testy funkcji i subiektywne potrzebne są dla potwierdzenia, że symulacja wytworzyła całkowicie zintegrowaną i akceptowalną replikę samolotu. W przeciwieństwie do testów obiektywnych wyszczególnionych w punkcie 2 powyżej, testy subiektywne mogą uwzględnić te obszary obwiedni lotu w których w sposób uzasadniony może się znaleźć uczestnik szkolenia, mimo że FSTD nie zostało zatwierdzone do szkolenia w takich obszarach. Tak więc sprawdzenie, np. normalnego i nietypowego działania FSTD wydaje się rozsądne, aby zapewnić, że symulacja jest reprezentatywna, mimo, że nie jest to wymóg dla wnioskowanego poziomu kwalifikacji. (Każda taka subiektywna ocena musi zawierać odniesienie do punktu 2 i 3 powyżej, gdzie zdefiniowane są minimalne akceptowalne standardy obiektywne dla poziomu kwalifikacji. W ten sposób można stwierdzić, czy symulacja jest warunkiem bezwzględny czy tylko chodzi o przybliżenie, które, jeżeli ma miejsce, wymaga sprawdzenia w celu potwierdzenia, że nie przyczynia się do negatywnych efektów szkolenia).
- (iii) Na wniosek Władzy Lotniczej FSTD, w trakcie prowadzonego procesu oceny obejmującego testy funkcji i testy subiektywne FSTD, można dokonać oceny z uwzględnieniem szczególnego elementu programu szkolenia operatora. Taka ocena może uwzględniać część scenariusza szkolenia w lotach liniowych (LOFT) lub kłaść nacisk na poszczególne elementy programu szkolenia operatora. Uzyskane wyniki, jeżeli nie związane bezpośrednio z wymogiem odnoszącym się do aktualnego poziomu kwalifikacji, nie będą miały wpływu na aktualny status kwalifikacji FSTD.
- (iv) Testy funkcji wykonane będą wg logicznej sekwencji lotu, równoległe z prowadzoną oceną osiągnięć i właściwości pilotażowych. Umożliwią one pracę FSTD przez 2 do 3 godzin czasu rzeczywistego bez zmiany pozycji lub zamrażania lotu albo położenia, pozwalając tym samym na przeprowadzenie próby niezawodności.

## (2) Wymagania dla testów

- (i) Testy naziemne i w locie oraz inne, wymagane do kwalifikacji, wyszczególnione są w tabeli testów funkcji i subiektywnych. Tabela uwzględnia manewry i procedury dla zapewnienia, że FSTD działa i pracuje prawidłowo i może być używany w szkoleniu, sprawdzaniu i egzaminowaniu pilotów z manewrów i procedur zazwyczaj wymaganych w programach szkolenia, sprawdzania i testowania.
- (ii) W tabeli ujęto manewry i procedury uwzględniające pewne właściwości samolotów o zaawansowanej technologii i innowacyjne programy

szkoleniowe. Np. „manewrowanie przy ostrym kącie natarcia” zostało ujęte jako alternatywa dla „podejście do przeciągnięcia”. Taka alternatywa jest potrzebna dla samolotów korzystających z technologii ograniczającej obciążenia obwiedni.

- (iii) Wszystkie funkcje systemów zostaną poddane ocenie pod kątem operacji normalnych i w stosownych przypadkach operacji naprzemiennych. Procedury normalne, nietypowe i awaryjne związane z fazą lotu będą oceniane równoległe z manewrami lub innymi zdarzeniami mającymi miejsce w danej fazie lotu. Systemy są wyszczególnione osobno dla „każdej fazy lotu” aby zwrócić uwagę na konieczność kontroli systemów.
- (iv) Przy ocenianiu testów funkcjonalnych i subiektywnych, wierność symulacji wymaganej dla najwyższego poziomu kwalifikacji musi być bardzo zbliżona do faktycznego samolotu. Dla niższych poziomów kwalifikacji stopień wierności może być obniżony, zgodnie z kryteriami zawartymi w punkcie 2 powyżej.
- (v) Ocena niższych klas FSTD należy dostosować tylko do systemów i warunków lotu, które były symulowane. I podobnie, wiele testów będzie miało zastosowanie do lotu automatycznego. Jeżeli niemożliwe jest sterowanie automatyczne i konieczne jest przejście na sterowanie ręczne, to FSTD będzie na tyle sterowny aby pozwolić na wykonanie lotu.
- (vi) Każda dodatkowa możliwość wykraczająca poza minimalne wymagane standardy dla danego poziomu kwalifikacji musi być oceniona, aby zapewnić, że nie wpływa negatywnie na zamierzone szkolenie i testowane manewry.

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
<b>a. PRZYGOTOWANIE DO LOTU</b>										
(1) Czynności przed lotem. Przeprowadzić sprawdzenie funkcjonowania wszystkich przełączników, wskaźników, systemów i wyposażenia członków załogi oraz stanowisk instruktorów i ustalić, że: (a) konstrukcja i funkcje kabiny w zakresie symulacji są identyczne jak w samolocie lub klasie samolotu, (b) konstrukcja i funkcje są takie same jak w symulowanym samolocie lub klasie samolotu.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
<b>b. OPERACJE NA POWIERZCHNI ZIEMI</b>										
(1) Uruchomienie silnika: (a) uruchomienie normalne (b) alternatywne procedury rozruchu (c) nienormalne uruchomienia i wyłączenia (uruchomienie silnika z przekroczeniem dopuszczalnej temperatury, zawis obrotów podczas uruchamiania silnika, pożar itd.).	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(2) Holowanie/cofanie na ciągu wstecznym	✓	✓	✓	✓						
(3) Kołowanie (a) reakcja ciągu (b) opór dźwigni mocy (c) manewrowanie na ziemi (d) tarcie koła przedniego (e) działanie hamulca (normalne i alternatywne/awaryjne) A. Zanik hamulców (jeżeli ma zastosowanie) B. Inne	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	
<b>c. START</b>										
(1) Normalny (a) Współzależność parametrów samolot/silnik (b) Właściwości przyspieszenia (ruch) (c) Właściwości przyspieszenia (nie związane z ruchem) (d) Sterowanie kołem przednim i sterem kierunku (e) Wiatr boczny (maksymalny demonstralny)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(1)

TABELA TESTÓW FUNKcjONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(f) Osiągi specjalne (np. zmniejszone V1, zmniejszona moc, operacje na krótkim pasie)	✓	✓	✓	✓						
(g) Start przy słabej widzialności	✓	✓	✓	✓				✓	✓	✓
(h) Podwozie, działanie urządzenia położenia krawędzi natarcia klapy skrzydłowej	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓
(i) Operacje na zanieczyszczonej drodze startowej	✓	✓	✓	✓						
(j) Inne	✓	✓	✓	✓						
(2) Nietypowy/awaryjny										
(a) Przerwany	✓	✓	✓	✓					✓	
(b) Przerwany w operacjach specjalnych (np. zmniejszone V1, zmniejszona moc, operacje na krótkim pasie)	✓	✓	✓	✓						
(c) Kontynuowany start z awarią najbardziej krytycznego silnika w najbardziej krytycznym momencie	✓	✓	✓	✓						
(d) Z uskokiem wiatru	✓	✓	✓	✓						
(e) Awaria systemu sterowania lotem, tryby rekonfiguracji, przejście na sterowanie ręczne i związane z tym działanie	✓	✓	✓	✓						
(f) Przerwany, zanik hamulców	✓	✓	✓	✓						
(g) Przerwany, zanieczyszczony pas	✓	✓	✓	✓						
(h) Inny	✓	✓	✓	✓						
<b>d. WZNOSZENIE</b>										
(1) Normalne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(2) Z jednym lub więcej niesprawnym silnikiem	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(2)	✓	✓	✓(2)
(3) Inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
<b>e. PRZELOT</b>										
(1) Właściwości osiąarów (prędkość vs moc)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(2) Działanie na dużych wysokościach	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
(3) Działanie przy dużej wartości liczby Macha(opadanie i drgania przy liczbie Macha) i powrót (zmiana trymowania)	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓(3)	✓(3)	
(4) Ostrzeżenie o przekroczeniu prędkości ponad Vmo lub Mmo)	✓	✓	✓	✓						
(5) Działanie przy dużej prędkości wskazywanej	✓	✓	✓	✓	✓	✓				

TABELA TESTÓW FUNKCYJNALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
<b>f. MANEWRY</b>										
(1)(a) Duży kąt natarcia, podejście do przeciągnięć, ostrzeżenie o przeciągnięciu i drgania podczas przeciągnięcia (konfiguracje do startu, przelotu, podejścia i lądowania), w tym reakcja systemu automatycznego lotu i systemu ochrony przed przeciągnięciem.	✓	✓			✓	✓	✓	✓	✓	✓
(1)(b) Duży kąt natarcia, podejście do przeciągnięcia, ostrzeżenie o przeciągnięciu, drgania i przeciągnięcie (zmiana przeciążenia, jeśli dotyczy) (konfiguracja do startu, przelotu, podejścia i lądowania), w tym reakcja systemu automatycznego lotu i systemu ochrony przed przeciągnięciem.			✓	✓						
(1)(c) Manewr zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych w obrębie obwiedni walidacji FSTD.			✓	✓						
(2) Ochrona obwiedni lotu (ostrzy kąt natarcia, granica przechylenia, przekroczenie prędkości, itp.)	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(3) Zakręty z/bez hamulca aerodynamicznego wypuszczonych/ spojlerów	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(4) Zakręty przy normalnej i standardowe	✓	✓	✓	✓						✓
(5) Zakręty ostre	✓	✓	✓	✓						✓
(6) Zakręty osiągowo	✓	✓	✓	✓						
(7) Wyłączenie silnika podczas lotu i ponowne włączenie (wspomagane i z wiatrakowaniem)	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(8) Manewrowanie z jednym lub więcej niesprawnym silnikiem	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(2)	✓	✓	✓(2)
(9) Szczególne właściwości lotu (np. bezpośrednie sterowanie wznoszeniem)	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(10) Awaria systemu sterowania lotem, tryby rekonfiguracji, przejście na sterowanie ręczne i związane z tym działanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(11)Inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
<b>g. ZNIŻANIE</b>										
(1) Normalne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(2) Przy maksymalnej prędkości (konfiguracja czysta i hamulcem aerodynamicznym, itp.)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(3) Z autopilotem	✓	✓	✓	✓					✓	
(4) Z awarią systemu sterowania lotem, tryby rekonfiguracji, przejście na sterowanie ręczne i związane z tym działanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(5) Inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓				



TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
<b>h. PODEJŚCIA WEDŁUG WSKAZAŃ PRZYRZĄDÓW</b>										
Należy wybrać tylko te testy podejścia według wskazań przyrządów i lądowania odpowiednie dla typu symulowanego samolotu lub klasy jeżeli mają być wykonane z ograniczonymi prędkościami wiatru, uskokiem wiatru i awarią odpowiednich systemów, włącznie z użyciem dyrektywnego wskaźnika lotu.										
(1) Precyzyjne										
(a) PAR	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓
(b) CAT I/GBAS (ILS/MLS) opublikowane podejścia										
A. Podejście ręczne z/bez użycia dyrektywnego wskaźnika lotu włącznie z lądowaniem	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
B. Sprzężone podejście na autopilocie i z automatyczną przepustnicą i ręczne lądowanie z autopilotem/ automatyczną przepustnicą	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
C. Podejście ręczne do DH i G/A ze wszystkimi silnikami	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
D. Podejście ręczne do DH i G/A z jednym wyłączonym silnikiem	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(2)	✓	✓	✓(2)
E. Podejście ręczne z i bez użycia dyrektywnego wskaźnika lotu do 30m (100stóp) poniżej minimów dla CAT I										
(i) Z wiatrem bocznym (maksymalnym demonstralnym)	✓	✓	✓	✓						
(ii) Z uskokiem wiatru	✓	✓	✓	✓						
F. Sprzężone podejście z autopilotem/ automatyczną przepustnicą do DH i G/A z jednym wyłączonym silnikiem	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
G. Podejście i lądowanie z minimalnym/zastępczym zasilaniem elektrycznym	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(c) CAT II/GBAS (ILS/MLS) opublikowane podejścia										
A. Sprzężone podejście z autopilotem/ automatyczną przepustnicą do DH i lądowanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
B. Sprzężone podejście z autopilotem/ automatyczną przepustnicą do DH i G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
C. Sprzężone podejście do DH i ręczne do G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
D. Podejście sprzężone/ z automatyczną przepustnicą CAT II (publikowane)	✓	✓	✓	✓						
(d) CAT III/GBAS (ILS/MLS) opublikowane podejścia										
A. Sprzężone podejście z autopilotem/ automatyczną z regulacją mocy silnika do lądowania i dobiegu	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
B. Sprzężone podejście z autopilotem/ automatyczną z regulacją mocy silnika do DH/wysokość alarmowa i G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓				

C. Sprężone podejście z autopilotem/ automatyczną z regulacją mocy silnika do lądowania i dobiegu z jednym wyłączonym silnikiem	✓	✓	✓	✓	✓	✓					
D. Sprężone podejście z autopilotem/ automatyczną z regulacją mocy silnika do DH/wysokość alarmowa i G/A z jednym wyłączonym silnikiem	✓	✓	✓	✓	✓	✓					
E. Sprężone podejście z autopilotem/ automatyczną z regulacją mocy silnika do podejścia (do lądowania lub odejścia na drugi krąg)											
(i) Z niesprawnym generatorem	✓	✓	✓	✓							
(ii) Z wiatrem tylnym 10 węzłów	✓	✓	✓	✓							
(iii) Z wiatrem bocznym 10 węzłów	✓	✓	✓	✓							

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(2) Nieprecyzyjne										
(a) NDB	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(b) VOR, VOR/DME, VOR/TAC	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(c) RNAV (GNSS)	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(d) ILS LLZ (LOC), LLZ(LOC)/BC	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(e) Z przesuniętym lokalizatorem ILS (offset)	✓	✓	✓	✓						
(f) DF	✓	✓	✓	✓						
(g) SRA (z naprowadzaniem radarowym)	✓	✓	✓	✓						
<b>UWAGA:</b> Jeżeli standardowe procedury operacyjne wykorzystują autopilota dla podejść nieprecyzyjnych, to należy je ocenić.										
<b>i. PODEJŚCIA Z WIDOCZNOŚCIĄ (SEGMENT) I LĄDOWANIA</b>										
(1) Manewrowanie, normalne podejście i lądowanie, wszystkie silniki pracujące z lub bez wizualnych pomocy podejścia	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(2) Podejście i lądowanie z jednym lub więcej niesprawnych silników	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(3) Działanie podwozia, klap/słat i hamulców aerodynamicznych (normalne i nietypowe)	✓	✓	✓	✓						
(4) Podejście i lądowanie z wiatrem bocznym (maksymalna demonstralna dla Symulatora Lotu)	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(5) Podejście do lądowania z uskokiem wiatru na podejście	✓	✓	✓	✓						
(6) Podejście i lądowanie z awarią systemu układu sterowania lotem ( dla symulatorów lotu - tryby rekonfiguracji, przejściem na sterowanie ręczne i związane z tym działanie) (najpoważniejsza prawdopodobna usterka systemu)	✓	✓	✓	✓					✓	
(7) Podejście i lądowanie z niesprawnością trymerów										
(a) Niesprawność trymerów pochylenia	✓	✓	✓	✓						
(b) Niesprawność trymerów przechylenia i odchylenia	✓	✓	✓	✓						
(8) Podejście i lądowanie z minimalną/zastępczą mocą zasilania hydraulicznego i elektrycznego	✓	✓	✓	✓						
(9) Podejście i lądowanie z okrażenia (proceduralne)	✓	✓	✓	✓						
(10) Podejście i lądowanie z widocznością z kręgu nadlotniskowego	✓	✓	✓	✓						
(11) Podejście i lądowanie z podejścia nieprecyzyjnego	✓	✓	✓	✓						

TABELA TESTÓW FUNKcjONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(12) Podejście i lądowanie z podejścia precyzyjnego	✓	✓	✓	✓						
(13) Procedury podejścia z pomocami pionowymi (APV), np. SBAS	✓	✓	✓	✓						
(14) Inne	✓	✓	✓	✓						
<b>UWAGA:</b> FSTD posiadające systemy wizualizacji pozwalające na wykonanie specjalnej procedury podejścia zgodnie z odnośnymi przepisami, mogą być zatwierdzone dla tej konkretnej procedury podejścia.										
<b>j. NIEUDANE PODEJŚCIE</b>										
(1) Wszystkie silniki	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(2) Niedziałający jeden lub więcej silników	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(2)	✓	✓	✓(2)
(3) Z awarią systemu układu sterowania lotem, tryby rekonfiguracji, przejście na sterowanie ręczne i związane z tym działanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
<b>k. OPERACJE NA ZIEMI (PO LĄDOWANIU)</b>										
1) Dobieg i kołowanie										
(a) Działanie spojlera	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
(b) Działanie ciągu wstecznego	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
(c) Sterowanie kierunkiem i ruch na ziemi, z i bez ciągu wstecznego	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(d) Obniżenie skuteczności steru kierunku przy użyciu ciągu wstecznego (tylne silniki podwieszane)	✓	✓	✓	✓						
(e) Działanie hamulców i urządzeń przeciw poślizgowych w suchych, Mokrych i oblodzonych warunkach	✓	✓	✓	✓						
(f) Działanie hamulców włącznie z automatycznym systemem hamowania, jeśli ma to zastosowanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(g) Inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
<b>I. DOWOLNA FAZA LOTU</b>										
1) Działanie systemów samolotu i układu napędowego										
(a) Klimatyzacja i hermetyzacja (ECS)	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(b) Układ antyoblodzeniowy/układ usuwający oblodzenie	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
(c) Pomocniczy układ napędowy/prądotwórczy	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(d) Systemy łączności	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(e) Układ elektryczny	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(f) Układ wykrywania i tłumienia ognia i dymu	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(g) Układ sterowania lotem (podstawowy i zapasowy)	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(h) Paliwo i olej; hydraulika i pneumatyka	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(i) Podwozie	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(j) Tlen	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(k) Zespół napędowy	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(l) Radar pokładowy	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(m) Autopilot i dyrektywny wskaźnik lotu	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(n) System zapobiegania kolizjom (TCAS, GPWS)	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(o) Komputery sterowania lotem, włącznie ze wspomaganie stateczności i poprawą sterowania	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(p) Wyświetlacze danych lotu	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(q) Komputery zarządzania lotem	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(r) Informacje i wskazówki wyświetlane nad głową	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(s) Systemy nawigacyjne	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓
(t) Ostrzeżenie o przeciągnięciu/zapobieganie	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	
(u) Urządzenie unikania uskoku wiatru	✓	✓	✓	✓						
(v) Automatyczne pomoce do lądowania	✓	✓	✓	✓						
2) Procedury w powietrzu										
(a) Oczekiwanie	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(b) Unikanie niebezpieczeństw w powietrzu (ruch, pogoda)			✓	✓	✓	✓				
(c) Uskok wiatru			✓	✓	✓	✓				
3) Wyłączenie silnika i parkowanie										
(a) Działanie silnika i systemów	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(b) Działanie hamulca postojowego	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
4) Inne, co ma zastosowanie, włącznie z efektami wiatru	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
<b>m. SYSTEM WIZUALIZACJI</b>										
(1) Wymagania dotyczące zawartości testu funkcji (Poziom C i D)										
<p><b>UWAGA</b> – Poniżej przedstawiony jest minimalny wymóg co do zawartości modelu lotniska, aby spełnić testy zdolności wizualizacji i zapewnić wzrokowe punkty odniesienia umożliwiające wykonanie wszystkich testów funkcji i subiektywnych omówionych w niniejszym załączniku. Zachęca się operatorów FSTD do korzystania z zawartości modelu opisanego poniżej dla testów funkcji i subiektywnych. Jeżeli w rzeczywistości nie można znaleźć wszystkich elementów na jednym prawdziwym lotnisku na świecie, to można skorzystać z dodatkowych rzeczywiście istniejących na świecie lotnisk. Założeniem opisu wymagania o zawartości obrazu jest zidentyfikowanie potrzebnej treści celem ułatwienia pilotowi podjęcia prawidłowych i szybkich decyzji.</p>										
(a) równocześnie wyświetlane dwie równoległe drogi startowe i jedna je przecinająca; przynajmniej dwie drogi startowe muszą być równocześnie oświetlone,			✓	✓						
(b) wzniesienia i położenia progu drogi startowej będą tak ukształtowane, aby zapewnić odpowiednią korelację z systemami samolotu (np. HGS, GPS, wysokościomierz); wzniesienia na drodze startowej, drogach kołowania i obszarach płyty nie powinny rozpraszać i tworzyć nie rzeczywistych efektów, włącznie ze zmianami położenia punktu oka pilota,			✓	✓						
(c) reprezentatywne budynki lotniska, struktury i oświetlenie,			✓	✓						
(d) jeden czynny rękaw, ustawiony na odpowiedniej wysokości, dla tych samolotów, które zazwyczaj podchodzą do rękawa,			✓	✓						
(e) reprezentatywny ruchomy i statyczny nieład przy rękawie (np. inne samoloty, wózki z zasilaniem, hole, cysterny, dodatkowe rękawy),			✓	✓						
(f) reprezentatywne oznaczenia rękawów/płyty (np. oznaczenie niebezpieczeństw, linii prowadzących, numerowanie rękawów) i oświetlenie,			✓	✓						
(g) reprezentatywne oznaczenie drogi startowej, oświetlenie i znaki, włącznie z rękawem kierunku wiatru wskazującym prawidłowy kierunek.			✓	✓						

TABELA TESTÓW FUNKcjONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(h) reprezentatywne oznaczenie dróg kołowania, oświetlenia i znaki, konieczne dla określenia pozycji i kołowania z miejsca postojowego do wskazanej drogi startowej i powrotem na miejsce postojowe; zapewnione będzie reprezentatywne widoczne oznakowanie drogi kołowania; należy zademonstrować drogę kołowania przy słabiej widoczności (np. System monitorowania ruchu na płycie, samochód follow-me, dzienne światła kołowania),			✓	✓						
(i) reprezentatywny ruchomy i statyczny ruch na płycie (np., samochód i samolot),			✓	✓						
(j) reprezentatywnie odtworzony teren i przeszkody w obrębie 25 NM od punktu referencyjnego lotniska,			✓	✓						
(k) reprezentatywnie odtworzone znaczące i identyfikowalne naturalne i kulturowe osobliwości w obrębie 25 NM od punktu referencyjnego lotniska.			✓	✓						
<b>UWAGA</b> – Dotyczy to naturalnych i kulturowych osobliwości, które zazwyczaj wykorzystywane są przez pilota do określenia swojego położenia podczas lotu. Lotniska, na których nie odbywa się lądowanie mogą zapewniać tylko czytelny obraz położenia drogi startowej.				✓						
(l) reprezentatywny poruszający się ruch nad lotniskiem,			✓	✓						
(m) odpowiednie systemy oświetlenia podejścia oraz światła lotniska dla kręgu VFR i lądowania, podejść nie precyzyjnych i lądowań oraz podejść precyzyjnych i lądowań dla Kat I, II i III,			✓	✓						
(n) reprezentatywne systemy dokowania przy rękawie lub Marszałek,			✓	✓						
(2) Wymagania dotyczące zawartości testu funkcji (Poziom A i B)										
<b>UWAGA</b> – Poniżej przedstawiony jest minimalny wymóg co do zawartości modelu lotniska, aby spełnić testy zdolności wizualizacji i zapewnić wzrokowe punkty umożliwiające wykonanie wszystkich testów funkcji i subiektywnych omówionych w niniejszym załączniku. Zachęca się operatorów FSTD do korzystania z zawartości modelu opisanego poniżej dla testów funkcji i subiektywnych										
(a) reprezentatywne drogi startowe i kołowania	✓	✓					✓	✓	✓	
(b) Definicja drogi startowej	✓	✓					✓	✓	✓	
(c) Powierzchnia drogi startowej i oznaczenia	✓	✓					✓	✓	✓	
(d) Oświetlenie używanej drogi startowej włącznie ze światłami krawędziowymi i centralnej linii drogi startowej o właściwych kolorach	✓	✓					✓	✓	✓	
(e) Oświetlenie drogi kołowania	✓	✓								

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(3) Zarządzanie wizualizacją obrazu										
(a) Intensywność oświetlenia drogi startowej i podejścia dla dowolnego podejścia musi być reprezentatywna dla stosowanego podczas szkolenia ustawienia widoczności; wszystkie punkty oświetlenia wizualizowanej sceny powinny pojawiać się prawidłowo	✓	✓	✓	✓						
(b) Kierunek świateł strobowych, świateł podejścia, świateł krawędziowych drogi startowej, pomocy wspomagających lądowanie z widocznością, świateł centralnej linii drogi startowej, świateł progowych i świateł strefy przyziemienia na drodze startowej zamierzonego lądowania powinny być odwzorowane w sposób realistyczny	✓	✓	✓	✓						
(4) Rozpoznawanie widocznych elementów										
<b>UWAGA</b> – Testy 4(a) do 4(g) poniżej zawierają minimalne odległości, przy których powinny być widoczne elementy lotniska. Odległości mierzone są od progu do samolotu ustawionego zbieżnie z drogą startową na przedłużonym 3-stopniowym pochyleniu ścieżki schodzenia w odpowiednich, symulowanych warunkach meteorologicznych. Dla podejść z okrążenia, wszystkie niżej podane testy mają zastosowanie dla drogi startowej użytej do pierwszego podejścia i drogi startowej dla zamierzonego lądowania.										
(a) Oznaczenie drogi startowej, światła strobowe, światła podejścia, białe światła krawędziowe drogi startowej widoczne z odległości 8km (5sm) od progu drogi startowej	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(b) Światła pomocy wspomagających lądowanie z widocznością z odległości 8km (5sm) od progu drogi startowej			✓	✓						
(c) Światła wspomagające podejście z widocznością widoczne z odległości 5km (3sm) od progu drogi startowej	✓	✓						✓	✓	
(d) Światła centralnej linii drogi startowej i oznaczenie drogi kołowania z 5km (3sm)	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(e) Światła progowe i strefy przyziemienia z 3km (2sm)	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(f) Oznaczenie drogi startowej w zasięgu świateł lądowania dla scen nocnych jak wymagane dla rozdzielczości przy w scenach dziennych	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(g) Dla podejść z kręgu obraz drogi startowej zamierzonego podejścia i związane z tym oświetlenia nie powinno rozpraszać w momencie pojawiania się	✓	✓	✓	✓						



TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
<p>(5) Zawartość modelu lotniska</p> <p>Minimum trzy konkretne obrazy lotniska jak zdefiniowano poniżej:</p> <p>(a) Terminalowy obszar podejścia</p> <p>A. dokładne zobrazowanie cech lotniska, zgodnie z opublikowanymi danymi dla operacji lotniskowych,</p> <p>B. wszystkie prezentowane światła muszą być sprawdzone pod kątem prawidłowości kolorów, kierunku, zachowania i rozstawienia (np. światła ostrzegające o przeszkodach, światła krawędziowe, centralnej linii, strefy przyziemia, VASI, PAPI, REIL i strobowe),</p> <p>C. prezentowane światła lotniskowe wybieralne zgodnie z wymogami dla operacji samolotu, poprzez sterowanie ze stanowiska dla instruktora,</p> <p>D. zdolność wybierania wizualizacji obrazu lotniska dla każdego modelu przedstawiona dla:</p> <p>(i) nocy,</p> <p>(ii) świtu,</p> <p>(iii) dnia,</p> <p>E. (i) rampy i budynki terminala odpowiadające wymaganiom operacyjnym scenariusza operatora dla szkolenia LOFT i LOS</p> <p>(ii) teren – odpowiedni teren, elementy geograficzne i kulturalne</p>			✓	✓						

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(iii) efekty dynamiczne – zdolność do prezentowania różnych zagrożeń na ziemi i w powietrzu, takich jak samolot przekraczający będącą w użyciu drogę startową oraz skupiający się ruch lotniczy; ryzyka muszą być wybieralne poprzez sterowanie ze stanowiska dla instruktora			✓	✓						
(iv) złudzenia - Wizualizowane sceny operacyjne ilustrujące charakterystyczne zależności fizyczne, o których wiadomo, że powodują złudzenia podczas lądowania, takie jak krótkie drogi startowe, podejścia do lądowania nad wodą, pochyłe i strome tereny lądowania, wznoszący się teren wzdłuż ścieżki podejścia i unikalne cechy topograficzne.			✓	✓						
<b>UWAGA.</b> – złudzenia mogą być demonstrowane na standardowym porcie lotniczym lub konkretnym lotnisku.										
(6) Korelacja z samolotem i odpowiednim wyposażeniem										
(a) Kompatybilność systemu wizualizacji z programem aerodynamicznym,	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(b) Widoczne sygnały umożliwiające ocenę prędkości opadania i przepadnięcia podczas lądowań. Widoczne sygnały, wystarczające dla obserwacji zmian w ścieżce zniżania przy wykorzystaniu perspektywy drogi startowej. Zmiany w sygnałach widocznych podczas startu i lądowania nie powinny rozpraszać pilota,		✓	✓	✓				✓	✓	
(c) Dokładne zobrazowanie środowiska zgodnego z ustawieniami symulatora lotu,	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(d) Wizualizowane obrazy muszą korelować z integrowanymi systemami samolotu, jeżeli zabudowane (np. teren, systemy unikania ruchu i pogody oraz naprowadzania ze wskaźnikiem przeziernym (HGS)),			✓	✓						
(e) Reprezentatywne efekty wizualne dla każdego widocznego zewnętrznego światła pilotowanego samolotu,		✓	✓	✓						
(f) Należy zapewnić efekty urządzeń usuwających deszcz.			✓	✓						

TABELA TESTÓW FUNKcjONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(7) Jakość scen										
(a) powierzchnie oraz sygnały teksturalne powinny być wolne od rozpraszającej uwagę kwantyzacji (aliasingu),			✓	✓						
(b) system zdolny do obrazowania sygnałów teksturalnych w pełnych rzeczywistych kolorach,			✓	✓						
(c) punkty świetlne systemu powinny być wolne od rozpraszającego uwagę drżenia lub smużenia lub rozciągania,	✓	✓	✓	✓						
(d) w scenie operacyjnej pokazywanie perspektywy z właściwie nachodzącymi na siebie obiektami przez każdy kanał systemu,	✓	✓								
(e) w scenie operacyjnej demonstracja minimum dziesięciu poziomów właściwego nachodzenia się obiektów na siebie przez każdy kanał systemu,			✓	✓						
(f) system zdolny do zapewnienia efektów wpływających na widzenie takich jak; deszcz i zbliżanie się punktu świetlnego,			✓	✓						
(g) system umożliwiający sześć stopni regulacji światła (od 0 do 5).	✓	✓	✓	✓						
(8) Efekty środowiskowe										
(a) zobrazowana scena powinna korespondować z odpowiednimi zanieczyszczeniami powierzchni i uwzględniać odbicie światła drogi startowej dla mokrych, częściowo przyciemnionych światła z powodu śniegu lub odpowiednimi efektami alternatywnymi,			✓	✓						
(b) specjalne zobrazowania pogody uwzględniające dźwięk, ruch i efekty wizualne lekkich, umiarkowanych i silnych opadów oraz błyskawic w sąsiedztwie burzy z piorunami przy starcie, podejściu i lądowaniu na wysokości 600 m (2000 stóp) nad powierzchnią lotniska oraz w promieniu 16 kilometrów (10 sm) od lotniska,			✓	✓						
(c) zapewnić efekty znajdowania się w chmurach, takie jak różna gęstość chmur, sygnały wzrokowe dające wrażenie prędkości i zmiany otoczenia,			✓	✓						
(d) efekty wielowarstwowych chmur reprezentujące warunki z pojedynczymi, rozszanymi, rozbitymi chmurami oraz pełnym zachmurzeniem powodującym częściowe lub całkowite zaciemnienie scen naziemnych,			✓	✓						
(e) stopniowe wyjście do widzialności otoczenia/RVR, wyrażone jako do 10% odnośnej podstawy chmur lub jej wierzchołka, 20 stóp ≤ warstwa przejściowa ≤ 200 stóp; efekty zachmurzenia należy sprawdzić na wysokości 600 m (2000 stóp) i poniżej nad lotniskiem i w promieniu 16 kilometrów (10 sm) od lotniska,			✓	✓						

TABELA TESTÓW FUNKcjONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(f) Widoczność i RVR wyrażone odległością. Widoczność i RVR należy sprawdzić na wysokości 600 m (2000 stóp) i poniżej nad lotniskiem i w promieniu 16 kilometrów (10 sm) od lotniska	✓	✓	✓	✓						
(g) Niejednolita mgła dająca efekt zróżnicowanego RVR Uwaga – często o niejednolitej mgle mówi się niejednolita RVR			✓	✓						
(h) Wpływ mgły na oświetlenie lotniska, takie jak powstawanie pierścieni (halos) i nieostrość (defocus)			✓	✓						
(i) Efekt wizualny zewnętrznego oświetlenia w warunkach zmniejszonej widoczności, taki jak odbity blask światła lądowania, strobowych i beacon'ów			✓	✓						
(j) Sygnały wiatru zapewniające efekt zamieci śnieżnych lub piaskowych na suchą drogę startową lub kołowania muszą być wybieralne przez sterowanie ze stanowiska dla instruktora			✓	✓						
(9) Sterowane przez instruktora:										
(a) Efekty środowiskowe np. podstawa chmur, efekt zachmurzenia, gęstość chmur, widoczność w kilometrach/milach statutowych i RVR w metrach/stopach	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(b) Wybór lotniska/lądowiska	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	
(c) Oświetlenie lotniska/lądowiska ze zmienną intensywnością, tam gdzie ma to zastosowanie	✓	✓	✓	✓				✓(4)	✓(4)	
(d) Efekty dynamiczne, włącznie z ruchem na ziemi i w powietrzu	✓	✓	✓	✓						
(10) Zdolność do wizualizacji scen nocnych	✓	✓	✓	✓						
(11) Zdolność do wizualizacji scen o świcie			✓	✓						
(12) Zdolność do wizualizacji scen w dzień			✓	✓						

TABELA TESTÓW FUNKcjONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
<b>n. EFEKTY RUCHU</b>										
Niżej wymienione efekty ruchu są wymagane dla wskazania momentu przy którym członek załogi powinien rozpoznać zdarzenie lub sytuację. Jeżeli ma to zastosowanie do poniższego, pochylenia, siły boczne i właściwości sterowania kierunkowego symulatora lotu muszą być reprezentatywne dla danego samolotu, jako funkcja typu samolotu:										
(1) Efekty dudnienie drogi startowej, odchylenia amortyzatora, prędkości na ziemi, nierówności powierzchni i świateł linii centralnej drogi startowej i właściwości drogi kołowania	*	✓	✓	✓						
(a) Po ustawieniu samolotu w położeniu do startu i jego zwolnieniu, kołowanie przy różnych prędkościach, wpierv na gładkiej drodze kołowania z zanotowaniem ogólnych właściwości odchyłeń amortyzatora w wyniku symulowanych efektów dudnienia drogi startowej. Następnie powtórzyć manewr z 50% nierównością drogi startowej, i na koniec z maksymalną nierównością. Prędkość na ziemi i nierówność drogi startowej powinny mieć wpływ na związane z tym wibracje ruchu. Jeżeli czas pozwoli, wybrać różne masy brutto, co również może mieć wpływ na wibracje, w zależności od typu samolotu. Efekty ruchu związane z powyższymi testami muszą również ujmować ocenę wpływu świateł linii środkowej, popękaną nawierzchnię nierównych dróg startowych i różne właściwości dróg kołowania.										
(2) Drgania (typu <i>buffet</i> ) spowodowane wysunięciem spojlera/hamulca aerodynamicznego i ciągiem	*	✓	✓	✓						
(a) Wykonaj normalne lądowanie przy użyciu spojlerów i wstecznego ciągu – osobno lub w kombinacji między nimi – aby spowolnić symulowany samolot. Nie korzystać z automatycznego hamulca, muszą być odczuwalne tylko drgania spowodowane spojlerami i wstecznym ciągiem.										
(3) Wstrząsy związane z podwoziem	*	✓	✓	✓						
(a) Wykonać normalny start zwracając szczególną uwagę na wstrząsy, które mogą być odczuwalne po oderwaniu na skutek maksymalnego wypuszczenia podwozia. Przy wypuszczaniu/chowaniu podwozia mogą być odczuwalne wstrząsy wynikające z ruchu zatraskującego się podwozia w prawidłowej pozycji.										

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(4) Wstrząsy podczas wypuszczania i chowania podwozia  (a) Uruchom podwozie. Sprawdź czy sygnały ruchu w odczuwalnych wstrząsach są w miarę reprezentatywne dla faktycznego samolotu.	*	✓	✓	✓						
(5) Drgania w powietrzu spowodowane wypuszczeniem klap i spojlera/hamulca aerodynamicznego.  (a) Wpierw wykonać podejście i wypuścić klapy i slaty, celowo przy prędkościach przekraczających normalne prędkości podejścia. W konfiguracji przelotowej zweryfikować wstrząsy związane z wypuszczeniem spojlera/hamulca aerodynamicznego. Powyższe efekty można również zweryfikować w innych kombinacjach hamulec aerodynamiczny /klapa /ustawienie podwozia dla oceny wzajemnego oddziaływania.	*	✓	✓	✓						
(6) Zbliżenie się do drgań spowodowanych przeciągnięciem i drgania podczas przeciągnięcia (jeśli dotyczy).  (a) Wykonaj podejście do przeciągnięcia z silnikami na biegu jałowym i hamowaniem 1 węzeł/sekundę. Sprawdź czy sygnały ruchu dla wstrząsów, włącznie ze wzrostem poziomu wstrząsów wobec zmniejszanej prędkości, są w miarę reprezentatywne dla faktycznego samolotu.  Uwaga: W przypadku FSTD, które mają być zakwalifikowane do zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu (poziom C lub poziom D), modelowanie uwzględniające każdy wzrost amplitudy drgań od początkowego progu percepcji drgań do krytycznego kąta natarcia lub drgań ostrzegawczych jako funkcja kąta natarcia; modelowanie drgań podczas przeciągnięcia powinno uwzględniać oddziaływanie Nz, a także Nx i Ny, jeśli ma to zastosowanie.	*	✓	✓	✓						
(7) Sygnały przyziemienia dla podwozia głównego i nosowego  (a) Wykonać kilka normalnych podejść przy różnych prędkościach schodzenia. Sprawdź czy sygnały ruchu dla wstrząsu przy przyziemieniu dla każdej prędkości schodzenia są w miarę reprezentatywne dla faktycznego samolotu.	*	✓	✓	✓						
(8) Tarcie przedniego koła  (a) Wykonać symulowanym samolotem kołowanie przy różnych prędkościach na ziemi i tak manipulować sterowaniem przedniego koła aby spowodować taki stopień drgań, które spowodują tarcie przedniego koła o ziemię. Oceń jaka jest potrzebna kombinacja prędkość/przednie koło aby powstało tarcie i sprawdź czy końcowe vibracje są w miarę reprezentatywne dla faktycznego samolotu.	*	✓	✓	✓						

TABELA TESTÓW FUNKcjONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(9) Efekt ciągu z ustawionymi hamulcami	*	✓	✓	✓						
(a) Symulowanym samolotem z ustawionymi hamulcami w punkcie startu, zwiększyć moc silników aż do odczuwalnych drgań i ocenić ich właściwości. Ten efekt jest najbardziej dostrzegalny z silnikami zabudowanymi na skrzydłach. Potwierdzić, że drgania zwiększają się odpowiednio wraz ze zwiększaniem ciągu silnika.										
(10) Drgania spowodowane manewrami i liczbą Macha	*	✓	✓	✓						
(a) Symulowanym samolotem wytrymowanym w locie 1g, będąc na dużej wysokości zwiększyć moc silnika, aby liczba Macha przekroczyła odpowiednią wartość, przy której odczuwalne są drgania spowodowane liczbą Macha. Sprawdzić czy drgania zaczynają się przy tej samej liczbie Macha jak w samolocie (dla tej samej konfiguracji) i czy poziomy drgań są w miarę reprezentatywne dla faktycznego samolotu. W przypadku niektórych samolotów, drgania spowodowane manewrami można zweryfikować pod kątem tych samych efektów. Drgania spowodowane manewrami mogą wystąpić podczas zmiany kierunku lotu (zwrotu) w warunkach większych niż 1g, szczególnie na większych wysokościach.										
(11) Dynamika uszkodzenia opony			✓	✓						
(a) W zależności od typu samolotu, pilot niekoniecznie musi zauważyć uszkodzenie pojedynczej opony w związku z czym żadne specjalne efekty ruchu nie są konieczne. Może pojawić się hałas i/lub wibracje związane z utratą ciśnienia w kole. Przy wyborze uszkodzenia kilku opon po tej samej stronie pilot może zauważyć pewne odchylenia, które będą wymagać zastosowania steru kierunku, aby utrzymać kontrolę nad samolotem.										
(12) Niesprawność i uszkodzenie silnika	*	✓	✓	✓						
(a) Właściwości niesprawności silnika jak podane w dokumencie definiującym niesprawność dla konkretnego FSTD muszą zawierać opis specjalnych efektów ruchu odczuwanych przez pilota. Związane z silnikiem oprzyrządowanie musi również się zmieniać w zależności od charakteru niesprawności.										

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(13) Uderzenia ogonem i gondolą										
(a) uderzenia ogonem można sprawdzić przez wprowadzenia samolotu w nadmierną rotację przy prędkości poniżej $V_r$ podczas wykonywania startu. Efekty również można zweryfikować podczas lądowania. Efekt ruchu musi być odczuwalny jako wyraźne uderzenie. Jeżeli uderzenie ogonem wpływa na prędkości kątowne samolotu, to sygnały dostarczane przez system ruchu muszą wytwarzać podobne efekty,	*	✓	✓	✓						
(b) nadmierne przechylenie samolotu podczas dobiegu do startu i po lądowaniu może spowodować uderzenie gondolą. Efekt ruchu musi być odczuwalny jako wyraźne uderzenie. Jeżeli uderzenie gondolą wpływa na prędkości kątowne samolotu, to sygnały dostarczane przez system ruchu muszą wytwarzać podobne efekty.	*	✓	✓	✓						
<b>o. SYSTEM DŹWIĘKU</b>										
(1) Podczas profilu normalnego lotu z ruchem należy sprawdzić następujące:										
(a) opady,			✓	✓						
(b) urządzenie do usuwania deszczu,			✓	✓						
(c) istotne dźwięki samolotu dostrzegalne przez pilota podczas normalnych operacji, takie jak silnik, klapy, podwozie, wypuszczenie/chowanie spojlera, odwrócenie ciągu do poziomu porównywalnego do występującego w samolocie,	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
(d) nietypowe operacje, z którymi związane są sygnały dźwiękowe, uwzględniając, ale nie ograniczając do, niesprawności silników, niesprawności podwozia/opony, uderzenie ogonem, gondolą i niesprawność systemu ciśnieniowego,			✓	✓						
(e) dźwięk katastrofy gdy symulator lotu wylądował w wyniku przekroczenia ograniczeń,			✓	✓						
(f) istotne dźwięki silnika/śmigła dostrzegalne przez pilota w trakcie normalnych operacji.							✓	✓	✓	✓



TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH	FFS				FTD		FNPT			BITD
	A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
<b>p. EFEKTY SPECJALNE</b>										
(1) Dynamika hamulców			✓	✓						
(a) Reprezentatywna dynamika awarii hamulców (włącznie z układem przeciwpoślizgowym) i ich obniżona skuteczność spowodowana wysokimi temperaturami hamulców w oparciu o dane związane z samolotem. Zobrazowanie musi być na tyle realistyczne, aby pilot zidentyfikował problem i wdrożył odpowiednie procedury. Pochylenie, siły boczne i właściwości sterowania kierunkowego symulatora lotu muszą być reprezentatywne dla danego samolotu.										
(2) Skutki oblodzenia płatowca i silnika			✓	✓						
(a) Patrz Załącznik 1 do CS FSTD(A).300, punkt 1.t.1. Wymagane tylko dla samolotów dopuszczonych do operacji w znanych warunkach oblodzenia. Gdy FSTD znajduje się w powietrzu, autopilot jest włączony i automatyczne przepustnice są wyłączone, silnik i systemy zapobiegania oblodzeniu/odladzania płata są wyłączone; aktywować warunki oblodzenia z szybkością, która umożliwi monitorowanie reakcji FSTD i systemów. Rozpoznawanie oblodzenia zazwyczaj obejmuje zanik prędkości, zmianę pochylenia FSTD, zmianę wskazań osiąarów silnika (inną niż spowodowaną zmianami prędkości) oraz zmianę danych z rurki pitota/systemu statycznego. Aktywować niezależnie systemy ogrzewania, zapobiegania oblodzeniu lub odladzania. Uznanie obejmuje właściwe działanie tych systemów, ostatecznie przywracając symulowany samolot do normalnego lotu. Proszę odnieść się do AMC13 FSTD(A).300.										
<p><b>UWAGA 1</b> –dla poziomu A FSTD, (*) gwiazdka wskazuje, że wymagany jest odpowiedni efekt</p> <p><b>Uwaga 2</b> –Przyjmuje się, że testy będą miały zastosowanie tylko do FTD poziomu 1, jeżeli symulowany jest ten system i warunki lotu. Zamiarem jest, aby testy wyszczególnione poniżej było wykonane w locie automatycznym. Tam gdzie lot automatyczny nie jest możliwy i konieczne jest ręczna obsługa pilota, FTD poziomu 1 musi być przynajmniej tak sterowny, aby pozwolić na wykonanie lotu.</p>										

**UWAGI:**

Ogólna: Sygnały ruchu i drgań będą dotyczyć tylko FSTD wyposażonych w odpowiedni układ ruchu.

(1) Właściwości do startu wystarczające aby rozpocząć ćwiczenia w powietrzu;

- 
- (2) Dla FNPT 1 i BITD tylko jeżeli wielosilnikowe;
  - (3) Wymagana tylko zmiana trymerowania;
  - (4) Dla FNPT, nie wymagana zmienna intensywność oświetlenia lotniska.

**Załącznik 1 do AMC1 FSTD(A).300 Tolerancje dla testów walidacyjnych**

- (a) Podstawa
- (1) Wszystkie tolerancje wyszczególnione w AMC1 FSTD(A).300 zostały opracowane z myślą, aby stanowiły miarę stopnia pokrywania się właściwości przy zastosowaniu jako odniesienie do danych z testów w locie.
  - (2) Jest jednak wiele przyczyn, dla których poszczególne testy mogą nie mieścić się całkowicie w zalecanych granicach tolerancji:
    - (i) Jest wiele źródeł potencjalnych błędów mających wpływ na test w locie, np. błędy przyrządów i zakłócenia atmosferyczne podczas zbierania danych;
    - (ii) Mogą również wystąpić trudności przy porównywaniu danych wykazujących szybkie zmiany lub obciążonych zakłóceniami;
    - (iii) Dane symulacji konstrukcyjnej i inne dane z obliczeń mogą wykazywać błędy ze względu na rozmaite, omówione niżej, potencjalne różnice.
  - (3) Stosując tolerancje w dowolnym teście należy przeprowadzić rzetelną analizę techniczną. Kiedy wynik testu, bez widocznego powodu, wyraźnie wykracza poza ustalone granice tolerancji, należy uznać, że wymaganie nie zostało spełnione.
  - (4) Podstawą do stosowania danych pochodzących z symulacji konstrukcyjnej jest fakt, że dane odniesienia powstają przy użyciu tych samych modeli symulacji co modele stosowane w równoważnym szkoleniowym symulatorze lotu, co oznacza, że dwa zestawy wyników powinny być „zasadniczo” podobne. Zastosowanie tolerancji opartych na danych z testów w locie może podważyć podstawę dla stosowania danych pochodzących z symulatora konstrukcyjnego, ponieważ do zademonstrowania prawidłowej implementacji pakietu danych potrzebna jest zasadnicza zgodność.
  - (5) Oczywiście są powody, dla których można oczekiwać, że dane z dwóch różnych źródeł będą się różnić:
    - (i) urządzenia (zespoły awioniki i układ sterowania);
    - (ii) wskaźniki iteracji;
    - (iii) kolejność wykonywania;
    - (iv) metody całkowania;
    - (v) architektura procesora;
    - (vi) odchyłki cyfrowe:
      - (A) metody interpolacji;
      - (B) różnice w opracowaniu danych;
      - (C) tolerancje trymowania dla autotestów, itp.
  - (6) Jednak wszelkie różnice powinny być niewielkie, a powody wystąpienia tych różnic, inne niż podane powyżej, w zrozumiałym sposób wyjaśnione.
  - (7) W przeszłości, dane z symulacji konstrukcyjnej wykorzystywane były do zademonstrowania zgodności z pewnymi dodatkowymi cechami modelowania:
    - (i) z przyczyn uzasadnionych nie udostępniano danych z testów w locie;
    - (ii) dane z symulacji konstrukcyjnych stanowiły tylko niewielką część kompletu danych do walidacji;
    - (iii) kluczowe obszary zostały uznane w oparciu o dane z testów w locie.
  - (8) Aktualny, gwałtowny wzrost wykorzystywania i przewidywanego wykorzystywania danych z symulacji konstrukcyjnej jest bardzo ważnym zagadnieniem gdyż:

- (i) dane z testów w locie często są nie dostępne z ważnych powodów technicznych;
  - (ii) zaawansowane są alternatywne rozwiązania techniczne;
  - (iii) koszt jest wiecznie obecnym problemem.
- (9) Tak więc potrzebne są wytyczne w zakresie stosowania tolerancji dla danych do walidacji, generowanych przez symulację konstrukcyjną.
- (b) Tolerancje dla testów opartych na danych niepochodzących z testów w locie
- (1) Przy stosowaniu danych pochodzących z symulacji konstrukcyjnej lub innych danych niepochodzących z testów w locie, jako dopuszczalnej formy danych porównawczych dla uznania testów obiektywnych wymienionych w tabeli testów uznaniowych, zgodność pomiędzy danymi dla walidacji z wynikami otrzymanymi z FSTD musi być bardzo wysoka. Trudno jest określić dokładny zestaw tolerancji, gdyż powody zgodności innej niż pełna będą uzależnione od wielu czynników omówionych w punkcie pierwszym niniejszego załącznika.
  - (2) Zaleca się, chyba że nie występuje racjonalne uzasadnienie dla znaczącej różnicy pomiędzy danymi do walidacji a wynikami otrzymanymi dla FSTD, stosowanie tolerancji w wysokości 20 % tolerancji dla danych „z testów w locie”.
  - (3) Aby niniejsze wytyczne (20% tolerancji dla „testów w locie”) miały zastosowanie, instytucja przekazująca dane musi dostarczyć dobrze udokumentowany model matematyczny i procedurę testowania, które to pozwolą na dokładne odtworzenie wyników tej symulacji technicznej.

**Załącznik 2 do AMC1 FSTD(A).300 Mapa danych do walidacji**

## (a) Ogólne

- (1) Producenci samolotów lub inne organizacje dostarczające dane przedstawiają dokument zawierający mapę danych do walidacji (VDR) jako część pakietu danych. Dokument VDR zawiera materiał o charakterze pomocniczym przygotowany przez organizację dostarczającą dane do walidacji samolotu, rekomendujące najlepsze źródła danych do wykorzystania w QTG jako dane do walidacji. VDR ma szczególną wartość w przypadku wniosków o „tymczasową” kwalifikację, o kwalifikację symulatorów samolotów certyfikowanych przed 1992 r. i dla kwalifikacji alternatywnych wersji z innymi silnika lub awioniką (patrz załączniki 3 i 4 do niniejszego ACJ). VDR należy przedłożyć Władzy Lotniczej na najwcześniejszym możliwym etapie planowania dla każdego FSTD przewidzianego do zakwalifikowania na zgodność ze standardami zawartymi w niniejszym dokumencie. Odpowiednie krajowe Władze Lotnicze są ostateczną władzą zatwierdzającą dane, które mają być wykorzystane jako materiał do walidacji QTG. Kierownik krajowego programu symulatorów Amerykańskiej Władzy Lotniczej FAA i Kierownictwo JAA ds. FSTD zobowiązali się do prowadzenia wykazu uzgodnionych VDR.
- (2) Mapa danych do walidacji musi jednoznacznie identyfikować (forma tabeli) źródła danych dla wszystkich wymaganych testów. Musi również zawierać wytyczne dotyczące ważności tych danych dla konkretnej konfiguracji typu silnika i siły ciągu oraz wersji wszystkich urządzeń awioniki mającej wpływ na właściwości pilotażowe i osiągi. Dokument musi zawierać tok rozumowania lub wyjaśnienie przypadków, w których brakuje danych lub parametrów, gdy mają być wykorzystane dane z symulacji konstrukcyjnej, w których metody testów w locie wymagają wyjaśnienia itp., wraz z krótkim opisem przyczyny/skutków odchyień od wymaganych danych. Ponadto w dokumencie musi znaleźć się odniesienie do innych, właściwych źródeł danych do walidacji (np. dokumenty zawierające dane z zakresu hałasu i wibracji).
- (3) Tabela 1 poniżej, przedstawia rodzajową tabelę identyfikującą źródła danych do walidacji dla skróconego wykazu testów. Pełna tabela powinna omawiać wszystkie warunki testowania.
- (4) Ponadto, w załączniku F do dokumentu IATA Flight Simulator Design & Performance Data Requirements, można znaleźć dwie strony zawierające przykładowe toki rozumowania. Ilustrują one typ samolotu i informację o konfiguracji awioniki oraz opis uzasadnienia technicznego wykorzystanego dla opisanego nieregularności danych, przedstawienia alternatywnych danych lub akceptowalnej przez władzę podstawy dla uzyskania odchyień od wymagań kwalifikacyjnych QTG.

Nr ICAO lub IATA	Nazwa testu	Uznania	Źródło		Dokument walidacyjny						Uwagi
			Dane z prób w locie st. pow. <sup>*2</sup>	Dane z symulatora (silniki DEF-73)	POM -aerodynam Dok. #)00(123,	POM dla urządzeń sterowania lotem, Dok. #)00(456, Nowy	POM dla manew. Dok. #)00 (789 Zm...A	POM dla napędu, Dok. #)00321 ,zm. C	POM zintegrow. Dok. #)00654, zm. A	Załącznik do nin. VDR Dok. #)00(987, Nowy	
	<b>Uwagi: 1. Pokazano tylko jedną stronę i dla zwięzłości usunięto niektóre warunki przepisów i uwzględnić wszystkie testy, które mają zastosowanie. 2. Należy sięgnąć do odpowiednich przepisów i uwzględnić wszystkie testy, które mają zastosowanie. 3. Źródło walidacji, dokument i uwagi zostały tutaj zamieszczone wyłącznie w celach poglądowych i nie oznaczają wyrażenia zgody na ich wykorzystanie</b>	Tryb CCA*1									D71 = typ silnika: DEF-71, ciąg: 71,5 K D73 = typ silnika: DEF-73, ciąg: 73 K Duże litery pisane <b>TŁUSTYM</b> drukiem oznaczają podstawowe źródło walidacji. Małe litery oznaczają alternatywne źródło walidacji. R = racjonalne uzasadnienie jest zawarte w załączniku do VDR
1.a.1	Minimalny promień zakrętu		X					D71			
1.a.2	Prędkość kątowna zakrętu w funkcji kąta koła dziobowego ( 2 prędkości)		X					D71			
1.b.1	Czas i długość przyspieszania na ziemi		X				d73		D73		Dane podstawowe zawarte w IPOM
1.b.2	Minimalna prędkość sterowania z niepracującym silnikiem krytycznym na ziemi (Vmcg)		x	X	d71					D73	Patrz techniczne uzasadnienie dla danych testu w VDR
1.b.3	Minimalna prędkość unoszenia (Vmu)		X		D71						
1.b.4	Normalny start		X		d73				D73		Dane podstawowe zawarte w IPOM
1.b.5	Niesprawność krytycznego silnika podczas startu		X		d71					D73	Dane dotyczące siły ciągu silnika alternatywnego z testów w locie w VDR
1.b.6	Start z wiatrem bocznym		X		d71					D73	Dane dotyczące siły ciągu silnika alternatywnego z testów w locie w VDR
1.b.7	Przerwany start		X		D71					R	Odstępstwo od procedury testu, patrz racjonalne uzasadnienie
1.b.8	Dynamiczna niesprawność silnika po starcie			X						D73	Źadne dane z testów w locie nie są dostępne, patrz racjonalne uzasadnienie
1.c.1	Normalne wznoszenie – wszystkie silniki		X		d71				D71		Dane podstawowe zawarte w IPOM
1.c.2	Wznoszenie – silnik wyłączony, drugi segment		X		d71					D73	Dane dotyczące siły ciągu silnika alternatywnego z testów w locie w VDR
1.c.3	Wznoszenie – silnik wyłączony, lot po trasie		X		d71					D73	Dostępne dane AFM (73 K)
1.c.4	Wznoszenie podczas podejścia – silnik wyłączony		X		D71						
1.c.5.a	Przyspieszanie w locie poziomym		x	X	d73					D73	Dane z symulacji konstrukcyjnej ze zmienioną szybkością przyspieszania w układzie elektronicznego sterowania EEC w VDR
1.c.5.b	Zwalnianie w locie poziomym		x	X	d73					D73	Dane z symulacji konstrukcyjnej ze zmienioną szybkością zwalniania w układzie elektronicznego sterowania EEC w VDR
1.d.1	Wykonanie przelotu		X		D71						
1.e.1.a	Czas i droga zatrzymania (hamulce kół / mała masa)			X	D71					d73	Brak danych z testów w locie, patrz uzasadnienie
1.e.1.b	Czas i droga zatrzymania (hamulce kół/średnia masa)		X	X	D71					d73	
1.e.1.c	Czas i droga zatrzymania (hamulce kół / duża masa)		X	X	D71					d73	
1.e.2.a	Czas i droga zatrzymania (ciąg wsteczny / mała masa)		X	X	D71					D73	
1.e.2.b	Czas i droga zatrzymania (ciąg wsteczny/średnia masa)			X	D71					D73	Brak danych z testów w locie, patrz uzasadnienie

\*1 Tryb CCA będzie opisany dla każdego stanu.

\*2 Jeżeli do walidacji używany jest więcej niż jeden typ st. pow. (np. pochodny lub podstawowy) potrzebnych może być więcej kolumn.

Tabela 1: Mapa danych do walidacji

**Załącznik 3 do AMC1 FSTD(A).300 Wymagania z zakresu danych dla zamiennych silników – wytyczne dotyczące zatwierdzania (dotyczy tylko symulatorów lotu FFS)**

- (a) Podstawa
- (1) Dla nowego typu samolotu, większość danych do walidacji z testów w locie zbieranych jest podczas pierwszej konfiguracji samolotu z „modelem podstawowym” typu silnika. Następnie dane są wykorzystane do walidacji wszystkich FSTD reprezentujących ten sam typ samolotu.
  - (2) W przypadku FSTD reprezentujących samolot z innym niż podstawowy typ silnika, lub inną siłą ciągu niż we wcześniej walidowanych konfiguracjach, dodatkowe dane do walidacji z testów w locie mogą okazać się potrzebne.
  - (3) Jeżeli FSTD ma być zatwierdzone z dodatkowym i/lub silnikami o innych konfiguracjach, to QTG musi zawierać testy wykonane dla porównania z danymi do walidacji pochodzącymi z testów w locie dla wybranych przypadków, gdzie można spodziewać się wystąpienie poważnych różnic.
- (b) Wytyczne dla walidacji urządzeń z zamiennymi silnikami
- (1) Poniższe wytyczne mają zastosowanie do FSTD reprezentujących samoloty wyposażone w urządzenie z wymiennymi silnikami; lub z więcej niż jednym typem silnika lub siłą ciągu.
  - (2) Testy do walidacji mogą być podzielone na te, które są powiązane z typem silnika lub siłą ciągu i na te, które nie są.
  - (3) Dla testów niezależnych od typu silnika lub siły ciągu, QTG może bazować na danych z testów w locie dla dowolnego silnika o innej konfiguracji. Testy w tej kategorii muszą być jednoznacznie określone.
  - (4) Dla testów, na które wpływ ma typ silnika, QTG musi zawierać wybrane, konkretne dla danego silnika dane z testów w locie wystarczające dla walidacji konkretnej konfiguracji samolot-silnik. Skutki takie mogą być spowodowane przez dynamiczne właściwości silnika, poziomy ciąg i/lub zmiany konfiguracji samolotu powiązane z silnikiem. Tę kategorię cechują przede wszystkim różnice między wyrobami różnych producentów silnika, a także różnice spowodowane poważnymi zmianami projektowymi silnika w stosunku do pierwotnie walidowanej konfiguracji do lotu z jednym typem silnika. Patrz tabela 1 z wykazem dopuszczalnych testów.
  - (5) Dla przypadków, gdzie typ silnika pozostaje ten sam, a siła ciągu przekracza o pięć procent (5%) lub więcej pierwotnie uznaną konfigurację do lotu, lub jest znacząco niższa niż pierwotnie najniższy walidowany ciąg (spadek o piętnaście procent (15%) lub więcej), QTG musi zawierać wybrane, konkretne dla danego silnika dane z testów w locie wystarczające dla uznania innego poziomu ciągu. Patrz tabela 1 z wykazem dopuszczalnych testów. Jednakże, jeżeli zgodnie z wytycznymi AMC7 FSTD(A).300 i AMC8 FSTD(A).300, producent samolotu, zatwierdzony jako dostawca danych do walidacji wykaże, że wzrost ciągu większy niż 5% nie spowoduje poważnych zmian właściwości pilotażowych samolotu, to nie potrzebne są dane do walidacji z testów w locie.
  - (6) Nie potrzebne są żadne dodatkowe dane do walidacji z testów w locie dla sił ciągów, które nie różnią się znacząco od podstawowej lub innej, mającej zastosowanie, konfiguracji silnik-płatowiec przetestowanej w locie (tzn. mniej niż 5% powyżej lub 15% poniżej), z wyjątkiem jak podano w punktach 2.7 i 2.8 poniżej. Dla przykładu, dla walidowanej konfiguracji z silnikami o sile ciągu 50.000 funtów, nie wymaga się żadnych dodatkowych walidowanych danych z testów w locie dla siły ciągu pomiędzy 42 500 i 52 500 funtów. Jeżeli równolegle testuje się kilka ciągów silnika, potrzebne są tylko dane testowe dla najwyższego ciągu.
  - (7) Aby uznać wszystkie konfiguracje typów silników i siły ciągów wyższe lub niższe niż w pierwotnie walidowanym silniku, należy przedstawić dane dotyczące

skalowania przepustnicy (tzn. żądany parametr ustawienia mocy wobec położenia przepustnicy). Akceptowalne są dane z samolotu testowego lub testów na hamowni, pod warunkiem zastosowanie prawidłowej regulacji silnika (dla oprzyrządowania i oprogramowania).

- (8) Dane do walidacji opisane w pkt. (b)(4) do (b)(7) powyżej powinny być oparte na danych z testów w locie, z wyjątkiem jak zaznaczono w tych punktach, lub gdy dopuszcza się inne dane wyszczególnione w AMC7 FSTD(A).300. Jednakże, jeżeli certyfikacja charakterystyki lotu samolotu z nową siłą ciągu (niezależnie od procentowej zmiany) wymaga certyfikacyjnego testu w locie z uwzględnieniem pełnej stateczności i kompletem pokładowych przyrządów pilotażowych, to warunki podane w tabeli 1 poniżej należy pozyskać z testów w locie i przedstawić w QTG. Odwrotnie, dane z lotu testowego inne niż kalibracja przepustnicy, jak opisano powyżej, nie są wymagane jeżeli nowa siła ciągu jest certyfikowana na samolocie bez wymogu pełnej stateczności i kompletu pokładowych przyrządów pilotażowych.
- (9) Jako uzupełnienie testów w locie dla konkretnego silnika, podanych w tabeli 1 poniżej i niezależnych testów silnika zasadniczego, należy w QTG przedstawić dodatkowe, specyficzne dla tego silnika walidacyjne dane techniczne, aby umożliwić wykonanie pełnego testu QTG z wymienną konfiguracją silnika. Z wyprzedzeniem, przed terminem kwalifikacji FSTD należy uzgodnić z Władzą Lotniczą wykaz konkretnych testów, dla których należy przedstawić dane z symulatora konstruktorskiego.
- (10) Razem z QTG należy przedstawić tabele lub „mapę” z podaniem źródła odpowiednich danych do walidacji dla każdego testu (patrz Zał. 2 niniejszego ACJ).

Poniżej przedstawione warunki dla wykonania testów w locie (jeden dla każdego numeru testu), z zgodnie z zapotrzebowaniem, które powinny być wystarczające dla walidacji wdrożenia w FSTD wymiennej konfiguracji silników.

Numer testu	Opis testu	Różny typ silnika	Różna konfiguracja osiągow <sup>2</sup>
1.b.1, 4	Czas i odległość przyspieszenia przy normalnym starcie/kołowaniu	x	x
1.b.2	$V_{mcg}$ , jeżeli wykonywane dla certyfikacji samolotu	x	x
1.b.5	Start przy jednym wyłączonym silniku	x	
1.b.8	Dynamiczna awaria silnika po starcie	x	
1.b.7	Przerwany start, jeżeli wykonywany dla certyfikacji samolotu	x	
1.d.3	Osiągi w przelocie	x	
1.f.1, 2	Przyspieszenie i zmniejszenie obrotów silnika	x	x
2.a.8	Kalibracja przepustnicy <sup>1</sup>	x	x
2.c.1	Dynamika zmiany mocy (przyspieszenie)	x	x
2.d.1	$V_{mca}$ , jeżeli wykonywane dla certyfikacji samolotu	x	x
2.d.5	Trymowanie przy wyłączonym silniku	x	x
2.e.1	Normalne lądowanie	x	

<sup>1</sup> Należy przedstawić dla wszystkich zmian w typie silnika lub siły ciągu (patrz pkt. 2.7 powyżej).

<sup>2</sup> Patrz pkt. 2.5 do 2.8 powyżej dla definicji dla mających zastosowanie siły ciągów.

*Uwaga: niniejsza tabela nie uwzględnia dodatkowych ustawień konfiguracji i zasad kontroli*

**Tabela 1:** Testy w locie dla walidacji urządzeń z wymiennymi silnikami



**Załącznik 4 do AMC1 FSTD(A).300 Wymagania z zakresu danych z zamienną awioniką (komputery i regulatory związane z lotem)– wytyczne dotyczące zatwierdzania**

## (a) Podstawa

- (1) Dla nowego typu samolotu, większość danych do walidacji z testów w locie zbieranych jest podczas pierwszej konfiguracji samolotu z „modelem podstawowym” awioniki pokładowej związanej z lotem (patrz pkt. 2.2 poniżej). Następnie dane są wykorzystane do walidacji wszystkich FSTD reprezentujących ten sam typ samolotu.
- (2) W przypadku FSTD reprezentujących samolot z awioniką o innym projekcie oprzyrządowania lub inną wersją oprogramowania niż model podstawowy, dodatkowe dane do walidacji z testów w locie mogą okazać się potrzebne.
- (3) Jeżeli ma nastąpić walidacja FSTD z dodatkową/lub inną konfiguracją awioniki, to QTG musi zawierać testy wykonane dla porównania z danymi do walidacji dla wybranych przypadków, gdzie można spodziewać się wystąpienia poważnych.

## (b) Wytyczne dla walidacji danych z testów w locie z zamienną awioniką

- (1) Poniższe wytyczne mają zastosowanie do FSTD reprezentujących samoloty ze zmienioną lub więcej niż jedną konfiguracją awioniki.
- (2) Awionika samolotu może być podzielona na systemy i podzespoły, które mogą mieć lub nie mają poważnego wpływ na QTG. Niżej wymieniona awionika to przykłady, gdzie zmiany w projekcie oprzyrządowania lub uaktualnianie wersji oprogramowania może doprowadzić do poważnych różnic w stosunku do podstawowej konfiguracji awioniki: komputery sterujące lotem i regulatory silników, autopilot, system hamowania, system sterowania kołem przednim, system zwiększania nośności i system podwozia. Należy uwzględnić związaną z tym awionikę taką, jak systemy ostrzegania o przeciągnięciu i zwiększania mocy. Producent samolotu musi określić dla każdego testu walidacyjnego system awioniki, który jeżeli zostanie zmieniony będzie miał wpływ na wyniki testu.
- (3) Podstawowe dane walidacyjne muszą być oparte o dane z testów w locie, chyba, że dopuszcza się inne szczególne dane (patrz AMC7 FSTD(A).300 i AMC8 FSTD(A).300).
- (4) Dla zmian wprowadzanych do systemów awioniki lub podzespołów, które nie mają wpływu na wyniki testów walidacyjnych MQTG, test QTG może być wykonany w oparciu o dane do walidacji z poprzedniej uznanej konfiguracji awioniki.
- (5) Dla zmian wprowadzanych do systemu awioniki lub podzespołów, które mogą mieć wpływ na wynik testu walidacyjnego QTG, w przypadku gdy zmiana nie wpływa na test (np. zmiana w awionice dotyczy aktualizacji BITE lub modyfikacji w innej fazie lotu), test QTG może być wykonany w oparciu o dane dla walidacji z poprzedniej uznanej konfiguracji awioniki. Producent samolotu musi wyraźnie oświadczyć, że ta zmiana w awionice nie wpływa na test.
- (6) Dla zmiany w systemie awioniki bez dodania nowej funkcji, mającej wpływ na niektóre testy w QTG, ale z niewielkim, oczywistym znaczeniem na reakcję samolotu, test QTG może być wykonany w oparciu o dane walidacyjne z wcześniej uznanej konfiguracji awioniki. Należy to uzupełnić danymi walidacyjnymi dla konkretnego układu awioniki, pochodzącymi z symulatora konstrukcyjnego, wygenerowanych przy użyciu zmiennej awioniki. W takich przypadkach producent samolotu powinien przedstawić tok rozumowania, w którym wyjaśnia charakter zmiany i jej znaczenie na reakcję samolotu.
- (7) Dla zmiany w systemie awioniki, mającej poważny wpływ na niektóre testy w QTG, szczególnie gdy dodano nową funkcję, test QTG może być wykonany w oparciu o dane walidacyjne z poprzedniej uznanej konfiguracji awioniki i uzupełnione danymi z testu w locie dla walidacji szczególnego układu awioniki, wystarczających dla

walidacji zmiany innej konfiguracji awioniki. Jednakże dodatkowe dane walidacyjne z testów w locie mogą nie być potrzebne, jeżeli zmiany w awionice były certyfikowane bez konieczności wykonywania testu z pełnym kompletem pokładowych przyrządów pilotażowych. W takim przypadku producent samolotu powinien z wyprzedzeniem skoordynować i uzgodnić z Władzą Lotniczą szczegóły wymagań dotyczących danych dla FSTD.

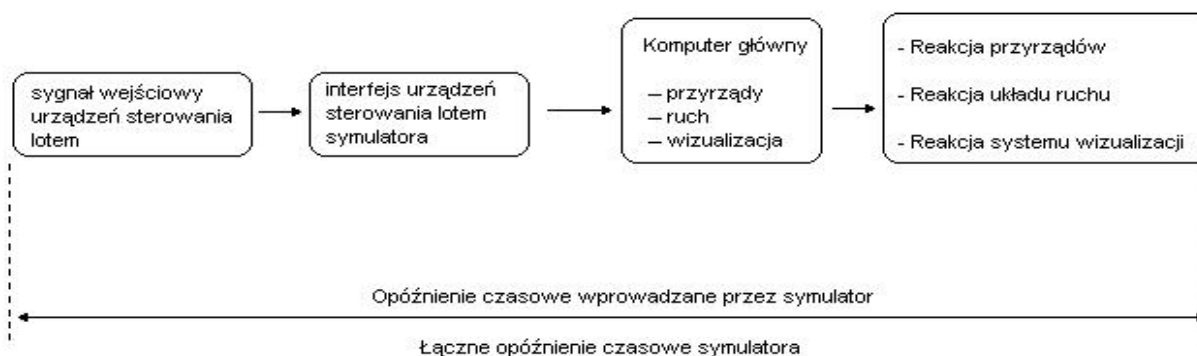
- (8) Razem z QTG należy przedstawić tabelę lub „mapę” z podaniem źródła pochodzenia odpowiednich danych walidacyjne dla każdego testu (patrz Zał. 2 do AMC1 FSTD(A).300.

**Załącznik 5 do AMC1 FSTD(A).300 Metoda przeprowadzania testu czasu opóźnienia i zwłoki**

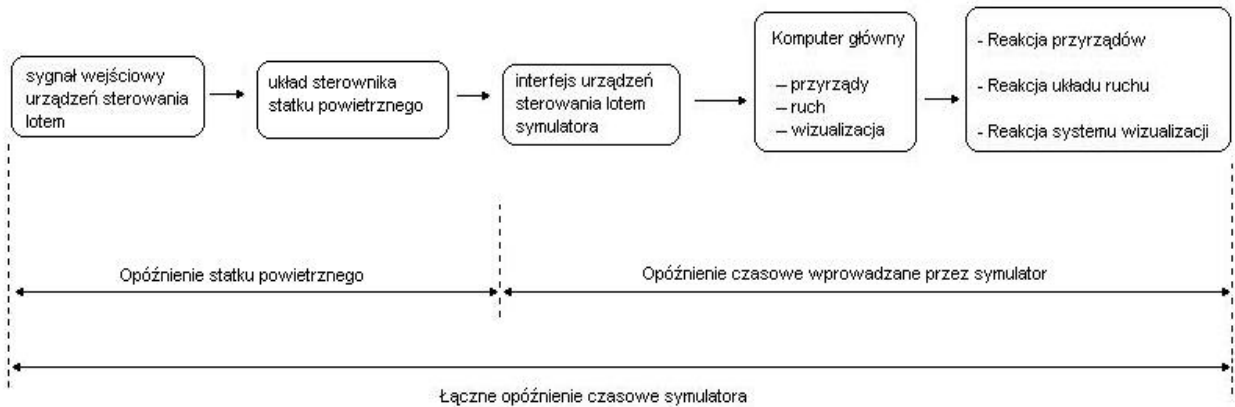
## (a) Informacje ogólne

- (1) Celem niniejszego załącznika jest pokazanie, w jaki sposób należy ustalić, czy opóźnienie czasowe wprowadzane w systemie FSTD nie przekracza określonej wartości. To znaczy, jak zmierzyć czas przejścia sygnału sterującego przez interfejs, każdy moduł głównego komputera i z powrotem – poprzez interfejs – do układu ruchu, systemu przyrządów pokładowych i systemu wizualizacji, od chwili jego wprowadzenia i wykazać, że nie przekracza on wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych.
- (2) Poniżej opisane są cztery charakterystyczne przykłady opóźnienia czasowego:
  - (i) symulacja klasycznego statku powietrznego niesterowanego komputerowo;
  - (ii) symulacja statku powietrznego sterowanego komputerowo z użyciem jego rzeczywistych urządzeń;
  - (iii) symulacja statku powietrznego sterowanego komputerowo z użyciem emulacji programowej jego urządzeń;
  - (iv) symulacja z użyciem awioniki programowej lub przyrządów adaptowanych.
- (3) Rysunek 1 ilustruje łączne opóźnienie czasowe dla statku powietrznego nie sterowanego komputerowo lub klasyczny test opóźnienia czasowego.
- (4) Ponieważ dla tego przypadku nie ma opóźnień wywoływanych przez statek powietrzny, łączne opóźnienie czasowe jest równoważne opóźnieniu wprowadzanemu.
- (5) Rysunek 2 ilustruje metodę przeprowadzania testu opóźnienia czasowego stosowaną w FSTD wykorzystujących rzeczywisty układ sterownika statku powietrznego.
- (6) Aby otrzymać opóźnienie czasowe sygnałów dla układów ruchu, przyrządów i systemu wizualizacji, należy od łącznego opóźnienia czasowego odjąć opóźnienie spowodowane przez sterownik statku powietrznego. Ta różnica reprezentuje wprowadzane opóźnienie czasowe.
- (7) Wprowadzane opóźnienie czasowe mierzy się od chwili wprowadzenia sygnału sterującego w kokpicie do momentu reakcji przyrządów oraz układu ruchu i systemu wizualizacji (patrz rysunek 1).
- (8) Alternatywnie sygnał sterowania może być wprowadzony za układem sterownika statku powietrznego, a wprowadzane opóźnienie czasowe można zmierzyć bezpośrednio od chwili wprowadzenia sygnału sterowania do momentu reakcji przyrządów oraz układu ruchu i systemu wizualizacji FSTD (patrz rysunek 2).
- (9) Rysunek 3 ilustruje metodę przeprowadzania testu opóźnienia czasowego stosowaną w FSTD wykorzystujących układ sterownika statku powietrznego emulowany programowo.
- (10) Przy zastosowaniu architektury symulowanego układu sterownika statku powietrznego dla osi pochylenia, przechylenia i odchylenia nie jest możliwy prosty pomiar wprowadzanego opóźnienia czasowego. Tak więc sygnał powinien być mierzony bezpośrednio od sterownika pilota. Ponieważ układ kontrolera rzeczywistego samolotu ma nieodłączne własne opóźnienie ustalone przez producenta statku powietrznego, wytwórca FSTD powinien zmierzyć łączne opóźnienie czasowe i odjąć inherentne opóźnienie właściwe komponentom statku powietrznego oraz upewnić się, czy wprowadzane opóźnienie nie przekracza wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych.

- (11) Specjalne pomiary dla sygnałów dla przyrządów w przypadku FSTD wykorzystujących układ wskaźników dla przyrządów z rzeczywistego statku powietrznego, a nie wskaźniki symulowane lub adaptowane. Aby upewnić się, że wprowadzane opóźnienie nie przekracza wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych, w przypadku tego rodzaju przyrządów pokładowych należy zmierzyć łączne opóźnienie czasowe i odjąć inherentne opóźnienie właściwe komponentom statku powietrznego.
- (i) Rysunek 4A ilustruje proces opóźnienia sygnału dla przypadku bez symulacji wyświetlaczy statku powietrznego. Wprowadzane opóźnienie jest opóźnieniem pomiędzy ruchem urządzenia sterowania i zmianą sygnału dla przyrządu w magistrali danych.
- (ii) Rysunek 4B ilustruje metodę testowania wymaganą do prawidłowego pomiaru wprowadzanego opóźnienia, zmodyfikowaną z powodu zastosowania awioniki programowej lub przyrządów adaptowanych. Mierzone jest łączne opóźnienie czasowe symulowanego przyrządu, a od tego łącznego opóźnienia należy odjąć opóźnienie statku powietrznego. Ta różnica reprezentuje wprowadzane opóźnienie i nie powinna przekraczać wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych. Inherentne opóźnienie właściwe dla statku powietrznego pomiędzy magistralą danych i wskaźnikami jest oznaczone jako XX ms (patrz rysunek 4A). Czas tego opóźnienia będzie podany przez producenta wskaźników.
- (12) Rejestrowane sygnały. Wyjaśnienia dotyczące sygnałów rejestrowanych w celu przeprowadzenia obliczeń opóźnienia czasowego powinny być umieszczone na schemacie blokowym. Producent FSTD powinien również dostarczyć wyjaśnienie, dlaczego każdy z tych sygnałów został wybrany i jakie jest jego powiązanie z powyższymi opisami.
- (13) Interpretacja wyników. Jest rzeczą normalną, że wyniki dla FSTD zmieniają się w czasie od jednego testu do drugiego. Można to łatwo wyjaśnić działaniem prostego czynnika zwanego „niepewnością pobierania próbek”. Wszystkie FSTD pracują z określoną szybkością, a wszystkie moduły są kolejno wykonywane w głównym komputerze. Sygnały wejściowe urządzeń sterowania lotem mogą pojawić się w dowolnym momencie iteracji, lecz nie zostaną one poddane obróbce przed rozpoczęciem nowego cyklu iteracji. Dla FSTD pracujących z częstotliwością 60 Hz można spodziewać się w najgorszym przypadku różnicy 16,67 ms. Ponadto w pewnych warunkach główny komputer FSTD i system wizualizacji nie pracują z tą samą prędkością iteracji, więc sygnał wyjściowy z głównego komputera do systemu wizualizacji nie zawsze będzie zsynchronizowany.
- (14) Test opóźnienia czasowego powinien uwzględniać najgorszy przypadek pracy systemu wizualizacji. Tolerancja jest zgodna z wymaganiami zamieszczonymi w tabelach testów walidacyjnych, a reakcja układu ruchu powinna mieć miejsce przed zakończeniem pierwszego pola sygnału wizyjnego zawierającego nową informację.



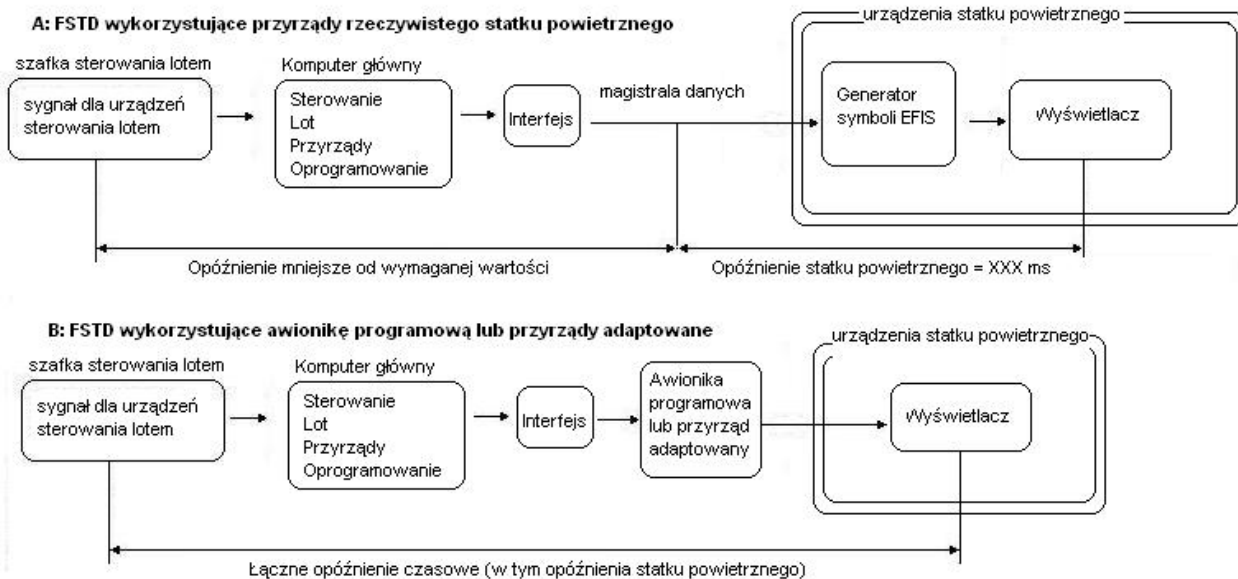
**Rysunek 1.** Opóźnienie czasowe dla symulacji klasycznego statku powietrznego niesterowanego komputerowo



**Rysunek 2.** Opóźnienie czasowe dla symulacji statku powietrznego sterowanego komputerowo wykorzystującej urządzenia rzeczywistego statku powietrznego



**Rysunek 3.** Opóźnienie czasowe dla symulacji statku powietrznego sterowanego komputerowo wykorzystującej emulację programową urządzeń statku powietrznego



**Rysunek 4A i 4B.** Opóźnienie czasowe dla symulacji statku powietrznego wykorzystującej rzeczywiste lub adaptowane sterowniki przyrządów

(b) Metoda przeprowadzania testu dla zwłoki

- (1) Reakcje systemu wizualizacji, przyrządów kabiny i początkowa reakcja układu ruchu będą reagować na sygnały wejściowe nagłego pochylenia, przechylenia i odchylenia pochodzące ze stanowiska pilota w określonym czasie, ale nie wcześniej, niż zareagowałby samolot w tych samych warunkach. Celem testu jest porównanie zarejestrowanego czasu reakcji FSTD w stosunku do faktycznych danych samolotu w konfiguracji do startu, przelotu i lądowania dla kontrolowanych gwałtownych sygnałów wejściowych na wszystkich trzech osiach obrotowych. Celem jest zweryfikowanie, czy reakcja systemu FSTD nie przekracza określonego czasu (nie obejmuje to czasu reakcji samolotu w oparciu o dane producenta) i czy sygnały wizualne i ruchu związane są z faktycznymi reakcjami samolotu. Dla reakcji samolotu preferowane jest przyspieszenie na odpowiedniej odnośnej osi rotacyjnej.
- (2) Interpretacja wyników. Jest normalne, że wyniki FSTD różnią się między testami. Można to bardzo łatwo wytłumaczyć przy użyciu prostego współczynnika „niepewności towarzyszącej pobieraniu próbek”. Wszystkie FSTD działają przy konkretnej prędkości, przy których wszystkie moduły są kolejno wykonywane na komputerze. Sygnał przyrządów pilotażowych może nastąpić w każdej chwili w trakcie iteracji, ale dane te nie zostaną przetworzone przed rozpoczęciem nowej iteracji. W przypadku FSTD działającym przy 60Hz można spodziewać się najgorszej różnicy 16,67 m/sek. Ponadto, w niektórych warunkach, komputer i system wizualizacji nie działają na tej samej prędkości iteracji, tak więc sygnał wyjściowy z komputera do systemu wizualizacji nie zawsze może być zsynchronizowany.

**Załącznik 6 do AMC1 FSTD(A).300 Oceny okresowe – przedstawianie danych z testów walidacyjnych****(a) Podstawa**

- (1) Podczas początkowej oceny FSTD tworzy się MQTG. Jest to główny dokument, z którym porównuje się wyniki testów podczas ocen okresowych.
- (2) Obecnie przyjęta metoda przedstawiania wyników testów z ocen okresowych polega na dostarczeniu wyników dla FSTD nałożonych na dane odniesienia. Wyniki testów starannie się przegląda, aby ustalić, czy mieszczą się w określonych granicach tolerancji. Może to być proces czasochłonny, zwłaszcza wtedy, kiedy dane odniesienia wykazują szybkie zmiany lub wyraźne anomalie wymagające oceny technicznej w aspekcie zastosowania tolerancji. W tych przypadkach rozwiązaniem jest porównanie wyników z MQTG. Jeżeli wyniki z oceny okresowej są takie same jak wyniki w MQTG, test zostaje zaliczony. Zarówno operator, jak i Władze starają się wykryć wszelkie zmiany w charakterystykach FSTD od czasu kwalifikacji początkowej.

**(b) Przedstawianie wyników testów z ocen okresowych**

- (1) Promując sprawniejsze przeprowadzanie ocen okresowych, zachęca się operatorów FSTD, by nakładali wyniki okresowych testów walidacyjnych na wyniki z MQTG dla FSTD zarejestrowanych podczas oceny początkowej z uwzględnieniem późniejszych zmian. Jakakolwiek zmiana w wynikach testu walidacyjnego będzie od razu widoczna. Operatorzy mogą również zdecydować się na sporządzenie wykresu – oprócz wyników walidacyjnych testów okresowych i testów z MQTG – dla danych odniesienia.
- (2) Nie ma zalecanych tolerancji dla różnic pomiędzy wynikami okresowych testów walidacyjnych FSTD i wynikami testów walidacyjnych z MQTG. Analizę wszelkich rozbieżności pomiędzy parametrami FSTD podczas testu okresowego i parametrami z MQTG pozostawia się do uznania operatorowi FSTD i władzom.
- (3) Różnice między dwoma zestawami wyników, inne niż małe różnice związane z zagadnieniem powtarzalności (patrz załącznik 1 do niniejszego ACJ), których nie można łatwo wyjaśnić, mogą wymagać analizy.
- (4) FSTD powinno zachowywać zdolność do sporządzenia wykresów wyników automatycznych i manualnych testów walidacyjnych wspólnie z danymi odniesienia.

## **Załącznik 7 do AMC1 FSTD(A).300 Zastosowanie zmian do CS-FSTD do pakietów danych dla FSTD istniejących samolotów**

Oczekuje się, że dane walidacyjne dla testów obiektywnych zawartych w QTG – poza wyjątkami specjalnie wskazanymi w AMC1 FSTD(A).300 (b)(3) – będą pochodzić z testowania samolotu w locie.

W idealnym przypadku pakiety danych dla wszystkich nowych FSTD będą w pełni zgodne z aktualnymi standardami wymaganymi przy kwalifikowaniu FSTD.

Dla typów samolotów wchodzących po raz pierwszy do eksploatacji po opublikowaniu nowej edycji CS-FSTD A dostarczenie możliwych do zaakceptowania danych potrzebnych do procesu kwalifikacji FSTD jest kwestią porozumienia w zakresie planowania i zagadnień związanych z przepisami.

Dla samolotów certyfikowanych przed wydaniem nowej edycji CS-FSTD(A) nie zawsze może być możliwe dostarczenie wymaganych danych dla każdego przypadku nowego – lub zmienionego w porównaniu z poprzednimi edycjami – testu obiektywnego. Po certyfikacji producenci normalnie nie udostępniają już samolotu do testów w locie z przyrządami wymaganymi do zebrania dodatkowych danych. W przypadku danych z testów w locie, zebranych przez niezależną organizację dostarczającą dane, występuje małe prawdopodobieństwo, aby testowy samolot nadal był dostępny.

Niezależnie od powyższego, z wyjątkiem przypadków, kiedy inne rodzaje danych są już dopuszczalne (patrz AMC7 FSTD(A).300 i AMC8 FSTD(A).300), preferowanym źródłem danych walidacyjnych jest test w locie. Oczekuje się, że organizacje dostarczające dane dołożą starań, aby dostarczyć wymagane dane z testów w locie. Jeżeli istnieją jakiegokolwiek dane z testów w locie (wykonanego podczas certyfikacji lub innego programu testów w locie) dotyczące danego wymagania, to takie dane z testów muszą być dostarczone. Jeżeli istnieje jakakolwiek możliwość wykonania testów w locie przy okazji nowego programu testów w locie, należy je przeprowadzić i dostarczyć dane w pakiecie danych następnej edycji. Kiedy te dane z testów w locie rzeczywiście nie są dostępne, można dopuścić alternatywne źródła danych z zachowaniem następującej hierarchii preferencji:

po pierwsze: test w locie w innych, ale prawie równoważnych warunkach lub konfiguracji;

po drugie: dane z poddanej audytowi symulacji konstrukcyjnej - jak określono w AMC1 FSTD(A).200(a) - z możliwego do zaakceptowania źródła (na przykład zgodnego z wytycznymi podanymi w AMC7 FSTD(A).300(b), lub wykorzystane do certyfikacji statku powietrznego;

po trzecie: dane o osiągnięciach statku powietrznego – jak określono w AMC do CS FSTD(A).200 – lub z innych zatwierdzonych opublikowanych źródeł (np. produkcyjny plan testów w locie) dla następujących testów:

- i. 1.c(1) normalne wznoszenie, wszystkie silniki pracujące
- ii. 1.c(2) jeden silnik niedziałający w drugim segmencie wznoszenia
- iii. 1.c(3) jeden silnik niedziałający w segmencie wznoszenia do poziomu przelotowego
- iv. 1.c(4) jeden silnik niedziałający podczas wznoszenia w podejściu dla samolotów podatnych na oblodzenie
- v. 1.e(3) odległość hamowania, hamulce, mokra droga startowa, i test
- vi. 1.e(4) odległość hamowania, hamulce, oblodzony pas

po czwarte: gdy brak innych danych, można, ale tylko wyjątkowo, zaakceptować następujące źródła pod warunkiem oceny każdego przypadku przez odnośną Władzę, uwzględniając pożądany poziom kwalifikacji dla FSTD.

- i. niepublikowane, ale możliwe do zaakceptowania źródła, np. obliczenia, symulacje, wideo lub inne proste środki stosowane do analizy lub rejestracji testów w locie;



- ii. dane bazowe zarejestrowane podczas testów rzeczywistych, wymagających kwalifikacji, szkoleniowego FSTD, potwierdzone drogą subiektywnej oceny przez pilota wyznaczonego przez właściwy organ.

W niektórych przypadkach dostarczenie wyników więcej niż jednego testu do sprawdzenia szczególnego wymagania testu obiektywnego może mieć uzasadnienie techniczne. Przykładem może być test VMCG, gdzie profil silnika i ciągu nie pasują do symulowanego silnika. Test VMCG można wykonać dwukrotnie, raz z wykorzystaniem jako danych wejściowych profili z testów w locie i drugi raz z całkowicie zintegrowaną reakcją na odcięcie paliwa do symulowanego silnika.

Dla samolotów certyfikowanych przed dniem wydania zmiany, po nieudanym uzyskaniu właściwych danych z testów w locie, operator może wskazać w MQTG testy, dla których dane z testów w locie są niedostępne lub nieodpowiednie. Dla każdego przypadku niedostępności preferowanych danych należy dostarczyć racjonalne uzasadnienie zawierające przyczyny niezgodności i usprawiedliwiający wykorzystanie innych danych lub zastosowanie innego testu (lub innych testów).

Te uzasadnienia powinny być w widoczny sposób zapisane na schemacie walidacji danych (VDR) zgodnie z załącznikiem 2 do AMC1 FSTD(A).300.

Należy zdawać sobie sprawę, że może nadejść czas, kiedy będzie tak mało dostępnych kompatybilnych danych z testów w locie, iż konieczne będzie wykonanie nowego testu w locie w celu ich zebrania.

## Załącznik 8 do AMC1 FSTD(A).300 Ogólne wymagania techniczne dla poziomów kwalifikacji FSTD

Niniejszy załącznik zawiera podsumowanie wymagań technicznych dla poziomów A, B, C i D dla FFS, poziomów 1 i 2 dla FTD, poziomów I, II i IIMCC dla FNPT i BITD.

**Tabela 1** - Ogólne wymagania techniczne dla FFS poziomów A, B, C i D

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
<b>A</b>	<p>Najniższy poziom technicznej złożoności FFS.</p> <p>Zamknięta rzeczywistej wielkości replika kabiny samolotu z charakterystycznymi fotelami pilotów, obejmująca symulację wszystkich systemów, przyrządów, wyposażenie nawigacyjne, łączność oraz systemy łączności i ostrzegania.</p> <p>Należy zapewnić stanowisko instruktora z fotelem i co najmniej jeden dodatkowy fotel dla inspektorów lub obserwatorów.</p> <p>Statyczne siły sterowania i parametry przemieszczeń powinny być równoważne siłom i parametrom w samolocie i reagować w taki sam sposób jak samolot w takich samych warunkach lotu.</p> <p>Należy zastosować specyficzne dane dla klasy dopasowane do danego typu samolotu z wiernością wystarczającą do spełnienia wymagań testów obiektywnych.</p> <p>Dozwolone są standardowe modele efektu przyziemnego i manewrowania na ziemi.</p> <p>Wymagane są układy ruchu, systemy wizualizacji i dźwięku wystarczające do spełnienia wymagań w celu uznania symulatora do szkolenia, testowania i kontroli.</p> <p>System wizualizacji powinien zapewniać każdemu pilotowi pole widzenia o wielkości co najmniej 45 stopni w poziomie i 30 stopni w pionie.</p> <p>Czas reakcji na wejściowe sygnały sterowania nie powinien być dłuższy od czasu zmierzonego w statku powietrznym o więcej niż 300 milisekund.</p>
<b>B</b>	<p>Jak dla poziomu A i dodatkowo:</p> <p>Jako podstawę dla parametrów lotu, osiągow i właściwości systemów należy zastosować dane walidacyjne z testu w locie.</p> <p>Oprócz tego programowanie manewrowania na ziemi i aerodynamiki, łącznie z reakcją na efekt przyziemny i właściwościami pilotażowymi, powinno opierać się na danych walidacyjnych z testów w locie.</p>
<b>C</b>	<p>Drugi w kolejności najwyższy poziom wierności symulatora.</p> <p>Jak dla poziomu B i dodatkowo:</p> <p>Wymagany jest system wizualizacji z wizualizacją scen w świetle dziennym, w warunkach zmierzchu i nocnych z ciągłym polem widzenia nie mniejszym niż 150 stopni w poziomie i 40 stopni w pionie dla każdego pilota.</p> <p>Należy zapewnić 6-cio stopniową swobodę systemu ruchu.</p> <p>Symulacja dźwięku będzie uwzględniać szum opadów atmosferycznych i innych istotnych dźwięków samolotu słyszalnych dla pilota i będzie w stanie odtworzyć dźwięki lądowania awaryjnego.</p> <p>Czas reakcji na wejściowe sygnały sterowania nie powinien być dłuższy od czasu zmierzonego w samolocie o więcej niż 150 milisekund.</p> <p>Należy zapewnić symulację uskoków wiatru.</p> <p>Powinien być dostępny mechanizm informacji zwrotnej ze stanowiska instruktora (IOS) szkolenia w zakresie zapobiegania i wyprowadzania samolotu z sytuacji krytycznych (UPRT).</p>
<b>D</b>	<p>Najwyższy poziom wierności symulatora.</p> <p>Jak dla poziomu C i dodatkowo:</p> <p>Należy też zapewnić pełną wierność dźwięków i ruchów o charakterze drgań.</p>

**Tabela 2** - Ogólne wymagania techniczne dla FTD poziomów 1 i 2

<b>Poziom kwalifikacji</b>	<b>Ogólne wymagania techniczne</b>
<b>1</b>	<p>Specyficzne dla danego typu z co najmniej jednym w pełni odwzorowanym systemem.</p> <p>Kabina otwarta lub zamknięta w stopniu wystarczającym do wyeliminowania czynników powodujących rozproszenie uwagi.</p> <p>Dobór symulowanych systemów pozostaje w gestii organizacji wnioskującej o zatwierdzenie lub wznowienie zatwierdzenia kursu.</p> <p>Symulowany system samolotu musi spełniać odnośne subiektywne i obiektywne testy dla tego systemu.</p>
<b>2</b>	<p>Urządzenie specyficzne dla danego typu ze wszystkimi odnośnymi systemami w pełni odwzorowanymi.</p> <p>Kabina zamknięta w stopniu wystarczającym do wyeliminowania czynników powodujących rozproszenie uwagi z pokładowym stanowiskiem instruktora.</p> <p>Dynamika lotu specyficzna dla typu lub z tej samej rodziny rodzajowej (ale reprezentatywna dla osiągnięć statku powietrznego)</p> <p>Podstawowy układ sterowania lotem, który kontroluje ścieżkę lotu i szeroko reprezentuje właściwości sterowne samolotu.</p> <p>Istotne dźwięki.</p> <p>Kontrola warunków atmosferycznych.</p> <p>Baza danych nawigacyjnych wystarczająca dla wsparcia systemów symulowanego samolotu.</p>

**Tabela 3A** - Ogólne wymagania techniczne dla FNPT poziomu I

<b>Poziom kwalifikacji</b>	<b>Ogólne wymagania techniczne</b>
<b>FNPT poziom I</b>	<p>Kabina zamknięta w stopniu wystarczającym do wyeliminowania czynników powodujących rozproszenie uwagi, będąca repliką symulowanego samolotu lub klasy samolotu i w której wyposażenie nawigacyjne, przełączniki i stery będą działać i odwzorowywać takie, jak znajdują się w samolocie lub klasie samolotu. Należy zapewnić stanowisko instruktorskie z fotelem zapewniające widok na tablice członków załogi i stanowiska.</p> <p>Efekty zmian w aerodynamice dla różnych kombinacji oporu i siły ciągu normalnie występujących w trakcie lotu włącznie ze skutkami zmiany położenia samolotu, ślizgu bocznego, wysokości, temperatury, maksymalnego ciężaru samolotu, położenia środka ciężkości i konfiguracji.</p> <p>Pełne dane nawigacyjne przynajmniej dla 5 europejskich lotnisk i powiązane z nimi procedury podejścia precyzyjnego i nie precyzyjnego, oraz ich aktualizacja co 3 miesiące.</p> <p>Urządzenie rozpoznające przeciągnięcie, odpowiadające przeciągnięciu w odwzorowywanym samolocie lub klasie samolotu.</p>

**Tabela 3B** - Ogólne wymagania techniczne dla FNPT poziomu II

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
<b>FNPT poziom II</b>	<p>Jak dla poziomu I z następującymi dodatkami lub zmianami:</p> <p>Kabina zamknięta ze stanowiskiem instruktora.</p> <p>Regulowane fotele członków załogi pozwalające siedzącemu uzyskać położenie odniesienia pola widzenia odpowiednie dla samolotu lub klasy samolotu oraz tak zainstalowany system wizualizacji aby był równy z położeniem oka.</p> <p>Siły sterowania i zakresy ruchu urządzeń sterowania odpowiadające w ten sam sposób, co w symulowanym samolocie lub klasie samolotu, w tych samych warunkach lotu.</p> <p>Bezpieczniki będą prawidłowo działać w czasie procedury lub awarii wymagającej związanej z nimi reakcji członka załogi.</p> <p>Modelowanie aerodynamiczne musi odzwierciedlać:</p> <p>(a) skutki oblodzenia płatu;</p> <p>(b) moment przechyłający spowodowany obciążeniami odchyłającymi</p> <p>Należy zapewnić standardowy model manewrowania na ziemi, który w sposób reprezentatywnie odtwarzać będzie dźwiękowe i wizualne efekty przyziemienia i lądowania.</p> <p>Systemy powinny działać w takim zakresie, aby było możliwe wykonywanie operacji w warunkach normalnych, nienormalnych i w sytuacjach awaryjnych, odpowiednich dla symulowanego samolotu lub klasy samolotów i wymaganych w szkoleniu.</p> <p>Istotne dźwięki kabiny</p> <p>Wymagany jest system wizualizacji scen w świetle dziennym, w warunkach zmierzchu i nocnych z ciągłym polem widzenia nie mniejszym niż 45 stopni w poziomie i 30 stopni w pionie dla każdego pilota, chyba, że jest ograniczony przez dany typ samolotu. System wizualizacji nie musi być kolimowany.</p> <p>Czas reakcji systemu wizualizacji i instrumentów pokładowych na wejściowe sygnały sterowania musi być ściśle powiązany, aby zapewnić integrację wszystkich niezbędnych sygnałów.</p>

**Tabela 3C** - Ogólne wymagania techniczne dla FNPT MCC poziomu II

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
<b>FNPT poziom II MCC</b>	Dla szkolenia w zakresie współpracy załogi wieloosobowej (MCC) - jak dla poziomu II z dodatkowymi przyrządami i wskaźnikami, jak wymagane dla szkolenia i operacji MCC. Patrz AMC3 FSTD(A).300.

**Tabela 4** - Ogólne wymagania techniczne dla BITD

<b>Poziom kwalifikacji</b>	<b>Ogólne wymagania techniczne</b>
<b>BITD</b>	<p>Stanowisko dla studenta-pilota zamknięte w stopniu wystarczającym, które odwzorowuje klasę samolotów.</p> <p>Przełączniki i wszystkie stery będą miały typową wielkość i kształt, położenie oraz będą działać i wyglądać tak jak w symulowanej klasie samolotu.</p> <p>Niezależnie od stanowiska dla studenta, należy zapewnić odpowiednie stanowisko instruktorskie z widokiem na tablicę pilota.</p> <p>Siły sterowania, zakresy ruchu urządzeń sterowania oraz osiągi samolotu będą reprezentatywne dla klasy symulowanego samolotu.</p> <p>Wyposażenie nawigacyjne dla lotów wg IFR z reprezentatywnymi tolerancjami, Obejmuje to również urządzenia łącznościowe.</p> <p>Pełne dane nawigacyjne przynajmniej dla 3 europejskich lotnisk i powiązane z nimi procedury podejścia precyzyjnego i nieprecyzyjnego, oraz ich aktualizacja co 3 miesiące</p> <p>Dostępny będzie dźwięk silnika.</p> <p>Urządzenia sterowania warunkami atmosferycznymi dla instruktora oraz do ustawiania i zmieniania stanów awaryjnych związanych z przyrządami pokładowymi, pomocami nawigacyjnymi, sterami, operacjami na jednym silniku (tylko dla samolotów wielosilnikowych).</p> <p>Urządzenie rozpoznające przeciągnięcie, odpowiadające przeciągnięciu w symulowanej klasie samolotu.</p>

**AMC2 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji pełnych symulatorów lotu (FFS) poziomu A**

## (a) Podstawa

- (1) Przy określaniu efektywności kosztowej każdego FSTD, należy wziąć pod uwagę szereg czynników takich jak:
  - (i) środowisko,
  - (ii) bezpieczeństwo,
  - (iii) dokładność,
  - (iv) powtarzalność,
  - (v) jakość i zakres szkolenia,
  - (vi) pogodę i tłok w przestrzeni powietrznej.
- (2) Wymagania dla najniższego poziomu FFS, ustanowione przez różne organy ustawodawcze, nie zachęcają do zainteresowania się zakupem tańszego FFS dla małych samolotów używanych w lotnictwie ogólnym.
- (3) Istotnymi elementami generującymi koszty związane z produkcją każdego FSTD są:
  - (i) komplet danych specyficznych dla danego typu,
  - (ii) dane z testu w locie QTG,
  - (iii) układ ruchu,
  - (iv) system wizualizacji,
  - (v) układ sterowania,
  - (v) części statku powietrznego.

*Uwaga: próbując zmniejszyć koszty związane z posiadaniem FFS o poziomie A, zbadano po kolei każdy element, mając na względzie złagodzenie wymagań tam, gdzie jest to możliwe i jednocześnie zwracając uwagę na poziom uznania w zakresie szkolenia, kontroli i testowania, jakie można uzyskać posiadając takie urządzenie.*

## (b) Pakiet danych

- (1) Koszt zebrania specyficznych danych z testów w locie, wystarczających do stworzenia kompletnego modelu aerodynamiki, silników i urządzeń sterowania lotem może być znaczący. Zachęca się do stosowania pakietu danych specyficznych dla klasy tak, aby reprezentowały określony typ samolotu (np. PA34 do PA31). Dzięki temu może być możliwe staranne dostosowanie dobrze przygotowanego od strony technicznej pakietu danych, by właściwie reprezentował podobne samoloty. Takie prace, obejmujące wyjaśnienie i uzasadnienie zmian musiałyby być starannie udokumentowane i udostępnione do rozpatrzenia Kierownictwu JAA ds. FSTD jako element procesu kwalifikacji. Należy zwrócić uwagę, że dopuszcza się stosowanie standardowego modelu manewrowania na ziemi i modelu efektu przyziemienia dla tego niższego poziomu FFS.
- (2) Aby spełnić wymagania każdego istotnego testu objętego QTG wymagane będą określone dane z testów w locie. Mając na względzie koszt zebrania takich danych, należy pamiętać o dwóch sprawach:
  - (i) Dla tej klasy FFS wiele informacji z testów w locie można zebrać stosując proste środki, np. stoper, ołówek i papier lub wideo. Należy jednak przedstawić wyczerpujące szczegóły metod przeprowadzenia testów i warunków początkowych.

- (ii) Szereg testów zawartych w QTG ma tolerancje zredukowane do „prawidłowej tendencji i wielkości” (CT&M), dzięki czemu nie są potrzebne specyficzne dane z testów w locie.
  - (iii) Zastosowanie CT&M nie może być rozumiane jako wskazówka, że pewne obszary symulacji można zignorować. W przewidywanej klasie samolotów, które mogłyby korzystać z poziomu A, określone właściwości są naprawdę konieczne, a efekty nieprawidłowe byłyby niedopuszczalne (np. gdy samolot ma małą zdolność wychodzenia ze spirali, nie dopuszczalne jest wykazywanie przez FFS właściwości niereagowania w sytuacji wchodzenia w spiralę lub wykazywania neutralnej lub ujemnej stabilności w spirali).
  - (iv) Jeżeli kryterium CT&M stosowane jest jako tolerancja stanowczo zaleca się zapisanie wyników za pomocą automatycznego systemu rejestrującego jako danych bazowych, by uniknąć możliwych rozbieżnych opinii subiektywnych przy ocenach okresowych.
- (c) System ruchu
- (1) Dla FFS poziomu A nie zostały określone szczegółowo wymagania w zakresie symulacji podstawowych sygnałów ruchu i drgań typu *buffet*. Aby zapewnić przekazywanie podstawowych sygnałów, tradycyjnie kładziono nacisk na liczbę osi układu ruchu. Panuje odczucie, że przy tym poziomie FFS o złożoności układu ruchu powinien decydować jego producent. Jednak podczas badania, układ ruchu będzie oceniany subiektywnie, aby oceniający upewnił się, że układ umożliwi realizację zadań związanych z pilotowaniem, włącznie z niesprawnościami silnika, oraz że w żaden sposób nie dostarcza nieprawidłowych sygnałów.
  - (2) Symulacja drgań typu *buffet* jest ważna w aspekcie dodania realizmu całej symulacji; dla poziomu A efekty mogą być uproszczone, ale powinny być właściwe, zgodne z sygnałami dźwiękowymi i w żaden sposób nie powodujące negatywnych efektów szkolenia.
- (d) System wizualizacji
- (1) Dla systemów wizualizacji nie podano innych kryteriów technicznych niż kryteria dla pola widzenia (FOV). Dostrzega się pojawianie się tanich „tylko rastrowych” systemów z wizualizacją scen w świetle dziennym. Wierność systemu wizualizacji będzie określona przez jego zdolność do umożliwienia wykonywania zadań w locie, np. „Sygnały wizualne wystarczające do pokazania zmian na ścieżce podejścia za pomocą perspektywnego widoku drogi startowej”.
  - (2) Nie zawsze trzeba będzie zastosować wizualną optykę kolimatorową. Jednokanałowy system z bezpośrednim widzeniem jest akceptowalny dla FFS z załogą jednoosobową. (Występujące tutaj ryzyko to sytuacja, w której samolot taki zostanie przekwalifikowany do użytku z załogą wieloosobową i wówczas niekolimowany system wizualny będzie niedopuszczalny).
  - (3) Dla pewnych zadań podane pole widzenia FOV w pionie ( $30^\circ$ ) może być niewystarczające. Niektóre mniejsze samoloty mają duży kąt widzenia w dół, który nie może być objęty przez pole widzenia o kącie  $\pm 15^\circ$  w pionie. Może to prowadzić do dwóch ograniczeń:
    - (i) na wysokości podejmowania decyzji CAT I właściwy widzialny segment ziemi może nie być „widoczny”, oraz
    - (ii) w czasie podejścia, kiedy samolot porusza się poniżej idealnej ścieżki podejścia, podczas kolejnego podniesienia nosa w celu zniwelowania odchylenia może zostać utracona widoczność odpowiedniego punktu odniesienia dla lądowania.
- (e) Urządzenia sterowania lotem

Specyficzne wymagania dla urządzeń sterowania lotem pozostają niezmienione. Ponieważ właściwości pilotażowe mniejszych samolotów są w sposób nierozzerwalny powiązane z ich urządzeniami sterowania, przestrzeń na złagodzenie testów i tolerancji jest nieduża. Można się spierać, czy przy układach sterowania ze sprzężeniem zwrotnym statyczne testy „naziemne” mogą być faktycznie zastąpione przez bardziej reprezentatywne testowanie „w powietrzu”. Jest nadzieja, że tańsze systemy siłowego sprzężenia zwrotnego będą na tyle odpowiednie, iż spełnią wymagania dla tego poziomu symulacji (np. elektryczne).

(f) Części statku powietrznego

Tak jak dla dowolnego poziomu FSTD, podzespoły zastosowane w obszarze kokpitu nie muszą być częściami samolotu; jednak wszelkie użyte części powinny być wystarczająco mocne, aby wytrzymały zadania szkoleniowe. Ponadto, FFS poziomu A odwzorowuje konkretny typ samolotu, toteż wymaga się, aby wszystkie istotne przełączniki, przyrządy, urządzenia sterowania itp. w obszarze symulacji wyglądały, były odczuwane i miały taki sam zakres funkcji jak w samolocie.

### **AMC3 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji urządzeń do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT)**

(a) Podstawa

- (1) Tradycyjne urządzenia szkoleniowe używane przez profesjonalne szkoły lotnicze do szkolenia podstawowego były stosunkowo prostymi pomocami tylko do nauki latania. Te urządzenia luźno odpowiadały samolotowi wykorzystywanemu przez szkołę. Osiągi mogły być w przybliżeniu poprawne w przypadku niewielkiej liczby konfiguracji standardów, jednakże charakterystyki pilotażowe mogły być od zupełnie prymitywnych do w jakiś sposób reprezentatywnych.. Wyposażenie w przyrządy i awionikę zmieniało się od podstawowego do bardzo bliskiego symulowanemu samolotowi. Wydanie zezwolenia na korzystanie z takiego urządzenia jako etapu szkolenia, oparte było na zwykłej subiektywnej ocenie wyposażenia i jego operatora przez inspektora Władzy Lotniczej.
- (2) CS-FSTD(A) wprowadza dwa nowe urządzenia: FNPT I i FNPT II. Urządzenie FNPT I jest podstawowym zamiennikiem tradycyjnego naziemnego przyrządowego urządzenia szkoleniowego wykorzystującego najnowszą technologię i bardziej obiektywną bazę projektową. Urządzenie FNPT II jest bardziej zaawansowane w zakresie dwóch określonych standardów i spełnia szersze wymagania różnych modułów Part-FCL w zakresie profesjonalnego szkolenia pilotów do poziomu (po zastosowaniu wyposażenia dodatkowego) szkolenia we współpracy załóg wieloosobowych.
- (3) Dostępne obecnie technologie umożliwiają osiągnięcie przez te urządzenia dużo większej wierności przy niższym koszcie jednostkowym niż było to możliwe kiedykolwiek przedtem. Bardziej obiektywne bazy projektowe pozwalają na lepsze zrozumienie, a w związku z tym na modelowanie systemów, własności pilotażowych i osiągnięć samolotów. Te zalety w połączeniu z niezwykle szybko rosnącymi kosztami latania i naciskiem organizacji ochrony środowiska wskazują na konieczność korekty standardów.
- (4) Urządzenie FNPT II wypełnia w sposób istotny lukę w złożoności projektów pomiędzy tradycyjnym urządzeniem stworzonym w sposób subiektywny, a obiektywnie zaprojektowanym symulatorem lotu (FFS) klasy A.
- (5) Te nowe standardy opracowane zostały w celu zamiany metod wysoce subiektywnych standardów projektowania i certyfikacji na nowe metody obiektywne i subiektywne, które zapewnią, że urządzenia będą spełniać przyjęte założenia przez cały okres eksploatacji.



(b) Standardy projektowe

Ustanowiono dwa standardy projektowe wyszczególnione w CS-FSTD(A), FNPT I i FNPT II, z których większe wymagania spełnia FNPT II.

(1) Konfiguracja symulowanego samolotu

Inaczej niż to ma miejsce w przypadku urządzeń FFS, FNPT I i FNPT II mają przedstawiać klasę samolotów (choć faktycznie mogą przedstawiać określony typ, jeśli zajdzie taka potrzeba).

Wybrana konfiguracja powinna w rozsądny sposób prezentować odpowiedni samolot lub samoloty wykorzystywane jako element procesu szkolenia. Takie obszary jak układ ogólny, miejsca załogi, przyrządy i awionika, rodzaj sterów, położenie i siły na sterach, osiągi i własności pilotażowe oraz konfiguracja napędu powinny przedstawiać klasę samolotów lub konkretny samolot.

W interesie wszystkich stron leży zaangażowanie się w rozmowy z Władzą Lotniczą w celu dokonania szerokich uzgodnień odpowiedniej konfiguracji (nazwanej „docelową konfiguracją samolotu”). Najlepszym wyjściem byłoby, aby takie dyskusje miały miejsce w odpowiednim czasie w celu uniknięcia zahamowań w procesie projektowania/budowy/akceptacji, a przez to zapewnienie płynnego wejścia do eksploatacji.

(2) Kabina załogi

Kabina załogi powinna przedstawiać konfigurację określonego samolotu. W celu stworzenia dobrych warunków szkolenia kabina załogi FNPT I powinna być obudowana w sposób wystarczający, aby wykluczyć rozproszenie uwagi. Kabina załogi FNPT II powinna być w pełni zamknięta. Stery, sterowniki przyrządów i awioniki powinny być reprezentatywne pod względem dotyku, odczuć, układu, koloru i oświetlenia, aby stwarzać środowisko przyjazne szkoleniu i ułatwiać przejście do szkolenia w samolocie.

(3) Części składowe kabiny załogi

Tak jak w przypadku innych urządzeń szkoleniowych, składniki wyposażenia kabiny załogi nie muszą być częściami samolotu, jednakże wszystkie użyte części powinny odpowiadać częściom typowych samolotów do szkolenia oraz być wystarczająco wytrzymałe, aby przetrwać zadania szkoleniowe. Wraz z bieżącym stanem technologii użycie prostych prezentacji na monitorach komputerowych i sterowanie dotykowe (*touch control*) nie będzie akceptowane. Zadania szkoleniowe przewidziane dla tych urządzeń są takie, że ich układ i sposób odczuwania są bardzo ważne; np. pokrętko skali wysokościomierza musi fizycznie znajdować się na wskaźniku. Może natomiast zostać zaakceptowane użycie zobrazowania komputerowego połączone z nałożeniem obrazu na rzeczywiste działające przełączniki/przyciski/pokrętki będące kopią tablicy przyrządów samolotu.

(4) Dane

Dane wykorzystywane do modelowania aerodynamiki sterów i silników powinny być ściśle oparte na docelowej konfiguracji samolotu. Niedopuszczalne jest i nie zapewni to odpowiedniego szkolenia, jeśli modele będą reprezentować jedynie kilka kluczowych konfiguracji biorąc pod uwagę zakres przyznaných uprawnień do szkolenia.

Dane dowodowe mogą być danymi określonego samolotu z kręgu samolotów, które ma przedstawiać FNPT lub mogą być oparte na informacjach o różnych samolotach z danej grupy/zestawu/zakresu („docelowa konfiguracja samolotu”). Zaleca się, aby dane dowodowe, które mają być użyte, były wraz z uzasadnieniem przedstawione Władzy Lotniczej w celu dokonania ich oceny i wydania zezwolenia przed rozpoczęciem procesu produkcji.

## (i) Zbieranie danych i opracowanie modelu

Rozpatrując koszty i złożoność modeli symulacji lotniczej, możliwe jest stworzenie typowych modeli z danej klasy ogólnej. Takie modele powinny posiadać ciągłość i zmieniać się w rozsądnych granicach w ramach wymaganego pakietu szkoleń. Podstawowym wymaganiem dla każdego modelowania jest integralność równań matematycznych i modelu użytego do prezentowania własności pilotażowych i osiągnięć symulowanej klasy samolotów. Dane do korekty modelu ogólnego, aby prezentował on wyraźnie konkretny samolot, można uzyskać z wielu źródeł bez uciekania się do kosztownych testów w locie:

- (A) dane projektowe samolotu,
- (B) instrukcje użytkowania i obsługi,
- (C) obserwacje na ziemi i w powietrzu.

Dane z obserwacji na ziemi i w locie można uzyskać i zarejestrować używając szerokiego zakresu prostych środków takich jak:

- (A) kamera video,
- (B) papier i ołówek,
- (C) stoper,
- (D) nowe technologie (np. GPS).

Zbieranie takich danych powinno mieć miejsce przy reprezentatywnym położeniu środka ciężkości i masie. Opracowanie pakietu takich danych wraz z uzasadnieniem i racjonalnymi przesłankami do celów projektowych i założonych osiągnięć, metody pomiarowe i zarejestrowane parametry (tj. masa, położenie środka ciężkości, warunki atmosferyczne) powinno być dokładnie dokumentowane i dostępne dla Władzy Lotniczej w celu dokonania przeglądu jako części procesu kwalifikacyjnego.

## (5) Ograniczenia

Kolejną możliwą do wystąpienia komplikacją jest silne powiązanie pomiędzy siłami na sterach i oddziaływaniem silników a konfiguracją aerodynamiki. Z tego powodu proste systemy dociążania, w których siły zmieniają się nie tylko ze zmianą położenia, lecz również z konfiguracją (prędkość, klapy, wyważenie) będą potrzebne w urządzeniach FNPT II. W przypadku urządzenia FNPT I sprężynowy system dociążania zależny od prędkości, trzymowania i położenia sterów byłby wystarczający, ale bardzo ważnym jest aby pamiętać, że właściwości negatywne nie będą akceptowane.

Należy jednak pamiętać, że jakkolwiek prosty model może być wystarczający do przewidzianych zadań, najważniejsze jest, aby nie pojawiały się właściwości negatywne.

## (c) Wizualizacja

Wymagania są takie same jak dla FFS poziomu A, chyba, że podano inaczej.

- (1) Szczególne kryteria techniczne dotyczące wizualizacji, inne niż „pole widzenia” (*Field of view-FoV*), nie są wyszczególnione. Należy rozważyć możliwość zastosowania tańszego systemu tylko z tłem światła dziennego. Dobór możliwości systemu wizualizacji zostanie wyznaczony przez zdolność do zastosowania w zadaniach szkoleniowych np. wizualizacja wystarczająca dla wychwycenia zmian ścieżki schodzenia poprzez wykorzystanie perspektywicznego widoku drogi startowej.
- (2) Stosowania wizualnej optyki kolimatorowej nie jest konieczne. System z pojedynczym kanałem widzenia bezpośredniego (pojedynczy projektor lub

monitor dla każdego pilota) będzie mógł być zaakceptowany, chociaż nie będzie dopuszczony do wykorzystania w szkoleniu lądowania. Zniekształcenia wywołane brakiem kolimacji nabierają znaczenia podczas operacji blisko lub na ziemi.

- (3) Określone na 30° minimum pionowego pola widzenia (*FoV*) może nie wystarczać dla pewnych zadań.

Jeśli FNPT nie symuluje samolotu określonego typu, projekt widoku z kabiny załogi powinien być dopasowany do systemu wizualizacji tak, aby pilot miał pole widzenia wystarczające do wykonania zadania.

Na przykład podczas podejścia według przyrządów pilot powinien móc widzieć z wysokości decyzji (*DH*) odpowiedni wycinek podejścia. Poza tym, jeśli samolot zbacza ze ścieżki podejścia, to w wyniku korekty pochylenia nie powinna pojawiać się nadmierna utrata odniesienia wzrokowego.

- (4) Istnieją dwie metody ustalania wielkości opóźnienia, które pojawia się w reakcji systemu wizualizacji, przyrządów w kabinie i systemu kinematycznego. W celu zapewnienia zintegrowanych odczuć, te elementy powinny być ze sobą ściśle powiązane.

Ogólnie, w przypadku FNPT, pomiar opóźnienia przekazu (*transport delay-TD*) jest jedynym odpowiednim sposobem zademonstrowania, że system FNPT nie przekracza opóźnienia dopuszczalnego. Jeśli FNPT bazuje na określonym typie samolotu, można zaakceptować opóźnienie przekazu (*TD*) lub czas reakcji. Testy na czas reakcji pozwalają sprawdzić czy reakcja na nagły sygnał pochylenia, przechylenia lub odchylenia ze stanowiska pilota mieści się w dopuszczalnych granicach czasowych, ale nie jest wcześniejsza niż reakcja samolotu w takich samych warunkach. Zmiany scenerii w stosunku do stanu wyjściowego powinny pojawiać się w ramach dynamicznej reakcji systemu, lecz nie wcześniej niż nastąpi ruch.

Test w celu sprawdzenia zgodności z tymi wymaganiami powinna obejmować jednoczesny zapis wyjściowych sygnałów analogowych z kolumny sterowej, wolantu i pedałów pilota, sygnału wyjściowego z przyspieszoniomierza zamocowanego na platformie systemu kinematycznego w pobliżu stanowiska pilota, sygnału do układu zobrazowania systemu wizualizacji (z uwzględnieniem analogowego opóźnienia systemu wizualizacji) i sygnału do sztucznego horyzontu lub być inny test zatwierdzony przez Władzę Lotniczą. Test polega na porównaniu zapisów reakcji symulatora z danymi rzeczywistych reakcji samolotu w konfiguracji do startu, w przelocie i do lądowania.

Celem jest stwierdzenie, czy opóźnienie przekazu systemu FNPT lub zwłoka, są mniejsze niż opóźnienie dopuszczalne oraz, czy efekty ruchowe i wizualne odpowiadają rzeczywistym reakcjom samolotu. W przypadku reakcji samolotu, zalecany jest pomiar przyspieszenia względem odpowiedniej osi obrotu.

Założeniem testu jest zweryfikowanie czy system opóźnienia przekazu FNPT lub opóźnienie czasowe jest mniejsze niż opóźnienie dopuszczalne i czy sygnały ruchu i wizualne odpowiadają faktycznym reakcjom samolotu. Dla reakcji samolotu, preferowane jest przyspieszenie na odpowiedniej osi rotacyjnej.

Test na opóźnienie przekazu powinien obejmować pomiar wszystkich napotkanych opóźnień przy pomocy sygnału stałego przesyłanego we właściwej kolejności od sterów pilota przez zainstalowane na nich układy elektroniczne i połączenia modułów oprogramowania symulacji wykorzystujące protokół dopasowujący, poprzez obwody wejściowe do systemu kinematycznego, systemu wizualizacji i wskaźników przyrządów. Rozpoczęcie zapisów testu powinno odbywać od sygnału wejściowego ze sterów pilota. Sposób prowadzenia testu powinien przewidywać czas na dokonanie obliczeń i w żadnym wypadku nie zmieniać przepływu informacji przez system oprzyrządowania i oprogramowania.

Opóźnienie przekazu przez system jest więc czasem pomiędzy sygnałem wejściowym i reakcją określonego oprzyrządowania. Wymaga to jednego pomiaru dla każdej osi.

- (5) W przypadku tanich systemów wizualizacji posiadających ograniczone możliwości programowania należy zwrócić uwagę na skoncentrowanie się na kluczowych obszarach o znaczeniu zasadniczym dla użytkownika urządzenia, aby uniknąć konieczności kompromisu w wyniku umieszczenia w modelu wizualizacji obiektów niepotrzebnych, takich jak pojazdy poruszające się po ziemi, czy marszałek. Pojemność modelu wizualizacji powinna być ukierunkowana na przedstawienie:

- (i) dróg startowych,
- (ii) systemów oświetlenia drogi startowej,
- (iii) pomocy do podejścia PAPI/VASI,
- (iv) systemów świateł podejścia,
- (v) podstawowych dróg kołowania,
- (vi) podstawowych elementów terenu w dużej skali np. duże zbiorniki wodne, wysokie wzgórza,
- (vi) oświetlenia naturalnego (noc/zmierzch).

- (d) Ruch

Demonstracja ruchu nie jest wymagana ani dla FNPT I ani dla FNPT II, ale jeżeli operator zdecyduje się na jego instalację, należy dokonać oceny i sprawdzić, czy jego wpływ na ogólną wierność urządzenia jest pozytywny. Zastosowanie mają wymagania dotyczące ruchu wyszczególnione dla FFS poziomu A (patrz AMC2 FSTD(A).300), chyba, że podano inaczej.

- (e) Testy/Ocena

W celu upewnienia się, że dane urządzenie spełnia kryteria projektowe, należy je kontrolować systemowo w sposób obiektywny i subiektywny przed rozpoczęciem, a następnie okresowo w trakcie całego użytkowania. Sprawdzanie subiektywne może być podobne do prowadzonego dotychczas. Metoda sprawdzania obiektywnego jest taka sama jak obecnie stosowana wobec FSTD.

Określone testy dowodowe, o których mowa w AMC1 FSTD(A).300 (B)(3) mogą być wykonane przez osobę o odpowiednich umiejętnościach w locie symulowanym, a wyniki zapisane odręcznie. Mając na uwadze znaczenie kosztów, zachęca się do stosowania automatycznej rejestracji (i sprawdzania), a w związku z tym zapewnienia powtarzalności uzyskanych wyników.

W celu upewnienia się, że urządzenie spełnia docelowe kryteria rok po roku, opracowano określone tolerancje. Dlatego ważne jest, aby takie docelowe dane były opracowane starannie, a ich wartości zostały uzgodnione z odpowiednim właściwym organem prowadzącym inspekcje przed formalnym rozpoczęciem procesu kwalifikacji. W przypadku kwalifikacji wstępnej jest wysoce pożądane, aby urządzenie spełniało kryteria w granicach wyszczególnionych tolerancji, jednak inaczej niż w przypadku FSTD, tolerancje zawarte w tym dokumencie mają za zadanie zapewnienie powtarzalności przez cały okres używalności urządzenia, a szczególnie podczas każdej okresowej inspekcji legalizacyjnej.

Pewna liczba testów zawartych w QTG posiada tolerancje ograniczone do CT&M w celu uniknięcia potrzeby wymagania szczególnych danych dowodowych. Zastosowanie CT&M nie może być traktowane jako wskazanie, że pewne obszary symulacji mogą być pominięte. W przypadku takich testów, osiągi urządzenia powinny być właściwe i reprezentatywne dla określonego symulowanego samolotu oraz w żadnym wypadku nie powinny wykazywać właściwości ujemnych. Jeśli zamiast tolerancji zastosowano CT&M, stanowczo zaleca się, aby do zapisu wzorca wyników dla stanu wyjściowego użyto

automatycznego systemu rejestracji, a tym samym uniknięto skutków rozbieżności opinii subiektywnych podczas oceny okresowej.

Testy subiektywne wyszczególnione w „Funkcjach i Manewrach” (AMC1 FSTD(A).300(c)) powinny być wykonane przez odpowiednio wykwalifikowanego i doświadczonego pilota.

Sprawdzanie subiektywne będzie przeglądem nie tylko współdziałania systemów, ale również integracji FNPT z:

- (a) środowiskiem szkolenia,
- (b) zamrożeniami i zmianami usytuowania,
- (c) infrastrukturą pomocy nawigacyjnych,
- (d) łącznością,
- (e) warunkami pogodowymi i zawartością prezentowanego obrazu.

Równolegle do procesu testów obiektywnych/subiektywnych zakłada się, że odpowiednie uzgodnienia obsługowe będą stanowiły część Programu zapewnienia jakości. Takie uzgodnienie będzie obejmować rutynową obsługę, zapewnienie zadowalających warunków przechowywania części i personel.

(f) FNPT Typu I

Wymagania standardów projektowych, sprawdzeń i ocen urządzenia FNPT I są niższe niż dla FNPT II. Różnica w standardzie idzie w parze z niższymi uprawnieniami dla urządzenia tego typu wynikającymi z Part-FCL w zakresie szkolenia.

(g) Właściwości dodatkowe

Wszystkie właściwości dodatkowe ponad wymagane minimum projektowe dla FNPT I i II będą przedmiotem oceny i powinny spełniać odpowiednie standardy przedstawione w CS-FSTD(A).

**AMC4 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji urządzeń do podstawowego szkolenia w lotach według wskazań przyrządów (BITD)**

(a) Podstawa

- (1) Urządzenia do szkolenia używane zwykle przez szkoły szkolenia podstawowego pilotów były stosunkowo prosto wyposażonymi pomocami przeznaczonymi tylko do lotów wg przyrządów. Urządzenia te były niezbyt ściśle powiązane z poszczególnymi samolotami szkolnymi. Osiągi mogły być w przybliżeniu poprawne w niewielkiej liczbie standardowych konfiguracji, jednakże własności pilotażowe mogły wahać się od prymitywnych do w jakiś sposób reprezentatywnych. Wyposażenie w przyrządy i awionikę zmieniało się od podstawowego aż do bardzo zbliżonego do samolotu docelowego. Zatwierdzenie użycia takich urządzeń jako części kursu szkoleniowego było oparte na regularnej ocenie podmiotowej wyposażenia i jego operatora przeprowadzanej przez inspektora Władzy Lotniczej.
- (2) CS-FSTD(A) wprowadza dwa nowe urządzenia, FNPT I i FNPT II, gdzie urządzenie do szkolenia procedur lotu i nawigacyjnych FNPT I jest zasadniczo zastępstwem tradycyjnego naziemnego urządzenia do szkolenia w locie według przyrządów posiadającym przewagę najnowszych technologii i mającym więcej podstaw konstrukcji docelowej.
- (3) CS-FSTD(A) ustanawia wymagania i wytyczne dla niższego poziomu FSTD poprzez wprowadzenie urządzeń do szkolenia podstawowego w lotach według przyrządów BITD. Trzeba jednoznacznie zrozumieć, że urządzenie do szkolenia podstawowego w lotach według przyrządów BITD nigdy nie może zastąpić urządzenia do szkolenia procedur lotu i nawigacyjnych FNPT I. Głównym przeznaczeniem urządzenia do szkolenia podstawowego w lotach według przyrządów BITD jest zastąpienie

starych urządzeń do szkolenia w lotach według przyrządów, które nie mogą być dłużej zatwierdzone z powodu złej dokładności lub niezawodności układu.

(b) Normy projektowe

- (1) Odmienne niż urządzenie FFS, BITD ma na celu odwzorowanie danej klasy samolotu. Wybrana konfiguracja powinna szeroko odzwierciedlać samolot, który ma być użyty jako część pełnego pakietu szkoleniowego. W interesie wszystkich stron zaangażowanych w początkowe dyskusje z Władzą Lotniczą powinno leżeć szerokie uzgodnienie odpowiedniej konfiguracji, znanej jako „wyznaczona konfiguracja samolotu”.
- (2) Stanowisko pilota ucznia powinno szeroko odwzorowywać wyznaczoną konfigurację samolotu i powinno być wystarczająco osłonięte, aby zapobiec jakimkolwiek rozproszeniu uwagi.
- (3) Główna tablica przyrządów w BITD może być zobrazowana na ekranie. Używanie ekranu dotykowego lub myszy i klawiatury przez pilota ucznia nie jest dopuszczalne dla żadnego przyrządu lub instalacji.
- (4) Standardy dla BITD zostały ustanowione dla urządzeń niskokosztowych i dlatego zakłada się, że takowe będą utrzymywane. Jednakże wraz z wprowadzaniem coraz to nowszych technologii powinno się stosować wyższe standardy gdy środki na to pozwalają.

(c) Dane walidacyjne

- (1) Dane użyte do modelowania samolotu i silnika (silników) powinny być gruntownie oparte na wyznaczonej konfiguracji samolotu. Nie jest dopuszczalne, aby modele odwzorowywały zaledwie kilka kluczowych konfiguracji.
- (2) Przy rozpoznaniu kosztu i złożoności modeli symulowanych lotów powinno być możliwe stworzenie ogólnego modelu danego typu. Modele takie mogą być ciągłe i mogą różnić się odczuwalnie w zakresie wymaganej do szkolenia obwiedni obciążeń dopuszczalnych. Podstawową zasadą podczas jakiegokolwiek modelowania jest integralność (zgodność) równań matematycznych i modeli używanych do odwzorowania własności lotnych i osiągow klasy symulowanego samolotu. Dane do dostrojenia modelu ogólnego tak, aby odwzorowywał bardziej szczegółowo konkretny typ samolotu mogą być uzyskane z wielu źródeł bez uciekania się do kosztownych testów w locie:
  - (i) dane konstrukcyjne statku powietrznego,
  - (ii) instrukcje użytkowania w locie i obsługi technicznej,
  - (iii) obserwacje na ziemi i w locie.

Dane uzyskane na ziemi lub w locie mogą być pomierzone i zarejestrowane przy użyciu różnych prostych środków, takich jak:

- (i) magnetowid,
- (ii) ołówek i papier,
- (iii) stoper,
- (iv) nowe technologie, takie jak GPS, itp.

Zbieranie jakichkolwiek danych powinno odbywać się przy reprezentatywnych masach i położeniach środka ciężkości. Opracowany zbiór danych wraz z uzasadnieniem i racjonalnymi przesłankami dotyczącymi konstrukcji i zakładanych osiągow, metodami pomiarowymi i rejestrowaniem parametrów powinien być dokładnie udokumentowany i dostępny do wglądu dla Władzy Lotniczej jako część procesu kwalifikacyjnego.

(d) Ograniczenia

Układ sterujący siłami może być sprężynowy. Należy pamiętać, że jest istotnie ważne, iż charakterystyki negatywne nie są dopuszczalne.

(e) Testy i ocena

W celu zapewnienia, iż jakiegokolwiek urządzenie spełnia jego kryteria projektowe początkowe i okresowe poprzez całą długość „życia” należy ustalić system testów obiektywnych i subiektywnych. Testy subiektywne mogą być podobne do używanych dotychczas. Metodologia testów obiektywnych jest zaczerpnięta ze stosowanych w urządzeniach do szkolenia na wyższym poziomie.

Testy walidacyjne wymienione w AMC1 FSTD(A).300(b)(3) mogą być przeprowadzane przez odpowiednio wykwalifikowaną osobę, a ich wyniki rejestrowane ręcznie. Jednakże wysoce zalecany jest wydruk interesujących parametrów, co zwiększa powtarzalność uzyskanych wyników.

Poszczególne tolerancje są określone w celu zapewnienia, iż urządzenie spełnia oryginalne kryteria docelowe rok po roku. Dlatego też ważne jest, by te dane docelowe były uzyskiwane dokładnie, a wartości były uzgadniane wstępnie z Władzą Lotniczą nadzorującą każdy formalny proces kwalifikacyjny. Do kwalifikacji wstępnej wielce pożądane jest by urządzenie spełniało założone kryteria w zakresie wymienionych tolerancji, jednakże tolerancje zawarte w tym dokumencie są przeznaczone głównie do stosowania dla zapewnienia powtarzalności przez całą długość „życia” urządzenia, a zwłaszcza podczas każdej oceny okresowej dokonywanej przez Władzę Lotniczą.

Większość testów w Przewodniku Testów Kwalifikacyjnych (QTG) posiada tolerancje ograniczone do „Prawidłowych Tendencji i Wartości” (CT&M). Nie należy rozumieć „Prawidłowych Tendencji i Wartości” (CT&M) jako przesłanki, iż pewne obszary symulacji mogą być pominięte. Podczas takich testów osiągi urządzenia powinny być przybliżone i reprezentatywne dla symulowanego typu samolotu i w żadnych warunkach nie mogą wykazywać charakterystyk negatywnych. We wszystkich tych przypadkach zaleca się drukowanie podstawowych wyników podczas oceny wstępnej w celu uniknięcia wpływu możliwych rozbieżnych subiektywnych opinii podczas oceny okresowej.

Testy subiektywne wymienione w AMC1 FSTD(A).300(c), funkcje i manewry powinny być przeprowadzane przez odpowiednio wykwalifikowanego i doświadczonego pilota. Testy subiektywne nie tylko są sprawdzianem wzajemnego oddziaływania wszystkich mających zastosowanie instalacji i urządzeń, ale także w ramach programu szkolenia integracji BITD, i obejmują:

- (1) środowisko szkolenia,
- (2) zatrzymanie i zmianę położenia,
- (3) środowisko pomocy nawigacyjnych.

Równoległe do procesu testów obiektywnych/subiektywnych zakłada się, że odpowiednie uzgodnienia obsługowe będą stanowiły część Programu zapewnienia jakości. Takie uzgodnienie będzie obejmować rutynową obsługę, zapewnienie zadowalających warunków przechowywania części i personel.

## (f) Wytyczne dla Tablicy Przyrządów wyświetlanej na ekranie

- a. Podstawowe przyrządy pilotażowe będą wyświetlane i ułożone w typowym układzie „T”. Przyrządy będą wyświetlane prawie w realnej wielkości, podobnie jak w symulowanej klasie samolotu. Następujące przyrządy będą wyświetlone, jako reprezentatywne dla symulowanej klasy samolotu:
1. Sztuczny Horyzont z oznaczeniem przynajmniej 5° i 10° pochylenia oraz oznaczeniem kąta przechylenia dla 10°, 20°, 30° i 60°.
  2. Przystawialny wysokościomierz(-e) z oznaczeniem co 20 stóp. Pokrętła do ustawienia QNH będą prawidłowo przestrzennie rozmieszczone przy odpowiednim przyrządzie.
  3. Wskaźnik prędkości z oznaczeniami przynajmniej co 5 KTS w reprezentatywnym zakresie prędkości i kolorowym zakresem.
  4. HSI lub wskaźnik kierunku ze stopniowym oznaczeniem co najmniej co 5°, wyświetlanym na ekranie koła 360°. Wartości dla kierunku będą rozmieszczone gwiazdowo. Pokrętła ustawienia kursu lub oznacznika kierunku będą prawidłowo przestrzennie rozmieszczone przy odpowiednim przyrządzie.
  5. Wskaźnik prędkości pionowej (wariometr) z oznaczeniem od 100 fpm do 1000 fpm, a następnie co 500 fpm w reprezentatywnym zakresie.
  6. Wskaźnik zakrętu i przechyłu ze stopniowym oznaczeniem zakrętu 3° na sekundę dla prawego i lewego zakrętu. Znacznik 3° na sekundę będzie znajdować się w punkcie maksymalnego odchylenia wskaźnika.
  7. Wskaźnik poślizgu reprezentatywny dla symulowanej klasy samolotu, gdzie wskazany jest stan koordynowanego lotu z kulką w pozycji środkowej. Dopuszcza się użycia trójkątnego wskaźnika poślizgu, jeżeli odpowiedni dla symulowanej klasy samolotu.
  8. Kompas magnetyczny ze stopniowym oznaczeniem co 10°.
  9. Oprzyrządowanie silnika odpowiednie dla symulowanej klasy samolotu, z oznaczeniem dla normalnych zakresów, minimalnym i maksymalnym zakresem.
  10. Wskaźnik ssania lub wskaźnik ciśnienia, jaki będzie miał zastosowanie, z ekranem odpowiednim dla symulowanej klasy samolotu.
  11. Wskaźnik położenia klap z ekranem pokazującym aktualne położenie klap. Wskaźnik będzie reprezentatywny dla symulowanej klasy samolotu.
  12. Wskaźnik położenia trymera pochylenia pokazujący zerowe wytrzymaowanie i odpowiednie wskazania wytrzymaowania „do przodu” i „do tyłu” samolotu.
  13. Stoper lub zegar cyfrowy pozwalający na dokonanie odczytu sekund i godzin.
- b. Tablica nawigacyjna i łączności będzie wyświetlana na ekranie w taki sposób, aby pokazywała używaną częstotliwość. Pokrętła/kontakty do wyboru częstotliwości lub innych funkcji mogą być rozmieszczone na środkowej tablicy COM/NAV lub na osobnej tablicy umieszczonej w wygodnym miejscu. Wyposażenie NAV musi uwzględniać wskaźniki ADF, VOR, DME i ILS z następującymi stopniowymi oznaczeniami:
1. Na ekranach VOR i ILS wskazania co pół stopnia lub mniej dla kursu i ścieżki schodzenia.
  2. 5° lub mniej odchylenia od kursu dla ADF i RMI, co będzie miało zastosowanie.
- Wszystkie radia NAV muszą być wyposażone w element identyfikacji głosowej. Odbiornik oznaczenia radiolatarni należy zawsze instalować z aplikacją identyfikacji głosowej i optycznej.
- c. Wszystkie ekrany przyrządów będą widoczne w czasie wszystkich operacji lotniczych. System przyrządów będzie tak zaprojektowany, aby miganie i skakanie nie rozpraszało, a wszystkie zmiany w odwzorowywanych przyrządach w zakresie równym lub większym niż wartości podane poniżej były wyświetlane:
1. Położenia przestrzennego 1/2° pochylenia i 1° pochylenia.
  2. Zakręt i przechył 1/4 standardowego stopnia zakrętu
  3. IAS 1 kts
  4. VSI 20 fpm
  5. Wysokość 3 stopy
  6. Kierunek na HSI 1/2°
  7. Kurs i kierunek na OBS i/lub RMI 1°
  8. ILS 1/4°
  9. RPM 25



10. MP  $\frac{1}{2}$  cala

- d. Częstotliwość uaktualniania wszystkich ekranów będzie udowodniana przez SOC. Rozdzielczość powinna być wystarczająca aby przyrządy:
1. nie robiły wrażenia nieostrych
  2. nie „migwały” lub „skakały” w stopniu powodującym rozpraszanie podczas operacji
  3. nie pojawiały się z rozpraszającymi postrzępionymi liniami lub brzegami.

(g) Informacje dodatkowe

Odmienne niż w innych FSTD producent BITD jest odpowiedzialny za ocenę wstępną nowego modelu BITD. Ponieważ wszystkie numery seryjne takiego modelu są automatycznie kwalifikowane, zatwierdzenie użytkownika u danego operatora jest zasadniczą sprawą przed otrzymaniem zatwierdzenia na prowadzenie szkolenia.

**AMC5 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie systemu wizualizacji (EVS) i kwalifikacji pełnych symulatorów lotu (FFS)**

(a) Zastosowanie

- (1) Niniejszy proces ma zastosowanie do wszystkich FFS wykorzystywanych do spełnienia wymagań dotyczących szkolenia i sprawdzania systemu EVS, jak określono w odpowiednich raportach OEB JOEB lub EASA dla danego typu statku powietrznego. Niniejszy dokument stanowi jeden ze sposobów kwalifikacji FFS. Użycie jakichkolwiek innych środków wymaga uprzedniej zgody właściwego organu.

(b) Certyfikat zgodności

- (1) Oświadczenie o zgodności jest wymagane w przypadku FFS, w których sprzęt EVS nie jest montowany jako oryginalne wyposażenie statku powietrznego, a zatem został doposażony do statku powietrznego i symulatora FFS. Oświadczenie o zgodności powinno potwierdzać, że dodany sprzęt i oprogramowanie mają taką samą funkcjonalność jak wyposażenie statku powietrznego. Należy wprowadzić wymóg schematu blokowego przedstawiającego przepływ sygnału wejściowego i wyjściowego w porównaniu do statku powietrznego.

(c) Standardy FFS

- (1) Minimalne wymagania FFS w zakresie kwalifikacji systemu EVS na FFS są następujące:
  - (i) FFS powinien mieć uprawnienia EASA do poziomu C z wyświetlaczem wizualnym w świetle dziennym lub do poziomu D;
  - (ii) sprzęt i oprogramowanie EVS FFS, w tym wyświetlacze w kokpicie, powinny działać tak samo lub w sposób równoważny do zainstalowanych na statku powietrznym;
  - (iii) stanowisko instruktora (IOS) powinno posiadać wyświetlacz EVS z reprezentatywnym układem EVS i HUD, widzianym przez szybę łączącą HUD pilota lub wyświetlacze w kokpicie; oraz
  - (iv) co najmniej jeden port lotniczy powinien być modelowany dla EVS. Model ten powinien posiadać ILS i podejście nieprecyzyjne (z VNAV, jeśli jest to

wymagane w instrukcji użytkowania w locie statku powietrznego dla tego typu). Oprócz modelowania EVS model lotniska powinien spełniać wymagania CS-FSTD(A).

(d) Testy obiektywne

- (1) Testy naziemne i w locie wymagane do kwalifikacji zostały wymienione w tabeli poniżej. Dla każdego testu należy przedstawić wyniki testu na symulatorze generowanym komputerowo. Wyniki powinny być uzyskiwane na wielokanałowym rejestratorze, drukarce liniowej lub innym odpowiednim urządzeniu rejestrującym zaakceptowanym przez właściwy organ. Historie czasowe są wymagane, chyba że określono inaczej. Testy wymienione w tabeli 1 są wymagane:

	Test	Tolerancja	Warunki lotu	Uwagi
1.	Wskaźnik położenia HUD vs. wskaźnik położenia symulatora (pochylenie i przechylenie horyzontu)	Model pokazowy		
2.	Test rejestracyjny EVS	Model pokazowy	Punkt startu i 200' AGL	Ten test waliduje wizualne ustawienie EVS
3.	EVS RVR i kalibracja widoczności	Model pokazowy. Scena wskazuje 350 m RVR EVS oraz prawidłowe natężenie światła	Sceny IR reprezentują zarówno 1600 m, jak i 5 km. Scena wizualna może zostać usunięta	Ten test waliduje RVR i widoczność EVS.
4.	Wizualizacja, EVS, ruch i reakcja przyrządów w kokpicie. Opóźnienie czasowe	150 ms lub mniej po ruchu kontrolnym, + lub -30 ms od systemu wizualizacji, ale nie przed odpowiedzią na ruch	Pochylenie, przechylenie i odchylenie	Wymagany jest jeden test w każdej osi. (W sumie 3 testy)
5.	Utrata kontrastu EVS	Model pokazowy	Dzień i noc	

*Uwaga: Ze względu na położenie kamery w stosunku do pozycji oka pilota, należy to sprawdzić zarówno na 200 ft na podejściu końcowym (podobnie do widzialnego segmentu ziemi), jak i na ziemi w punkcie startu. Wraz ze spadkiem wysokości względnej nad ziemią (np. w pozycji startu) można zaobserwować problemy z rejestracją spowodowane paralaksą.*

**Tabela 1: Testy obiektywne**

(e) Testy subiektywne

- (1) Wymagania dla testów. Testy naziemne i w locie oraz inne sprawdzenia wymagane do kwalifikacji systemu EVS zostały wymienione poniżej. Obejmują one manewry i procedury zapewniające, że system EVS funkcjonuje i działa odpowiednio do wykorzystania w szkoleniu i sprawdzaniu pilotów w zakresie manewrów i procedur określonych w odpowiednim raporcie JOEB lub EASA OEB. Ocena powinna być przeprowadzona w warunkach światła dziennego, zmierzchu i nocy. Najtrudniejsze do symulacji jest światło dzienne.

- (i) IOS:

Należy sprawdzić, czy IOS posiada wstępne ustawienia, które pasują do programu szkolenia.

(ii) Czynności przed lotem:

Należy przeprowadzić rutynowe procedury i kontrole przed lotem, w tym ostrzeżenia i komunikaty.

(iii) Kołowanie:

- (A) Obserwować paralaksę spowodowaną pozycją kamery.
- (B) Obserwować zagrożenia naziemne, zwłaszcza inne statki powietrzne i pobliski teren.
- (C) Znaki mogą pojawiać się jako bloki (nieczytelne) ze względu na brak zmian temperatury między literami a tłem.

(iii) Start:

- (A) Normalny start w warunkach nocnego VMC. Obserwować teren i otaczającą scenę wizualną.
- (B) Start według wskazań przyrządów przy wizualnych ustawieniach RVR 200m. RVR EVS powinien być lepszy niż wizualny RVR, tj. 750m+.

(iv) Operacje w locie:

- (A) Dostosować scenę do VMC i sprawdzić, czy horyzont obrazu jest zgodny z horyzontem widzenia i szybą wyświetlacza.
- (B) Korzystając ze sceny nocnej lub o zmierzchu w locie VMC, wybrać burzę w odległości co najmniej 20 NM i sprawdzić, czy kamera wykryje chmury.

(v) Podejścia:

- (A) Podejście normalne w warunkach nocnego VMC.
- (B) Podejście ILS.
  - (a) Wybrać ustawienie, które pozwala pilotowi widzieć obraz EVS z odległości około 500 ft. Powinno to ustawić widoczność EVS na około 2300 m, a wizualny RVR na 750 m.
  - (b) Wykonać lot lub zmienić pozycję statku powietrznego na 500 stóp nad poziomem terenu (AGL) w systemie ILS. Utrzymać pozycję. Pilot lecący (PF) powinien widzieć obraz świateł podejścia do drogi startowej. Pilot nielecący (PNF) nie powinien widzieć żadnych świateł. (Dopuszcza się niewielkie przepuszczanie stroboskopów, ale nie ma stałego światła).
  - (c) Kontynuować podejście i utrzymywanie pozycji na 200 ft AGL. PF powinien być w stanie widzieć około 1 milę w dół drogi startowej, a PNF powinien być w stanie wizualnie pozyskać światła podejścia i światła progowe drogi startowej (REIL).
  - (d) Kontynuować podejście i lądowanie. Obserwować efekt pojawiania się świateł lotniska.

- (C) Podejście nieprecyzyjne.
- (D) Nieudane podejście.

Uwaga: Należy położyć nacisk na zdolność FFS do zademonstrowania, że system EVS jest w stanie wyświetlić wizualizację dla pilota w celu zidentyfikowania wymaganych wzrokowych punktów odniesienia, aby wykonać zniżanie poniżej opublikowanej wysokości bezwzględnej decyzji (DA) podczas wykonywania podejść według wskazań przyrządów z prowadzeniem pionowym. EVS powinien nadal dostarczać informacji o ścieżce schodzenia i wyrównaniu pomiędzy DH a przyziemieniem. Podczas dobiegu do lądowania pilot powinien mieć dostęp do wizualnej informacji o wyrównaniu.

- (vi) Segment z widocznością i lądowanie:
  - (A) Normalne:
    - (a) Z podejścia nieprecyzyjnego.
    - (b) Z podejścia precyzyjnego.
- (vii) Procedury w sytuacjach anormalnych:
  - (A) Awarie EVS na ziemi.
  - (B) Awarie EVS w powietrzu.

(f) Przewodnik do testów kwalifikacyjnych (QTG)

- (1) Zatwierdzona organizacja szkolenia powinna opracować oświadczenie o zgodności, przeprowadzić określanie i rejestrowanie osiągnięć oraz przekazać otrzymane informacje do właściwego organu. Właściwy organ powinien zwrócić pakiet danych do ATO wraz z instrukcjami dotyczącymi umieszczenia informacji w QTG.
- (2) Ocena FFS powinna być zaplanowana zgodnie z normalnymi procedurami. W maksymalnym możliwym zakresie należy stosować schematy ocen okresowych.
- (3) Podczas oceny na miejscu, oceniający powinien zwrócić się do ATO o przeprowadzenie testów wydajności i zapisanie wyników. Wyniki tych testów na miejscu należy porównać z wynikami wcześniej zatwierdzonymi i umieszczonymi w QTG.
- (4) QTG dla nowych lub zmodernizowanych FFS powinny zawierać lub odwoływać się do informacji opisanych w punktach 2 do 4 niniejszego AMC, mających zastosowanie do FFS.

**AMC6 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie starych systemów wizualizacji i nowych scen wizualnych dla pełnych symulatorów lotu (FFS)**

(a) Wprowadzenie

Specyfikacje CS-FSTD(A) FFS dla systemów wizualizacji zawierają wymóg posiadania trzech w pełni symulowanych scen lotniskowych (tzw. sceny „rzeczywiste”). Starsze systemy wizualizacji zaczynają doświadczać ograniczeń, ponieważ nie mogą symulować liczby wielokątów i punktów świetlnych niezbędnych do pełnej symulacji obecnych dużych lotnisk, które czasami rozbudowują się do pięciu lub więcej dróg startowych, skomplikowanych tras kołowania, itp. Ponieważ te duże lotniska posiadają rzeczywistą wartość szkoleniową dla linii lotniczych, linie lotnicze zwracają się z prośbą o modelowanie tych dużych lotnisk, tak aby można je było wykorzystywać w szkoleniu lotniczym.

ATO modeluje zatem te sceny w maksymalnych możliwym zakresie systemu wizualizacji, ale nie są one w stanie spełnić wszystkich wymogów specyfikacji CS-FSTD(A) FFS dla tych scen, aby można je było zakwalifikować jako „rzeczywiste”.

Dzięki postępowi w technikach komputerowych i technikach zobrazowania, nowoczesne systemy wizualizacji mogą szczegółowo symulować złożone, rzeczywiste lotniska. Mogą one symulować wszystkie dostępne drogi startowe i systemy oświetlenia, w tym oświetlenie otoczenia w pobliżu lotniska. Starsze systemy wizualizacji mają mniejsze możliwości. Są one ograniczone pod względem liczby punktów świetlnych, wielokątów i tekstury, które mogą wyświetlić.

W momencie wydania świadectw wstępnej kwalifikacji w latach osiemdziesiątych i dziewięćdziesiątych systemy te były zgodne z obowiązującą wówczas specyfikacją. Rzeczywiste sceny były wtedy modelowane w sposób mniej złożony ze względu na możliwości systemu. Te starsze systemy wizualizacji nie są w stanie symulować współczesnych dużych lotnisk posiadających pięć lub więcej dróg startowych, złożone trasy kołowania, itp.

Jednak użytkownicy nadal chcą korzystać z tych symulatorów podczas szkolenia lotniczego i chcą korzystać z tych złożonych scen wizualnych, ponieważ zdarza się, że jest to ich baza macierzysta lub główne lotnisko docelowe, i zwracają się do operatorów symulatorów o ich symulowanie. Dlatego ATO modeluje te sceny w zakresie posiadanych możliwości, ale nie jest w stanie w pełni sprostać wymogom obowiązujących specyfikacji CS-FSTD(A) dotyczących scen wizualnych, aby można je było zakwalifikować jako „rzeczywiste”.

(b) Praktyczne rozwiązanie

- (1) Typowym ograniczeniem opisanych wcześniej starszych systemów jest liczba dróg startowych, które można symulować, oraz poziom szczegółowości. Alternatywnie, mniejsze lotniska mogą być w pełni symulowane, ale czasami są one mniej przydatne do celów szkoleniowych. ATO może wtedy zdecydować aby:
  - (i) symulować całość lotniska (drogi startowe), ale w sposób mniej szczegółowy, poprzez (drastyczne) zmniejszenie liczby użytych punktów świetlnych, tekstur i wielokątów. Może to skutkować mniejszą liczbą dróg kołowania, brakiem oświetlenia otoczenia, itp.;
  - (ii) symulować tylko część lotniska, ale z pełnymi szczegółami. Może to skutkować symulacją mniejszej liczby dróg startowych z powiązаныmi drogami kołowania i punktami świetlnymi;
  - (iii) symulować tylko mniej skomplikowane sceny wizualne, które spełniają wymogi specyfikacji CS-FSTD(A), ale rzadko są wykorzystywane przez użytkowników FFS, ponieważ nie symulują ich operacyjnych lotnisk docelowych.
- (2) Niezależnie od podjętej decyzji, powstała symulowana scena wizualna nie będzie w pełni odpowiadać rzeczywistości, a zatem wymóg trzech w pełni symulowanych lotnisk nie zostanie spełniony zgodnie z nowoczesnymi standardami, albo te złożone sceny nie będą w ogóle modelowane .
- (3) Aby zapobiec sytuacji, w której ATO projektują i utrzymują porty lotnicze, których użytkownicy FFS nie potrzebują, a które jedynie satysfakcjonują właściwe organy

w przypadku (ponownej) kwalifikacji FFS, należy zezwolić na stosowanie modeli, które spełniają wymagania w części, i nie spełniają wymagań w innych obszarach.

- (4) Na przykład, gdy lotnisko posiada pięć dróg startowych, symulacja tylko czterech z nich powinna być dopuszczalna. Zatwierdzona organizacja szkolenia powinna, po uzgodnieniu z właściwym organem, podać to ograniczenie w uzasadnieniu, które będzie stanowić część zatwierzonego MQTG FFS. Użytkownik FFS powinien również być świadomy tego ograniczenia i wyrazić na nie zgodę na piśmie, a także powinno ono być określone w certyfikacie ATO lub instrukcji operacyjnej (OM).
- (5) Wspomniane wcześniej starsze systemy wizualizacji lub inne systemy wizualizacji wyprodukowane przed 1994 r. powinny zatem mieć możliwość wyświetlania tylko części szczegółów wizualnych określonych w CS-FSTD(A) dla scen przedstawionych do oceny przez właściwy organ. Szczegóły, które należy podać, powinny być prawidłowe z zachowaniem rozsądnych granic, do decyzji właściwego organu.
- (6) W przypadku tych konkretnych scen, specyfikacje określające wymóg posiadania co najmniej jednej dedykowanej trasy kołowania od bramki do określonej drogi startowej (jedna wyznaczona trasa), którą można podążać przy użyciu odpowiednich map lotniskowych, świateł kołowania i znaków kołowania (również w warunkach słabej widoczności), pozostają ważne. Bardzo ważne jest również zapobieganie wtargnięciu na drogę startową (względy bezpieczeństwa). Dlatego poprzeczki zatrzymania powinny być prawidłowo modelowane oraz posiadać możliwość włączania/wyłączania (on/off). Jeśli nie ma funkcji przełączania, poprzeczki zatrzymania powinny być modelowane jako włączone („on) na wypadek w sytuacji gdy instruktor udzieli zezwolenia na przekroczenie.

#### **AMC7 FSTD(A).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego**

- (a) Gdy w wyniku zmian konfiguracji symulowanego statku powietrznego zmienia się symulacja w pełni potwierdzona przez testy w locie, producent objętego kwalifikacją statku powietrznego może w celu uzupełnienia danych z testów w locie dostarczyć - po wcześniejszym uzgodnieniu z Władzą – wybrane dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego lub symulacji konstrukcyjnej, które przeszły „audyt”.

To rozwiązanie jest ograniczone do zmian, które mają charakter wzbogaceniowy oraz dają się łatwo zrozumieć i dobrze zdefiniować.

- (b) Aby uzyskać zgodę na dostarczenie danych do walidacji z symulatora konstrukcyjnego, producent statku powietrznego powinien:
  - (1) posiadać udokumentowaną listę osiągnięć w zakresie przygotowywania odpowiedniej jakości pakietów danych;
  - (2) wykazać wysoką jakość metod prognozowania przez porównanie danych prognozowanych z danymi potwierdzonymi przez testy w locie;
  - (3) mieć symulator konstrukcyjny spełniający następujące warunki:
    - (i) jego modele działają w sposób zintegrowany,
    - (ii) korzysta z tych samych modeli, jak modele dostarczane osobom zajmującym się szkoleniami (używane również przy opracowywaniu samodzielnych dokumentów potwierdzających zgodność lub kontroli),
    - (iii) jest używany przy pracach nad rozwojem statku powietrznego i przy jego certyfikacji;
  - (4) posługiwać się symulacją konstrukcyjną do przygotowania reprezentatywnego zestawu zintegrowanych dowodów zgodności;

- (5) posiadać możliwy do zaakceptowania system kontroli konfiguracji obejmujący symulator konstrukcyjny i wszystkie inne istotne symulacje konstrukcyjne.
- (c) Producenci statków powietrznych planujący skorzystać z tego alternatywnego rozwiązania powinni jak najwcześniej skontaktować się z Władzą.
- (d) Przy pierwszym składaniu wniosku każdy wnioskodawca powinien wykazać swą zdolność do uzyskania kwalifikacji stosownie do wymagań Agencji oraz zgodnie z kryteriami zawartymi w niniejszym AMC i AMC8 FSTD(A).300.

### **AMC8 FSTD(A).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego – wytyczne w zakresie zatwierdzania**

- (a) Podstawa
  - (1) W przypadku modeli symulacji w pełni potwierdzonych przez testy w locie istnieje prawdopodobieństwo, że nowe, lub będące poważniejszą modyfikacją statków powietrznych, modele tego rodzaju w miarę jak konfiguracja statku powietrznego ulegać będzie zmianie stopniowo stawać się będą coraz mniej reprezentatywne.
  - (2) Wraz ze zmianą konfiguracji statku powietrznego, zmieniały się zazwyczaj modele symulacji, by te zmiany odzwierciedlić. W przypadku modeli aerodynamiki, silnika, sterowania lotem i manewrowania na ziemi efektem tego procesu jest zwykle zebranie dodatkowych danych z testów w locie oraz następną edycją nowych modeli i danych do walidacji.
  - (3) Trafność prognozowania modeli symulacyjnych osiągnęła taki poziom, że różnice pomiędzy modelem prognozowanym i opartym na walidacji przez testy w locie są często bardzo małe.
  - (4) Główni producenci statków powietrznych wykorzystują do swych symulacji konstrukcyjnych te same modele symulacyjne, co udostępniane w środowisku szkoleniowym. Rodzaje tych symulacji są rozmaite: od fizycznych symulatorów konstrukcyjnych – z urządzeniami ze statku powietrznego lub bez – do symulacji w czasie nierzeczywistym, opartych na stacjach roboczych.
- (b) Wytyczne w zakresie zatwierdzania – w przypadku wykorzystywania danych walidacyjnych z symulatora konstrukcyjnego.
  - (1) Należy utrzymać obecny system wymagania danych z testów w locie jako odniesienia przy walidacji symulatorów szkoleniowych.
  - (2) Gdy w wyniku zmian konfiguracji symulowanego statku powietrznego zmienia się symulacja w pełni potwierdzona przez testy w locie, producent objętego kwalifikacją statku powietrznego może w celu uzupełnienia danych z testów w locie dostarczyć – po wcześniejszym otrzymaniu zgody Władz – wybrane dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego lub symulacji konstrukcyjnej.
  - (3) W przypadkach wykorzystania danych z symulatora konstrukcyjnego proces symulacji konstrukcyjnej musiałby zostać skontrolowany przez Władze.
  - (4) We wszystkich przypadkach pakiet danych dla statku powietrznego, zweryfikowany w zakresie zgodności z aktualnymi standardami w oparciu o dane z testów w locie, należy opracować dla takiej konfiguracji modelu podstawowego, w jakiej statek wchodzi do eksploatacji.
  - (5) Tam, gdzie dane z symulatora konstrukcyjnego są stosowane jako część QTG, oczekuje się zasadniczej zgodności, stosownie do Załącznika 1 do CS-FSTD(A).300.
  - (6) W przypadkach, w których przewiduje się wykorzystanie danych z symulatora konstrukcyjnego, należy przedstawić właściwemu organowi regulacyjnemu (lub właściwym organom) kompletną propozycję. Taka propozycja zawierałaby dowody

- poprzednich osiągnięć producenta statku powietrznego w modelowaniu o wysokim stopniu wierności.
- (7) Proces będzie miał zastosowanie do przypadków „o jeden krok od” w stosunku do symulacji w pełni potwierdzonej przez testy w locie.
  - (8) Należy utrzymać proces zarządzania konfiguracją, obejmujący zapis przebiegu wydarzeń, ze zrozumiałym, krok po kroku, opisem zmian modelu symulacji, powodujących odejście od symulacji w pełni potwierdzonej przez testy w locie, tak aby możliwe było ich usunięcie i powrót do wersji podstawowej (potwierdzonej w locie).
  - (9) Władze przeprowadzą techniczną analizę proponowanego planu i wynikającego z tego dane do walidacji w celu ustalenia, czy propozycja jest możliwa do zaakceptowania.
  - (10) Procedura będzie uważana za zakończoną po wydaniu dokumentu zatwierdzenia. W dokumencie będą określone dopuszczalne źródła danych do walidacji.
  - (11) Symulator konstrukcyjny, aby zostać dopuszczonym jako alternatywne źródło danych, powinien:
    - (i) istnieć jako obiekt fizyczny, w komplecie z kabiną reprezentatywną dla klasy statku powietrznego, którą symuluje, z urządzeniami sterowania wystarczającymi do odbywania lotów ze sterowaniem ręcznym;
    - (ii) posiadać system wizualizacji i najlepiej także układ ruchu;
    - (iii) mieć w stosownych przypadkach prawdziwe skrzynki z awioniką, wzajemnie zamienne z równoważną symulacją programową, umożliwiające walidację opracowanego oprogramowania;
    - (iv) posiadać rygorystyczny system kontroli konfiguracji obejmujący sprzęt i oprogramowanie;
    - (v) być uznanym jako bardzo wierne odwzorowanie statku powietrznego przez pilotów producentów, operatorów i właściwy organ.
  - (12) Dokładna procedura uzyskania akceptacji danych z symulatora konstrukcyjnego będzie zmieniać się w zależności od konkretnych producentów statków powietrznych i rodzaju zmiany. Niezależnie od proponowanego rozwiązania symulacje lub symulatory konstrukcyjne powinny spełniać następujące kryteria:
    - (i) pierwotne (wyjściowe) modele symulacji powinny być w pełni potwierdzone poprzez testy w locie;
    - (ii) ogólnodostępne modele dostarczane przez producenta statku powietrznego do wykorzystania w szkoleniowych urządzeniach FSTD powinny być prawie identyczne do modeli używanych przez producenta statku w jego symulacjach lub symulatorach konstrukcyjnych;
    - (iii) symulacje lub symulatory konstrukcyjne powinny być wykorzystane jako część procesu projektowania, konstrukcji i certyfikacji statku powietrznego.
  - (13) Szkoleniowe FSTD wykorzystujące te podstawowe modele symulacyjne powinny posiadać aktualną kwalifikację co najmniej w zakresie uznanych norm międzynarodowych, jak podano w dokumencie ICAO 9625 „*Manual on Criteria for the Qualification of Flight Simulators*”.
  - (14) Rodzaje modyfikacji objęte tą alternatywną procedurą będą ograniczone do modyfikacji o „w pełni rozumianych skutkach”:
    - (i) oprogramowania (np. komputera sterowania lotem, autopilota, itp.);



- (ii) prostych (pod względem aerodynamiki) zmian geometrycznych (np. długość kadłuba);
  - (iii) silników – ograniczonych do statków powietrznych nie napędzanych śmigłem;
  - (iv) w zakresie przekładni systemów sterowania/osprzętu/granic wychylenia;
  - (v) zmian w hamulcach, oponach i elementach sterowania na ziemi.
- (15) Oczekuje się, że producent, który chce skorzystać z tej alternatywnej procedury zademonstruje solidne techniczne uzasadnienie proponowanego przez niego podejścia. Taka analiza powinna wykazać, że prognozowane skutki zmiany (lub zmian) mają charakter wzbogaceniowy oraz dają się łatwo zrozumieć i dobrze zdefiniować, potwierdzając, że nie są wymagane dodatkowe dane z testów w locie. W przypadku, kiedy prognozowane skutki nie będą uznane za przewidziane z wystarczającą dokładnością, może okazać się koniecznym zebranie ograniczonego zestawu danych z testów w locie w celu potwierdzenia przewidywanych zmian wzbogaceniowych.
- (16) Wszelkie wnioski dotyczące tej procedury powinny być rozpatrzone przez Agencję.

### **AMC9 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące sytuacji krytycznych, przeciągnięcia (w tym w warunkach oblodzenia) i kwalifikacji FSTD**

- (a) Tabela standardów dotyczących urządzeń szkoleniowych do symulacji lotu w Załączniku 1 do CS FSTD(A).300 (1)
- (1) Informacje ogólne, h.3:
- (i) odpowiednio wykwalifikowany pilot powinien:
    - (A) posiadać kwalifikacje uprawnienia na typ symulowanego samolotu; oraz
    - (B) znać scenariusze sytuacji krytycznych i związane z nimi metody wyprowadzania, a także wskazówki niezbędne do osiągnięcia wymaganych celów szkoleniowych;
  - (ii) oświadczenie o zgodności (SOC) powinno również potwierdzać, że dla każdego scenariusza sytuacji krytycznej manewr wyprowadzania może być wykonany w taki sposób, aby FSTD nie przekraczało obwiedni szkolenia FSTD lub, gdy obwiednia jest przekroczona, że FSTD znajduje się w akceptowalnym obszarze dokładność symulacji;
  - (iii) nierealistyczna degradacja funkcjonalności FSTD (taka jak pogorszenie skuteczności sterowania lotem) w celu spowodowania sytuacji krytycznej samolotu jest niedopuszczalna, chyba że jest używana wyłącznie jako narzędzie do zmiany położenia FSTD, gdy pilot znajduje się poza pętlą; oraz
  - (iv) należy zwrócić uwagę na samoloty z zabezpieczeniem obwiedni lotu, ponieważ sztuczne ustawianie samolotu w określonym położeniu może niewłaściwie zainicjować zasady sterowania lotem.
- (2) 1. Informacje ogólne, ust. 1:
- (i) FSTD powinno być ocenione pod kątem określonych manewrów wyprowadzania z sytuacji krytycznych; minimalny zestaw manewrów:

- (A) sytuacja krytyczna samolotu przy nosie wysoko i skrzydłach poziomo;
  - (B) sytuacja krytyczna samolotu przy nosie nisko; oraz
  - (C) sytuacja krytyczna samolotu przy dużym kącie przechylenia;
- (ii) inne scenariusze wyprowadzania z sytuacji krytycznych, opracowane przez operatora FSTD, powinny być oceniane w ten sam sposób; oraz
- (iii) oceny te powinny być udostępnione instruktorowi/osobie oceniającej.
- (3) 1. Informacje ogólne, pkt 2:
- (i) dla celów ciągłości model powinien pozostać użyteczny poza obwiednią szkolenia FSTD w zakresie umożliwiającym ukończenie szkolenia w obszarze wyprowadzania z sytuacji krytycznych; oraz
  - (ii) jeżeli w modelu aerodynamicznym istnieją znane ograniczenia dla poszczególnych manewrów w przypadku przeciągnięcia (takie jak konfiguracja samolotu, metody realizacji podejścia do przeciągnięcia oraz ograniczony zasięg dla ciągłości modelowania), ograniczenia te należy zadeklarować w wymaganym SOC.
- (4) 1. Informacje ogólne, pkt 3:
- (i) modelowanie przeciągnięcia aerodynamicznego powinno uwzględniać pogorszenie statycznej/dynamicznej bocznej stateczności kierunkowej;
  - (ii) pogorszenie reakcji sterowania (pochylenie, przechylenie i odchylenie);
  - (iii) reakcja na niekontrolowany przechył lub ześlizg wymagająca znacznego wychylenia sterów w celu przeciwdziałania;
  - (iv) pozorna losowość lub niepowtarzalność;
  - (v) zmiany stabilności pochylenia;
  - (vi) efekty Macha; oraz
  - (vii) drgania przeciągnięcia, odpowiednio do typu samolotu;
  - (viii) odpowiednio do typu samolotu, model powinien być w stanie uchwycić zmiany zaobserwowane w charakterystyce przeciągnięcia samolotu (np. obecność lub brak przerwy w pochyleniu, drgania ostrzegawcze lub inne oznaki przeciągnięcia, jeśli występują na samolocie);
  - (ix) jeżeli w modelu aerodynamicznym istnieją znane ograniczenia dla poszczególnych manewrów przeciągnięcia (takie jak konfiguracja samolotu i metody wyprowadzania z przeciągnięcia), ograniczenia te należy zadeklarować w wymaganym SOC;
  - (x) instruktor powinien mieć dostęp do szczegółowych wytycznych, które w jasny sposób przekazują konfiguracje lotu i manewry przeciągnięcia, które zostały ocenione na FSTD do wykorzystania w szkoleniu; oraz

- (xi) FSTD, które mają być zakwalifikowane do zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu, muszą również spełniać przepisy dla stanowiska instruktora (IOS) dotyczące zadań szkolenia w zakresie zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych (UPRT), jak opisano w punkcie „1. Informacje ogólne, h.2” tabeli standardów FSTD.

(b) Testy walidacyjne FSTD

(1) Badanie charakterystyki przeciągnięcia:

- (i) Wejścia sterujące muszą być nakreślone i wykazywać prawidłową tendencję i amplitudę.
- (ii) Każda z poniższych pozycji do przeciągnięcia musi być zademonstrowana w co najmniej jednym z trzech warunków lotu (patrz Tabela testów walidacyjnych FSTD, 8(a)):
  - (A) wprowadzenie do przeciągnięcia skrzydła w poziomie (1g);
  - (B) wprowadzenie do lotu z zakrętem z przechyleniem co najmniej 25° (przeciągnięcie przyspieszone); oraz
  - (C) wprowadzenie do przeciągnięcia w stanie włączenia (wymagane tylko w przypadku samolotów z napędem śmigłowym).
- (iii) Warunki lotu po trasie (przelotu) muszą być wykonywane w konfiguracji z klapami schowanymi (w czystej konfiguracji). Warunki lotu w drugim segmencie wznoszenia muszą wykorzystywać inne ustawienie klap niż dla warunków lotu do zbliżania lub lądowania.
- (iv) Sygnał ostrzeżenia o przeciągnięciu i początkowe drgania, jeśli ma to zastosowanie, muszą być zarejestrowane. Dane dotyczące przebiegu czasu muszą być rejestrowane dla pełnego przeciągnięcia przez powrót do normalnego lotu. Sygnał ostrzeżenia o przeciągnięciu musi występować w odpowiedniej relacji do drgań/przeciągnięcia. FSTD samolotów wykazujących nagłą zmianę położenia w pochyleniu lub zmianę przeciążenia („g break”) muszą wykazywać tę cechę. FSTD samolotów posiadających możliwości sterowania w ześlizgu (roll-off) lub utratę tej możliwości (los-of-roll) muszą wykazywać tę cechę.
- (v) Tolerancje liczbowe nie mają zastosowania po przekroczeniu kąta natarcia przeciągnięcia, ale muszą wykazywać prawidłową tendencję podczas wyprowadzania. Dodatkowe informacje dotyczące źródeł danych i wymaganego kąta natarcia można znaleźć w AMC10 FSTD(A).300.
- (vi) W przypadku samolotów z systemami ochrony obwiedni przeciągnięcia, testowanie w trybie normalnym jest wymagane tylko przy zakresie kątów natarcia niezbędnych do wykazania prawidłowego działania systemu. Testy te mogą być wykorzystane do wykonania wymaganych (kąt natarcia) manewrów w locie i testów ochrony obwiedni AMC1 FSTD(A).300. Nienormalne stany sterowania muszą być testowane poprzez identyfikację przeciągnięcia i wyprowadzanie.

- (vii) W przypadkach, gdy dane walidacyjne z testów w locie są ograniczone ze względu na kwestie bezpieczeństwa lotu, dane do walidacji z symulatora konstruktorskiego mogą być wykorzystane zamiast danych walidacyjnych z testów w locie dla kątów natarcia przekraczających aktywację systemu ochrony przed przeciągnięciem lub systemu odpychacza drążka sterowego.
  - (viii) Próg percepcji drgań powinien być oparty na wielkości szczytowej 0,03 g do wartości szczytowej przyspieszenia normalnego powyżej szumu tła na fotelu pilota. Początkowe drgania mają bazować na normalnym przyspieszeniu na fotelu pilota z większą wartością międzyszczytową w stosunku do progu percepcji drgań (niektórzy producenci płatowców stosowali wartości międzyszczytowe 0,1 g). Zademonstrować prawidłową tendencję wzrostu amplitudy drgań od pierwszych drgań do prędkości przeciągnięcia dla normalnego i boczego przyspieszenia.
  - (ix) Maksymalne drgania mogą być ograniczone w oparciu o możliwości/ograniczenia platformy ruchomej lub inne ograniczenia systemu symulatora. Jeśli maksymalne drgania są ograniczone, ograniczenie to powinno być wystarczające, aby umożliwić prawidłowe wykorzystanie w szkoleniu (np. nie mniej niż 0,5 g od szczytu do szczytu), a w każdym przypadku instruktor powinien być poinformowany o ograniczeniach.
  - (x) Próby mogą być przeprowadzane w środkach ciężkości (CG) i ciężarach typowo wymaganych do prób przeciągnięcia samolotu.
  - (xii) Ten test jest przeznaczony wyłącznie dla FSTD, które mają być zakwalifikowane do prowadzenia zadań szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu.
  - (xiii) Tam, gdzie stosowana jest zatwierdzona walidacja symulacji konstrukcyjnej, nie mają zastosowania zmniejszone tolerancje techniczne (zgodnie z definicją w Załączniku 1 do AMC1.300(b)).
- (2) Badanie charakterystyki podejścia do przeciągnięcia:
- (i) Przemieszczenia sterów i powierzchnie sterowe muszą być nakreślone i wykazywać prawidłową tendencję i amplitudę (CT&M).
  - (ii) Każda z poniższych pozycji do przeciągnięcia musi być zademonstrowana w co najmniej jednym z trzech warunków lotu (patrz Tabela testów walidacyjnych FSTD, 8(a)):
    - (A) wprowadzenie do przeciągnięcia skrzydła w poziomie (1g);
    - (B) wprowadzenie do lotu z zakrętem z przechyleniem co najmniej 25° (przeciągnięcie przyspieszone); oraz
    - (C) wprowadzenie do przeciągnięcia w stanie włączenia (wymagane tylko w przypadku samolotów z napędem śmigłowym).
  - (iii) Warunki lotu po trasie (przelotu) muszą być wykonywane w konfiguracji z klapami schowanymi (w czystej konfiguracji). Warunki lotu w drugim

segmencie wznoszenia muszą wykorzystywać inne ustawienie klap niż dla warunków lotu do zbliżania lub lądowania.

- (iv) W przypadku samolotów z systemami ochrony obwiedni przeciągnięcia, testowanie w trybie normalnym jest wymagane tylko przy zakresie kątów natarcia niezbędnych do wykazania prawidłowego działania systemu. Testy te mogą być wykorzystane do wykonania wymaganych (kąt natarcia) manewrów w locie i testów ochrony obwiedni AMC1 FSTD(A).300(2)(h).
- (3) Demonstracja efektów oblodzenia silnika i płatownca (duży kąt natarcia):
- (i) Przebieg czasu pełnego przeciągnięcia i rozpoczęcia wyprowadzania: testy mają na celu wykazanie reprezentatywnych efektów aerodynamicznych spowodowanych oblodzeniem podczas lotu. Dane walidacyjne testów w locie nie są wymagane.
  - (ii) Wymagane są dwa testy w celu wykazania skutków oblodzenia silnika i płatownca. Jeden test demonstruje bazowe osiągi FSTD bez oblodzenia, a drugi test demonstruje aerodynamiczne efekty oblodzenia w stosunku do testu bazowego.
  - (iii) Test musi wykorzystywać model(-e) oblodzenia zgodnie z opisem w SOC wymaganym w Załączniku 1 do CS FSTD(A).300 1.t.1. Test musi zawierać uzasadnienie opisujące wykazane efekty oblodzenia. Efekty oblodzenia mogą obejmować, ale nie ograniczają się do następujących efektów, odpowiednio do konkretnego typu samolotu:
    - (A) zmniejszenie kąta przeciągnięcia;
    - (B) zmiany w momencie pochylenia;
    - (C) spadek skuteczności sterowania;
    - (D) zmiany sił sterowania;
    - (E) wzrost oporu;
    - (F) zmiana w charakterystyce drgań przeciągnięcia i progu percepcji; oraz
    - (G) efekty związane z silnikiem (redukcja/zmiana mocy, wibracje itp., które mogą występować w samolocie w badanym scenariuszu oblodzenia).
  - (iv) Testy są oceniane pod kątem reprezentatywnego wpływu na odpowiednie parametry aerodynamiczne i inne, takie jak kąt natarcia, sygnały sterujące oraz ustawienia ciągu/mocy.

Zarejestrowane parametry (w wyniku testu walidacyjnego) powinny obejmować:

- (A) wysokość;
- (B) prędkość lotu;

- (C) normalne przyspieszenie;
- (D) moc silnika;
- (E) kąt natarcia;
- (F) położenie w pochyleniu;
- (G) kąt przechylenia;
- (H) wejścia sterowania lotem; oraz
- (I) ostrzeżenie o przeciągnięciu i pojawienie się drgań w momencie przeciągnięcia.

### **AMC10 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące oceny modelu pod dużym kątem natarcia/przeciągnięcia**

- (a) Niniejsze AMC stosuje się do wszystkich FSTD, które są wykorzystywane w celu spełnienia wymagań szkoleniowych dla manewrów przeciągnięcia wykonywanych pod kątami natarcia poza aktywacją systemu ostrzegania o przeciągnięciu. Niniejsza AMC nie ma zastosowania do FSTD, które są zakwalifikowane tylko do manewrów podejścia do przeciągnięcia, w przypadku których wyprowadzanie jest inicjowane przy pierwszym sygnale przeciągnięcia. Niniejsza AMC uzupełnia następujące elementy:

- (1) Załącznik 1 do CS FSTD(A).300 „Standardy dla szkoleniowych urządzeń symulacji lotu”;
- (2) AMC1 FSTD(A).300(b)(3) „Tabela testów walidacyjnych FSTD”; oraz
- (3) AMC1 FSTD(A).300(c) „Testy funkcjonalne i testy subiektywne”.

- (b) Postanowienia ogólne

Postanowienia dotyczące modelowania wysokiego kąta natarcia powinny być stosowane do oceny sygnałów rozpoznania, jak również osiągow i właściwości pilotażowych postępującego przeciągnięcia, poprzez identyfikowanie kąta natarcia i wyprowadzanie z przeciągnięcia. Ścisłe oceny oparte na przebiegu czasu w odniesieniu do danych z testów w locie mogą nie potwierdzać odpowiednio modelu aerodynamicznego w niestabilnej i potencjalnie niestabilnej fazie lotu, takiej jak lot przeciągnięty. W rezultacie przepisy dotyczące obiektywnych testów AMC1 FSTD(A).300 nie zawierają ścisłych tolerancji dla żadnego parametru przy kątach natarcia poza kątem natarcia identyfikacji przeciągnięcia. Zamiast narzucać takie obiektywne tolerancje, SOC powinien zdefiniować dane źródłowe i metody wykorzystane do opracowania aerodynamicznego modelu przeciągnięcia.

- (c) Postanowienia dotyczące wierności odwzorowania

Postanowienia dotyczące oceny manewrów szkoleniowych przy pełnym przeciągnięciu powinny zapewniać następujące poziomy wierności:

- 1) charakterystyczne dla typu samolotu sygnały rozpoznania pierwszego wskazania przeciągnięcia (takie jak system ostrzegania o przeciągnięciu lub drgania aerodynamiczne przeciągnięcia);

- (2) charakterystyczne dla typu samolotu sygnały rozpoznania zbliżającego się przeciągnięcia aerodynamicznego; oraz
- (3) rozpoznawanie sygnałów i właściwości pilotażowych od przeciągnięcia do wyprowadzania, które są wystarczająco reprezentatywne dla symulowanego samolotu, aby umożliwić pomyślne ukończenie zadań szkoleniowych w zakresie wyprowadzania z przeciągnięcia.

Do celów oceny manewrów przeciągnięcia, termin „reprezentatywny” definiuje się jako poziom wierności, który jest specyficzny dla typu symulowanego samolotu w takim zakresie, w jakim cele szkolenia mogą być w sposób zadowalający zrealizowane. Dlatego termin „reprezentatywny” w niniejszym AMC ogranicza się konkretnie do charakterystyki modelu aerodynamicznego w obszarze po przeciągnięciu. Opis tego terminu podano w celu wyjaśnienia intencji modelu, a nie zdefiniowania znaczenia terminu „modelowanie reprezentatywne”, które można opisać w innych definicjach symulatorów.

(d) SOC (model aerodynamiczny)

W SOC należy uwzględnić przynajmniej następujące kwestie:

(1) Dane źródłowe i metody modelowania

SOC musi zidentyfikować źródła danych wykorzystywanych do opracowania modelu aerodynamicznego. Te źródła danych mogą pochodzić od producenta oryginalnych części samolotu (OEM), pierwotnego producenta/dostawcy danych FSTD lub innych dostawców danych zaakceptowanych przez właściwy organ. Szczególnie interesujące jest odwzorowanie punktów testowych w postaci wykresu obwiedni alfa/beta dla minimalnej konfiguracji kłapy schowane i kłapy wypuszczone. W przypadku danych z testów w locie należy podać listę typów manewrów stosowanych do zdefiniowania modelu aerodynamicznego dla zakresów kątów natarcia większych niż pierwsze wskazanie przeciągnięcia dla każdego ustawienia kłap. Można odwołać się do raportów z prób w locie, jeśli są one dostępne, opisujących charakterystykę przeciągnięcia modelowanego typu samolotu, wydanych przez OEM lub pilota doświadczalnego w locie. W przypadkach, gdy opracowanie i walidacja modelu przeciągnięcia na podstawie danych z testów w locie jest niepraktyczne (np. ze względu na kwestie bezpieczeństwa związane z gromadzeniem danych z testów w locie po przekroczeniu pewnego kąta natarcia), oczekuje się, że dostawca danych podejmie rozsądną próbę opracowania modelu przeciągnięcia w wymaganym zakresie kątów natarcia z wykorzystaniem metod analitycznych i danych empirycznych (np. dane z tunelu aerodynamicznego).

(2) Zakres ważności

Operator FSTD powinien zadeklarować zakres kąta natarcia i ślizgu bocznego, w którym model aerodynamiczny zachowuje ważność podczas szkolenia. Zadowalająca wierność modelu aerodynamicznego musi być wykazana poprzez zadania szkoleniowe w zakresie wyprowadzania z przeciągnięcia. Do celów określenia tego zakresu ważności, kąt natarcia rozpoznania przeciągnięcia definiuje się jako kąt natarcia, przy którym pilot otrzymuje wyraźne i charakterystyczne wskazanie, aby zaprzestać dalszego zwiększania kąta natarcia, jeżeli występuje co najmniej jedna z następujących cech:

- (i) nie następuje dalsze zwiększanie pochylenia, gdy ster odpowiedzialny za pochylenie jest utrzymywany w pełnym tylnym wychyleniu przez dwie sekundy, co prowadzi do niemożności zatrzymania prędkości zniżania;
- (ii) niekontrolowane pochylenie nosem w dół, które nie może być łatwo zatrzymane, któremu może towarzyszyć niekontrolowany ruch kołysania;
- (iii) drgania o sile i dotkliwości, które są silnym i skutecznym środkiem odstrasającym przed dalszym zwiększaniem kąta natarcia;
- (iv) aktywacja odpychacza drążka sterowego.

Dla zakresu ważności, ciągłość modelowania powinna uwzględniać zakres kąta natarcia, który jest odpowiedni do zakończenia wyprowadzania z przeciągnięcia; w przypadku samolotów wyposażonych w odpychacze, powinno to wystarczyć do uchwycenia wszelkich nieodpowiednich działań podczas procedury wyprowadzania.

W przypadku samolotów wyposażonych w system ochrony obwiedni przeciągnięcia, model powinien umożliwiać szkolenie z wyłączonymi lub w inny sposób obniżonymi systemami ochrony (np. zdegradowany tryb sterowania lotem w wyniku awarii rurki pitota/systemu statycznego).

### (3) Charakterystyka modelu

W ramach deklarowanego zakresu ważności modelu, SOC musi uwzględniać, a model aerodynamiczny musi zawierać następujące charakterystyki przeciągnięcia, w stosownych przypadkach dla typu samolotu:

- (i) pogorszenie statycznej/dynamicznej stateczności poprzecznej - kierunkowej;
- (ii) pogorszenie reakcji sterowania (pochylenie, przechylenie i odchylenie);
- (iii) reakcja na niekontrolowany przechył lub ześlizg wymagająca znacznego wychylenia sterów w celu przeciwdziałania;
- (iv) pozorna losowość lub niepowtarzalność;
- (v) zmiany stabilności pochylenia;
- (vi) histereza przeciągnięcia;
- (vii) efekty Macha;
- (viii) drgania podczas przeciągnięcia; oraz
- (ix) efekty tempa zmiany kąta natarcia.

Należy przedstawić przegląd metodologii zastosowanej do przyporządkowania tych charakterystyk.

### (e) SOC (ocena pilota eksperta merytorycznego (SME))

Operator musi przedstawić SOC potwierdzający, że symulacyjny model przeciągnięcia został poddany subiektywnej ocenie przez pilota SME znającego charakterystykę przeciągnięcia samolotu (proszę odnieść się do lit. d pkt 1 powyżej).



Operator jest również zobowiązany do przedstawienia SOC w celu stwierdzenia, że model symulacji przeciągnięcia, jak zdefiniowano powyżej, został wdrożony i weryfikuje, czy zadania szkoleniowe z aerodynamicznego przeciągnięcia można wykonać na FSTD.

Celem jest upewnienie się, że model przeciągnięcia został wystarczająco oceniony przy użyciu tych ogólnych konfiguracji samolotu i metod wejścia w przeciągnięcie, które prawdopodobnie zostaną zastosowane podczas szkolenia.

Aby kwalifikować się jako akceptowalny SME do oceny charakterystyki modelu przeciągnięcia, SME musi spełniać następujące kryteria:

- (1) posiadał lub obecnie posiada uprawnienie na typ/kwalifikację na symulowany samolot;
- (2) ma bezpośrednie doświadczenie w wykonywaniu manewrów przeciągnięcia na samolocie, który ma to samo uprawnienie na typ, co marka, model i seria symulowanego samolotu; doświadczenie w przeciągnięciu musi obejmować praktyczne manipulowanie elementami sterującymi przy kątach natarcia wystarczających do zidentyfikowania przeciągnięcia (np. drgania ostrzegające, aktywacja odpychacza drążka, itp.) poprzez wyprowadzanie do stabilnego lotu;
- 3) w przypadku gdy doświadczenie SME w przeciągnięciu dotyczy samolotu innej marki, modelu i serii w ramach tego samego uprawnienia na typ, różnice we wskazówkach dotyczących rozpoznania przeciągnięcia i właściwościach pilotażowych charakterystycznych dla danego samolotu muszą być rozwiązane za pomocą dostępnej dokumentacji; dokumentacja ta może obejmować instrukcje obsługi samolotu (AOM), raporty z prób w locie producenta samolotu lub inną dokumentację opisującą charakterystykę przeciągnięcia samolotu; oraz
- (4) znać zamierzone manewry szkoleniowe w zakresie przeciągnięcia, które mają być przeprowadzone na FSTD (np. ogólne konfiguracje samolotu, metody wychodzenia z przeciągnięcia itp.) oraz wskazówki niezbędne do osiągnięcia wymaganych celów szkoleniowych.

Ten SOC będzie wymagany tylko w czasie, gdy FSTD zostanie wstępnie zakwalifikowany do szkolenia w zakresie przeciągnięcia, o ile model przeciągnięcia FSTD pozostanie niezmienny w porównaniu z tym, co zostało pierwotnie ocenione i zakwalifikowane. Jeżeli FSTD posiada wspólne modele aerodynamiczne i sterowania lotem z modelami symulatora konstruktorskiego lub rozwojowego, właściwy organ zaakceptuje SOC od producenta samolotu lub dostawcy danych, potwierdzający, że charakterystyka przeciągnięcia została subiektywnie oceniona przez pilota SME na symulatorze konstruktorskim/rozwojowym (opis symulatora konstruktorskiego/rozwojowego można znaleźć w AMC1 FSTD(A).200 i AMC7 FSTD(A).300(b).

Operator FSTD może złożyć wniosek do właściwego organu o zatwierdzenie odstępstwa od przepisów dotyczących doświadczenia pilota SME na mocy niniejszego ustępu. To żądanie odstępstwa musi zawierać następujące informacje:

- (1) ocena dostępności pilota wykazująca, że pilot ekspert w danej dziedzinie, spełniający doświadczenie opisane w AMC10 FSTD(A).300(e), nie jest dostępny; oraz

- (2) alternatywne metody subiektywnej oceny zdolności FSTD do zapewnienia wskazówek dotyczących rozpoznawania przeciągnięcia i charakterystyki obsługi potrzebnej do osiągnięcia celów szkolenia.

f) SOC (testy subiektywne)

Postanowienia dotyczące testów

Konieczność przeprowadzenia testów subiektywnych wynika z potrzeby potwierdzenia, że model symulacyjny został prawidłowo zintegrowany i działa zgodnie z deklaracją w lit. d powyżej. Istotne jest na przykład zbadanie, czy zakres ważności symulacji pozwala na modelowanie ciągłości, która jest adekwatna, aby umożliwić zakończenie wyprowadzania z przeciągnięcia.

Rozważania w zakresie przepisów dotyczących testów certyfikacyjnych samolotu w locie

W testach certyfikacyjnych samolotu w locie nie ma przepisu wykraczającego poza maksymalny współczynnik nośności (CL max), a samolot nie może być utrzymywany w stanie pełnego przeciągnięcia w nieskończoność, więc przepis ten powinien być stosowany w ten sam sposób podczas subiektywnej oceny symulatora.

Testy subiektywne modelu symulacyjnego powinny ocenić ciągłość modelowania przy nieznacznym zwiększeniu kąta natarcia poza zakres ważności zdefiniowany w paragrafie (d)(2) tego rozdziału CL max.

Wzrost kąta natarcia poza zakres ważności CL max powinien być ograniczony do wartości nie większej niż maksymalny kąt osiągnięty po dwóch sekundach od rozpoznania przeciągnięcia, co jest wystarczające do wykonania prawidłowego manewru wyprowadzania.

Rozpoznawanie przeciągnięcia definiuje się w następujący sposób:

- (1) nie następuje dalsze zwiększanie pochyleń, gdy ster odpowiedzialny za pochyleń jest utrzymywany w pełnym tylnym wychyleń przez dwie sekundy, co prowadzi do niemożności zatrzymania prędkości zniżania;
- (2) niekontrolowane pochyleń nosem w dół, które nie może być łatwo zatrzymane, któremu może towarzyszyć niekontrolowany ruch kołysania;
- (3) drgania o sile i dotkliwości, które są silnym i skutecznym środkiem odstrasającym przed dalszym zwiększaniem kąta natarcia;
- (4) aktywacja odpychacza drążka sterowego

Tam, gdzie w modelu aerodynamicznym istnieją znane ograniczenia dla poszczególnych manewrów w przypadku przeciągnięcia (takie jak konfiguracja samolotu, metody realizacji podejścia do przeciągnięcia oraz ograniczony zasięg dla ciągłości modelowania), ograniczenia te należy zadeklarować w wymaganym SOC.

**AMC11 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące oceny modelu dużego kąta natarcia/przeciągnięcia i podejścia do przeciągnięcia dla wcześniej kwalifikowanych FSTD**

W przypadku FSTD, które zostały już kwalifikowane zgodnie z CS-FSTD(A), nie zawsze może być możliwe dostarczenie wymaganych danych walidacyjnych dla nowych lub poprawionych przypadków testów obiektywnych w celu wsparcia kwalifikacji FSTD do przeciągnięcia i podejścia do przeciągnięcia. Te testy walidacyjne mają następujące cechy:

- (a) Obiektywne testy charakterystyki przeciągnięcia (patrz Tabela testów walidacyjnych FSTD, 2.c.(8a)) są wymagane tylko dla (skrzydła poziomo) wznoszenia w drugim segmencie i warunków lotu do podejścia lub lądowania.
- (b) W celu przetestowania warunków przeciągnięcia podczas przelotu na dużych wysokościach i w zakręcie, manewry te mogą być subiektywnie ocenione przez wykwalifikowanego pilota SME (patrz AMC10 FSTD(A).300(e)) i omówione w wymaganych oświadczeniach o zgodności (SOC); testy te powinny wykorzystywać metodę kolejnych kroków w celu udokumentowania oceny pilota SME i należy to uwzględnić w zatwierdzonym głównym przewodniku testów kwalifikacyjnych (MQTG). Aby umożliwić jakąkolwiek losowość podczas testów okresowych, należy zastosować osąd inżynierski, aby zapewnić zachowanie kluczowych cech pierwotnej oceny SME.
- (c) Jeżeli istniejące dane walidacyjne testów w locie w MQTG FSTD nie zawierają wymaganych parametrów lub w inny sposób nie są odpowiednie do pełnego spełnienia przepisów dotyczących testów obiektywnych, właściwy organ może zaakceptować alternatywne źródła walidacji, w tym walidację subiektywną przez pilota SME z bezpośrednim doświadczeniem w charakterystyce przeciągnięcia samolotu (proszę odnieść się do AMC10 FSTD(A).300(e)).
- (d) Testowanie obiektywne pod kątem charakterystycznych drgań ruchu (proszę odnieść się do Tabeli testów walidacyjnych FSTD, 3.g.(5)) nie jest wymagane, gdy drgania przeciągnięcia FSTD zostały subiektywnie ocenione przez pilota SME. W przypadku wcześniej zakwalifikowanych FSTD poziomu D, które obecnie mają obiektywne testy drgań podczas podejścia do przeciągnięcia w zatwierdzonych MQTG, wyniki tych istniejących testów muszą być dostarczone do właściwego organu wraz z aktualnymi modelami drgań podczas przeciągnięcia i przeciągnięcia.
- (e) Jak opisano w AMC10 FSTD(A).300, właściwy organ może zaakceptować SOC od dostawcy danych, potwierdzający, że charakterystyka przeciągnięcia została subiektywnie oceniona przez pilota SME na symulatorze konstruktorskim lub symulatorze rozwojowym, który jest akceptowany przez właściwy organ. Jeżeli ocena ta odbywa się na symulatorze konstruktorskim lub rozwojowym, wymagane jest dodatkowe obiektywne badanie „dowodu zgodności” dla wszystkich warunków lotu, jak opisano w testach 2.c.(8a) i 3.g.(5), aby zweryfikować wdrożenie modelu przeciągnięcia i drgań przeciągnięcia na FSTD.
- (f) Obiektywne testy demonstracyjne skutków oblodzenia silnika i płatowca (AMC1, testy walidacyjne FSTD, test 2.i) nie są wymagane dla wcześniej zakwalifikowanych FSTD.

**AMC12 FSTD(A).300 Wytyczne dotyczące szkolenia w zakresie zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych (UPRT) dla tabeli standardów FSTD**

## (a) Historia

(1) Niniejsze AMC zawiera wytyczne dotyczące Załącznika 1 do CS FSTD(A).300, a mianowicie:

(i) 1. Informacje ogólne:

(A) h.2 (narzędzia IOS);

(B) h.3 (scenariusze sytuacji krytycznej); oraz

(C) s.1 (aerodynamika); oraz

(ii) 2. System ruchu, a.1.

(2) Niniejsze AMC stosuje się do wszystkich FSTD, które są wykorzystywane w celu spełnienia wymagań szkoleniowych dla manewrów UPRT. Do celów niniejszego AMC sytuacja krytyczna samolotu (zgodnie z definicją zawartą w *Pomocy szkoleniowej w zakresie zapobiegania i wyprowadzania samolotu z sytuacji krytycznych ICAO (AUPRTA) Zmiana 3, luty 2017 r.*) jest niepożądanym stanem samolotu charakteryzującym się niezamierzonymi odchyleniami od parametrów występujących podczas normalnych operacji. Sytuacja krytyczna samolotu może obejmować odchylenia kąta pochylenia i/lub przechylenia, jak również nieodpowiednie prędkości lotu w danych warunkach.

(3) FSTD, które są wykorzystywane do przeprowadzania manewrów szkoleniowych, podczas których FSTD jest przestawiane do stanu sytuacji krytycznej samolotu lub w wyniku sztucznego bodźca (takiego jak zjawiska pogodowe lub awarie systemu), którego celem jest wejście załogi lotniczej w stan sytuacji krytycznej, muszą zostać ocenione i zakwalifikowane.

## (b) Postanowienia dotyczące standardów FSTD

(1) Postanowienia Załącznika 1 do CS FSTD(A).300 definiują trzy podstawowe elementy, które są wymagane do zakwalifikowania FSTD w zakresie manewrów UPRT:

(i) Obwiednia szkoleniowa FSTD: patrz definicja w AMC1 FSTD(A).200;

(ii) informacja zwrotna od instruktora: zapewnia instruktorowi/osobie oceniającej minimalny zestaw narzędzi do przekazywania informacji zwrotnej w celu właściwej oceny wyników kandydata podczas wykonywania zadania UPRT; oraz

(iii) scenariusze sytuacji krytycznych: gdy dynamiczne scenariusze sytuacji krytycznych lub awarie systemów samolotu są wykorzystywane do wprowadzenia FSTD w stan sytuacji krytycznej, instruktor musi mieć dostęp do szczegółowych wytycznych, np. dotyczących IOS lub podręcznika, który opisuje, w jaki sposób scenariusz sytuacji krytycznej jest realizowany wraz z jakimkolwiek nieprawidłowym działaniem lub pogorszeniem funkcjonalności FSTD wymaganym do wywołania sytuacji krytycznej.

(2) Obwiednia walidacji FSTD

Obwiednia ta jest określona przez następujące trzy podpodziały (patrz Załącznik 3-D do ICAO „AUPRTA”).

(i) Obszar zwalidowany próbami w locie

Jest to obszar obwiedni walidowany próbami w locie, zwykle poprzez porównanie osiągnięć FSTD z danymi z prób w locie zawartymi w podręczniku prób kwalifikacyjnych (QTG) oraz innych danych z prób w locie użytych do dalszego rozszerzenia modelu ponad minimalne wymagania. Istnieje duża pewność, że w tym obszarze symulator zachowuje się podobnie do samolotu. Należy zauważyć, że obszar ten nie jest ściśle ograniczony tym co było testowane w QTG, dopóki matematyczny model aerodynamiki był zgodny z rezultatami prób w locie, ta część modelu matematycznego może być uważana za mieszczącą się w obszarze zwalidowanym próbami w locie.

(ii) Obszar tunelu aerodynamicznego i/lub analityczny

Jest to obszar obwiedni lotu, dla którego przeprowadzono testy w tunelu aerodynamicznym lub zastosowano inne wiarygodne metody przewidywania (zwykle przez producenta samolotu) w celu zdefiniowania modelu aerodynamicznego. Wszelkie rozszerzenia modelu aerodynamicznego, które zostały ocenione zgodnie z definicją reprezentatywnego modelu przeciągnięcia (jak opisano w AMC10 FSTD(A).300), muszą być wyraźnie wskazane. W tym obszarze istnieje umiarkowana pewność, że FSTD zareaguje w podobny sposób jak samolot.

(iii) Obszar ekstrapolowany

Jest to obszar ekstrapolowany ponad obszar zwalidowany danymi z prób w locie oraz obszar tunelu aerodynamicznego/analitycznego. Ekstrapolacja może być liniowa, zawierająca ostatnią wartość przed rozpoczęciem ekstrapolacji, lub oparta o inny zestaw wartości. Niezależnie od tego, czy te ekstrapolowane dane są dostarczane przez producenta samolotu czy FSTD, jest to tylko „najlepsze oszacowanie”. W tym obszarze nie ma pewności, że FSTD zareaguje w podobny sposób jak samolot.

(c) Mechanizm informacji zwrotnej IOS

- (1) Aby instruktor/osoba oceniająca mogła przekazać uczniowi informację zwrotną podczas szkolenia w zakresie manewrów zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych, muszą być dostępne dodatkowe informacje, które wskazują wierność symulacji, wielkość danych wejściowych sterowania lotem przez ucznia, a także ograniczenia operacyjne samolotu, które mogą potencjalnie wpłynąć na pomyślne zakończenie manewru(ów). Instruktor/osoba oceniająca musi mieć do dyspozycji przynajmniej następujące elementy:

(i) Obwiednia walidacji FSTD

FSTD musi stosować metodę wyświetlania oczekiwanej wierności FSTD w odniesieniu do obwiedni walidacji FSTD. Może to być wyświetlane jako

wykres krzyżowy kąta natarcia względem obwiedni bocznej (alfa/beta) na IOS lub przy użyciu innej alternatywnej metody, aby wyraźnie przekazać poziom wierności FSTD podczas manewru. Wykres krzyżowy lub inna alternatywna metoda musi pokazywać odpowiednie obszary ważności co najmniej dla klap schowanych i klap w wypuszczonych. Ta obwiednia walidacji musi pochodzić od dostawcy danych aerodynamicznych lub powstać na podstawie informacji i źródeł danych dostarczonych przez dostawcę danych aerodynamicznych.

(ii) Wejścia sterowania lotem

Na potrzeby instruktora/osoby oceniającej FSTD musi stosować metodę oceny sygnałów wejściowych sterowania lotem kandydata podczas manewru wyprowadzania z sytuacji krytycznych. W tym mechanizmie sprzężenia zwrotnego muszą być również przedstawione dodatkowe parametry, takie jak siły sterowania w kokpicie (siły przykładane przez pilota do urządzeń sterowych) oraz tryb sterowania lotem dla samolotów typu fly-by-wire. W przypadku pasywnych drążków bocznych, których przemieszczenie jest sygnałem sterowania lotem, siła przykładana przez pilota do sterowania nie musi być wyświetlana. Narzędzie to musi zawierać przebieg w czasie lub inną równoważną metodę rejestrowania pozycji mechanizmu sterowania lotem.

(iii) Ograniczenia operacyjne samolotu

Na potrzeby instruktora/osoby oceniającej FSTD musi stosować metodę zapewniającą informacje w czasie rzeczywistym dotyczące ograniczeń operacyjnych samolotu. Parametry symulowanego samolotu muszą być wyświetlane dynamicznie w czasie rzeczywistym i podawane w formule przebiegu w czasie lub w równoważnym formacie. Instruktor/osoba oceniająca musi mieć dostęp do co najmniej następujących parametrów:

- A) prędkość i ograniczenia prędkości lotu, w tym prędkość przeciągnięcia i maksymalna prędkość operacyjna lotu (VMO)/maksymalna prędkość operacyjna Macha (MMO);
- (B) ograniczenia współczynnika przeciążenia i operacyjnego współczynnika przeciążenia; oraz
- (C) kąt natarcia i identyfikacja kąta natarcia przeciągnięcia (należy zapoznać się z AMC10 FSTD(A).300(d)(2) w celu uzyskania dodatkowych informacji na temat definicji identyfikacji kąta natarcia przeciągnięcia); ten parametr może być wyświetlany w połączeniu z obwiednią walidacji FSTD.

- (2) Opcjonalnie instruktor/osoba oceniająca ma do dyspozycji mechanizm rejestracji informacji zwrotnej.

**GM12 FSTD(A).300 Dodatkowe wytyczne dotyczące szkolenia w zakresie zapobiegania i wyprowadzania z sytuacji krytycznych (UPRT) dla tabeli standardów FSTD****(a) Wprowadzenie**

FSTD powinno być wyposażone w informacje dotyczące parametrów samolotu, jak opisano w AMC12 FSTD(A).300. W niniejszym dokumencie AMC szczegółowo opisano niektóre postanowienia dotyczące możliwości tych funkcji.

Celem informacji zwrotnej IOS podczas ćwiczeń UPRT jest zapewnienie instruktorowi możliwości oceny terminowości i właściwości działań sterowania lotem, w tym sekwencji, w celu zakończenia wyprowadzania w bezpieczny sposób.

**(b) Historia**

Informacje zwrotne z systemu IOS, które mogą być również przekazywane za pośrednictwem oddzielnego urządzenia mobilnego, są wykorzystywane do monitorowania i przedstawiania załodze informacji na temat ćwiczeń UPRT w celu sprawdzenia, czy wykonano właściwe czynności sterowania lotem. Instruktor powinien posiadać niezbędne informacje, aby jasno ustalić, czy wyprowadzanie zostało zakończone w ramach obwiedni szkoleniowej FSTD (patrz AMC12 FSTD(A).300) i podjąć wszelkie niezbędne działania w celu ukończenia szkolenia.

FSTD powinno zawierać narzędzia dla instruktora umożliwiające mu natychmiastowe udzielenie informacji zwrotnej pilotowi/pilotom po zakończonym szkoleniu. Wszystkie dane zarejestrowane do wykorzystania w informacji zwrotnej powinny być łatwo i trwale usunięte po zakończeniu szkolenia UPRT.

**(c) Parametry IOS**

Narzędzie powinno normalnie wyświetlać:

**(1) Wejścia sterujące aktywowane przez pilota, w tym:**

- (i) pochylenie,
- (ii) przechylenie,
- (iii) pedał steru kierunku,
- (iv) przepustnice,
- (v) klapy, oraz
- (vi) hamulce aerodynamiczne/spoilery.

Przebieg sygnałów wejściowych sterowania w czasie, w tym siły sterowania w kokpicie i zasady dotyczące sterowania lotem (samoloty typu fly-by-wire), stosownie do przypadku.

W celu upewnienia się, że wejścia sterujące są stosowane prawidłowo, terminowo i płynnie, wyświetlacz powinien wskazywać je z częstotliwością próbkowania, która jest wystarczająco wysoka, aby zapobiec przeoczeniu ewentualnego nagłego działania pilota. Może to być ograniczone do trybu informacji zwrotnej po wykonaniu ćwiczenia lub indywidualnego manewru.

- (2) Wyświetlanie podstawowych parametrów lotu; jeśli ma to zastosowanie, pokazać kopię podstawowego wyświetlacza lotu (PFD); jeżeli PFD jest wyświetlany, parametry muszą być takie same jak parametry wyświetlane na samolotowym PFD, w tym:
- (i) położenie względem pochyleń,
  - (ii) przechylenie,
  - (iii) zakręt/ślizg,
  - (iv) prędkość indukowaną,
  - (v) prędkość ostrzegania o przeciągnięciu/prędkość drgań przy przeciągnięciu,
  - (vi) VMO/MMO,
  - (vii) wysokość,
  - (viii) prędkość wznoszenia,
  - (ix) status autopilota, oraz
  - (x) status automatycznej przepustnicy.
- (3) Kąt natarcia.
- (4) Kąt ślizgu bocznego.
- (5) Przeciążenie.

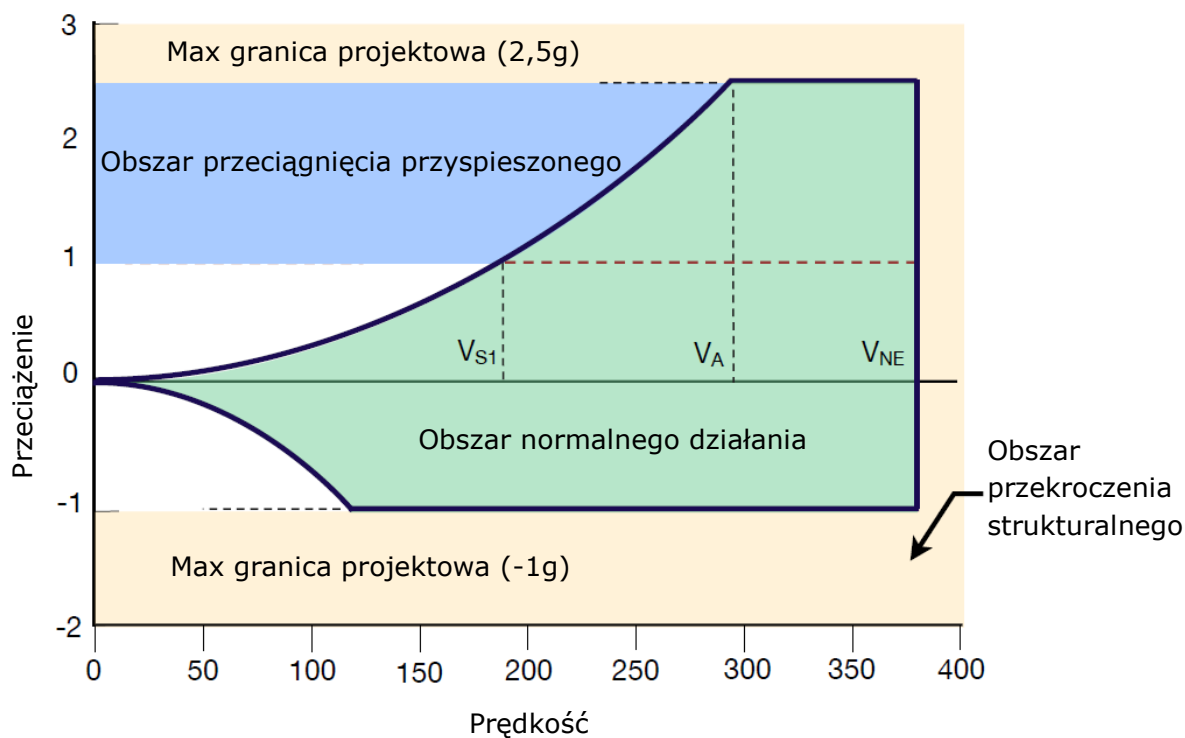
Ograniczenia (3), (4) i (5) mają być również przedstawione w następujący sposób:

Jedną z metod jest jednoczesne przedstawienie kąta natarcia w funkcji kąta znoszenia i odpowiedniej obwiedni walidacji FSTD.

Prezentacja przeciążenia w funkcji aktualnej prędkości i konfiguracji lotu.

Wykres V-n wskazuje ograniczenia samolotu w danych warunkach. Wyświetla obwiednię lotu jako funkcję prędkości lotu w funkcji przeciążenia. Pokazuje dolne ograniczenia prędkości za pomocą linii parabolicznej. Przecięcie tej linii z linią poziomą 1.0g odpowiada prędkości przeciągnięcia przy 1g. Obszary powyżej górnej granicy 2,5 g (maksymalna granica projektowa) na prawo od VNE i poniżej dolnej granicy – 1,0 g są granicami przekroczenia strukturalnego i należy ich unikać. Kształt wykresu V-n zależy od samego samolotu, jego konfiguracji, a także warunków otoczenia i lotu.





Rysunek 1 — wykres V-n (przykład)

Legenda do rysunku 1:

 $V_{S1}$  = minimalna prędkość lotu ustalonego przy 1 g w konfiguracji czystej $V_A$  = prędkość manewrowa $V_{NE}$  = dopuszczalna chwilowa prędkość maksymalna w spokojnym powietrzu

### **AMC13 FSTD(A).300 Wytyczne w zakresie przepisów dotyczących oceny oblodzenia silnika i płatowca**

#### (a) Zastosowanie

Niniejsze AMC stosuje się do wszystkich FSTD, które są używane w celu spełnienia wymagań szkoleniowych w zakresie oblodzenia silnika i płatowca. Opracowano nowe przepisy ogólne, a także celowe dotyczące kwalifikacji FSTD w celu zdefiniowania specyficznych dla samolotu modeli oblodzenia, które wspierają cele szkolenia w zakresie rozpoznawania i wyprowadzania z oblodzenia podczas lotu.

#### (b) Postanowienia ogólne

Podczas opracowywania kwalifikowanych modeli narastania lodu do wykorzystania w szkoleniu FSTD należy wziąć pod uwagę następujące elementy:

- (1) modele oblodzenia muszą zapewniać szkolenie w zakresie konkretnych umiejętności wymaganych do rozpoznawania nagromadzenia lodu i generowania wymaganej reakcji;
- (2) modele oblodzenia muszą zawierać charakterystyczne dla samolotu objawy w zakresie rozpoznawania oblodzenia określone na podstawie danych dostarczonych

przez producenta oryginalnych części (OEM) lub za pomocą innych odpowiednich metod analitycznych; oraz

- (3) co najmniej jeden kwalifikowany model oblodzenia musi być obiektywnie przetestowany, aby wykazać, że został prawidłowo wdrożony i generuje prawidłowe sygnały niezbędne do szkolenia.

(c) Oświadczenie o zgodności (SOC)

SOC opisany w Załączniku 1 do CS FSTD(A.300 (1.t.1.)), w celu wsparcia kwalifikacji FSTD w zakresie modeli oblodzenia konkretnego samolotu, musi zawierać następujące informacje:

- (1) Opis spodziewanych objawów charakterystycznych dla danego samolotu oraz skutków degradacji spowodowanych napotkaniem typowego oblodzenia w locie.

Typowe objawy mogą obejmować utratę siły nośnej, zmniejszenie kąta natarcia przeciągnięcia, zmianę momentu pochylającego, zmniejszenie skuteczności sterowania i zmiany sił sterowania, oprócz ogólnego wzrostu oporu. Opis ten musi opierać się na odpowiednich źródłach danych, takich jak dane dostarczone przez OEM samolotu, dane dotyczące wypadków/incydentów lub inne dopuszczalne źródła danych. W przypadku, gdy dany płatowiec wykazał podatność na oblodzenie określonego typu (ze względu na historię wypadków/incydentów), co wymaga specjalnego szkolenia (takiego jak oblodzenie spowodowane przechłodzonymi dużymi kroplami wody lub oblodzenie ogona), należy opracować modele oblodzenia uwzględniające szkolenia w tych warunkach.

- (2) Opis źródeł danych wykorzystanych do opracowania kwalifikowanych modeli narastania lodu.

Dopuszczalnymi źródłami danych mogą być między innymi dane z testów w locie, dane z certyfikacji samolotu, dane symulacji konstrukcyjnej OEM samolotu lub inne metody analityczne oparte na ustalonych zasadach konstrukcyjnych.

(d) Obiektywne testy demonstracyjne

Celem obiektywnego testu demonstracyjnego jest wykazanie, że modele narastania lodu, opisane w SOC, zostały prawidłowo wdrożone oraz wykazanie właściwych objawów i efektów, zgodnie z definicją w zatwierdzonych źródłach danych. Co najmniej jeden model oblodzenia musi zostać wybrany do testów i uwzględniony w głównym przewodniku testów kwalifikacyjnych (MQTG). Wymagane są dwa testy, aby wykazać efekty oblodzenia silnika i płatowca. Jeden test demonstruje podstawowe osiągi FSTD bez oblodzenia, a drugi test demonstruje aerodynamiczne efekty oblodzenia w porównaniu z testem podstawowym.

- (1) Zarejestrowane parametry: w każdym z dwóch wymaganych przypadków MQTG należy wykonać zapis przebiegu w czasie następujących parametrów:

- (i) wysokość;
- (ii) prędkość lotu;
- (iii) przyspieszenie normalne;

- (iv) moc/ustawienia silnika;
  - (v) kąt natarcia/pochylenie;
  - (vi) kąt przechylenia;
  - (vii) dane wejściowe sterowania lotem wywołane przez pilota;
  - (viii) ostrzeżenie o przeciągnięciu i pojawienie się drgań w momencie przeciągnięcia; oraz
  - (ix) inne parametry niezbędne do demonstracji skutków narastania lodu.
- (2) Manewr demonstracyjny: operator FSTD musi wybrać do testów model oblodzenia, określony w SOC. Wybrany manewr musi zademonstrować skutki narastania lodu pod dużymi kątami natarcia, od stanu wyważonego poprzez podejście do przeciągnięcia i pełne przeciągnięcie (pełne przeciągnięcie ma zastosowanie tylko dla tych FSTD, które mają być zakwalifikowane do zadań szkoleniowych z pełnym przeciągnięciem), w porównaniu z testem podstawowym (brak nagromadzenia lodu). Modele oblodzenia muszą przedstawiać objawy niezbędne do rozpoznania początku powstawania oblodzenia na płatowcu, powierzchniach nośnych i silnikach oraz zapewniać reprezentatywne pogorszenie osiągnięć i jakości pilotowania w zakresie, w jakim można przeprowadzić odzyskiwanie możliwości sterowania. Typowe objawy, które mogą występować, w zależności od symulowanego samolotu, obejmują:
- (i) zmniejszenie kąta natarcia przeciągnięcia;
  - (ii) wzrost prędkości przeciągnięcia;
  - (iii) zwiększenie progu percepcji w zakresie prędkości wystąpienia drgań przeciągnięcia;
  - (iv) zmiany momentu pochylania;
  - (v) zmiany w charakterystyce drgań przeciągnięcia;
  - (vi) zmiany w skuteczności sterowania lub sile potrzebnej do sterowania; oraz
  - (vii) efekty wynikające z zakłóceń w pracy silnika (zmiennosc mocy, wibracje itp.).

Test manewru demonstracyjnego można przeprowadzić poprzez zainicjowanie i utrzymanie stałej ilości oblodzenia podczas całego manewru w celu spójnej oceny efektów aerodynamicznych.

Załącznik nr 2

## ***Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego***

---

### **Specyfikacje certyfikacyjne dla śmigłowcowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu**

Wydanie pierwsze  
26 czerwca 2012

**„CS-FSTD(H)”**

## Spis treści

### CS-FSTD(H) Dział 1 – Specyfikacje Certyfikacyjne

PODCZEŚĆ A – ZASTOSOWANIE .....	4
CS FSTD(H).001 Zastosowanie .....	4
PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA .....	5
CS FSTD(H).200 Terminologia .....	5
PODCZEŚĆ C – ŚMIGŁOWCOWE SZKOLENIOWE URZĄDZENIA SYMULACJI LOTU .....	6
CS FSTD(H).300 Podstawa kwalifikacji .....	6
ZAŁĄCZNIKI .....	7
Załącznik 1 do CS FSTD(H).300 Standardy dla szkoleniowych urządzeń symulacji lotu ..	7
Załącznik 1 do CS FSTD(H).300 (ciąg dalszy) .....	22

### CS-FSTD(H) Dział 2 – Akceptowalne sposoby spełnienia wymogów

PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA .....	24
AMC1 FSTD(H).200 Terminologia i skróty .....	24
PODCZEŚĆ C – Śmigłowcowe szkoleniowe urządzenia symulacji lotu .....	34
AMC1 FSTD(H).300 Podstawa kwalifikacji .....	34
Załącznik 1 do AMC1 FSTD(H).300 Tolerancje dla testów walidacyjnych .....	94
Załącznik 2 do AMC1 FSTD(H).300 Mapa danych do walidacji .....	96
Załącznik 3 do AMC1 FSTD(H).300 Techniki modelowania aerodynamiki wirnika .....	98
Załącznik 4 do AMC1 FSTD(H).300 Platformy wibracyjne do FSTD dla śmigłowców .....	101
Załącznik 5 do AMC1 FSTD(H).300 Metoda przeprowadzania testu czasu opóźnienia .....	103
Załącznik 6 do AMC1 FSTD(H).300 Oceny okresowe - przedstawienie danych z testu walidacyjnego .....	106
Załącznik 7 do AMC1 FSTD(H).300 Stosowalność poprawek CS-FSTD do pakietów danych dla istniejących statków powietrznych .....	107
Załącznik 8 do AMC1 FSTD(H).300 Systemy wizualizacji .....	109
Załącznik 9 do AMC1 FSTD(H).300 Ogólne wymagania techniczne dla poziomów kwalifikacji FSTD .....	112
AMC2 FSTD(H).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji pełnych symulatorów lotu (FFS) dla śmigłowców o poziomie A .....	115
AMC3 FSTD(H).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji urządzeń do szkolenia lotniczego (FTD) dla śmigłowców .....	117
AMC4 FSTD(H).300 Wykorzystywanie danych do urządzeń do szkolenia lotniczego (FTD) dla śmigłowców .....	120
AMC5 FSTD(H).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji urządzeń do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT) dla śmigłowców .....	120
AMC6 FSTD(H).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego .....	126
AMC7 FSTD(H).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego - wytyczne w zakresie zatwierdzania.....	126

# **Specyfikacje certyfikacyjne**

**dla**

**śmigłowcowych  
szkoleniowych urządzeń symulacji lotu**

**CS-FSTD(H)  
Dział 1**

## **PODCZEŚĆ A – ZASTOSOWANIE**

### **CS FSTD(H).001 Zastosowanie**

- (a) CS-FSTD(H) z późniejszymi zmianami stosuje się do zatwierdzonych organizacji szkoleniowych wykorzystujących w swojej działalności szkoleniowe urządzenia symulacji lotu (FSTD) ubiegających się o pierwszą kwalifikację FSTD.
- (b) Wersja CS-FSTD(H) uzgodniona przez właściwy organ i wykorzystana do przyznania pierwszej kwalifikacji będzie miała zastosowanie do przyszłych okresowych kwalifikacji FSTD, chyba że nastąpi zmiana kategorii.

## PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA

### CS FSTD(H).200 Terminologia

Z powodu technicznej złożoności kwalifikacji FSTD istotne jest, by wszędzie używać standardowej terminologii. W celu dotrzymania zgodności z CS-FSTD(H) należy stosować poniższe podstawowe terminy i skróty. Dalsze terminy i skróty są zawarte w AMC1 FSTD(H).200.

- (a) 'Szkoleniowe urządzenie symulacji lotu (FSTD)' oznacza urządzenie szkoleniowe, które:
- W przypadku samolotów jest pełnym symulatorem lotu (FFS), urządzeniem do szkolenia lotniczego (FTD), urządzeniem do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT) lub urządzeniem do podstawowego szkolenia w lotach według wskazań przyrządów (BITD).
- W przypadku śmigłowców jest pełnym symulatorem lotu (FFS), urządzeniem do szkolenia lotniczego (FTD) lub urządzeniem do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT).
- (b) 'Pełny symulator lotu (FFS)' oznacza rzeczywistej wielkości replikę kabiny załogi konkretnego typu lub marki, modelu i serii, ze wszystkimi urządzeniami i programami komputerowymi koniecznymi do odwzorowania statku powietrznego w operacjach naziemnych i powietrznych, systemem wizualizacji zapewniającym widok z kabiny załogi oraz z układem ruchu pozwalającym odczuwać siły. Jest zgodny z minimalnymi standardami dla kwalifikacji FFS.
- (c) 'Urządzenie do szkolenia lotniczego (FTD)' oznacza rzeczywistej wielkości replikę przyrządów, urządzeń, paneli i urządzeń sterowania konkretnego typu statku powietrznego w układzie otwartej lub zamkniętej kabiny, z zainstalowanymi urządzeniami i programami komputerowymi koniecznymi do odwzorowania statku powietrznego w warunkach naziemnych i powietrznych w zakresie ograniczonym przez systemy zainstalowane w urządzeniu. Nie wymaga układu ruchu pozwalającego odczuwać siły ani systemu wizualizacji. Jest zgodne z minimalnymi standardami dla określonego poziomu kwalifikacji FTD.
- (d) 'Urządzenie do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT)' oznacza urządzenie szkoleniowe odwzorujące środowisko kabiny załogi lub kokpitu, z zainstalowanymi urządzeniami i programami komputerowymi koniecznymi do odwzorowania typu lub klasy statku powietrznego w operacjach powietrznych, w takim zakresie, by wydawało się, że systemy funkcjonują jak w statku powietrznym. Jest zgodne z minimalnymi standardami dla określonego poziomu kwalifikacji FNPT.
- (e) '*Inne urządzenie szkoleniowe (OTD)*' oznacza pomoc treningową inną niż szkoleniowe urządzenie symulacji lotu (FSTD), służącą szkoleniu pilotów, w sytuacji gdy nie jest konieczne pełne środowisko kabiny pilota.
- (f) 'Użytkownik szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (użytkownik FSTD)' oznacza organizację lub osobę szkolącą się, podlegającą kontroli lub sprawdzeniu na FSTD.
- (g) 'Kwalifikacja szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (kwalifikacja FSTD)' oznacza poziom technicznych możliwości FSTD zgodny z określonym w dokumencie potwierdzającym zgodność.
- (h) 'Przewodnik do testów kwalifikacyjnych (QTG)' oznacza dokument, którego celem jest wykazanie, że osiągi i właściwości użytkowe szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (FSTD) odpowiadają charakterystykom statku powietrznego, klasie samolotu lub typowi śmigłowca, które są symulowane przez to urządzenie w wyznaczonych granicach, a także że wszystkie obowiązujące wymagania zostały spełnione. QTG obejmują zarówno dane statku powietrznego, klasę samolotu lub typ śmigłowca, jak i dane FSTD wykorzystywane w procesie testów walidacyjnych.



**PODCZEŚĆ C – ŚMIGŁOWCOWE SZKOLENIOWE URZĄDZENIA SYMULACJI LOTU****CS FSTD(H).300 Podstawa kwalifikacji**

- (a) Wszystkie FSTD poddawane pierwszej ocenie mają być oceniane według obowiązujących kryteriów CS-FSTD(H) dla wnioskowanych poziomów kwalifikacji. Okresowe oceny FSTD powinny opierać się na tej samej wersji CS-FSTD(H), która obowiązywała przy jego pierwszej ocenie. Podwyższenie poziomu kwalifikacji opiera się na obecnie obowiązującej wersji CS-FSTD(H).
- (b) FSTD ocenia się w tych obszarach, które są istotne dla realizacji procesu szkolenia, testowania i sprawdzania członków załóg lotniczych w zależności od wymagań.
- (c) FSTD poddawane jest:
  - (1) testom walidacyjnym; oraz
  - (2) testom funkcjonalnym i testom subiektywnym.
- (d) QTG, włącznie ze wszystkimi danymi, potwierdzającymi materiałami i informacjami powinny być przedłożone w formacie pozwalającym na ich skuteczny przegląd i ocenę zanim FSTD będzie mogło uzyskać poziom kwalifikacji. Tam, gdzie ma to zastosowanie, QTG powinno opierać się na danych walidacyjnych statku powietrznego, jak to określają dane zgodności operacyjnej (OSD) ustanowione zgodnie z Part-21.

## ZAŁĄCZNIKI

### Załącznik 1 do CS FSTD(H).300 Standardy dla szkoleniowych urządzeń symulacji lotu

Niniejszy Załącznik opisuje minimalne wymagania dla pełnego symulatora lotu (FFS), urządzenia do szkolenia lotniczego (FTD) oraz urządzenia do ćwiczenia procedur lotu i nawigacyjnych (FNPT), stosowane do kwalifikowania urządzeń na wymaganych poziomach kwalifikacji. Niektóre wymagania zawarte w niniejszej specyfikacji certyfikacyjnej powinny być poparte deklaracją zgodności (SOC) oraz, w kilku konkretnych przypadkach, testem obiektywnym. SOC zawierał będzie opis sposobu spełnienia wymagania. Wyniki testów powinny pokazać, że wymagania zostały spełnione. W przedstawionym poniżej tabelarycznym zestawieniu standardów FSTD, deklaracje zgodności wskazane są w kolumnie zgodności.

Ogólne wymagania techniczne dotyczące zastosowania FNPT do szkolenia w zakresie współpracy w załodze wieloosobowej (MCC) podane są w kolumnie MCC wraz z dodatkowymi systemami, przyrządami i wskaźnikami wymaganymi dla szkolenia i operacji w zakresie MCC.

W przypadku MCC, minimalne wymagania techniczne są takie jak dla FNPT poziom II lub III, z następującymi uzupełnieniami lub zmianami:

1.	Śmigłowiec wielosilnikowy i z załogą wieloosobową
2.	Rezerwy osiągow, w przypadku awarii silnika mają być zgodne z kryteriami dla kategorii A
3.	Systemy przeciwooblodzeniowe lub odlodzeniowe
4.	System wykrywania/tłumienia pożaru
5.	Podwójne elementy sterowania
6.	Autopilot z zaawansowanymi trybami pracy
7.	2 nadajniki VHF
8.	2 nadajniki VHF NAV (VOR, ILS, DME)
9.	1 odbiornik ADF
10.	1 odbiornik markera
11.	1 transponder
12.	Radar pogodowy

Poniższe wskaźniki powinny być umieszczone w tych samych miejscach na tablicach przyrządów obu pilotów:

1.	Prędkość lotu
2.	Wysokość bezwzględna lotu
3.	Wysokościomierz i radiowysokościomierz
4.	HSI
5.	Prędkość pionowa
6.	ADF
7.	VOR, ILS, DME
8.	Wskazanie markera
9.	Stoper

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
<b>1.1 Informacje ogólne</b>													
a.1	Kabina, która jest rzeczywistej wielkości repliką symulowanego śmigłowca. Wymagane dodatkowe miejsca dla członków załogi i wymagane przegrody za fotelami pilotów są również uznawane za element kokpitu i powinny być elementem odwzorowania śmigłowca.  Kabina, która jest repliką śmigłowca.	✓	✓	✓	✓		✓	✓					
a.2	Kabina, łącznie ze stanowiskiem instruktora, jest całkowicie obudowana.  Kabina, łącznie ze stanowiskiem instruktora, która jest wystarczająco zamknięta, aby wykluczyć rozpraszanie uwagi.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	✓
b.1	Rzeczywistej wielkości tablice z funkcjonalnymi elementami sterowania, przełącznikami, przyrządami oraz podstawowymi i wtórnymi urządzeniami sterowania lotem, które powinny działać w prawidłowym kierunku i z prawidłowym zakresem ruchu.  Funkcjonalne elementy sterowania, przełączniki, przyrządy oraz podstawowe i wtórne urządzenia sterowania lotem wystarczające do realizacji zadań szkoleniowych powinny być umieszczone w obszarze kabiny o odpowiedniej przestrzeni.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Dla poziomu 1 FTD stosownie do odwzorowywanego systemu.  Dopuszcza się użycie wyświetlanych elektronicznie obrazów z fizyczną nakładką z wbudowanymi funkcjonującymi przełącznikami, gałkami i przyciskami. Ta opcja nie jest dopuszczalna dla przyrządów analogowych w FFS.  Dopuszczalne jest użycie wyświetlanych elektronicznie obrazów z fizyczną nakładką z wbudowanymi funkcjonującymi przełącznikami, gałkami i przyciskami
c.1	Oświetlenie tablic i przyrządów powinno być takie jak w śmigłowcu.  Oświetlenie tablic i przyrządów powinno być wystarczające do realizacji zadań szkoleniowych.	✓	✓	✓	✓		✓	✓					

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
c.2	Oświetlenie otoczenia w kabinie powinno być dynamicznie dostosowane do ekranu systemu wizualizacji i wystarczające do realizacji zadania szkoleniowego.  Oświetlenie otoczenia powinno zapewnić jednakowy poziom iluminacji, który nie rozprasza pilota.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	
d.1	Odpowiednie wyłączniki w kabinie powinny być rozmieszczone tak jak w śmigłowcu i powinny właściwie funkcjonować podczas wykonywania procedur operacyjnych lub w przypadku niesprawności wymagających lub obejmujących reakcję załogi.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	
e.1	Efekt zmian aerodynamicznych dla różnych kombinacji prędkości lotu i mocy normalnie napotykanych w locie, w tym efekt zmiany położenia śmigłowca, sił i momentów aerodynamicznych i napędowych, wysokości, temperatury, masy, położenia środka ciężkości i konfiguracji.  Modelowanie aerodynamiczne i modelowanie środowiska powinno być wystarczające do umożliwienia prawidłowej pracy i sygnalizacji systemów.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Efekty zmian środka ciężkości ( $C_g$ ), masy i konfiguracji nie są wymagane dla poziomu I dla FNPT.
e.2	Modelowanie aerodynamiczne obejmujące wpływ ziemi, efekt oblodzenia płatu i wirnika (jeśli ma zastosowanie), efekty aerodynamicznych interferencji pomiędzy strumieniem zawirnikowym i kadłubem, wpływ wirnika na systemy sterowania i stabilizacji oraz odwzorowanie nieliniowości spowodowanych znoszeniem bocznym, pierścieniem wirowym i dynamicznym przeciągnięciem na łopacie powracającej.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	
f.1	Jako podstawa dla właściwości w locie, osiągow i charakterystyk systemów powinny być wykorzystane dane do walidacji z prób w locie.  Reprezentatywne/standardowe dane aerodynamiczne zaadaptowane do śmigłowca z wiernością wystarczającą do spełnienia wymagań testów obiektywnych i do umożliwienia prawidłowej pracy i sygnalizacji systemów.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dane aerodynamiczne nie muszą koniecznie być oparte na danych z prób w locie.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
g.1	Wskazania wszystkich odpowiednich przyrządów pokładowych automatycznie reagują na ruch sterujący wykonany przez członka załogi, osiągi śmigłowca lub zewnętrzne symulowane wpływy środowiska na śmigłowiec.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
h.1	Wszystkie urządzenia łączności, nawigacji i ostrzegania są równoważne urządzeniom zainstalowanym w śmigłowcu. Możliwe jest korzystanie bez ograniczeń ze wszystkich będących w zasięgu symulowanych pomocy nawigacyjnych. Możliwa jest aktualizacja danych nawigacyjnych.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Stosuje się do FTD 1, w przypadku, gdy są odtworzone odpowiednie systemy.
h.2	Urządzenia nawigacyjne równoważne z urządzeniami śmigłowca, działające z tolerancjami stosowanymi typowo dla urządzeń pokładowych. Dotyczy to urządzeń łączności (telefon pokładowy i systemy łączności powietrze/ziemia).								✓	✓	✓	✓	
h.3	Dane nawigacyjne z odpowiednimi urządzeniami podejścia. Powinno być możliwe korzystanie bez ograniczeń z pomocy nawigacyjnych będących w zasięgu.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dla FFS i FTD nawigacyjna baza danych powinna być aktualizowana w ciągu 28 dni.  Dla FNPT pełne dane nawigacyjne dla co najmniej 5 różnych lotnisk europejskich z odpowiadającymi im procedurami podejścia precyzyjnego i nieprecyzyjnego łącznie z bieżącą aktualizacją w okresie 3 miesięcy.
i.1	Oprócz stanowisk dla członków załogi lotniczej zapewnione są co najmniej dwa odpowiednie fotele dla instruktora i dodatkowego obserwatora, umożliwiające odpowiedni widok na panel członków załogi i przednią szybę. Fotele dla obserwatora nie muszą być odwzorowaniem foteli w śmigłowcu, ale są odpowiednio przymocowane do podłogi symulatora FFS, wyposażone w pomocne urządzenia ograniczające ruchy oraz są zintegrowane w stopniu wystarczającym do bezpiecznego ograniczenia ruchu osoby je zajmującej podczas wszelkich znanych lub przewidywanych odchyłań układu ruchu.	✓	✓	✓	✓								Właściwy organ rozważy warianty dla tych standardów oparte na unikatowych konfiguracjach kokpitu.  Wszelkie zainstalowane dodatkowe fotele są wyposażone w podobne środki bezpieczeństwa.

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
i.2	Fotele członków załogi umożliwiają zajmującym je osobom przyjęcie pozycji z oczami umieszczonymi na konstrukcyjnym poziomie odniesienia dla oczu. Oprócz stanowisk dla członków załogi lotniczej zapewnione są co najmniej dwa odpowiednie fotele dla instruktora i dodatkowego obserwatora, umożliwiające odpowiedni widok na tablicę członków załogi i przednią szybę.					✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Fotele instruktora i obserwatora nie muszą odwzorowywać foteli znajdujących się w śmigłowcu.
j.1	Systemy FFS symulują działanie mających zastosowanie systemów śmigłowca na ziemi i w locie. Zakres działania systemów jest taki, aby było możliwe wykonywanie procedur operacyjnych dla warunków normalnych, nienormalnych i sytuacji awaryjnych odpowiednio do zastosowania symulatora. Właściwe funkcjonowanie systemu po jego uruchomieniu stanowi wynik zarządzania systemem przez załogę lotniczą i nie wymaga działań przy użyciu urządzeń sterowania lotem instruktora.	✓	✓	✓	✓								
j.2	Zakres działania odwzorowanych systemów FTD w pełni umożliwia wykonywanie procedur operacyjnych dla warunków normalnych, nienormalnych i sytuacji awaryjnych. Po aktywacji właściwe funkcjonowanie systemu stanowi wynik zarządzania systemem przez załogę lotniczą i nie wymaga działań za pomocą urządzeń sterowania lotem instruktora.					✓	✓	✓					
j.3	Zakres działania systemów powinien być taki, aby było możliwe wykonywanie odpowiednich dla śmigłowca operacji w warunkach normalnych, nienormalnych i w sytuacjach awaryjnych stosownie do wymagań szkolenia. Właściwe funkcjonowanie systemu po jego uruchomieniu powinno być wynikiem zarządzania systemem przez załogę lotniczą i nie powinno wymagać żadnych późniejszych działań za pomocą urządzeń sterowania lotem instruktora.								✓	✓	✓	✓	
k.1	Instruktor jest w stanie kontrolować zmienne systemu i wprowadzać do systemów śmigłowca warunki nienormalne lub awaryjne. Powinny być zapewnione niezależne środki do zamrażania i przywracania stanu pierwotnego.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	FNPT I: stosuje się tylko w celu umożliwienia instruktorowi realizacji selektywnych awarii podstawowych przyrządów pokładowych i urządzeń nawigacyjnych. Dla poziomu I dla FNPT: możliwość ustawienia FNPT na minimalną prędkość IMC lub wyższą.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ	
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
l.1	<p>Siły urządzeń sterowania i ich zakres ruchu równoważne siłom i zakresowi w odwzorowanym śmigłowcu. Siły urządzeń sterowania reagują w ten sam sposób jak w śmigłowcu w tych samych warunkach lotu.</p> <p>Siły urządzeń sterowania i ich zakres ruchu są reprezentatywne dla odwzorowanego śmigłowca w tych samych warunkach lotu jak w śmigłowcu.</p> <p>Siły urządzeń sterowania i ich zakres ruchu są równoważne w szerokim zakresie siłom i zakresowi występującymi w śmigłowcu.</p> <p>Siły urządzeń sterowania i ich zakres ruchu reagują w ten sam sposób w tych samych warunkach lotu jak w śmigłowcu.</p>	✓	✓	✓	✓									<p>Dla poziomu A należy zbadać tylko parametry statyczne siły urządzeń sterowania.</p> <p>Dla poziomu I dla FTD, gdzie ma to zastosowanie, dla wymaganego systemu szkolenia.</p> <p>Należy zbadać tylko parametry statyczne siły urządzeń sterowania.</p> <p>Należy zbadać tylko parametry statyczne siły urządzeń sterowania.</p>
l.2	<p>Dynamika sterowania kokpitem, która odwzorowuje symulowany śmigłowiec. Swobodna reakcja urządzeń sterowania pokrywa się ze swobodną odpowiedzią śmigłowca z podaną tolerancją. Pierwsza ocena i ocena podwyższająca poziom obejmują pomiary swobodnej reakcji urządzeń sterowania (drażka sterowania okresowego, dźwigni skoku ogólnego i mocy i pedału) zarejestrowane na urządzeniach sterowania. Zmierzone reakcje są równoważne reakcjom w śmigłowcu w operacjach naziemnych, w zawisie, przy wznoszeniu, w przelocie i w autorotacji.</p>		✓	✓	✓		✓	✓						<p>Dla śmigłowców z nieodwracalnymi systemami sterowania pomiary można wykonać na ziemi. Jako uzasadnienie dla testów naziemnych - lub w celu pominięcia konfiguracji - będzie przedstawione zatwierdzenie techniczne lub racjonalne uzasadnienie producenta śmigłowca.</p> <p>Dla FFS wymagających testów statycznych i dynamicznych przy urządzeniach sterowania podczas pierwszych ocen nie będą wymagane specjalne urządzenia kontrolne, jeżeli w QTG operatorów FSTD będą przedstawione wyniki otrzymane z zastosowaniem urządzeń kontrolnych i wyniki dla alternatywnych metod badawczych, takie jak wykresy danych komputerowych, które otrzymano równolegle. Zastosowanie metody alternatywnej podczas pierwszej oceny może wtedy spełnić wymaganie dla tego testu.</p> <p>Dane dla poziomu 2 dla FTD mogą być charakterystyczne/standardowe i nie muszą opierać się na danych z prób w locie.</p>

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ	
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
m.1	<p>Programowanie manewrowania i aerodynamiki na ziemi obejmujące:</p> <p>Wpływ ziemi – IGE dla zawisu i przemieszczania.</p> <p>Oddziaływanie ziemi – reakcja śmigłowca podczas lądowania na kontakt z powierzchnią, na której ląduje obejmująca odchylenie wsporników, ocieranie opon lub płóz, siły boczne, oraz inne stosowne dane tj. masa i prędkość, potrzebne do zidentyfikowania warunków i konfiguracji lotu.</p> <p>Charakterystyki związane z manewrowaniem na ziemi – sygnały sterowania obejmujące hamowanie, promień zakrętu przy zwalnianiu i wpływ wiatru bocznego.</p> <p>Należy zapewnić modele manewrowania na ziemi i aerodynamicznych efektów naziemnych, aby było możliwe symulowanie efektów oderwania, zawisu i przyziemienia oraz ich zharmonizowanie z systemem obrazu i dźwięku.</p> <p>Należy zapewnić standardowe modele manewrowania na ziemi i aerodynamicznych efektów naziemnych, aby było możliwe symulowanie efektów oderwania, zawisu i przyziemienia oraz ich zharmonizowanie z systemem dźwięku i systemem wizualizacji.</p>	✓	✓	✓	✓									Dla poziomu A można wykorzystać standardową symulację wpływu ziemi i manewrowania na ziemi.
n.1	<p>Urządzenia sterujące instruktora do sterowania:</p> <p>(i) prędkością i kierunkiem wiatru,</p> <p>(ii) turbulencją,</p> <p>(iii) innymi modelami atmosferycznymi pomocnymi dla wymaganego szkolenia,</p> <p>(iv) regulacją podstawy chmur i widzialności,</p> <p>(v) temperaturą i ciśnieniem barometrycznym.</p>	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Przykłady: standardowe modele atmosferyczne lokalnych rozkładów wiatru wokół gór i budowli.



STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
o.1	Charakterystyczne siły zatrzymywania i sterowania kierunkowego co najmniej dla następujących warunków powierzchni lądowania w oparciu o dane dotyczące śmigłowca dla lądowania sposobem samolotowym: (i) sucha, (ii) mokra (powierzchnia miękka i twarda), (iii) oblodzona, (iv) niejednolicie mokra, (v) niejednolicie oblodzona.			✓	✓								
p.1	Charakterystyczne efekty dynamiczne uszkodzenia hamulca i opony.			✓	✓								
q.1	(1) Opóźnienie czasowe. Opóźnienie czasowe jest to czas pomiędzy wprowadzeniem sygnału dla urządzenia sterującego a reakcją poszczególnych urządzeń (systemów).  Do zademonstrowania, że system symulatora lotu nie przekracza dopuszczalnego opóźnienia, jako alternatywa może być zastosowane badanie czasu zwłoki.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dla FTD poziomu 1 wymagana jest jedynie reakcja przyrządu z maksymalnym dopuszczalnym opóźnieniem 200 milisekund.  Dla FFS poziomu A i B i FTD poziomu 2 maksymalne dopuszczalne opóźnienie wynosi 150 milisekund.  Dla FFS poziomu C i D i FTD poziomu 3 maksymalne dopuszczalne opóźnienie wynosi 100 milisekund.
	(2) Zwłoka. Reakcje systemu wizualizacji, przyrządów kabiny i początkowa reakcja układu ruchu są ściśle sprzężone ze sobą, co ma zagwarantować, że sygnały sensoryczne będą zintegrowane. Systemy te reagują na sygnały wejściowe gwałtownego przechyłu wzdłużnego, przechyłu bocznego i obrotu wokół osi pionowej przy stanowisku pilota z dozwolonym opóźnieniem, ale nie przed czasem, w którym zareagowałby śmigłowiec w tych samych warunkach. Zmiany wizualizowanej sceny spowodowane zakłóceniem stanu ustalonego następują w granicach dynamicznej reakcji systemu, lecz nie wcześniej, niż rozpocznie się ruch będący jej wynikiem.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Dla FTD poziomu 1 i FNPT poziomu 1 wymagana jest jedynie reakcja przyrządu z maksymalnym dopuszczalnym opóźnieniem 200 milisekund.  Dla FFS poziomu A i B, FTD poziomu 2 i FNPT poziomu II i III maksymalne dopuszczalne opóźnienie wynosi 150 milisekund.  Dla FFS poziomu C i D i FTD poziomu 3 maksymalne dopuszczalne opóźnienie wynosi 100 milisekund.  (Patrz Załącznik 5 do AMC1 FSTD(H).300.)

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
r.1	<p>Środki do szybkiego i efektywnego testowania oprogramowania i urządzeń FSTD. Mogą obejmować zautomatyzowany system, który mógłby być wykorzystywany do przeprowadzenia przynajmniej części testów zawartych w QTG.</p> <p>Samotestowanie urządzeń i oprogramowania FSTD w celu określenia spełnienia wymagań testów dotyczących osiągnięć FSTD. Dokumentacja z testów zawiera numer FSTD, datę, czas, warunki, tolerancje i stosowne zmienne zależne przedstawione w porównaniu ze standardami śmigłowca.</p>	✓	✓				✓				✓	✓	Zalecane dla FTD poziomu 1 oraz FNPT poziomu I i II. Zachęca się, aby wyniki testów „poza tolerancją” były automatycznie zaznaczane.
s.1	System pozwalający na ciągłą i terminową aktualizację urządzeń i oprogramowania FSTD zgodną z modyfikacjami śmigłowca.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓					
t.1	Operator FSTD przedkłada QTG w takiej formie i w taki sposób, aby były one możliwe do przyjęcia przez właściwy organ. Zapewniony jest system rejestracji, który umożliwi porównanie osiągnięć FSTD z kryteriami QTG.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
u.1	Możliwości komputera FSTD, jego dokładność, rozdzielczość i reakcja dynamiczna są wystarczające dla żądanego poziomu kwalifikacji.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
v.1	Codzienna dokumentacja przedlotowa znajduje się albo w dzienniku albo w miejscu łatwo dostępnym do przejrzania.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
<b>1.2 Układ ruchu</b>													
a.1	Sygnały ruchu odbierane przez pilota są charakterystyczne dla śmigłowca, np. sygnały przyziemienia powinny być funkcją symulowanej prędkości zniżania.	✓	✓	✓	✓								Testy ruchu w celu wykazania, że sygnały rozpoczęcia ruchu wzdłuż każdej osi są w odpowiedniej fazie w stosunku do sygnału pilota i reakcji śmigłowca.
b.1	System ruchu: Mający co najmniej 3 stopnie swobody (przechył wzdłużny, przechył boczny, ruch góra-dół) do wykonania wymaganego zadania.  System ruchu z synergistyczną platformą o 6 stopniach swobody.	✓											Dla poziomu B dopuszczalna jest zmniejszona obwiednia osiągów układu ruchu.
c.1	Środki do rejestracji czasu reakcji układu ruchu stosownie do wymagań.	✓	✓	✓	✓								Patrz punkt 1.1 (q.1) powyżej.
d.1	Oprogramowanie dla efektów specjalnych obejmujące: (1) dudnienie drogi startowej, odchylenia amortyzatora, efekty prędkości na ziemi i nierówności powierzchni; (2) drgania powodowane siłą nośną przemieszczania; (3) drgania podczas wysuwania i chowania podwozia; (4) drgania powodowane dużą prędkością i przeciągnięciem na łopacie powracającej; (5) drgania powodowane pierścieniem wirowym; (6) charakterystyczne efekty będące wynikiem: (i) przyziemienia, (ii) siły nośnej przemieszczania. (7) nieskuteczność urządzenia równoważącego moment obrotowy; (8) drgania powodowane przez turbulencje.	✓	✓	✓	✓								Dla poziomu A może być natury ogólnej, wystarczającej do realizacji wymaganych zadań.  Patrz Załącznik 4 do AMC1 FSTD(H).300 punkt (b)(2) o platformach wibracyjnych dla śmigłowcowych FSTD.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ	
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
e.1	Charakterystyczne wibracje/ drgania będące wynikiem pracy śmigłowca, które mogą być odczuwane w kokpicie. Symulowane wibracje kokpitu mają obejmować fotel (-e), urządzenia sterowania lotem i tablicę (-e) przyrządów, choć nie muszą one być badane niezależnie.				✓									Wymagana deklaracja zgodności. Wymagane testy z zarejestrowanymi wynikami, które pozwalają na porównanie względnych amplitud w funkcji częstotliwości w osi wzdłużnej, poprzecznej i pionowej z danymi śmigłowca. Dopuszczalne są testy w stanie ustalonym. Patrz Załącznik 4 do AMC1 FSTD(H).300 punkt (b)(2) o platformach wibracyjnych dla śmigłowcowych FSTD.
<b>1.3 System wizualizacji</b>														
a.1	System wizualizacji zdolny spełnić standardy niniejszego punktu i odpowiednich punktów testów walidacyjnych, jak również testów funkcjonalnych i testów subiektywnych stosownie do poziomu kwalifikacji, o który wnioskuje operator FSTD.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	✓	Wybór systemu wyświetlającego i wymagań dla pola widzenia powinny w pełni uwzględnić planowane zastosowanie FSTD. Kompromis pomiędzy szkoleniem i testowaniem/sprawdzeniem może wpłynąć na wybór i geometrię systemu wyświetlającego. Ponadto należy uwzględnić różne wymagania operacyjne.
b.1	System wizualizacji zdolny zapewnić co najmniej 45-stopniowe pole widzenia w poziomie i 30-stopniowe pole widzenia w pionie dla każdego pilota jednocześnie. System wizualizacji zdolny zapewnić co najmniej 75-stopniowe pole widzenia w poziomie i 40-stopniowe pole widzenia w pionie dla każdego pilota jednocześnie. „Ciągłe”, dla całej kabiny, minimalne pole widzenia zapewniające każdemu pilotowi 150 stopni w poziomie i 40 stopni w pionie.	✓		✓			✓			✓		✓	✓	Wymagane jest co najmniej 75-stopniowe pole widzenia w poziomie po obu stronach linii o azymucie zero stopni w stosunku do kadłuba śmigłowca.
b.2	„Ciągłe”, dla całej kabiny, minimalne pole widzenia zapewniające każdemu pilotowi 150 stopni w poziomie i 60 stopni w pionie.							✓			✓			Wymagane jest co najmniej 75-stopniowe pole widzenia w poziomie po obu stronach linii o azymucie zero stopni w stosunku do kadłuba śmigłowca. Pozwoli to na przesunięcie w bok pola widzenia w poziomie, jeżeli będzie tego wymagało szkolenie. Kiedy zadania szkoleniowe wymagają pola widzenia rozszerzonego poza 150 stopni x 60 stopni, takie rozszerzone pole powinno być zapewnione.

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ	
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
b.3	„Ciągłe”, dla całej kabiny, minimalne pole widzenia zapewniające każdemu pilotowi 180 stopni w poziomie i 60 stopni w pionie.				✓									Wymagane jest co najmniej 75-stopniowe w poziomie pole widzenia w poziomie po obu stronach linii o azymucie zero stopni w stosunku do kadłuba śmigłowca. Pozwoli to na przesunięcie w bok poziomego pola widzenia, jeżeli będzie tego wymagało szkolenie. Kiedy zadania szkoleniowe wymagają pola widzenia rozszerzonego poza 180 stopni x 60 stopni, takie rozszerzone pole powinno być zapewnione.
c.1	Powinny być zapewnione środki do rejestracji czasu reakcji systemu wizualizacji.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓		
d.1	Odniesienia wzrokowe służące do oceny szybkości zmian wysokości, przesunięć translacyjnych i ich szybkości podczas startu i lądowania. Odniesienia wzrokowe służące do oceny szybkości zmian wysokości, wysokości nad ziemią AGL, przesunięć translacyjnych i ich szybkości podczas startu, manewrowania na małej wysokości i z małą prędkością, zawisu i lądowania.	✓	✓		✓		✓	✓		✓	✓	✓		Dla poziomu A: odniesienia wzrokowe jako wystarczająca pomoc przy zmianach ścieżki podejścia przy użyciu perspektywy FATO.
e.1	Procedury testów mających na celu szybkie potwierdzenie koloru, RVR, ostrości, jaskrawości, poziomu horyzontu i pozycji dla systemu wizualizacji w porównaniu z wyspecyfikowanymi parametrami.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓		Wymagana deklaracja zgodności. Wymagany test.
f.1	Minimum 10 poziomów migotania. Ta możliwość powinna zostać zademonstrowana za pomocą modelu wizualnego w każdym kanale.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓		Wymagana deklaracja zgodności. Wymagany test.
g.1	Rozdzielczość powierzchniowa (Vernier) powinna zostać zademonstrowana za pomocą obrazu testowego z obiektami pokazywanymi w taki sposób, aby zajęły na stosowanym wyświetlaczu kąt nie większy niż 3 minuty kątowe widziany z „punktu oka” pilota.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓		Wymagana deklaracja zgodności. Wymagany test.
h.1	Wielkość punktu świetlnego nie powinna być większa niż 6 minut kątowych. Wielkość punktu świetlnego nie powinna być większa niż 8 minut kątowych.		✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓		Jest to równoważne rozdzielczości punktu świetlnego równej 3 minuty kątowe. Jest to równoważne rozdzielczości punktu świetlnego 4 minuty kątowe.

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
i.1	Sceny wizualizowane w świetle dziennym, o zmierzchu i w nocy o treści wystarczającej do rozpoznania lotnisk, lądowisk dla śmigłowców, terenu i większych punktów orientacyjnych wokół obszaru końcowego podejścia i startu (ang. FATO) i do pomyślnego wykonania manewrów z małą prędkością lub na małej wysokości, w tym oderwania, zawisu, lotu z siłą nośną przemieszczania, lądowania i przyziemienia.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	
j.1	Wizualna baza danych wystarczająca do spełnienia wymagań, zawierająca: (i) Specyficzne obszary w obrębie bazy danych wymagające wyższej rozdzielczości w celu wsparcia lądowań, startów i ćwiczeń poduszki powietrznej z dala od lądowiska dla śmigłowców, w tym lądowiska nad powierzchnią ziemi, wyniesione płaszczyzny lądowania i obszary ograniczone. (ii) Dla przelotów w terenie wystarczające szczegóły sceny pozwalające na nawigację według mapy w sektorze o długości równej 30 minutom przy średniej prędkości przelotu. (iii) Dla podejść z dala od brzegu z użyciem radaru pokładowego (ARA) zharmonizowane przedstawienie instalacji przez system wizualizacji i radar. (iv) Do szkolenia w zakresie używania okularów noktowizyjnych (NVG) wyświetlacz systemu wizualizacji z możliwością przedstawienia różnych scen z wymaganymi poziomami oświetlenia i kolorów otoczenia.		✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	Standardowa baza danych jest możliwa do zaakceptowania tylko dla FTD i FNPT.  Tam, gdzie ma zastosowanie.  Tam, gdzie ma zastosowanie.  Tam, gdzie ma zastosowanie.
k.1	Możliwość wizualizacji w świetle dziennym, półmroku (zmierch/świt) i w warunkach nocnych, zgodna z kryteriami dla jaskrawości i kontrastu systemu stosownie do poziomu kwalifikacji, o jaki się występuje. Scena nocna i o zmierzchu.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	Poziom oświetlenia otoczenia powinien być wyrównany, nie rozpraszający pilota.
k.2	System wizualizacji powinien móc wytworzyć: prezentacje w pełnych barwach. Powinna być zastosowana tekstura w pełnych barwach, aby poprawić percepcję sygnałów wizualnych w przypadku oświetlonych powierzchni lądowania.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	

STANDARZY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
k.3	System wizualizacji powinien móc wytworzyć co najmniej:  (i) Treść sceny o szczegółowości porównywalnej ze sceną wytworzoną przez 6 000 wielokątów dla światła dziennego i 1 000 widzialnych punktów świetlnych dla scen nocnych i scen o zmierzchu dla całego systemu wizualizacji.  (ii) Treść sceny o szczegółowości porównywalnej ze sceną wytworzoną przez 4 000 wielokątów dla światła dziennego i 5 000 widzialnych punktów świetlnych dla scen nocnych i scen o zmierzchu dla całego systemu wizualizacji.  (iii) Treść sceny o szczegółowości porównywalnej ze sceną wytworzoną przez 6 000 wielokątów dla światła dziennego i 7 000 widzialnych punktów świetlnych dla scen nocnych i scen o zmierzchu dla całego systemu wizualizacji.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	Wymagana deklaracja zgodności. Wymagane badanie. Brak widzialnej kwantyzacji i innych rozpraszających efektów wizualnych może dotyczyć także poziomów A i B.
l.1	Kontrast powierzchni: Model pokazowy Nie mniejszy niż 5:1.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	
l.2	Kontrast punktów świetlnych: Nie mniej niż 25:1.			✓	✓		✓	✓					
m.1	Jaskrawość rozjaśnienia. Minimalne światło mierzone na poziomie oczu pilota powinno wynosić:  14 cd/m <sup>2</sup> (4 stopolamberty) 17 cd/m <sup>2</sup> (5 stopolambertów)  20 cd/m <sup>2</sup> (6 stopolambertów)			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	

STANDARDY DLA SZKOLENIOWYCH URZĄDZEŃ SYMULACJI LOTU		POZIOM FFS				POZIOM FTD			POZIOM FNPT				ZGODNOŚĆ
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
<b>1.4 Systemy dźwięku</b>													
a.1	Powinny być zapewnione istotne dźwięki kabiny i dźwięki będące wynikiem działań pilota równoważne dźwiękom w śmigłowcu.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	Dla poziomu 1 dla FTD stosownie do wymaganego systemu szkolenia. Dla FFS wymagana deklaracja zgodności.
a.2	Powinny być zapewnione dźwięki powodowane przez silniki, układ przeniesienia napędu i wirniki.								✓				
b.1	Odgłosy opadów atmosferycznych, wycieraczek szyby przedniej, dźwięki wywoływane przez uderzenia łopat i dźwięki w warunkach katastrofy podczas operowania śmigłowcem z przekroczeniem ograniczeń.			✓	✓		✓	✓					Dźwięki katastrofy mogą być standardowe. Wymagana deklaracja zgodności lub demonstracja charakterystycznych dźwięków.
c.1	Realistyczna amplituda i częstotliwość środowiska akustycznego kabiny.				✓								Wymagane obiektywne testy w stanie ustalonym.
d.1	Regulator głośności powinien mieć wskaźnik ustawienia poziomu dźwięku, zapewniający spełnienie wszystkich wymagań kwalifikacyjnych.	✓	✓	✓	✓								



**Załącznik 1 do CS FSTD(H).300 (ciąg dalszy)**

Niniejsze normy zawsze odnoszą się do typu symulowanego śmigłowca, z wyjątkiem FNPT, które mogą być standardowe. W przypadku FNPT termin „śmigłowiec” jest stosowany do określenia modelowanego statku powietrznego, który może być konkretnym typem śmigłowca, rodziną śmigłowców podobnego typu lub całkowicie standardowym śmigłowcem.

Wszędzie gdzie używany jest termin „droga startowa”, obejmuje on drogi startowe oraz strefy FATO/TLOF.

## **Specyfikacje certyfikacyjne**

**dla**

**śmigłowcowych  
szkoleniowych urządzeń symulacji lotu**

**CS-FSTD(H)**

**Dział 2**

**Akceptowalne sposoby spełnienia wymogów**

## PODCZEŚĆ B – TERMINOLOGIA

### AMC FSTD(H).200 Terminologia i skróty

#### (a) Terminologia

(1) Poza podstawowymi terminami zdefiniowanymi w wymaganiach, dodatkowe terminy stosowane w CS-FSTD(A) i CS-FSTD(H) posiadają następujące znaczenia:

- 'Akceptowalna zmiana' (*Acceptable change*) oznacza zmianę w konfiguracji, oprogramowaniu itp., która kwalifikuje potencjalnego kandydata do alternatywnego podejścia do walidacji.
- 'Dane dotyczące osiągnięć statku powietrznego' (*Aircraft performance data*) to dane dotyczące osiągnięć publikowane przez producenta statku powietrznego w dokumentach takich jak instrukcja użytkownika statku powietrznego w locie (AFM), instrukcja operacyjna, instrukcja techniczna osiągnięć lub w innych dokumentach równoważnych.
- 'Prędkość lotu' (*Airspeed*) oznacza prędkość kalibrowaną, chyba że określono inaczej (podawana w węzłach).
- 'Wysokość' (*Altitude*) oznacza wysokość ciśnieniową (podawaną w metrach lub stopach), chyba że określono inaczej.
- 'Sprawdzona symulacja konstrukcyjna' (*Audited engineering simulation*) oznacza konstrukcyjną symulację przeprowadzoną przez producenta statku powietrznego, która przeszła ocenę właściwego organu i została uznana za akceptowalne źródło uzupełniających danych walidacyjnych.
- 'Testowanie automatyczne' (*Automatic testing*) oznacza testowanie szkoleniowego urządzenia symulacji lotu (FSTD), w którym wszystkie bodźce są pod kontrolą komputera.
- 'Przechylenie' (*Bank*) oznacza kąt przechylenia/przechyłu (podawany w stopniach).
- 'Model podstawowy' (*Baseline*) oznacza symulację produkcyjnego statku powietrznego w pełni potwierdzoną przez próby w locie. Może reprezentować nowy typ statku powietrznego lub znaczącą pochodną.
- 'Zadziałanie' (*Breakout*) oznacza siłę na podstawowych urządzeniach sterowania wymaganą do zapoczątkowania zmiany położenia.
- 'Testowanie w zamkniętej pętli' (*Closed loop testing*) to metoda testowania, w której bodźce wejściowe są generowane przez sterowniki, które sterują FSTD w taki sposób aby urządzenie zareagowało we wcześniej określony sposób.
- 'Statek powietrzny sterowany komputerowo' (*Computer controlled aircraft*) oznacza statek powietrzny, w którym sygnały od sterownic pilota do powierzchni sterujących są przekazywane i wzmacniane przez komputery.
- 'Pełnie wychylenie sterów' (*Control sweep*) oznacza ruch poszczególnych elementów sterownicy pilota od położenia neutralnego do całkowitego wychylenia w dowolnym kierunku (do przodu, do tyłu, w prawo lub w lewo), ciągły ruch z powrotem poprzez położenie neutralne do przeciwległego skrajnego położenia, a następnie powrót do położenia neutralnego.
- 'Rekonfigurowalne FSTD' (*Convertible FSTD*) oznacza FSTD, w którym materialne części mogą być zmieniane w taki sposób, że FSTD staje się repliką różnych modeli lub wariantów, tego samego typu statku powietrznego. Ta sama platforma FSTD, kabina pilotów, systemy ruchu i wizualizacji, komputery oraz konieczne wyposażenie peryferyjne mogą być użyte w więcej niż jednej symulacji.
- 'Krytyczny parametr silnika' (*Critical engine parameter*) oznacza Parametr silnika, który jest najlepszą miarą jego siły napędowej.

- 'Tłumienie krytyczne' (*Damping (critical)*) oznacza takie tłumienie systemu drugiego rzędu, przy którym nie występują przerzuty przy osiągnięciu stanu ustalonego po wyprowadzeniu z położenia równowagi i uwolnieniu. Odpowiada ono względnemu stosunkowi tłumienia 1:0.
- 'Przetłumienie' (*Damping (over-damped)*) tłumienie systemu drugiego rzędu większe dla tłumienia krytycznego opisanego powyżej. Odpowiada ono względnemu stosunkowi tłumienia większemu niż 1: 0.
- 'Niedotłumienie' (*Damping (under-damped)*) takie tłumienie systemu drugiego rzędu, przy którym w wyniku wyprowadzenia z położenia równowagi i uwolnienia przed osiągnięciem stanu ustalonego występują przerzuty – jeden lub więcej - lub oscylacje. Odpowiada ono względnemu stosunkowi tłumienia mniejszemu niż 1: 0.
- 'System wizualizacji w świetle dziennym' (*Daylight visual*) oznacza system wizualizacji zdolny spełnić, jako minimum, wymagania w zakresie jaskrawości i kontrastu systemu oraz kryteria jakości odpowiednie dla poziomu kwalifikacji, który ma otrzymać. Podczas wykorzystywania do szkolenia system ten powinien zapewnić wizualizację w pełnych barwach i prezentację powierzchni z właściwymi sygnałami teksturalnymi wystarczających do udanego wykonywania podejścia z widocznością, lądowania i poruszania się po lotnisku (kołowania).
- 'Zakres martwy' (*Deadband*) oznacza Zakres ruchu na wejściu systemu, przy którym nie obserwuje się reakcji na wyjściu lub w stanie systemu.
- 'Sterowany' (*Driven*) oznacza Stan, kiedy bodziec wejściowy lub zmienna wejściowa jest „sterowana” lub wprowadzana w sposób automatyczny, na ogół poprzez sygnał z komputera. Bodziec wejściowy lub zmienna wejściowa nie muszą koniecznie pokrywać się z danymi porównawczymi z testów w locie, lecz po prostu mają osiągnąć pewne, z góry określone, wartości.
- 'Symulacja konstrukcyjna' (*Engineering simulation*) oznacza Zintegrowany zestaw modeli matematycznych odwzorowujący określoną konfigurację statku powietrznego, typowo stosowany przez producenta statku powietrznego do szerokiego zakresu analiz technicznych obejmujących projekt konstrukcyjny, prace rozwojowe i proces certyfikacji oraz do generowania danych do sprawdzenia, sporządzenia dowodu zgodności lub walidacji i innych dokumentów zawierających dane szkoleniowego FSTD.
- 'Symulator konstruktorski' (*Engineering simulator*) oznacza Termin oznaczający symulator lotu producenta statku powietrznego, który typowo obejmuje rzeczywistej wielkości odwzorowanie kabiny symulowanego statku powietrznego, pracuje w czasie rzeczywistym i może być używany przez pilota w celu dokonania subiektywnej oceny symulacji. Zawiera on konstrukcyjne modele symulacji, które producent statku powietrznego również udostępnia producentom FSTD, i może zawierać – lub nie – rzeczywisty system urządzeń pokładowych zamiast modeli komputerowych.
- 'Dane z symulatora konstruktorskiego' (*Engineering simulator data*) Dane generowane przez symulację konstrukcyjną lub przez symulator konstrukcyjny, w zależności od procesów stosowanych przez producenta statku powietrznego.
- 'Dane do walidacji z symulatora technicznego' (*Engineering simulator validation data*) oznacza do walidacji generowane metodą symulacji konstrukcyjnej lub przez symulator konstrukcyjny.
- 'Wprowadzenie do użytku' (*Entry into service*) Odnosi się do oryginalnego stanu konfiguracji i systemów w momencie wprowadzenia nowego – lub będącego istotną pochodną – st. pow. do lotów handlowych.
- 'Zasadnicza zgodność' (*Essential match*) oznacza Porównanie dwóch zestawów wygenerowanych przez komputer wyników, różnice między którymi powinny być nieistotne, ponieważ użyto zasadniczo tych samych modeli symulacji. Znane również pod nazwą zgodności wirtualnej.

- 'Dane z testów w locie' (*Flight test data*) oznacza Aktualne dane statku powietrznego pochodzące od wytwórcy statku powietrznego (lub innego dostawcy możliwych do zaakceptowania danych), uzyskane podczas realizacji programu prób w locie.
- 'Reakcja swobodna' (*Free response*) oznacza Reakcja statku powietrznego na sygnał wprowadzony przez sterownicę lub zakłócenie.
- 'Zamrożenie/zablokowanie' (*Frozen/locked*) Stan, w którym zmienna pozostaje stała w czasie.
- 'Dane FSTD' (*FSTD data*) oznacza Różne rodzaje danych stosowanych w projektowaniu, wytwarzaniu, sprawdzaniu i bieżącej obsłudze FSTD.
- 'Ocena FSTD' (*FSTD evaluation*) oznacza Szczegółowa ocena FSTD przez Władze w celu upewnienia się, czy jest czy nie jest spełniony standard wymagany dla określonego poziomu kwalifikacji.
- 'Operator FSTD' (*FSTD operator*) oznacza Jest to osoba, organizacja lub instytucja bezpośrednio odpowiedzialna przed Władzą Lotniczą za występowanie o kwalifikację i jej utrzymanie dla konkretnego FSTD.
- 'Zużyte paliwo' (*Fuel used*) oznacza Masa zużytego paliwa (kilogramy lub funty).
- 'Pełne wychylenie' (*Full sweep*) oznacza Ruch sterownika od położenia neutralnego do zatrzymania, zwykle do zatrzymania z tyłu lub po prawej stronie, do punktu zatrzymania po przeciwnej stronie i następnie do położenia neutralnego.
- 'Sprawność funkcjonalna' (*Functional performance*) oznacza Operacja lub sprawność, która może być zweryfikowana w oparciu o dane obiektywne lub inne odpowiednie materiały odniesienia, które nie konieczne będą danymi z testów w locie.
- 'Test funkcjonalny' (*Functions test*) oznacza Ilościowa lub jakościowa ocena działania i właściwości FSTD przez odpowiednio wykwalifikowaną osobę. Test może obejmować weryfikacje prawidłowego działania urządzeń sterowania, przyrządów i systemów symulowanego statku powietrznego w warunkach normalnych i nienormalnych. Właściwości funkcjonalne są to te działania lub właściwości, które mogą być zweryfikowane za pomocą danych obiektywnych lub innego odpowiedniego materiału odniesienia referencyjnego, którym niekoniecznie muszą być dane z testów w locie.
- 'Zasada dziedziczenia praw nabytych' (*Grandfather rights*) oznacza Prawo operatora FSTD do utrzymania poziomu kwalifikacji przyznanego na podstawie obowiązującego przepisu państwa członkowskiego JAA. Również prawo użytkownika FSTD do utrzymania uprawnień do szkolenia i kontroli/sprawdzania, które zostały nabyte na podstawie obowiązującego przepisu państwa członkowskiego JAA.
- 'Efekt przyziemny' (*Ground effect*) oznacza Zmiana własności aerodynamicznych w wyniku zniekształcenia opływu powietrza wokół statku powietrznego, spowodowana bliskością ziemi.
- 'Manewr bez użycia rąk' (*Hands-off manoeuvre*) oznacza Manewr próbny wykonany lub zakończony bez sygnałów sterujących wprowadzonych przez pilota.
- 'Manewr z użyciem rąk' (*Hands-on manoeuvre*) oznacza Manewr próbny wykonany lub zakończony z sygnałami sterującymi wprowadzonymi przez pilota.
- 'Ciężki' (*Heavy*) oznacza Masa operacyjna dla podanych warunków lotu lub bliska maksimum.
- 'Wysokość' (*Height*) oznacza Wysokość nad poziomem morza = AGL (metry lub stopy).
- 'Jaskrawość rozjaśnienia' (*Highlight brightness*) oznacza Maksymalna wyświetlana jaskrawość, która daje pozytywny wynik odpowiedniego testu jaskrawości.
- 'Podatność na oblodzenie' (*Icing accountability*) oznacza Zademonstrowanie minimalnych osiągnięć wymaganych podczas lotu w warunkach maksymalnego i sporadycznie maksymalnego oblodzenia, zgodnie ze stosowanymi wymaganiami zdadności do lotu. Odnosi się do zmian w stosunku do normy (stosownie do konstrukcji danego statku powietrznego) w procedurach operacyjnych start, wznoszenie (po trasie, podejście, lądowanie) lub lądowania albo zmian

osiągów, zgodnie z AFM/RFM dla lotu w warunkach oblodzenia lub z akumulacją lodu na nie chronionych powierzchniach.

- 'Testowanie zintegrowane' (*Integrated testing*) oznacza Takie testowanie FSTD, podczas którego wszystkie modele systemów statku powietrznego są aktywne i wnoszą odpowiedni wkład do wyników. Żaden z modeli systemów statku powietrznego nie powinien być zastępowany modelami lub innymi algorytmami przeznaczonymi tylko do testowania. Można to osiągnąć przez zastosowanie zmian położenia sterowników jako sygnałów wejściowych. Sterowniki te powinny odwzorowywać zmianę położenia urządzeń sterujących pilota, a te urządzenia powinny być uprzednio skalibrowane.
- 'System sterowania bez sprzężenia zwrotnego' (*Irreversible control system*) oznacza System sterowania, w którym ruch powierzchni sterowej nie spowoduje zwrotnego oddziaływania na urządzenie sterujące pilota w kabinie.
- 'Zwłoka' (*Latency*) oznacza Dodatkowy czas poza podstawowym czasem odczuwalnej reakcji statku powietrznego wynikający z czasu reakcji FSTD.
- 'Lekki' (*Light*) oznacza Minimalna lub prawie minimalna masa operacyjna dla podanych warunków lotu.
- 'Szkolenie w lotach liniowych' (*Line oriented flight training (LOFT)*) Odnosi się do szkolenia załogi statku powietrznego obejmującego pełną symulację misji lub sytuacji charakterystyczne dla operacji liniowych ze specjalnym naciskiem na sytuacje obejmujące porozumiewanie się, zarządzanie i przywództwo. Oznacza szkolenie „w czasie rzeczywistym”, obejmujące kompletną misję.
- 'Testowanie ręczne' (*Manual testing*) oznacza Testowanie FSTD, w którym pilot przeprowadza test bez sygnałów wejściowych z komputera poza wstępną konfiguracją. Wszystkie moduły symulatora muszą być aktywne.
- 'Główny przewodnik testów kwalifikacyjnych (MQTG)' (*Master qualification test guide (MQTG)*) oznacza Zatwierdzony przez Władzę Lotniczą MQTG, który zawiera wyniki prób wykonanych w obecności tych władz. MQTG służy jako odniesienie dla ocen późniejszych.
- 'Średni' (*Medium*) oznacza Normalna masa operacyjna dla segmentu lotu.
- 'System wizualizacji nocnej' (*Night visual*) oznacza System wizualizacji zdolny do spełnienia, jako minimum, wymagań w zakresie jaskrawości i kontrastu systemu oraz kryteriów jakości odpowiednich dla poziomu kwalifikacji, który ma otrzymać. Podczas wykorzystywania do szkolenia system powinien zapewnić, jako minimum, wszystkie zdefiniowane poniżej właściwości wymagane dla sceny w półmroku z wyjątkiem wymagania odwzorowania zmniejszonego oświetlenia otoczenia powodującego eliminację sygnałów z powierzchni ziemi, która sama nie świeci lub nie jest oświetlana przez własne światła śmigłowca (np. światła lądowania).
- 'Nominalny' (*Nominal*) oznacza Normalna masa operacyjna, konfiguracja, prędkość itp. dla podanego segmentu lotu.
- 'Sterowanie nienormalne' (*Non-normal control*) to Termin używany w odniesieniu do statków powietrznych sterowanych komputerowo. Sterowanie nienormalne to taki stan, w którym zaprojektowane funkcje sterowania, zwiększania lub ochrony nie są w pełni dostępne.
- 'Sterowanie normalne' (*Normal control*) to Termin używany w odniesieniu do statków powietrznych sterowanych komputerowo. Sterowanie normalne to taki stan, w którym zaprojektowane funkcje sterowania, zwiększania lub ochrony są w pełni dostępne.
- 'Test obiektywny' (*Objective test (objective testing)*) oznacza Ocena ilościowa oparta na porównaniu z danymi.
- 'Jeden stopień' (*One step*) Odnosi się do wielkości zmian w statku powietrznym, dopuszczalnej jako możliwa do zaakceptowania zmiana wiążąca się z tego rodzaju symulacją, której prawidłowość została w pełni potwierdzona testami w locie. Intencją podejścia alternatywnego jest, aby zmiany ograniczały się do jednego stopnia oddalającego od podstawowej konfiguracji, a nie do kilku. Rozumie się jednak, że te zmiany, które mają

charakter pomocniczy w stosunku do zmiany zasadniczej (np. zmiany masy, siły ciągu i wzmocnienia systemu sterowania towarzyszące zmianie długości korpusu), są uważane za należące do „jednego stopnia”.

- ‘Kąt dźwigni mocy’ (*Power lever angle*) oznacza Kąt podstawowej dźwigni (lub podstawowych dźwigni) sterowania silnikiem przez pilota w kabinie. Może być także używane określenie PLA, PRZEPUSTNICA lub DŹWIGNIA MOCY.
- ‘Dane prognozowane’ (*Predicted data*) oznacza Dane z innych źródeł niż z testów w locie konkretnego typu statku powietrznego.
- ‘Pierwotny dokument odniesienia’ (*Primary reference document*) oznacza Każdy dokument regulacyjny, który został użyty przez Władze jako pomoc przy początkowym badaniu FSTD.
- ‘Dowód zgodności’ (*Proof-of-match (POM)*) oznacza Dokument wykazujący zgodność – w określonych granicach tolerancji - pomiędzy reakcjami modelu i reakcjami z testów w locie w identycznych warunkach testu i warunkach atmosferycznych.
- ‘Funkcje zabezpieczające’ (*Protection functions*) oznacza Funkcje systemów zaprojektowane w celu zabezpieczenia statku powietrznego przed przekroczeniem jego ograniczeń lotu i manewrowania.
- ‘Impulsowy sygnał sterujący’ (*Pulse input*) oznacza Gwałtowny sygnał przekazany do urządzenia sterującego, po którym następuje natychmiastowy powrót do położenia początkowego.
- ‘System sterowania ze sprzężeniem zwrotnym’ (*Reversible control system*) oznacza system sterowania ze wspomaganie lub bez, w którym ruch płaszczyzny sterującej spowoduje zwrotne oddziaływanie na urządzenie sterowania pilota w kabinie lub wpłynie na sposób jego odczuwania.
- ‘Test robotyczny’ (*Robotic test*) oznacza podstawowe sprawdzenie komponentów sprzętu i oprogramowania systemu. Dokładne warunki testowania są określone w taki sposób, aby umożliwić powtarzalność. Komponenty są testowane w ich normalnej konfiguracji operacyjnej i mogą być testowane niezależnie od innych komponentów systemu.
- ‘Migawka’ (*Snapshot*) oznacza przedstawienie jednej lub więcej zmiennych w danym momencie czasowym.
- ‘Oświadczenie o zgodności’ (*Statement of compliance (SOC)*) oznacza oświadczenie, że spełnione zostały określone wymagania.
- ‘Sygnał skokowy’ (*Step input*) oznacza skokowy sygnał wejściowy o utrzymywanej stałej wartości.
- ‘Test subiektywny’ (testowanie subiektywne) (*Subjective test (subjective testing)*) oznacza ocenę jakościową opartą na ustanowionych standardach według interpretacji odpowiednio wykwalifikowanej osoby.
- ‘Kąt dźwigni przepustnicy’ (*Throttle lever angle (TLA)*) oznacza kąt dźwigni podstawowej (dźwigni podstawowych) sterowania silnikiem przez pilota w kabinie.
- ‘Przebieg czasowy’ (*Time history*) oznacza przedstawienie zmian zmiennej w zależności od czasu.
- ‘Opóźnienie czasowe’ (*Transport delay*) oznacza łączny wymagany przez system FSTD czas przetwarzania sygnału wejściowego od podstawowego urządzenia sterowania lotem przez pilota do reakcji układu ruchu, systemu wizualizacji lub przyrządu. Jest to całkowite opóźnienie czasowe pomiędzy sygnałem wejściowym a reakcją na wyjściu. Nie obejmuje ono charakterystycznego opóźnienia symulowanego statku powietrznego.
- ‘System wizualizacji w półmroku (zmierzch lub świt)’ (*Twilight (dusk/dawn) visual*) oznacza system wizualizacji zdolny do spełnienia, jako minimum, wymagań w zakresie jaskrawości i kontrastu systemu oraz kryteriów jakości odpowiednich dla poziomu kwalifikacji, który ma otrzymać. Podczas wykorzystywania do szkolenia system ten powinien zapewnić, jako

minimum, wizualizacje w pełnych barwach o zmniejszonej (w porównaniu z systemem wizualizacji dziennej) intensywności oświetlenia otoczenia wystarczające do wykonywania podejścia z widocznością, lądowania i poruszania się po lotnisku (kołowania).

- 'Aktualizacja' (*Update*) oznacza poprawę lub ulepszenie FSTD.
- 'Podwyższenie poziomu kwalifikacji' (*Upgrade*) oznacza poprawę lub ulepszenie FSTD w celu uzyskania wyższego poziomu kwalifikacji.
- 'Dane walidacyjne' (*Validation data*) oznacza dane wykorzystywane do wykazania, że charakterystyki FSTD są równoważne osiągom statku powietrznego, klasie samolotu lub typowi śmigłowca.
- 'Dane walidacyjne z prób w locie' (*Validation flight test data*) oznacza osiągi, stateczność i sterowość oraz inne potrzebne parametry testów zarejestrowane elektrycznie lub elektronicznie w statku powietrznym przy użyciu skalibrowanego systemu akwizycji danych o wystarczającej rozdzielczości i zweryfikowane jako dokładne przez organizację wykonującą test w celu utworzenia zestawu odniesienia stosownych parametrów, z którymi mogą być porównane parametry FSTD.
- 'Test walidacyjny' (*Validation test*) oznacza test, za pomocą którego parametry FSTD mogą być porównane z odpowiednimi danymi walidacyjnymi.
- 'Test widzialnego segmentu ziemi' (*Visual ground segment test*) oznacza test opracowany w celu oceny elementów wpływających na dokładność wizualizowanej sceny pokazywanej pilotowi na wysokości (względnej) decyzji (DH) na podejściu z systemem ILS.
- 'Czas reakcji systemu wizualizacji' (*Visual system response time*) oznacza czas od skokowego sygnału wejściowego do zakończenia skanowania przez wyświetlacz systemu wizualizacji pierwszego pola wizyjnego zawierającego inną informację wynikającą z tego sygnału.
- 'Oddziaływanie dobrze rozumiane' (*Well-understood effect*) oznacza ilościową zmianę w konfiguracji lub systemie, która może być dokładnie modelowana przy użyciu metod predykcyjnych opartych na znanych cechach charakterystycznych zmiany.

(b) Skróty

A	aeroplane	samolot
AC	Advisory Circular	okólnik doradczy
ACJ	Advisory Circular Joint	wspólny okólnik doradczy
A/C	aircraft	statek powietrzny
Ad	total initial displacement of pilot controller (initial displacement to final resting amplitude)	całkowite początkowe przemieszczenie sterownika pilota (wstępne przesunięcie do końcowej amplitudy spoczynkowej)
ADF	automatic direction finder	radionamiernik automatyczny
AFM	aircraft flight manual	instrukcja użytkownika statku powietrznego w locie
AFCS	automatic flight control system	układ automatycznego sterowania lotem
AGL	above ground level (m or ft)	nad poziomem terenu (w metrach lub w stopach)
A <sub>n</sub>	sequential amplitude of overshoot after initial X axis crossing, e.g. A <sub>1</sub> = 1st overshoot	kolejna amplituda przerzutu po pierwszym przekroczeniu osi X, np. A <sub>1</sub> = pierwszy przerzut
AEO	all engines operating	wszystkie silniki pracują
AOA	angle of attack (degrees)	kąt natarcia (w stopniach)
ATO	approved training organisation	zatwierdzona organizacja szkolenia
BC	ILS localizer back course	kurs powrotny według nadajnika kierunku podejścia



CAT I/II/III	landing category operations	kategoria operacji lądowania
CCA	computer controlled aeroplane	samolot sterowany komputerowo
cd/m <sup>2</sup>	candela/metre <sup>2</sup> , 3.4263 candela/m <sup>2</sup> = 1 ft-Lambert	kandela/metr <sup>2</sup> , 3,4263 cd/m <sup>2</sup> = 1 stopo-lambert
CG	centre of gravity	środek ciężkości
cm(s)	centimetre, centimetres	centymetr, centymetry
CS	certification specifications	specyfikacje certyfikacyjne
CT&M	correct trend and magnitude	prawidłowa tendencja i amplituda
daN	decaNewtons	dekaniuton
dB	decibel	decybel
deg(s)	degree, degrees	stopień, stopnie
DGPS	differential global positioning system	różnicowy globalny system pozycyjny
DH	decision height	wysokość względna decyzji
DME	distance measuring equipment	radioodległościomierz
DPATO	defined point after take-off	zdefiniowany punkt po starcie
DPBL	defined point before landing	zdefiniowany punkt przed lądowaniem
EGPWS	enhanced ground proximity warning system	rozszerzony system ostrzegania przed bliskością powierzchni ziemi
EPR	engine pressure ratio	stopień sprężania silnika
EW	empty weight	masa własna
FAA	United States Federal Aviation Administration	Amerykańska Władza Lotnicza
FD	flight director	dyrektywny wskaźnik lotu
FOV	field of view	pole widzenia
FPM	feet per minute	stopy na minutę
ft	feet, 1 foot = 0.304801 metres	stopy, 1 stopa = 0,304801 m
ft-Lambert	foot-Lambert, 1 ft-Lambert = 3.4263 candela/m <sup>2</sup>	stopo-lambert, 1 stopo-lambert = 3,4263 cd/m <sup>2</sup>
g	acceleration due to gravity (m or ft/s <sup>2</sup> ), 1g = 9.81 m/s <sup>2</sup> or 32.2 ft/s <sup>2</sup>	przyśpieszenie ziemskie (w metrach lub stopach/s <sup>2</sup> ), 1 g = 9,81 m/s <sup>2</sup> lub 32,2 stóp/s <sup>2</sup>
G/S	glideslope	ścieżka schodzenia
GPS	global positioning system	globalny system pozycyjny
GPWS	ground proximity warning system	system ostrzegania przed bliskością powierzchni ziemi
H	helicopter	śmigłowiec
HGS	head-up guidance system	system naprowadzania na wysokości głowy
HSI	horizontal situation indicator	sztuczny horyzont
IATA	International Air Transport Association	Międzynarodowe Stowarzyszenie Transportu Lotniczego
ICAO	International Civil Aviation Organisation	Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego
IGE	in ground effect	w zasięgu wpływu ziemi
ILS	instrument landing system	system lądowania według wskazań przyrządów
IMC	instrument meteorological conditions	warunki meteorologiczne dla lotów według wskazań przyrządów
in	inches 1 in = 2.54 cm	cale, 1 cal = 2,54 cm
IOS	instructor operating station	stanowisko instruktora
IPOM	integrated proof of match	zintegrowany dowód zgodności
IQTG	International Qualification Test Guide (RAeS Document)	międzynarodowy przewodnik do testów kwalifikacyjnych (dokument RAeS)
JAA	Joint Aviation Authorities	Zrzeszenie władz lotniczych
JAWS	Joint Airport Weather Studies	wspólne analizy pogodowe lotnisk

JOEB	Joint Operations Evaluation Board (JAA)	wspólny zarząd operacyjnej oceny
km	kilometres 1 km = 0.62137 Statute Miles	kilometry, 1 km = 0,62137 mil statutowych
kPa	kiloPascal (kilo Newton/metres <sup>2</sup> ). 1 psi = 6.89476 kPa	kilopaskal (kiloniuton/met <sup>2</sup> ); 1 psi (funt na cal kwadratowy) = 6,89476 kPa
kts	knots calibrated airspeed unless otherwise specified, 1 knot = 0.5148 m/s or 1.689 ft/s	prędkość wyrażona w węzłach, jeśli nie określono inaczej; 1 węzeł = 0,5148 m/s lub 1,689 stóp/s
lb	pounds	funty
LOC	localiser	radiolatarnia kierunkowa
LOFT	line oriented flight training	szkolenie w lotach liniowych
LOS	line oriented simulation	symulacja lotu liniowego
LDP	landing decision point	punkt decyzji o lądowaniu
m	metres, 1 metre = 3.28083 ft	metry, 1 metr = 3,28083 stopy
MCC	multi-crew cooperation	współpraca w załodze wieloosobowej
MCTM	maximum certificated take-off mass (kilos/pounds)	maksymalna certyfikowana masa startowa (w kilogramach lub funtach)
MEH	multi-engine helicopter	śmigłowiec wielosilnikowy
min	minutes	minuty
MLG	main landing gear	podwozie główne
mm	millimetres	milimetry
MPa	megaPascals [1 psi = 6894.76 pascals]	megapaskale [1 psi (funt na cal kwadratowy) = 6894,76 paskali]
MQTG	master qualification test guide	główny przewodnik do testów kwalifikacyjnych
ms	millisecond(s)	milisekunda(y)
MTOW	maximum take-off weight	maksymalna masa startowa
n	sequential period of a full cycle of oscillation	kolejny okres pełnego cyklu oscylacji
N	normal control, used in reference to computer controlled aircraft	sterowanie normalne, stosowane w odniesieniu do statku powietrznego sterowanego komputerowo
N/A	not applicable	nie dotyczy
N1	engine low pressure rotor revolutions per minute expressed in per cent of maximum	obroty wirnika turbiny niskiego ciśnienia na minutę wyrażone w procentach wielkości maksymalnej
N1/Ng	gas generator speed	prędkość wytwornicy spalin
N2	engine high pressure rotor revolutions per minute expressed in per cent of maximum	obroty wirnika turbiny wysokiego ciśnienia na minutę wyrażone w procentach wielkości maksymalnej
N2/Nf	free turbine speed	swobodna prędkość turbiny
NDB	non-directional beacon	latarnia bezkierunkowa
NM	nautical mile, 1 nautical mile = 6 080 ft = 1 852 m	mila morska, 1 mila morska = 6 080 stóp = 1 852 m
NM	non-normal control a state referring to computer-controlled aircraft	sterowanie nienormalne, stan odnoszący się do statku powietrznego sterowanego komputerowo
NR	main rotor speed	prędkość wirnika głównego
NWA	nosewheel angle (degrees)	kąt koła dziobowego (w stopniach)
OEB	Operations Evaluation Board	zarząd operacyjnej oceny
OEI	one engine inoperative	jeden silnik nie pracuje
OGE	out of ground effect	bez wpływu ziemi
OM-B	operations manual – part B (AFM)	instrukcja operacyjna - część B (AFM)

OTD	other training device	inne urządzenie szkoleniowe
P0	time from pilot controller release until initial X axis crossing (X axis defined by the resting amplitude)	czas od zwolnienia sterownika pilota do początkowego przekroczenia osi X (oś X zdefiniowana przez amplitudę spoczynkową)
P1	first full cycle of oscillation after the initial X axis crossing	pierwszy pełny cykl oscylacji po pierwszym przekroczeniu osi X
P2	second full cycle of oscillation after the initial X axis crossing	drugi pełny cykl oscylacji po pierwszym przekroczeniu osi X
PANS	procedure for air navigation services	procedury służb żeglugi powietrznej
PAPI	precision approach path indicator system	wskaźnik ścieżki precyzyjnego podejścia
PAR	precision approach radar	radar precyzyjnego podejścia
Pf	impact or feel pressure	ciśnienie dynamiczne lub ciśnienie odczuwane
PLA	power lever angle	kąt dźwigni mocy
PLF	power for level flight	moc dla lotu poziomego
Pn	sequential period of oscillation	kolejny okres oscylacji
POM	proof-of-match	dowód zgodności
PSD	power spectral density	gęstość widmowa mocy
psi	pounds per square inch. (1 psi = 6.89476 kPa)	fundy na cal kwadratowy (1 psi = 6,89476 kPa)
PTT	part-task trainer	modułowe urządzenie treningowe
QTG	qualification test guide	przewodnik do testów kwalifikacyjnych
R/C	rate of climb (m/s or ft/min)	prędkość wznoszenia (w m/s lub stopach/min)
R/D	rate of descent (m/s or ft/min)	prędkość zniżania (w m/s lub stopach/min)
RAE	Royal Aerospace Establishment	Królewski Instytut Lotnictwa
RAeS	Royal Aeronautical Society	Królewskie Towarzystwo Lotnicze
REIL	runway end identifier lights	światła progowe drogi startowej
RNAV	radio navigation	radionawigacja
RVR	runway visual range (m or ft)	zasięg widzialności wzdłuż drogi startowej (w metrach lub stopach)
s	second(s)	sekunda(y)
sec(s)	second, seconds	sekunda, sekundy
sm	statute mile 1 statute mile = 5280 ft = 1609 m	mila statutowa, 1 mila statutowa = 5280 stóp = 1609 m
SOC	statement of compliance	oświadczenie o zgodności
SUPPS	supplementary procedures referring to regional supplementary procedures	procedury uzupełniające odnoszące się do regionalnych procedur uzupełniających
TCAS	traffic alert and collision avoidance system	system zapobiegania kolizjom w powietrzu
T(A)	tolerance applied to amplitude	tolerancja zastosowana do amplitudy
T(p)	tolerance applied to period	tolerancja zastosowana do okresu
T/O	take-off	start
Tf	total time of the flare manoeuvre duration	całkowity czas trwania manewru wyhamowania przed lądowaniem
Ti	total time from initial throttle movement until a 10% response of a critical engine parameter	całkowity czas od początkowego ruchu przepustnicy do 10% reakcji krytycznego parametru silnika
TLA	throttle lever angle	kąt dźwigni przepustnicy
TLOF	touchdown and lift off	przyziemienie i oderwanie
TDP	take-off decision point	punkt decyzji o starcie

Tt	total time from Ti to a 90% increase or decrease in the power level specified	całkowity czas od Ti do wzrostu lub spadku wyspecyfikowanego poziomu mocy o 90 %
VASI	visual approach slope indicator system	wizualny system wskazujący ścieżkę schodzenia
VDR	validation data roadmap	plan danych walidacyjnych
VFR	visual flight rules	zasady lotu z widzialnością
VGS	visual ground segment	widzialny segment ziemi
Vmca	minimum control speed (air)	minimalna prędkość lotu sterowalnego (w powietrzu)
Vmcg	minimum control speed (ground)	minimalna prędkość ruchu sterowalnego (na ziemi)
Vmcl	minimum control speed (landing)	minimalna prędkość lotu sterowanego (przy lądowaniu)
VOR	VHF omni-directional range	radiolatarnia ogólnokierunkowa bardzo wysokiej częstotliwości
Vr	rotate speed	prędkość rotacji
Vs	stall speed or minimum speed in the stall	prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość w stanie przeciągnięcia
V <sub>1</sub>	critical decision speed	krytyczna prędkość decyzji
V <sub>TOSS</sub>	take-off safety speed	bezpieczna prędkość startu
V <sub>y</sub>	optimum climbing speed	optymalna prędkość wznoszenia
V <sub>w</sub>	wind velocity	prędkość wiatru
WAT	weight, altitude, temperature	masa, wysokość, temperatura
1st Segment	That portion of the take-off profile from lift-off to completion of gear retraction (CS-25)	Ta część profilu startu od oderwania się od ziemi do schowania podwozia (CS - 25)
2nd Segment	That portion of the take-off profile from after gear retraction to end of climb at V <sub>2</sub> and initial flap/slat retraction (CS-25)	Ta część profilu startu od schowania podwozia do zakończenia wznoszenia przy V <sub>2</sub> i rozpoczęcia chowania klap/slotów (CS -25)
3rd Segment	That portion of the take-off profile after flap/slat retraction is complete (CS-25)	Ta część profilu startu liczona po zakończeniu chowania klap/slotów (CS -25)

**PODCZĘŚĆ C – SAMOLOTOWE SZKOLENIOWE URZĄDZENIA SYMULACJI LOTU****AMC1 FSTD(A).300 Podstawa kwalifikacji**

## (a) Wstęp

## (1) Cel

Niniejsze AMC ustanawia kryteria definiujące wymagania w zakresie osiągnięć i dokumentacji do oceny urządzeń FSTD używanych do szkolenia, testowania i sprawdzania członków załóg lotniczych. Niniejsze kryteria testowania i metody zapewniania zgodności wywodzą się z rozległego doświadczenia posiadanego przez przedstawicieli właściwego organu oraz przemysłu.

## (2) Historia

(i) Dostępność zaawansowanych technologii umożliwiła szersze zastosowanie FSTD w szkoleniu, testowaniu i sprawdzaniu członków załóg lotniczych. Złożoność, koszty oraz środowisko operacyjne współczesnych statków powietrznych również stwarza zachętę do szerszego korzystania z zaawansowanej symulacji. FSTD mogą zapewnić bardziej pogłębione szkolenie niż to, jakie można ukończyć na statku powietrznym oraz gwarantują bezpieczne i odpowiednie środowisko nauki. Wierność współczesnych FSTD jest dostatecznie duża, aby umożliwić ocenę pilota z gwarancją, że obserwowane zachowanie zostanie przeniesione na statek powietrzny. Oszczędność paliwa i zmniejszenie niekorzystnego oddziaływania na środowisko są ważnymi 'ubocznymi efektami' stosowania FSTD.

(ii) Metody, procedury i kryteria testowania zawarte w niniejszym AMC są wynikiem doświadczenia i fachowej wiedzy właściwego organu, operatorów oraz producentów samolotów i FSTD. W latach 1989-1992 specjalnie powołana międzynarodowa grupa robocza, sponsorowana przez Królewskie Towarzystwo Lotnicze (RAeS) zorganizowała kilka spotkań z jasno określonym celem ustanowienia wspólnych kryteriów testowania, które byłyby uznawane na arenie międzynarodowej. Końcowy dokument opracowany przez RAeS zatytułowany '*Międzynarodowe standardy w zakresie kwalifikacji samolotowych symulatorów lotu*', ze stycznia 1992 r. (ISBN 0-903409-98-4) stał się wyjściowym dokumentem dla ustanowienia takich kryteriów na równi z '*Podręcznikiem ICAO dotyczącym kryteriów w zakresie kwalifikacji symulatorów lotu*' (1995 r. lub z późniejszymi zmianami). Międzynarodowa analiza, jaka miała miejsce w 2001 r. pod przewodnictwem FAA i JAA, stanowi podstawę znaczącej modyfikacji podręcznika ICAO oraz niniejszej specyfikacji certyfikacyjnej.

(iii) Wykazując zgodność z CS-FSTD(A).300 właściwy organ oczekuje również uwzględnienia dokumentu IATA zatytułowanego '*Projektowanie samolotowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu oraz wymagania w zakresie danych na temat osiągnięć*' 7 wydanie, odpowiednio do wnioskowanego poziomu kwalifikacji. W każdym przypadku, zaleca się wczesne skontaktowanie z właściwym organem na wstępnym etapie budowy FSTD w celu weryfikacji akceptowalności danych.

## (3) Poziomy kwalifikacji FSTD

Podpunkt (b) i (c) niniejszego AMC przedstawiają minimalne wymagania dla kwalifikacji samolotowego FFS poziom A, B, C i D, samolotowego FTD poziom 1 i 2, FNPT poziom I, II oraz MCC II i BITD.

Patrz również Załącznik 1 do CS FSTD(A).300.

## (4) Terminologia

Terminologia oraz skróty terminów stosowanych w niniejszym AMC zamieszczone są w AMC1 FSTD(A).200.

(5) Testowanie dla uzyskania kwalifikacji FSTD

(i) FSTD powinno zostać ocenione w tych obszarach, które są istotne dla prowadzenia procesu szkolenia, testowania i sprawdzania członków załóg lotniczych. Należą do nich: wzdłużne i poprzeczne reakcje kierunkowe FSTD; osiągi podczas startu, wznoszenia, przelotu, zniżania, zbliżania, lądowania, określone operacje, kontrola urządzeń sterowania; kontrola funkcji kabiny i stanowiska instruktora oraz określone dodatkowe wymagania w zależności od złożoności lub poziomu kwalifikacji FSTD. System wizualizacji i układ ruchu (gdzie jest to wymagane) powinny zostać ocenione w celu zapewnienia ich prawidłowego działania. Wymienione tolerancje dla parametrów podlegających testom walidacyjnym (podpunkt (b)) niniejszego AMC są maksymalnymi przyjętymi przy kwalifikacji FSTD i nie powinny mylone z tolerancjami projektowymi FSTD.

(ii) W przypadku FFS i FTD testy wykonuje się z zamiarem dokonania jak najbardziej obiektywnej oceny FSTD. Duże znaczenie ma również akceptacja przez pilota. Dlatego też FSTD powinny zostać poddane testom walidacyjnym, funkcjonalnym oraz subiektywnym, których wykaz podano w podpunktach (b) i (c) niniejszego AMC.

Testy walidacyjne stosuje się w celu obiektywnego porównania parametrów FFS i FTD z parametrami statku powietrznego, aby upewnić się, że są one zgodne w określonych granicach tolerancji. Testy funkcjonalne i testy subiektywne stanowią podstawę do oceny zdolności FSTD do pracy przez typowy okres szkolenia oraz do weryfikacji prawidłowego działania FSTD.

(iii) W przypadku pierwszej kwalifikacji FFS i FTD, zaleca się stosowanie danych do walidacji od producenta samolotu z prób w locie. Można stosować dane pochodzące z innych źródeł, jednak podlegają one ocenie i akceptacji właściwego organu.

(iv) W przypadku FNPT i BITD można wykorzystywać pakiety danych rodzajowych; w przypadku pierwszej kwalifikacji należy używać tylko prawidłowej tendencji i amplitudy (CT&M). Tolerancje podane w niniejszym AMC mają zastosowanie do ocen okresowych i należy je stosować, aby zapewnić utrzymanie urządzenia zgodnie ze standardem dla pierwszej kwalifikacji.

W przypadku testów wykonywanych podczas pierwszej kwalifikacji FNPT i BITD, należy stosować dane walidacyjne. Mogą one pochodzić z określonego samolotu w ramach klasy samolotu, którą reprezentuje FNPT lub BITD, lub mogą one być oparte na informacjach z kilku samolotów w ramach danej klasy. Za zgodą właściwego organu mogą one mieć formę wcześniej zatwierdzonego pakietu danych walidacyjnych producenta FNPT lub BITD. Od chwili gdy zestaw danych dla określonego FNPT lub BITD zostanie zaakceptowany i zatwierdzony przez właściwy organ, stają się one danymi walidacyjnymi, które powinny być wykorzystane jako odniesienie podczas ocen okresowych z zastosowaniem podanych tolerancji.

Potwierdzenie prawdziwości danych wykorzystanych do opracowania danych walidacyjnych powinno mieć formę sprawozdania z obliczeń i powinno wykazywać, że proponowane dane walidacyjne są reprezentatywne dla odwzorowywanego samolotu lub klasy samolotu. Raport może zawierać dane z prób w locie, dane projektowe producenta, informacje z instrukcji użytkownika statku powietrznego w locie i z podręczników obsługi, wyniki zatwierdzonych lub powszechnie uznanych symulacji lub znanych modeli, uznane wyniki teoretyczne, informacje od

środowiska, subiektywne oceny wykwalifikowanego pilota lub inne źródła uznane przez producenta FSTD za niezbędne do udokumentowania poprawności proponowanego modelu.

- (v) W przypadku programów nowych statków powietrznych, dane producenta statku powietrznego częściowo potwierdzone przez dane z prób w locie mogą zostać wykorzystane do tymczasowej kwalifikacji FSTD. Jest to zgodne z możliwym tymczasowym zatwierdzeniem danych zgodności operacyjnej (OSD) w odniesieniu do FFS w procesie certyfikacji typu, o którym mowa w Part-21. Jednak po podaniu do wiadomości danych zatwierdzonych przez producenta należy FSTD ocenić ponownie zgodnie z ostatecznym zdefiniowaniem zakresu danych walidacyjnych statku powietrznego w celu wsparcia obiektywnej kwalifikacji OSD zgodnie z zatwierdzeniem w ramach Part-21. Harmonogram powinien zostać uzgodniony przez właściwy organ, operatora FSTD, producenta FSTD oraz producenta statku powietrznego.
  - (vi) Operatorzy FSTD ubiegający się pierwszą kwalifikację lub podwyższenie poziomu kwalifikacji FSTD powinni zdawać sobie sprawę, że jakość danych z zakresu osiągów i pilotażu starszych statków powietrznych może nie być wystarczająca do spełnienia niektórych standardów testu zawartych w niniejszym AMC. W takim przypadku może być potrzebne zdobycie przez operatora dodatkowych danych z prób w locie.
  - (vii) Jeżeli podczas oceny FSTD napotyka się problem związany z konkretnym testem walidacyjnym, test ten może zostać powtórzony w celu upewnienia się, czy problem jest spowodowany przez urządzenia pomiarowe lub błąd operatora. Jeżeli problem z testem występuje nadal, operator FSTD powinien być przygotowany do zaproponowania testu alternatywnego.
  - (viii) Testami walidacyjnymi, które nie spełniają kryteriów testowych, należy zająć się zgodnie z wymaganiami określonymi przez właściwy organ.
- (6) Przewodnik do testów kwalifikacyjnych (QTG)
- (i) QTG jest podstawowym dokumentem odniesienia stosowanym przy ocenie FSTD. Zawiera on wyniki testów, oświadczenia zgodności i inne informacje dla osoby oceniającej pozwalające ocenić, czy FSTD spełnia kryteria testów opisane w niniejszym AMC.
  - (ii) Operator FSTD (w przypadku BITD producent) powinien przedstawić QTG, zawierający:
    - (A) Stronę tytułową z nazwą operatora FSTD (w przypadku BITD nazwę producenta) i zatwierdzającą sygnaturą właściwego organu,
    - (B) Stronę informacyjną o FSTD (w przypadku rekonfigurowalnych FSTD dla każdej konfiguracji) zawierającą:
      - (a) numer identyfikacyjny operatora FSTD, dla BITD model i numer seryjny,
      - (b) model i serię samolotu, który jest symulowany – w przypadku FNPT i BITD model lub klasę symulowanego samolotu,
      - (c) odniesienie do danych aerodynamicznych lub źródeł wykorzystanych do modelu aerodynamicznego,
      - (d) odniesienie do danych silnika lub źródeł wykorzystanych do modelu silnika,
      - (e) odniesienie dla danych urządzeń sterowania lotem lub źródeł wykorzystanych do modelu urządzeń sterowania lotem,

- (f) dane identyfikacyjne systemu awioniki, jeśli numer edycji ma wpływ na możliwości FSTD w zakresie szkolenia i sprawdzania,
  - (g) model FSTD i jego producenta,
  - (h) datę produkcji FSTD,
  - (i) dane identyfikacyjne komputera FSTD,
  - (j) typ systemu wizualizacji i nazwę jego producenta (jeżeli zabudowany), oraz
  - (k) typ układu ruchu i nazwę jego producenta (jeżeli zabudowany).
- (C) Spis treści,
- (D) Wykaz efektywnych stron i rejestr zmian dotyczących testów,
- (E) Listę wszystkich danych odniesienia i danych źródłowych,
- (F) Słownik terminów i stosowanych symboli,
- (G) Oświadczenia o zgodności (SOC) z niektórymi wymaganiami. SOC powinny odwoływać się do źródeł informacji i zawierać uzasadnienie zgodności wyjaśniające sposób wykorzystania przywołanych materiałów, zastosowane wzory matematyczne i wartości parametrów oraz wyciągnięte wnioski.
- (H) Procedury rejestracji i urządzenia wymagane do testów walidacyjnych,
- (I) Dla każdego testu walidacyjnego wymagane są następujące pozycje:
- (a) Nazwa testu: krótka i jasno sformułowana, oparta na nazwie testu, o którym mowa a punkcie (b)(3) niniejszego AMC;
  - (b) Cel testu: krótkie streszczenie, co dany test ma wykazać;
  - (c) Procedura dowodowa: krótki opis sposobu, w jaki cel ma być spełniony;
  - (d) Odniesienia: dokumenty źródłowe dla danych samolotu, wraz z numerem dokumentu i numerem warunku;
  - (e) Warunki początkowe: wymagana jest pełna i wyczerpująca lista początkowych warunków testu;
  - (f) Procedury testów manualnych: procedury powinny w dostatecznym stopniu umożliwiać wykonanie testu przez wykwalifikowanego pilota korzystającego z przyrządów pokładowych, bez odwoływania się do innych części QTG lub danych z prób w locie lub innych dokumentów;
  - (g) Procedury testów automatycznych (jeżeli mają zastosowanie);
  - (h) Kryteria oceny: wymienić główne parametry będące przedmiotem dokładnego sprawdzenia podczas testu;
  - (i) Wyniki spodziewane: wyniki samolotu obejmujące tolerancje oraz, w razie potrzeby, dodatkowe określenie miejsca, z którego pochodzi informacja pobrana z danych źródłowych. W przypadku FNPT i BIDT, wystarczający jest wynik wstępnego testu walidacyjnego zawierający tolerancje;



- (j) Wyniki testu: datowane wyniki testu walidacyjnego uzyskane przez operatora FSTD. Nie akceptuje się testów wykonywanych na komputerze niezależnym od FSTD. W przypadku BITD, wyniki testu walidacyjnego uzyskiwane są zazwyczaj przez producenta;
- (k) Dane źródłowe: kopia danych źródłowych samolotu (w przypadku FFS/FTD) lub innych danych walidacyjnych (w przypadku FNPT/BITD) jasno oznaczona numerem dokumentu, numerem strony, nazwą wydającej władzy lotniczej, numerem i nazwą testu, jak określono w punkcie (a)(6)(ii)(I) powyżej. Wygenerowane przez komputer ekrany z danymi z prób w locie (w przypadku FFS/FTD) lub inne dane walidacyjne (w przypadku FNPT/BITD) z umieszczonymi na nich danymi FSTD nie są wystarczające do spełnienia tego wymagania. Dane źródłowe powinny być danymi jak określono w danych zgodności operacyjnej (OSD) ustanowionych zgodnie z wymaganiami Part-21;
- (l) Porównywanie wyników: możliwy do zaakceptowania sposób łatwego porównania wyników testów FSTD z danymi walidacyjnymi;
- (m) Preferowaną metodą jest nałożenie danych i wyników na siebie. Wyniki testu FSTD operatora FSTD powinny być zarejestrowane za pomocą rejestratora wielokanałowego, drukarki wierszowej, urządzenia typu „przechwyć i wyświetl” lub innych odpowiednich urządzeń rejestrujących, możliwych do zaakceptowania przez właściwy organ przeprowadzający test. Wyniki FSTD powinny być opisane przy użyciu terminologii używanej zwykle do opisu parametrów samolotu, aniżeli przy pomocy danych charakterystycznych dla oprogramowania komputerowego. Wyniki te powinny być łatwo porównywalne z danymi pomocniczymi poprzez ich przedstawienie na wspólnym wykresie lub w inny możliwy do przyjęcia sposób. Dokumenty z danymi samolotu zamieszczone w QTG mogą być zmniejszone metodą fotograficzną tylko wtedy, kiedy takie zmniejszenie nie zmieni graficznego skalowania ani nie spowoduje trudności w zinterpretowaniu skali lub odczytaniu szczegółów. Skala przyrostów powinna gwarantować rozdzielczość graficznych zobrazowań, wystarczającą do oceny parametrów wymienionych w punkcie (b) poniżej. Przewodnik do testów dostarczy udokumentowanego dowodu spełnienia wymagań testów walidacyjnych FSTD z tabel w punkcie (b) poniżej. W przypadku testów z przebiegami czasowymi i kartami danych z prób w locie, wyniki testów FSTD powinny być w wyraźny sposób oznaczone odpowiednimi punktami odniesienia w celu zagwarantowania dokładnego porównania FSTD z samolotem w funkcji czasu. Operatorzy FSTD używający do rejestrowania przebiegów czasowych drukarek wierszowych powinni wyraźnie oznaczyć informacje z wyjścia danych drukarki wierszowej wykorzystane do naniesienia danych na dane samolotu. Naniesienie danych symulatora operatora FSTD na dane samolotu ma istotne znaczenie dla weryfikacji wyniku FSTD dla każdego testu. Ocena służy do walidacji wyników testów FSTD operatora FSTD.

- (J) Należy załączyć kopię wersji pierwotnego dokumentu odniesienia uzgodnionej z właściwym organem i wykorzystanej przy pierwszej ocenie.
- (iii) Zastosowanie elektronicznej wersji przewodnika do testów kwalifikacyjnych (eQTG) może redukować koszty, oszczędzać czas oraz poprawiać komunikację i staje się powszechną praktyką. Raport ARINC 436 określa standard w zakresie eQTG.
- (7) Kontrola konfiguracji. Należy ustanowić i stosować system kontroli konfiguracji dla zapewnienia ciągłej integralności sprzętu i oprogramowania w stosunku do pierwotnej kwalifikacji.
- (8) Procedury dla pierwszej kwalifikacji FSTD
  - (i) We wniosku o dokonanie oceny powinien być przywołany QTG oraz powinno być zawarte stwierdzenie, że operator FSTD dokładnie przetestował FSTD i że spełnia on kryteria opisane w niniejszej specyfikacji certyfikacyjnej z wyjątkami podanymi w formularzu aplikacyjnym. Operator FSTD – w przypadku BITD jego producent – powinien następnie zaświadczyć, że urządzenie przeszło z wynikiem pozytywnym wszystkie kontrole według QTG dla żądanego poziomu kwalifikacji oraz że FSTD jest odwzorowaniem odpowiedniego samolotu lub, w przypadku FNPT i BITD, odwzorowaniem odpowiedniej klasy samolotu.
  - (ii) Do wniosku należy dołączyć kopię QTG operatora FSTD lub producenta BITD, z naniesionymi wynikami testów. Wszelkie braki w QTG zgłoszone przez właściwy organ należy wyjaśnić przed rozpoczęciem oceny w miejscu lokalizacji FSTD.
  - (iii) Operator FSTD może zdecydować się na wykonanie testów walidacyjnych QTG, gdy FSTD znajduje się jeszcze u producenta. Testy takie należy wykonać w miarę możliwości bezpośrednio przed demontażem i wysyłką. Operator FSTD powinien następnie potwierdzić osiągi FSTD w jego docelowej lokalizacji przez powtórzenie przynajmniej jednej trzeciej testów walidacyjnych z QTG oraz przesłać ich wyniki do właściwego organu. Po zapoznaniu się z tymi wynikami, właściwy organ określi harmonogram pierwszej oceny. W QTG należy wyraźnie zaznaczyć, kiedy i gdzie został przeprowadzony każdy test. Nie będzie to miało zastosowania dla BITD, który zazwyczaj poddawany jest pierwszej ocenie w zakładzie producenta.
- (9) Podstawa okresowej kwalifikacji FSTD
  - (i) Po zakończeniu pierwszej oceny i testów kwalifikacyjnych, należy opracować system okresowych kontroli FSTD w celu zapewnienia, że FSTD utrzymuje pierwotny poziom osiągnięć, funkcji i innych charakterystyk.
  - (ii) Operator FSTD powinien wykonać pełny zakres QTG obejmujący testy walidacyjne, funkcjonalne i subiektywne pomiędzy corocznymi ocenami wykonywanymi przez właściwy organ. Jako minimum, testy według QTG powinny być przeprowadzane stopniowo w co najmniej czterech około trzymiesięcznych blokach w cyklu rocznym. Każdy blok testów według QTG powinien być tak wybrany, aby zapewnić pokrycie różnego rodzaju testów walidacyjnych, funkcjonalnych i subiektywnych. Wyniki będą opatrzone datą i przechowywane jako potwierdzenie dla operatora FSTD i właściwego organu, że standardy FSTD są utrzymywane. Niedopuszczalne jest wykonanie wszystkich testów wg QTG bezpośrednio przed coroczną oceną.
- (b) Testy walidacyjne FSTD
  - (1) Informacje ogólne

- (i) Osiągi oraz działanie systemów FSTD powinny być obiektywnie ocenione poprzez porównanie wyników testów przeprowadzonych na FSTD z danymi samolotu, chyba że w specyficznym przypadku określono inaczej. Aby ułatwić walidację FSTD należy zastosować odpowiednie, możliwe do zaakceptowania przez właściwy organ urządzenie rejestrujące do zarejestrowania każdego wyniku testu walidacyjnego. Zapisy te powinny być następnie porównane z zatwierdzonymi danymi walidacyjnymi.
- (ii) Niektóre testy zawarte w niniejszym AMC niekoniecznie są oparte na danych walidacyjnych z określonymi tolerancjami. Jednak testy te zostały tutaj zamieszczone dla kompletności, a wymagane kryteria należy spełnić zamiast sprostać określonym granicom tolerancji.
- (iii) MQTG FSTD powinien zawierać wyraźny i jednoznaczny opis konfiguracji i obsługi dla każdego testu. Zachęca się do korzystania z programu sterującego opracowanego do automatycznego przeprowadzania testów. Dla zapewnienia, że cały system FSTD spełnia zalecane standardy, należy przeprowadzić całościowe zintegrowane testowanie FSTD.

Wraz z upływem czasu, testy zawarte w QTG mające stanowić pomoc w kwalifikacji FSTD ulegały coraz większej fragmentaryzacji. W trakcie opracowywania przez grupę roboczą RAeS w 1993 r. *Podręcznika w zakresie kryteriów kwalifikacji symulatorów lotu* (Doc 9625) zamieszczono następujący tekst:

„Nie jest intencją, ani nie jest dopuszczalnym, aby każdy podsystem symulatora lotu był testowany niezależnie. Należy wykonać całościowy, zintegrowany test symulatora lotu, aby zapewnić, że cały system symulatora lotu spełnia określone standardy.”

Tekst ten został opracowany aby zapewnić, że filozofia całościowego testowania w oparciu o QTG spełniła początkowe założenia walidacji FSTD jako całości, niezależnie od tego czy testy wykonano automatycznie czy ręcznie.

Aby dopełnić tej intencji, dokumenty QTG powinny zawierać materiał objaśniający, który zawiera czytelny opis struktury każdego testu (lub grupy testów) oraz sposób, w jaki system automatycznego testowania kontroluje test, np. które parametry są sterowane, swobodne, zablokowane jak również użycie sterowników z zamkniętą i otwartą pętlą.

Muszą być opracowane procedury testowania zawierające czytelne i szczegółowe etapy wykonania każdego testu. Takie informacje powinny w znacznym stopniu ułatwić przegląd QTG, który oprócz sprawdzenia faktycznych wyników, wymaga zrozumienia sposobu konstrukcji każdego testu.

Należy również opracować procedurę testowania ręcznego zawierającą czytelne i szczegółowe etapy dla wykonywania każdego testu.

- (iv) Wnioski o zatwierdzenia danych innych niż z prób w locie powinny zawierać wyjaśnienie dotyczące walidacji w odniesieniu do dostępnych informacji z prób w locie. Testy i tolerancje, o których mowa w niniejszym punkcie powinny być uwzględnione w MQTG FSTD.

W przypadku urządzeń FFS reprezentujących samoloty certyfikowane po styczniu 2002 r. MQTG powinny zawierać plan danych walidacyjnych (VDR), jak przedstawiono w Załączniku 2 do AMC FSTD(A).300. Zachęca się dostawców danych aby przedstawiali VDR w przypadku starszych samolotów.

W przypadku urządzeń FFS reprezentujących samoloty certyfikowane przed styczniem 1992 r., operator, po kilku nieudanych próbach pozyskania

odpowiednich danych z prób w locie, może zaznaczyć w MQTG, które dane z prób w locie są niedostępne lub nieodpowiednie dla danego testu. W przypadku takiego testu należy przedstawić właściwemu organowi alternatywne dane do zatwierdzenia.

- (v) Tabela testów walidacyjnych FSTD zawarta w niniejszym AMC określa wymagania w zakresie testów. Jeśli nie podano inaczej, testy FSTD powinny wykazywać osiągi i właściwości pilotażowe samolotu dla mas operacyjnych i położenia środka ciężkości typowych dla normalnej eksploatacji.

Jeżeli dla urządzeń FFS wykorzystuje się podczas testu dane samolotu dla jednej skrajnej masy lub środka ciężkości, należy dodać inny test oparty na danych samolotu dla warunków średnich lub jak najbardziej zbliżonych do drugiej skrajnej wartości. Niektóre testy, które są właściwe tylko dla jednej skrajnej masy lub jednego położenia środka ciężkości, nie muszą być powtarzane dla drugiej ich skrajnej wartości. Testy właściwości pilotażowych powinny obejmować walidację urządzeń wspomagających.

Pomimo że FTD nie są zaprojektowane dla celów szkoleniowych i kontroli umiejętności pilotażowych, konieczne będzie, szczególnie w przypadku FTD poziom 2, aby uwzględnić testy, które zapewniają stabilność i powtarzalność rodzajowych zestawów lotniczych. Testy te zostały również wyszczególnione w tabelach.

- (vi) W przypadku testowania samolotowych FSTD sterowanych komputerowo (CCA) wymagane są dane z prób w locie dla warunków sterowania normalnego (N) i nienormalnego (NN), w zależności od symulowanego samolotu oraz wymagań w zakresie walidacji zawartych w niniejszym punkcie. Testy w warunkach nienormalnego sterowania powinny zawsze obejmować stan z najmniejszym stopniem wspomaganie. Testy dla innych poziomów pogorszenia warunków sterowania mogą być wymagane zgodnie ze szczegółami określonymi przez właściwy organ na etapie definiowania zestawu testów dla parametrów FSTD dla konkretnego samolotu. Gdzie ma to zastosowanie, dane z prób w locie powinny rejestrować:

- (A) odchylenia sterownika pilota lub elektronicznie generowane sygnały wejściowe łącznie z lokalizacją sygnału wejściowego; oraz
- (B) położenie płaszczyzn sterowania chyba, że położenie płaszczyzn nie wpływa na wyniki testów lub są one niezależne od położenia płaszczyzn.

- (vii) Wymagania w zakresie rejestrowania, o których mowa w punktach (b)(1)(vi)(A) oraz (b)(1)(vi)(B) powyżej mają zastosowanie zarówno do stanów normalnych jak i nienormalnych. Wszystkie testy wymienione w tabeli testów walidacyjnych wymagają uzyskania wyników w normalnym stanie sterowania, chyba że podano inaczej w części uwag w następstwie wyznaczenia komputerowo sterowanego samolotu (CCA). Jednakże, jeżeli wyniki testów są niezależne od warunków sterowania, mogą być zastąpione danymi sterowania w warunkach nienormalnych.

- (viii) W sytuacji gdy wymagane są nienormalne stany sterowania należy przedstawić dane z testów dla jednego lub więcej nienormalnych stanów sterowania, łącznie z najmniejszym stopniem wspomaganie.

- (ix) W sytuacji gdy do symulowanego samolotu nie mają zastosowania normalne, nienormalne lub pogorszone stany sterowania, plan danych walidacyjnych producenta samolotu, o którym mowa w Załączniku 2 do AMC1 FSTD(A).300, powinien zawierać odpowiednie toki rozumowania.

- (2) Wymagania testowe

- (i) Testy naziemne i w locie wymagane do kwalifikacji wymienione są w tabeli testów walidacyjnych FSTD. Komputerowo generowane wyniki testów FSTD należy przedstawić dla każdego testu. Powinny one być uzyskane z wykorzystaniem odpowiedniego urzędnika rejestrującego, zaakceptowanego przez właściwy organ. Wymagane są przebiegi czasowe, chyba że w tabeli testów walidacyjnych podano inaczej.
  - (ii) Zatwierdzone dane walidacyjne, które wykazują gwałtowne zmiany mierzonych parametrów, mogą podczas dokonywania oceny ważności FSTD wymagać opinii technicznej. Taka opinia nie powinna ograniczać się do pojedynczego parametru. Aby umożliwić całościową interpretację, należy dostarczyć wszystkie stosowne parametry związane z danym manewrem lub warunkami lotu. Jeśli porównanie danych FSTD z danymi samolotu lub z zatwierdzonymi danymi walidacyjnymi jest zbyt trudne lub nawet niemożliwe na przestrzeni czasu, rozbieżności należy uzasadnić przez dostarczenie porównania innych powiązanych zmiennych dla ocenianego parametru.
- (A) Parametry, tolerancje i warunki lotu. Tabela testów walidacyjnych FSTD przedstawiona w punkcie (b)(3) zawiera parametry, tolerancje i warunki lotu dla walidacji FSTD. Jeśli dla jednego parametru podano dwie wartości tolerancji, można zastosować tolerancję mniej restrykcyjną, chyba że podano inaczej.

Tam, gdzie tolerancje wyrażone są w procentach:

- w przypadku parametrów, których jednostkami miary są procenty, lub parametrów wyświetlanych zwykle w kokpicie w procentach (np. N1, N2, moment obrotowy lub moc silnika), tolerancja procentowa powinna być interpretowana jako tolerancja bezwzględna, chyba że podano inaczej (tj. dla obserwacji 50% dla N1 i tolerancji 5% dopuszczalny zakres powinien wynosić od 45% do 55%), oraz
- w przypadku parametrów niewyświetlanych w procentach, tolerancja wyrażona tylko w procentach powinna być interpretowana jako procent bieżącej wartości odniesienia dla danego parametru podczas testu, za wyjątkiem parametrów oscylujących wokół wartości zero, dla których minimalna wartość bezwzględna powinna być uzgodniona z właściwym organem.

Należy pominąć istniejące warunki lotu lub warunki eksploatacji, jeśli nie mają one zastosowania dla wnioskowanego poziomu kwalifikacji. Wyniki FSTD powinny być oznaczone zastosowanymi tolerancjami i jednostkami.

- (B) Weryfikacja warunków lotu. Podczas porównywania wyszczególnionych parametrów z parametrami samolotu należy dostarczyć odpowiednie dane również dla weryfikacji prawidłowych warunków lotu. Na przykład, dla wykazania że siły na sterach w teście na stateczność mieszczą się w granicach  $\pm 2.2$  daN (5 lb), należy również zapewnić dane o prędkości, mocy, ciągu lub momencie obrotowym, konfiguracji samolotu, wysokości oraz inne właściwe parametry. Podczas porównywania dynamiki krótkookresowej na FSTD można zastosować normalne przyspieszenie dla porównania z samolotem, ale wtedy również należy podać prędkość, wysokość, źródło sygnału sterującego, konfigurację samolotu oraz inne odpowiednie dane. Należy założyć, że wszystkie wartości prędkości są skalibrowane, chyba że określono inaczej i podobne wartości zostały użyte do porównań.

- (C) W przypadku zastąpienia tolerancji przez prawidłową tendencję i wielkość (CT&M), FSTD musi być poddane testom i ocenie jako odwzorowanie samolotu lub klasy samolotu spełniające wymagania określone przez właściwy organ. Dla ułatwienia przyszłych ocen należy zarejestrować wystarczającą ilość parametrów w celu stworzenia bazy odniesienia. W przypadku pierwszej kwalifikacji FNPT i BITD nie stosuje się żadnych tolerancji natomiast należy założyć wykorzystanie CT&M w całym procesie.
- (D) Warunku lotu. Warunki lotu są następujące:
- (a) ground-on ground, niezależnie od konfiguracji samolotu,
  - (b) start – wypuszczone podwozie z klapami w dowolnej certyfikowanej pozycji do startu,
  - (c) wznoszenie drugiego segmentu – podwozie schowane z klapami w dowolnej certyfikowanej pozycji do startu,
  - (d) konfiguracja gładka ('clean') – klapy i podwozie schowane,
  - (e) przelot – gładka konfiguracja na wysokości i z prędkością przelotową,
  - (f) podejście – podwozie schowane lub wypuszczone z klapami w każdym normalnym położeniu dla podejścia, zgodnie z zaleceniem producenta samolotu,
  - (g) lądowanie – podwozie z klapami wypuszczone w dowolnej certyfikowanej pozycji do lądowania.
- (3) Tabela testów walidacyjnych FSTD
- (i) Dla niektórych testów w QTG wymagania dla pierwszych ocen są zredukowane do prawidłowej tendencji i wielkości (CT&M), dzięki czemu nie są potrzebne określone dane z prób w locie. W przypadku stosowania jako tolerancja kryterium CT&M, stanowczo zaleca się zapisanie wyników za pomocą automatycznego systemu rejestrującego jako danych bazowych, aby uniknąć możliwych rozbieżnych opinii subiektywnych przy ocenach okresowych.
- Stosowanie CT&M nie może jednak być przyjmowane jako wskazówka, że niektóre obszary symulacji mogą być ignorowane. Określone właściwości są konieczne, a nieprawidłowe efekty będą nie do przyjęcia.
- (ii) We wszystkich przypadkach testy mają być przeprowadzane przy ocenach okresowych, aby można było zapewnić powtarzalność.
- Uwaga 1: Wyraża się zgodę, aby testy i związane z nimi tolerancje odnosiły się tylko do FTD poziomu 1, jeżeli jest symulowany ten system lub te warunki lotu.*
- Uwaga 2: W przypadku silników tłokowych należy zastosować odpowiednie parametry alternatywne, które muszą być uzgodnione z właściwym organem.*

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI
			FFS				FTD			FNPT				
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
<b>1. OSIĄGI</b>														
<b>a. Ocena silnika</b>														
(1) Rozpoczęcie operacji (i) Uruchomienie silnika i przyspieszenie (przejściowe)	Czas zgaśnięcia lampki kontrolnej $\pm 10\%$ lub $\pm 1$ s Moment obrotowy $\pm 5\%$ Prędkość wirnika $\pm 3\%$ Przepływ paliwa $\pm 10\%$ Prędkość wytwornicy spalin $\pm 5\%$ Prędkość turbiny napędowej $\pm 5\%$ Temperatura wytwornicy spalin $\pm 30\text{ }^{\circ}\text{C}$	Naziemny hamulec wirnika użyty lub nie użyty	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓		✓	✓	✓	Przebiegi czasowe dla każdego silnika od zainicjowania sekwencji uruchamiania do stanu ustalonego biegu jałowego i od stanu ustalonego biegu jałowego do roboczej prędkości obrotowej.  Tolerancja ma być stosowana tylko w zakresie walidacji czujników parametrów silnika.
(ii) Warunki dla biegu jałowego i roboczej prędkości obrotowej w stanie ustalonym	Moment obrotowy $\pm 3\%$ Prędkość wirnika $\pm 1,5\%$ Przepływ paliwa $\pm 5\%$ Prędkość wytwornicy spalin $\pm 2\%$ Prędkość turbiny napędowej $\pm 2\%$ Temperatura wytwornicy spalin $\pm 20\text{ }^{\circ}\text{C}$	Na ziemi	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓		✓	✓	✓	Przedstawić dane tak dla warunków stanu ustalonego biegu jałowego, jak i dla roboczej prędkości obrotowej. Mogą być testy wykonane metodą migawkową.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
(2) Dostrojenie prędkości turbiny napędowej	±10 % całkowitej zmiany prędkości turbiny napędowej lub ± 0,5 % prędkości wirnika	Na ziemi	C T & M	✓	✓	✓		C T & M	✓	✓			✓	✓	✓	Przebieg czasowy reakcji silnika na działanie systemu dostrajania (oba kierunki).
(3) Panowanie nad prędkością silnika i wirnika	Moment obrotowy ± 5 % Prędkość wirnika ± 1,5 %	Wznoszenie / zniżanie	C T & M	✓	✓	✓		C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Sygnaly wprowadzane za pomocą dźwigni skoku ogólnego i mocy. Może być przeprowadzony razem z testami wykonania wznoszenia i zniżania.
<b>b. Operacje naziemne</b>																
(1) minimalny promień zakrętu	Promień zakrętu śmigłowca ± 3 stopy (0,9 m) lub 20 %	Na ziemi		✓	✓	✓										Jeżeli jest stosowane hamowanie różnicowe, siłę hamowania podczas testu należy ustawić na wartość z testów w locie śmigłowca.
(2) Prędkość kątowna zakrętu w funkcji odchylenia pedału lub kąta koła dziobowego	Prędkość kątowna ± 10 % lub 2 ° / s	Na ziemi		✓	✓	✓										Bez używania hamulca koła.
(3) Kołowanie	Kąt pochylenia ± 1,5 ° Moment obrotowy ± 3 ° Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej ± 5 % Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej ± 5 % Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy ± 5 %	Na ziemi	C T & M	✓	✓	✓										Położenie urządzeń sterowania i kąt pochylenia podczas kołowania dla określonej prędkości naziemnej, kierunku i wysokości gęstościowej.
(4) Skuteczność hamulca	Czas: ± 10 % lub ± 1 s i Odległość: ± 10 % lub ± 1 30 m (100 stóp)	Na ziemi	C T & M	✓	✓	✓			C T & M	C T & M						Rejestrować dane aż do pełnego zatrzymania.



TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
<b>c. Start</b>															
(1) Wszystkie silniki	<p>Prędkość lotu <math>\pm 3</math> węzły</p> <p>Wysokość <math>\pm 20</math> stóp (6,1 m)</p> <p>Moment obrotowy <math>\pm 3</math> %</p> <p>Prędkość wirnika <math>\pm 1,5</math> %</p> <p>Kąt pochylenia <math>\pm 2^\circ</math></p> <p>Kąt przechylenia <math>\pm 2^\circ</math></p> <p>Kurs <math>\pm 2^\circ</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej <math>\pm 10</math> %</p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej <math>\pm 10</math> %</p> <p>Położenie urządzenia sterowania kierunkowego <math>\pm 10</math> %</p> <p>Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy <math>\pm 10</math> %</p>	Ziemia / oderwanie i początkowe wznoszenie	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓			✓	✓	✓	<p>Przebieg czasowy ścieżki startu odpowiednio do symulowanego modelu śmigłowca [start z rozbiegu dla poziomu B dla FFS i poziomu 2 dla FTD. Start z zawisu dla poziomów C i D dla FS lub poziomu 3 dla FTD].</p> <p>Dla poziomu B dla FFS i poziomu 2 dla FTD kryteria mają zastosowanie tylko do segmentów o prędkości przewyższającej efektywną siłę nośną przemieszczania.</p> <p>Rejestrować dane co najmniej do wysokości AGL/Vy równej 200 stóp (61 metrów), zależnie od tego, która zostanie osiągnięta później.</p>
(2) Start kontynuowany z jednym niepracującym silnikiem	Tolerancje i warunki lotu - patrz 1. c.(1) powyżej	Start i początkowe wznoszenie	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓			✓	✓	✓	<p>Przebieg czasowy ścieżki startu odpowiednio do symulowanego modelu śmigłowca.</p> <p>Rejestrować dane co najmniej do wysokości AGL/Vy równej 200 stóp (61 metrów), zależnie od tego, która zostanie osiągnięta później.</p>

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI
			FFS				FTD			FNPT				
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
(3) Przerwany start z jednym niepracującym silnikiem	Prędkość lotu $\pm 3$ węzły Wysokość $\pm 20$ stóp (6,1 m) Moment obrotowy $\pm 3$ % Prędkość wirnika $\pm 1,5$ % Kąt pochylenia $\pm 2^\circ$ Kąt przechylenia $\pm 2^\circ$ Kurs $\pm 2^\circ$ Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej $\pm 10$ % Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 10$ % Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 10$ % Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 10$ % Odległość: $\pm 7,5$ % lub $\pm 30$ m (100 stóp)	Ziemia/start	C T & M	C T & M	✓	✓		✓	✓			✓	✓	Przebieg czasowy od punktu startu do przyziemienia. Warunki testu bliskie osiągnięć granicznych.
<b>d. Wykonanie zawisu</b>	Moment obrotowy $\pm 3$ % Kąt pochylenia $\pm 1,5^\circ$ Kąt przechylenia $\pm 1,5^\circ$ Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej $\pm 5$ % Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 5$ % Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 5$ % Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 5$ %	Z wpływem ziemi (IGE) Bez wpływu ziemi (OGE) Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓		✓	✓	✓	Masy brutto odpowiadające warunkom lekki/ciężki. Mogą być testy wykonane metodą migawkową. Dodatkowe wskazówki – patrz punkt 2.4.2 poniżej.
<b>e. Wykonanie wznoszenia pionowego</b>	Prędkość pionowa $\pm 100$ stóp na minutę (0,50 m/s) lub 10 % Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 5$ % Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 5$ %	Z zawisu w warunkach OGE Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓		✓	✓	✓	Masy brutto odpowiadające warunkom lekki/ciężki. Mogą być testy wykonane metodą migawkową.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI
			FFS				FTD			FNPT				
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
<b>f. Wykonanie lotu poziomego i położenie równowagi aerodynamicznej</b>	<p>Moment obrotowy <math>\pm 3\%</math></p> <p>Kąt pochylenia <math>\pm 1,5^\circ</math></p> <p>Kąt ślizgu <math>\pm 2^\circ</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej <math>\pm 5\%</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej <math>\pm 5\%</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania kierunkowego <math>\pm 5\%</math></p> <p>Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego mocy <math>\pm 5\%</math></p>	<p>Stabilność przelotu</p> <p>Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone</p>	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Dwie kombinacje masy brutto i środka ciężkości oraz dwie prędkości bez przekraczania obwiedni obciążeń.</p> <p>Mogą być testy wykonane metodą migawkową.</p> <p>Dla poziomu 1 dla FNPT nie są wymagane zmiany środka ciężkości.</p>
<b>g. Wykonanie wznoszenia i położenie równowagi aerodynamicznej</b>	<p>Prędkość pionowa <math>\pm 100</math> stóp na minutę (0,50 m/s) lub 10 %</p> <p>Kąt pochylenia <math>\pm 1,5^\circ</math></p> <p>Kąt ślizgu <math>\pm 2^\circ</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej <math>\pm 5\%</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej <math>\pm 5\%</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania kierunkowego <math>\pm 5\%</math></p> <p>Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy <math>\pm 5\%</math></p> <p>Prędkość <math>\pm 3</math> węzły</p>	<p>Wszystkie silniki pracują</p> <p>Jeden silnik nie pracuje</p> <p>Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone</p>	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Dwie kombinacje masy brutto i środka ciężkości.</p> <p>Dane przedstawione dla odpowiednich mocy wznoszenia. Osiągnięta zmierzona prędkość pionowa FSTD nie może być mniejsza od odpowiednich wartości z zatwierdzonej instrukcji użytkownika w locie. Dla poziomu 1 dla FNPT nie są wymagane zmiany środka ciężkości.</p> <p>Mogą być testy wykonane metodą migawkową.</p>

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
<b>h. Zniżanie</b>															
(1) Wykonanie zniżania i położenie równowagi aerodynamicznej	Moment obrotowy $\pm 3\%$ Kąt pochylenia $\pm 1,5^\circ$ Kąt ślizgu $\pm 2^\circ$ Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 5\%$ Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 5\%$	Przy prędkości zniżania (RoD) 1000 stóp/minutę (5 m/s) lub zbliżonej przy normalnej prędkości podejścia. Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone	C T & M	✓	✓	✓		C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dwie kombinacje masy brutto i środka ciężkości.  Dla poziomu 1dla FNPT nie są wymagane zmiany środka ciężkości.  Mogą być testy wykonane metodą migawkową.
(2) Wykonanie autorotacji i położenie równowagi aerodynamicznej	Prędkość pionowa $\pm 100$ stóp na minutę (0,50 m/s) lub 10 % Prędkość wirnika $\pm 1,5\%$ Kąt pochylenia $\pm 1,5^\circ$ Kąt ślizgu $\pm 2^\circ$ Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 5\%$ Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 5\%$	Spokojne zniżania Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone	C T & M	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓	✓	✓	Dwie kombinacje masy brutto i środka ciężkości. Tolerancję prędkości wirnika stosuje się tylko wtedy, kiedy dźwignia sterowania skoku ogólnego i mocy znajduje się w dolnym skrajnym położeniu. Zakres prędkości od około 50 węzłów do co najmniej prędkości lotu zapewniającej maksymalny zasięg w locie autorotacyjnym. Może być seria testów wykonanych metodą migawkową.
<b>i. Wejście w autorotację</b>	Moment obrotowy $\pm 3\%$ Prędkość wirnika $\pm 3\%$ Kąt pochylenia $\pm 2^\circ$ Kąt przechylenia $\pm 3\%$ Kurs $\pm 5\%$ Prędkość lotu $\pm 5$ węzłów Wysokość $\pm 20$ stóp (6,1 m)	Przelot lub wnoszenie	C T & M	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓	✓	✓	Przebieg czasowy reakcji pojazdu na nagłe zmniejszenie mocy do mocy biegu jałowego. W przypadku przelotu dane należy przedstawić dla maksymalnego zakresu prędkości lotu. W przypadku wnoszenia dane należy przedstawić dla prędkości zapewniającej najszybsze wnoszenie przy maksymalnej - lub zbliżonej do maksymalnej - mocy ciągłej.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
<b>j. Lądowanie</b>															
(1) Wszystkie silniki	<p>Prędkość lotu <math>\pm 3</math> węzły</p> <p>Wysokość <math>\pm 20\%</math> stóp (6,1 m)</p> <p>Moment obrotowy <math>\pm 3\%</math></p> <p>Prędkość wirnika <math>\pm 1,5\%</math></p> <p>Kąt pochylenia <math>\pm 1,5^\circ</math></p> <p>Kąt przechylenia <math>\pm 1,5^\circ</math></p> <p>Kurs <math>\pm 2^\circ</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej <math>\pm 10\%</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej <math>\pm 10\%</math></p> <p>Położenie urządzenia sterowania kierunkowego <math>\pm 10\%</math></p> <p>Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy <math>\pm 10\%</math></p>	Podejście i lądowanie	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	<p>Przebieg czasowy profilu podejścia i lądowania stosownie do modelu symulowanego śmigłowca (lądowanie bez zawisu dla poziomu B dla FFS i poziomu 2 dla FTD, podejście do zawisu i przyziemienia dla poziomów C i D dla FFS dla poziomu 3 dla FTD).</p> <p>Dla poziomów A i B dla FFS, poziomów 1 i 2 dla FTD oraz poziomów II i III dla FNPT kryteria dotyczą tylko segmentów o prędkości przewyższającej efektywną siłę nośną przemieszczania.</p>	
(2) Jeden silnik nie pracuje	Tolerancje – patrz wyżej punkt 1j(1)	Podejście i lądowanie	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓		✓	✓	✓	<p>Obejmuje dane dotyczące podejść i lądowań kategorii A i kategorii B stosownie do modelu symulowanego śmigłowca.</p> <p>Dla poziomów A i B dla FFS, poziomów 1 i 2 dla FTD oraz poziomów II i III dla FNPT kryteria dotyczą tylko segmentów o prędkości przewyższającej efektywną siłę nośną przemieszczania.</p>	
(3) Przerwane lądowanie / nieudane podejście	Tolerancje – patrz wyżej punkt 1j(1)	Podejście, jeden silnik nie pracuje		✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	<p>Od ustabilizowanego podejścia w punkcie decyzji o lądowaniu (LDP).</p>	

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
(4) Lądowanie autorotacyjne z przyziemieniem	Prędkość lotu $\pm 3$ węzły Moment obrotowy $\pm 3$ % Prędkość wirnika $\pm 3$ % Wysokość $\pm 20$ stóp (6,1 m) Kąt pochylecia $\pm 2^\circ$ Kąt przechylecia $\pm 2^\circ$ Kurs $\pm 5^\circ$ Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej $\pm 10$ % Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 10$ % Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 10$ % Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 10$ %	Podejście i przyziemienie			✓	✓			C T & M	C T & M					Przebieg czasowy zwalniania autorotacyjnego i przyziemienia od ustabilizowanego zniżania autorotacyjnego.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
<b>2. WŁAŚCIWOŚCI PILOTAŻOWE</b>															
<b>a. Parametry mechaniczne systemu sterowania</b>															
(1) drążek sterowania okresowego	Siła potrzebna do wyprowadzenia z położenia neutralnego $\pm 0,25$ funta (0,112 daN) lub 25 % Siła $\pm 0,5$ funta (0,224 daN) lub 10 %	Na ziemi, statyczne Trymer włączony i wyłączony Tarcie wyłączone Zwiększenie stateczności włączone i wyłączzone	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Nieprzerwane ruchy omiatające urządzenia sterowania.  Ten test nie jest wymagany dla modułowych sterowników sprzętowych statków powietrznych. Położenie drążka sterowania okresowego w zależności od siły należy mierzyć przy drążku. Metodą alternatywną akceptowaną przez Władze zamiast zastosowania urządzenia kontrolnego przy urządzeniach sterowania byłoby oprzyrządowanie FSTD w sposób równoważny do śmigłowca, na którym wykonywano testy w locie. Dane siła – położenie z oprzyrządowania mogą zostać bezpośrednio zarejestrowane i porównane z danymi śmigłowca. W przypadku używania takiej stałej instalacji nie byłby potrzebny dodatkowy czas na instalowanie urządzeń zewnętrznych.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI
			FFS				FTD			FNPT				
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
(2) Dźwignia skoku ogólnego i mocy / pedały	Siła potrzebna do wyprowadzenia z położenia neutralnego $\pm 0,5$ funta (0,224 daN) lub 10 % Siła $\pm 1,0$ funta (0,448 daN) lub 25 %	Na ziemi, statyczne Trymer włączony/ wyłączony Tarcie wyłączone Zwiększenie stateczności włączony/ wyłączony	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Nieprzerwane ruchy omiatające urządzenia sterowania.  Ten test nie jest wymagany dla modułowych sterowników sprzętowych statków powietrznych. Położenie dźwigni skoku ogólnego i mocy oraz pedału w zależności od siły należy mierzyć przy urządzeniach sterowania. Metodą alternatywną akceptowaną przez Władze zamiast zastosowania urządzenia kontrolnego przy urządzeniach sterowania byłoby oprzyrządowanie FSTD w sposób równoważny do śmigłowca, na którym wykonywano testy w locie. Dane siła – położenie z oprzyrządowania mogą zostać bezpośrednio zarejestrowane i porównane z danymi śmigłowca. W przypadku używania takiej stałej instalacji nie byłby potrzebny dodatkowy czas na instalowanie urządzeń zewnętrznych.
(3) Siła pedału hamulca w zależności od położenia	$\pm 5$ funtów (2,22 daN) lub 10 %	Na ziemi, statyczne	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓					Do wykazania zgodności można wykorzystać wyniki w postaci danych wyjściowych z komputera symulatora.
(4) Współczynniki systemu trymowania (wszystkie osie, których dotyczy)	Współczynnik $\pm 10$ %	Na ziemi, statyczne Trymowanie włączone Tarcie wyłączone	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Tolerancje odnoszą się do zarejestrowanych wartości współczynnika trymowania.



TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
(5) Dynamika sterowania (wszystkie osie)	$\pm 10\%$ czasu dla pierwszego przejścia przez zero i $\pm 10(N+1)\%$ okresu po nim $\pm 10\%$ amplituda pierwszego przerzutu $\pm 20\%$ amplituda 2-go i kolejnych przerzutów większych niż $5\%$ pierwszego przemieszczenia $\pm 1$ przerzut	Zawis i przelot Trymowanie włączone Tarcie wyłączone Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone		✓	✓	✓			C T & M	✓						Dynamika sterowania dla nieodwracalnych systemów sterowania może być oceniona w warunkach statycznych na ziemi. Dane powinny być odnosić się do normalnego przemieszczenia w obu kierunkach w każdej osi (około $25\%$ do $50\%$ pełnego zakresu ruchu). N jest to kolejny okres pełnego cyklu oscylacji. Patrz 2.4.1 poniżej.
(6) Skok jałowy	$\pm 0,10$ cala ( $2,5$ mm)	Na ziemi, statyczne Tarcie wyłączone		✓	✓	✓			✓	✓						Odnosi się do wszystkich urządzeń sterowania
<b>b. Właściwości pilotażowe przy małej prędkości</b>																
(1) Położenia w stanie równowagi aerodynamicznej	Moment obrotowy $\pm 3\%$ Kąt pochylenia $\pm 1,5^\circ$ Kąt przechylenia $\pm 2^\circ$ Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 5\%$ Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 5\%$	Lot z przemieszczaniem się względem ziemi z efektem IGE. Na boki, do tyłu i do przodu. Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone			✓	✓			✓	✓						Kilka przyrostów prędkości lotu do granic prędkości lotu z przemieszczaniem się i $45$ węzłów do przodu. Może być seria testów wykonanych metodą migawkową.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
(2) Azymut krytyczny	Moment obrotowy $\pm 3\%$ Kąt pochylenia $\pm 1,5^\circ$ Kąt przechylenia $\pm 2^\circ$ Położenie urządzenia sterowania w osi wzdłużnej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 5\%$ Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 5\%$ Położenie dźwigni sterowania skoku ogólnego i mocy $\pm 5\%$	Zawis Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone			✓	✓		✓	✓							Przedstawić dane dla trzech względnych kierunków wiatru (łącznie z przypadkiem najbardziej krytycznym) w krytycznej ćwiartce. Może być wykonany metodą migawkową. Dokładny pomiar wiatru jest bardzo trudny, a wiatr symulowany będący efektem lotu z przemieszczeniem względem ziemi w bezwietrznych warunkach atmosferycznych jest preferowany do precyzyjnego kontrolowania warunków lotu przy użyciu pomiaru prędkości względem ziemi (zwykle GPS). W tych warunkach bardziej praktyczne byłoby przeprowadzenie tego testu razem z testem 2b (1), by zagwarantować spójność pomiędzy azymutem krytycznym i innymi kierunkami (do przodu, w bok i do tyłu)
(3) Reakcja na sterowanie																
(i) względem osi wzdłużnej	Szybkość pochylenia $\pm 10\%$ lub $\pm 2^\circ/s$ Zmiana kąta pochylenia $\pm 10\%$ lub $\pm 1,5^\circ$	Zwiększenie stateczności w zawisie włączone i wyłączone			✓	✓		C T & M	✓							Skokowy sygnał wejściowy. Reakcja w postaci odchylenia od osi musi wykazywać prawidłową tendencję w przypadkach, w których nie stosuje się zwiększenia stateczności.
(ii) względem osi poprzecznej	Szybkość przechylenia $\pm 10\%$ lub $\pm 3^\circ/s$ Zmiana kąta przechylenia $\pm 10\%$ lub $\pm 3^\circ$	Zwiększenie stateczności w zawisie włączone i wyłączone			✓	✓		C T & M	✓							Skokowy sygnał wejściowy. Reakcja w postaci odchylenia od osi musi wykazywać prawidłową tendencję w przypadkach, w których nie stosuje się zwiększenia stateczności.
(iii) kierunkiem lotu	Szybkość zmiany kierunku $\pm 10\%$ lub $\pm 2^\circ/s$ Zmiana kursu $\pm 10\%$ lub $\pm 2^\circ$	Zwiększenie stateczności w zawisie włączone i wyłączone			✓	✓		C T & M	✓							Skokowy sygnał wejściowy. Reakcja w postaci odchylenia od osi musi wykazywać prawidłową tendencję w przypadkach, w których nie stosuje się zwiększenia stateczności.
(iv) w pionie	Przyśpieszenie normalne $\pm 0,1g$	Zwiększenie stateczności w zawisie włączone i wyłączone			✓	✓		C T & M	✓							Skokowy sygnał wejściowy. Reakcja w postaci odchylenia od osi musi wykazywać prawidłową tendencję w przypadkach, w których nie stosuje się zwiększenia stateczności.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
<b>c. Charakterystyk a sterowności podłużnej</b>																
(1) Reakcja na sterowanie	Szybkość pochylania $\pm 10\%$ lub $\pm 2^\circ / s$ Zmiana kąta pochylania $\pm 10\%$ lub $\pm 1,5^\circ$	Przelot Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone		✓	✓	✓			CT & M	✓						Dwie prędkości przelotu łącznie z prędkością z minimalną wymaganą mocą. Skokowy sygnał wejściowy. Reakcja w postaci odchylenia od osi musi wykazywać prawidłową tendencję w przypadkach, w których nie stosuje się zwiększenia stateczności.
(2) Stabilność statyczna	Położenie urządzenia sterowania w osi podłużnej $\pm 10\%$ zmiany od stanu zrównoważenia lub $\pm 0,25$ cala (6,3 mm) albo Siła sterowania w osi podłużnej $\pm 0,5$ funta (0,224 daN) lub $\pm 10\%$	Przelot lub wznoszenie oraz autorotacja Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone	✓	✓	✓	✓		CT & M	✓	✓						Minimum dwie prędkości po każdej stronie prędkości trymowej
(3) Stabilność dynamiczna																
(i) odpowiedź w dłuższym okresie czasu	$\pm 10\%$ obliczonego okresu $\pm 10\%$ czasu do $\frac{1}{2}$ albo podwójna amplituda lub $\pm 0.02$ dla współczynnika tłumienia	Przelot Zwiększenie stateczności wyłączone		✓	✓	✓			CT & M	✓		✓	✓	✓		Test powinien obejmować trzy pełne cykle (6 przerzutów po zakończonym sygnale wejściowym) lub takie, które są wystarczające do wyznaczenia czasu do $\frac{1}{2}$ lub podwójnej amplitudy, zależnie od tego, który z nich jest mniejszy. W przypadku odpowiedzi aperiodycznej przebiegi czasowe powinny się pokrywać.
(ii) odpowiedź w krótszym okresie czasu	$\pm 1,5\%$ kąt pochylania lub $\pm 2^\circ / s$ szybkość pochylania $\pm 0,1 g$ normalne przyspieszenie	Przelot lub wznoszenie Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone		✓	✓	✓			CT & M	✓		✓	✓	✓		Dwie prędkości lotu. Przebieg czasowy w celu walidacji reakcji śmigłowca w krótszym okresie czasu na impulsowy wejściowy sygnał sterowania. Sprawdzać do zatrzymania 4 sekundy po zakończeniu sygnału wejściowego.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI			
			FFS				FTD			FNPT							
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC				
(4) Stabilność manewrowania	Położenie urządzenia sterowania w osi podłużnej $\pm 10\%$ zmiany od stanu zrównoważenia lub $\pm 0,25$ cala (6,3 mm) albo siła sterowania w osi podłużnej $\pm 0,5$ funta (0,224 daN) lub $\pm 10\%$	Przelot lub wznoszenie Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone Zakręty w lewo i w prawo	C T & M	✓	✓	✓		C T & M	✓	✓							W przypadku systemów nieodwracalnych siłę można przedstawić na wykresie krzyżowym. Dwie prędkości lotu. Może być seria testów wykonanych metodą migawkową. Powinny być przedstawione dane dla kątów przechyłu około $30^\circ$ i $45^\circ$ .
(5) Czas zadziałania podwozia	$\pm 1$ s	Start (chowanie) Podejście (wysuwanie)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		
<b>d. Charakterystyki sterowności poprzecznej i kierunkowej</b>																	
(1) Reakcja na sterowanie poprzeczne	Szybkość przechylenia $\pm 10\%$ lub $\pm 3^\circ/s$ Zmiana kąta przechylenia $\pm 10\%$ lub $\pm 3^\circ$	Przelot Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone		✓	✓	✓		C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		Dwie prędkości przelotu łącznie z prędkością z minimalną wymaganą mocą lub do niej zbliżoną. Skokowy sygnał wejściowy. Reakcja w postaci odchylenia od osi musi wykazywać prawidłową tendencję w przypadkach, w których nie stosuje się zwiększenia stateczności.
(ii) kierunkowe	Szybkość zbaczania $\pm 10\%$ lub $\pm 2^\circ/s$ Zmiana kursu $\pm 10\%$ lub $\pm 2^\circ$	Przelot Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone		✓	✓	✓		C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		Dwie prędkości przelotu łącznie z prędkością z minimalną wymaganą mocą lub do niej zbliżoną. Skokowy sygnał wejściowy. Reakcja w postaci odchylenia od osi musi wykazywać prawidłową tendencję w przypadkach, w których nie stosuje się zwiększenia stateczności.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
(2) Statyczna stabilność kierunkowa	Położenie elementu sterowania w osi poprzecznej $\pm 10\%$ zmiany od stanu zrównoważenia lub $\pm 0,25$ cala (6,3 mm) Albo siła sterowania w osi poprzecznej $\pm 0,5$ funta (0,224 daN) lub $\pm 10\%$ Położenie urządzenia sterowania kierunkowego $\pm 10\%$ zmiany od stanu zrównoważenia lub $\pm 0,25$ cala (6,3 mm) Albo siła sterowania kierunkowego $\pm 1$ funt (0,448 daN) lub $\pm 10\%$ Położenie urządzenia sterowania w osi poprzecznej $\pm 10\%$ zmiany od stanu zrównoważenia lub $\pm 0,25$ cala (6,3 mm)	Przelot lub (Wznoszenie i zniżanie)  Zwiększenie stateczności włączone lub wyłączone	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓						Stałe zbaczanie z kursu. Minimum dwa kąty ślizgu z każdej strony punktu zrównoważenia. W przypadku systemów nieodwracalnych siłę można przedstawić na wykresie krzyżowym. Dwie prędkości lotu. Może być test wykonany metodą migawkową.
(3) Dynamiczna stateczność poprzeczna i kierunkowa															
(i) oscylacje poprzeczno-kierunkowe	$\pm 0,5$ s lub $\pm 10\%$ dla okresu $\pm 10\%$ czasu od $\frac{1}{2}$ lub podwójnej amplitudy lub $\pm 0,02$ dla współczynnika tłumienia $\pm 20\%$ lub $\pm 1$ s dla różnicy czasu pomiędzy szczytowymi wartościami przechylenia i zboczenia z kursu	Przelot lub wznoszenie  Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	C T & M	✓		✓	✓	✓	Dwie prędkości lotu. Wzbudzić dubletem drążka sterowania okresowego lub pedału. Test powinien obejmować sześć pełnych cykli (12 przerzutów po zakończeniu wejściowego sygnału sterującego) albo cykle wystarczające do wyznaczenia czasu do $\frac{1}{2}$ lub podwójnej amplitudy, zależnie od tego, który z nich jest mniejszy. W przypadku odpowiedzi aperiodycznej przebiegi czasowe powinny się pokrywać.	

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
(ii) stabilność w spirali	Prawidłowa tendencja w przechyle bocznym $\pm 2^\circ$ lub $\pm 10\%$ w 20 s	Przelot lub wznoszenie Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone	C T & M	✓	✓	✓		C T & M	C T & M	✓		✓	✓	✓	Przebieg czasowy zakrętów w obu kierunkach po zwolnieniu tylko pedału lub tylko drążka sterowania okresowego. Zakończyć sprawdzenie na przechyle zerowym lub wysokości niebezpiecznej dla przypadków niestabilnych.
(iii) efekty kierunkowe	Prawidłowa tendencja w znoszeniu bocznym $\pm 2^\circ$	Przelot lub wznoszenie Zwiększenie stateczności włączone i wyłączone	C T & M	✓	✓	✓		C T & M	✓						Przebieg czasowy od początkowego wejścia w zakręty tylko za pomocą drążka sterowania okresowego w obu kierunkach. Stosować umiarkowaną szybkość sterowania drążkiem sterowania okresowego.
<b>3. MODELE ATMOSFERYCZNE</b>															
(1) Test demonstrujący modele turbulencji	Nie ma zastosowania	Start, przelot i lądowanie	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(2) Test demonstrujący inne modele atmosferyczne pomocne w wymaganym szkoleniu						✓			✓			✓	✓		

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
<b>4. UKŁAD RUCHU**</b>																
<b>a. Obwiednia ruchu</b>																
(1) Pochylenie		Nie dotyczy														
(i) przemieszczenie ± 20 ° ± 25 °			✓	✓												
(ii) szybkość ± 15 °/s ± 20 °/s			✓	✓												
(iii) przyspieszenie ± 75 °/s <sup>2</sup> ± 100 °/s <sup>2</sup>			✓	✓												
(2) Przechylenie		Nie dotyczy														
(i) przemieszczenie ± 20 ° ± 25 °			✓	✓												
(ii) szybkość ± 15 °/s ± 20 °/s			✓	✓												
(iii) przyspieszenie ± 75 °/s <sup>2</sup> ± 100 °/s <sup>2</sup>			✓	✓												
(3) Obrót wokół osi pionowej		Nie dotyczy														
(i) przemieszczenie ± 25 °				✓	✓	✓										
(ii) szybkość ± 15 °/s ± 20 °/s			✓	✓												
(iii) przyspieszenie ± 75 °/s <sup>2</sup> ± 100 °/s <sup>2</sup>			✓	✓												

\*\* Jeżeli dla poziomu A stosuje się więcej niż trzy określone stopnie swobody (ang. DOF), to należy zastosować odpowiednie standardy osiągnięć dla poziomu B.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
(4) W pionie		Nie dotyczy														
(i) przemieszczenie ± 22 cali ± 34 cali			✓	✓		✓										
(ii) szybkość ± 16 cali/s ± 24 cali/s			✓	✓		✓										
(iii) przyśpieszenie ± 0,6 g ± 0,8 g			✓	✓		✓										
(5) W kierunku poprzecznym		Nie dotyczy														
(i) przemieszczenie ± 26 cali ± 45 cali				✓		✓										
(ii) szybkość ± 20 cali/s ± 28 cali/s				✓		✓										
(iii) przyśpieszenie ± 0,4 g ± 0,6 g				✓		✓										
(6) W osi wzdłużnej		Nie dotyczy														
(i) przemieszczenie ± 27 cali ± 34 cali				✓		✓										
(ii) szybkość ± 20 cali/s ± 28 cali/s				✓		✓										
(iii) przyśpieszenie ± 0,4 g ± 0,6 g				✓		✓										
(7) Początkowa szybkość przyśpieszania w ruchu obrotowym Wszystkie osie ± 225 °/s <sup>2</sup> /s ± 300 °/s <sup>2</sup> /s		Nie dotyczy	✓	✓		✓										Wszystkie stosowne osie obrotu
						✓										



TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
<p><b>e. Charakterystyczne wibracje i drgania spowodowane przez wiry (buffet)</b></p> <p>(1) Wibracje – testy mają objąć wibracje typu jedna na obrót i n na obrót, gdzie n jest liczbą łopat wirnika</p>	+ 3 / -6 dB lub $\pm 10$ % nominalnego poziomu wibracji w przelocie i prawidłowa tendencja (patrz uwaga)	<p>Na ziemi (wirnik główny na lotnym biegu jałowym); Przejście do i z zawisu z małą i dużą prędkością; Lot poziomy; Wznoszenie/ zniżanie (w tym wznoszenie pionowe; autorotacja; spokojne zakręty</p>				✓									<p>Patrz część 1, załącznik 1 do JAR-FSTD H 030, punkt 1.2.e.1.</p> <p>Prawidłowa tendencja odnosi się do porównania amplitud wibracji dla różnych manewrów. Np. jeżeli amplituda wibracji typu 1/obrot w śmigłowcu jest większa podczas spokojnych zakrętów niż w locie poziomym, to ta tendencja rosnąca powinna być zademonstrowana w symulatorze.</p>
<p>(2) Drgania spowodowane przez wiry (buffet)</p> <p>Wymagany jest test charakterystycznych drgań, które mogą być odczuwane w kokpicie, z zarejestrowanymi wynikami</p>	+ 3 / -6 dB lub $\pm 10$ % nominalnego poziomu wibracji w przelocie i prawidłowa tendencja (patrz uwaga)	<p>Na ziemi i w locie</p>				✓									<p>Patrz część 1, załącznik 1 do JAR-FSTD H 030 punkt 1.2.e.1.</p> <p>Zarejestrowane wyniki testu charakterystycznych drgań powinny umożliwić sprawdzenie względnej amplitudy dla różnych częstotliwości.</p> <p>Dla zaburzenia atmosferycznego możliwe do zaakceptowania są uniwersalne modele przybliżające dające się zademonstrować dane z testów w locie</p>
<p><b>f. Powtarzalność sygnałów ruchu</b></p>	Nie ma zastosowania			✓	✓	✓									<p>Patrz niżej punkt 2.4.3.3</p>

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
<b>5. SYSTEM WIZUALIZACJI</b> Uwaga: Dodatkowe testy wizualne – patrz tabela testów funkcji i testów subiektywnych.																
a. Widzialny segment ziemi (VGS)	Na bliskim planie: W FSTD powinny być widoczne światła, które mają być widoczne według obliczeń. Na dalekim planie: $\pm$ 20 % obliczonego VGS	Zrównoważony w konfiguracji do lądowania na wysokości rzeczywistej 30 m (100 stóp) ponad wzniesieniem strefy przyziemienia na ścieżce zniżania przy ustawieniu RVR na 300 m (1000 stóp) lub 350 m (1 200 stóp)	✓	✓	✓	✓										Widzialny segment ziemi. Ten test został opracowany w celu oceny elementów wpływających na dokładność wizualizowanego obrazu prezentowanego pilotowi na DH przy podejściu ILS. Te elementy to: 1) RVR 2) Ścieżka zniżania (ang. G/S) i dokładność modelowania radiolatarni kierunkowej (położenie i kąt nachylenia) systemu ILS, 3) Dla danej wagi, konfiguracja i prędkość reprezentatywne dla punktu w obrębie obwiedni operacyjnej śmigłowca dla normalnego podejścia i lądowania.
Widzialny segment ziemi (VGS) (ciąg dalszy)		Statycznie na wysokości rzeczywistej 200 stóp (61 m) ponad strefą przyziemienia na ścieżce zniżania przy RVR równej 550 m lub 1805 stóp.						✓	✓		✓	✓	✓		Jeżeli jest stosowana mgła niejednorodna, należy opisać pionowe zmiany widzialności poziomej i uwzględnić je w obliczeniach zasięgu widzialności od dziobu w kierunku ziemi stosowanych przy obliczaniu VGS.  Pole widzenia w dół może być ograniczone przez konstrukcję mechaniczną śmigłowca lub wyświetlacz systemu wizualizacji, zależnie od tego, co wprowadza większe ograniczenia.	

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD										UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III		MCC	
b. Testy układu wyświetlacza															
1. (a) ciągłe pole widzenia dla całego kokpitu	Ciągłe pole widzenia zapewniające każdemu pilotowi 180° w poziomie i 60° w pionie. Pole widzenia (ang. FOV) w poziomie: nie mniej niż łącznie 176° (w tym nie mniej niż 75° mierzone po każdej stronie od środka konstrukcyjnego „punktu oka”). Pole widzenia (ang. FOV) w pionie: nie mniej niż łącznie 56° mierzone od „punktu oka” pierwszego i drugiego pilota.	Nie dotyczy				✓									<p>Pole widzenia należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (wszystkie kanały), składającego się z matrycy białych i czarnych kwadratów o rozmiarze 5°. Dostosowanie zainstalowanego systemu powinno być potwierdzone w Deklaracji Zgodności.</p> <p>75-stopniowe minima umożliwiają przesunięcie pola widzenia w poziomie w każdą stronę, jeżeli jest to wymagane w planowanym zastosowaniu.</p>
1. (b) ciągłe pole widzenia dla całego kokpitu	Ciągłe pole widzenia zapewniające każdemu pilotowi 150° w poziomie i 60° w pionie. Pole widzenia (ang. FOV) w poziomie: nie mniej niż łącznie 146° (w tym nie mniej niż 60° mierzone po każdej stronie od środka konstrukcyjnego „punktu oka”). Pole widzenia (ang. FOV) w pionie: nie mniej niż łącznie 56° mierzone od „punktu oka” pierwszego i drugiego pilota.	Nie dotyczy							✓			✓	✓	<p>Pole widzenia należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (wszystkie kanały), składającego się z matrycy białych i czarnych kwadratów o rozmiarze 5°. Dostosowanie zainstalowanego systemu powinno być potwierdzone w Deklaracji Zgodności.</p> <p>60-stopniowe minima umożliwiają przesunięcie w każdą stronę pola widzenia w poziomie, jeżeli jest to wymagane w planowanym zastosowaniu.</p>	

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI
			FFS				FTD			FNPT				
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
1. (c) ciągłe pole widzenia dla całego kokpitu	<p>Ciągłe pole widzenia zapewniające każdemu pilotowi 150° w poziomie i 64° w pionie.</p> <p>Pole widzenia (ang. FOV) w poziomie: nie mniej niż łącznie 146° (w tym nie mniej niż 60° mierzone po każdej stronie od środka konstrukcyjnego „punktu oka”).</p> <p>Pole widzenia (ang. FOV) w pionie: nie mniej niż łącznie 36° mierzone od „punktu oka” pierwszego i drugiego pilota.</p>	Nie dotyczy			✓			✓			✓		✓	<p>Pole widzenia należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (wszystkie kanały), składającego się z matrycy białych i czarnych kwadratów o rozmiarze 5°. Dostosowanie zainstalowanego systemu powinno być potwierdzone w Deklaracji Zgodności.</p> <p>60-stopniowe minima umożliwiają przesunięcie w każdą stronę pola widzenia w poziomie, jeżeli jest to wymagane w planowanym zastosowaniu.</p>
1. (d) Pole widzenia	<p>System wizualizacji zapewniający każdemu pilotowi pole widzenia w poziomie 75° i pole widzenia w pionie 40°</p> <p>System wizualizacji zapewniający każdemu pilotowi pole widzenia w poziomie 45° i pole widzenia w pionie 30°</p>	Nie dotyczy		✓										
2. Migotanie Zademonstrować 10 poziomów migotania w każdym kanale systemu	Model pokazowy	Nie dotyczy			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI
			FFS				FTD			FNPT				
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC	
3. Geometria systemu	Równe 5-stopniowe szerokości kątowne z tolerancją $\pm 1^\circ$ mierzone z „punktu oka” obu pilotów i w granicach 1-5° dla sąsiednich kwadratów.	Nie dotyczy	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	Geometrię systemu należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (wszystkie kanały), składającego się z matrycy białych i czarnych kwadratów o rozmiarze 5° z jasnymi punktami na przecięciach. Operator powinien zademonstrować, że szerokość kątowna dla dowolnego wybranego kwadratu o rozmiarze 5° i względne szerokości kwadratów sąsiednich mieszczą się określonych granicach tolerancji. Celem tego testu jest wykazanie lokalnej liniowości wyświetlanego obrazu w „punkcie oka” każdego z pilotów.
4. Kontrast powierzchni	Nie mniej niż 5:1. Model pokazowy			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓	Kontrast powierzchni należy mierzyć przy użyciu rastrowego obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (wszystkie kanały). Obraz testowy powinien składać się z czarnych i białych kwadratów nie większych niż 10 stopni i nie mniejszych niż 5° na kwadrat z białym kwadratem w środku każdego kanału. Pomiar należy przeprowadzić na środkowym jasnym kwadracie dla każdego kanału przy użyciu fotometru punktowego o rozdzielczości 1°. Zmierzona wartość jaskrawości nie powinna być mniejsza niż 7 cd/m <sup>2</sup> (2 stopolamberty). Zmierzyć dowolne sąsiednie ciemne kwadraty. Kontrast jest to stosunek wartości dla jasnego kwadratu do wartości dla ciemnego kwadratu. <i>Uwaga: Podczas badania kontrastu poziomy oświetlenia tylnej części kabiny FSTD i otoczenia kabiny powinny być zerowe.</i>	

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI			
			FFS				FTD			FNPT							
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC				
5. Jaskrawość rozjaśnienia	Nie mniejsza niż 20 cd/m <sup>2</sup> (6 stopolambertów) od wyświetlacza mierzona w konstrukcyjnym „punkcie oka”.  Nie mniejsza niż 17 cd/m <sup>2</sup> (5 stopolambertów) od wyświetlacza mierzona w konstrukcyjnym „punkcie oka”.	Nie dotyczy			✓	✓											Jaskrawość rozjaśnienia należy mierzyć z zachowaniem tego samego pełnego obrazu testowego opisanego powyżej w punkcie 5.b.3, nakładając rozjaśnienie na środkowy biały kwadrat w każdym kanale i mierząc jaskrawość rozjaśnienia. Punkty świetlne nie są dopuszczalne. Możliwe do zaakceptowania jest wykorzystanie możliwości kaligraficznych do poprawy jaskrawości rastru.
6. Rozdzielczość Verniera	Nie większa niż 3 minuty kątowe	Nie dotyczy			✓	✓		✓	✓			✓	✓		✓		Rozdzielczość Verniera powinna zostać zademonstrowana za pomocą testu z obiektami przedstawionymi w taki sposób, aby na każdym użytym wyświetlaczu. zajmowały na obrazie wymagany kąt widzenia z „punktu oka” pilota.
7. Wielkość punktu świetlnego	Nie większa niż 6 minut kątowych  Nie większa niż 8 minut kątowych  Model pokazowy	Nie dotyczy			✓	✓											Wielkość punktu świetlnego należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego składającego się z centralnie położonego pojedynczego szeregu punktu świetlnych o długości zmniejszanej dopóty, dopóki modulacja stanie się ledwo zauważalna w każdym kanale.  Szereg 40 punktów świetlnych utworzy w przypadku 6 minut kątowych kąt 4° lub mniejszy. W przypadku 8 minut kątowych będzie to 30 punktów świetlnych.

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
8. Kontrast punktów świetlnych	Nie mniej niż 25:1 Nie mniej niż 5:1 Model pokazowy				✓	✓			✓	✓		✓	✓	✓	Kontrast punktów świetlnych należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego przedstawiającego obszar o wielkości 1° wypełniony punktami świetlnymi (tj. modulacja punktów świetlnych ledwo zauważalna) przez porównanie z sąsiadującym tłem.  Uwaga. Podczas badania kontrastu poziomy oświetlenia tylnej części kabiny FSTD i jej otoczenia kabiny powinny być zerowe.	
<b>6 SYSTEMY FSTD</b>																
<b>A Reakcja systemu wizualizacji, układu ruchu i przyrządów w kokpicie</b>																
(1) Opóźnienie czasowe	200 milisekund lub mniej po ruchu urządzenia sterowania						✓			✓					Wymagany jest jeden test w każdej osi (pochylenie, przechylenie, obrót wokół osi pionowej).	
	150 milisekund lub mniej po ruchu urządzenia sterowania		✓	✓				✓			✓	✓	✓			
	100 milisekund lub mniej po ruchu urządzenia sterowania				✓	✓			✓							

TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI		
			FFS				FTD			FNPT						
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC			
2) Opóźnienie czasowe (ciąg dalszy)																Podczas tego testu należy mierzyć całkowite opóźnienie, jakiemu ulega sygnał skokowy przemieszczający się od urządzenia sterowania pilota poprzez elektroniczne układy siłowego sprzężenia zwrotnego, podlegający we właściwej kolejności oddziaływaniu wszystkich modułów oprogramowania symulacyjnego, przy zastosowaniu protokołu z uzgadnianiem, a w końcu dochodzący przez normalne interfejsy wyjściowe do układu ruchu (w tych przypadkach, w których występuje), do systemu wizualizacji i wyświetlaczy przyrządów. Początek rejestracji testu powinien być wyznaczony przez sygnał wejściowy urządzenia sterowania lotem pilota. Tryb testu powinien umożliwiać wykorzystanie normalnego czasu na obliczenia i nie powinien zmieniać przepływu informacji poprzez układ sprzęt i oprogramowanie. Opóźnienie czasowe systemu jest więc czasem między wprowadzeniem sygnału sterowania i reakcją odpowiednich urządzeń (systemów). Trzeba je zmierzyć tylko jeden raz w każdej osi, z zachowaniem niezależności od warunków lotu. Zmiana wizualizacji może rozpocząć się przed reakcją ruchową, lecz przyśpieszenie ruchu musi nastąpić przed zakończeniem skanowania przez system wizualizacji pierwszego pola sygnału wizyjnego, które zawiera odmienne informacje



TESTY	TOLERANCJE	WARUNKI LOTU	POZIOM FSTD											UWAGI	
			FFS				FTD			FNPT					
			A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC		
LUB Test alternatywny:															
Zwłoka (2) Reakcja systemu wizualizacji, układu ruchu (tam, gdzie jest zainstalowany) i przyrządów na gwałtowny sygnał wejściowy sterownika pilota w porównaniu z reakcją śmigłowca na podobny sygnał wejściowy.	150 milisekund lub mniej po reakcji śmigłowca	Wznoszenie, przelot i zniżanie	✓	✓											Wymagany jest jeden test w każdej osi (pochylenie, przechylenie, obrót wokół osi pionowej) Zmiana wizualizacji może rozpocząć się przed reakcją ruchową, lecz przyśpieszenie ruchu musi nastąpić przed zakończeniem skanowania przez system wizualizacji pierwszego pola sygnału wizyjnego, które zawiera odmienne informacje.
Zwłoka (ciąg dalszy)	100 milisekund lub mniej po reakcji śmigłowca	Wznoszenie, przelot, zniżanie i zawis (zawis tylko dla FFS)			✓	✓				✓					Test mający na celu ustalenie zgodności powinien obejmować jednoczesną rejestrację sygnału wyjściowego z drążka sterowania okresowego, dźwigni skoku ogólnego i mocy oraz pedałów, sygnału wyjściowego miernika przyśpieszenia zamocowanego na platformie układu ruchu umieszczonego w możliwym do zaakceptowania miejscu w pobliżu foteli pilotów (tam, gdzie można to zastosować), sygnału wyjściowego wyświetlacza systemu wizualizacji (łącznie z opóźnieniami systemu wizualizacji) oraz sygnału wyjściowego do wskaźnika wysokości pilota - lub inny równoważny test zaaprobowany przez Władze. Rezultatem testu jest porównanie zapisu reakcji symulatora z danymi rzeczywistego śmigłowca.

## (4) Informacje do testów walidacyjnych.

## (i) Dynamika sterowania

## (A) Informacje ogólne

Parametry układu sterowania lotem statku powietrznego mają poważny wpływ na właściwości pilotażowe. Istotnym czynnikiem, który bierze pod uwagę pilot przy akceptacji statku powietrznego jest „czucie”, jakie zapewniają urządzenia sterowania lotem. Dokłada się starań w zakresie konstrukcji systemu zapewniającego „czucie” statku powietrznego, tak aby piloci czuli się komfortowo i uważali statek powietrzny za taki, na którym chcieliby latać. By FSTD było dobrym odwzorowaniem statku powietrznego, powinno również oferować pilotowi właściwe czucie - takie jak w przypadku statku powietrznego, który jest symulowany. Spełnienie tego wymagania powinno być potwierdzone przez porównanie zapisów dynamiki czucia sterów w FSTD z pomiarami rzeczywistego statku powietrznego w stosownej konfiguracji.

- (a) Zapisy takie jak swobodna odpowiedź na funkcję impulsową lub skokową są klasycznie stosowane do oszacowania dynamicznych właściwości układów elektromechanicznych. W żadnym przypadku nie można oszacować właściwości dynamicznych tylko na podstawie szacunkowych wartości prawdziwych sygnałów wejściowych i odpowiedzi. Jest zatem konieczne, aby zostały zebrane najlepsze możliwe dane, ponieważ pokrywanie się w wysokim stopniu systemu siłowego sprzężenia zwrotnego FSTD z systemami śmigłowca ma zasadnicze znaczenie. Wymagane badania dynamiki sterowania są wymienione w punktach 2.3-2b(1) do (3) tabeli testów walidacyjnych FSTD.
- (b) Przy ocenie początkowej i przy ocenach podwyższających wymaga się, aby parametry dynamiki sterowania były mierzone i rejestrowane bezpośrednio przy urządzeniach sterowania lotem. Tę procedurę zwykle realizuje się przez pomiar mierząc swobodnej odpowiedzi urządzeń sterowania przy zastosowaniu skokowego lub impulsowego sygnału pobudzającego system. Procedurę należy przeprowadzać w stosownych warunkach lotu i konfiguracjach.
- (c) W przypadku śmigłowców z nieodwracalnymi układami sterowania pomiary można wykonać na ziemi, jeżeli są zapewnione odpowiednie sygnały wejściowe dla czujników z rurką Pitota reprezentujące typowe prędkości lotu (tam, gdzie mają zastosowanie). Oprócz tego można wykazać, że w przypadku niektórych śmigłowców mogą występować podobne efekty podczas zawisu, wznoszenia, przelotu i autorotacji. Tak więc jeden pomiar może wystarczyć dla innych efektów. Jeżeli ma miejsce jedna z tych sytuacji lub obie, należy przedstawić - jako usprawiedliwienie dla testów naziemnych lub wyeliminowania konfiguracji - aprobatę techniczną lub uzasadnienie producenta śmigłowca. Dla FSTD wymagających testów statycznych i dynamicznych przy urządzeniach sterowania, podczas oceny początkowej i ocen podwyższających nie będą wymagane specjalne urządzenia kontrolne, jeżeli w MQTG są podane zarówno wyniki uzyskane przy użyciu urządzeń kontrolnych oraz wyniki uzyskane przy podejściu alternatywnym – takie, jak wykresy

komputerowe, które powstały w tym samym czasie - i wykazują zadowalającą zgodność. Ponowne zastosowanie metody alternatywnej podczas oceny początkowej wykazałoby więc, że wymaganie dla tego testu jest spełnione.

(B) Ocena dynamiki sterowania.

Właściwości dynamiczne układów sterowania są często wyrażane za pomocą pomiarów częstotliwości, tłumienia i pewnej liczby innych klasycznych pomiarów, które można znaleźć w tekstach poświęconych układom sterowania. Do ustalenia spójnego sposobu zatwierdzania wyników testów dotyczących siłowego sprzężenia zwrotnego FSTD potrzebne są kryteria jasno określające sposób interpretacji pomiarów i tolerancje, jakie będą zastosowane. Kryteria są potrzebne dla układów niedotłumionych, układów o tłumieniu krytycznym i układów przetłumionych. W przypadku układu niedotłumionego o bardzo małym tłumieniu układ może być oceniony ilościowo w kategoriach częstotliwości i tłumienia. W układach o tłumieniu krytycznym lub układach przetłumionych częstotliwości i tłumienia nie da się od razu wyznaczyć z przebiegu czasowego odpowiedzi. Należy więc posłużyć się pewnymi innymi pomiarami.

Testy mające na celu sprawdzenie, czy dynamika czucia sterów odpowiada dynamice dla śmigłowca powinny wykazać, że dynamiczne cykle tłumienia (swobodna odpowiedź urządzeń sterowania) pokrywają się z cyklami dla śmigłowca w określonych granicach tolerancji. Metoda oceny odpowiedzi i tolerancje, jakie należy zastosować w przypadku układów niedotłumionych i układów o tłumieniu krytycznym są następujące:

(a) Odpowiedź niedotłumiona.

- (1) Wymagane są dwa pomiary dla okresu: czas do pierwszego przejścia przez zero (w przypadku, gdy istnieje ograniczenie dla współczynnika) i częstotliwość następujących potem oscylacji. W przypadku, gdy okresy odpowiedzi nie są jednakowe, cykle należy mierzyć indywidualnie. Każdy okres będzie niezależnie porównany z odpowiednim okresem dla układu sterowania śmigłowca, a następnie będzie „korzystał” z pełnej, określonej dla tego okresu tolerancji.
- (2) Do przerzutów tolerancja tłumienia powinna być stosowana indywidualnie. Przy stosowaniu tolerancji dla małych przerzutów należy zachować ostrożność, ponieważ zaczyna się kwestionować znaczenie tych przerzutów. Powinny być uwzględnione tylko przerzuty większe od 5% całkowitego początkowego przesunięcia. Przedział resztkowy, oznaczony na rysunku 1 jako  $T(A_d)$  wynosi  $\pm 5\%$  amplitudy początkowej amplitudy przesunięcia  $A_d$  względem wartości oscylacji w stanie ustalonym. Tylko oscylacje przekraczające

przedział resztkowy są uważane za istotne. Proces porównania danych FSTD z danymi śmigłowca należy rozpocząć od nałożenia na siebie lub wyrównania wartości w stanie ustalonym, a następnie należy porównać amplitudy szczytów oscylacji, czas pierwszego przejścia przez zero i poszczególne okresy oscylacji. W porównaniu z danymi śmigłowca FSTD powinno wykazać tę samą liczbę istotnych przerzutów z dokładnością do jednego. Tę procedurę oceny odpowiedzi ilustruje rysunek 1 poniżej.

- (b) Odpowiedź o tłumieniu krytycznym i odpowiedź niedotłumiona. Ze względu na naturę odpowiedzi o tłumieniu krytycznym i odpowiedzi niedotłumionej (brak przerzutów) czas do osiągnięcia 90 % wartości dla stanu ustalonego (punkt neutralny) powinien być taki sam jak dla śmigłowca z dokładnością do  $\pm 10\%$ . Procedurę ilustruje rysunek 2.
- (c) Uwagi szczególne. Układy sterowania wykazujące właściwości inne niż klasyczne odpowiedzi przetłumione lub niedotłumione powinny spełniać określone tolerancje. Ponadto należy zwrócić szczególną uwagę na zapewnienie, by były zachowane istotne tendencje.

(C) Tolerancje

Tolerancje T są zestawione w poniższej tabelicy. Ilustracja pomiarów, do których się odnoszą – patrz rysunki 1 i 2.

$T(P_0)$   $\pm 10\%$  wartości  $P_0$

$T(P_1)$   $\pm 20\%$  wartości  $P_1$

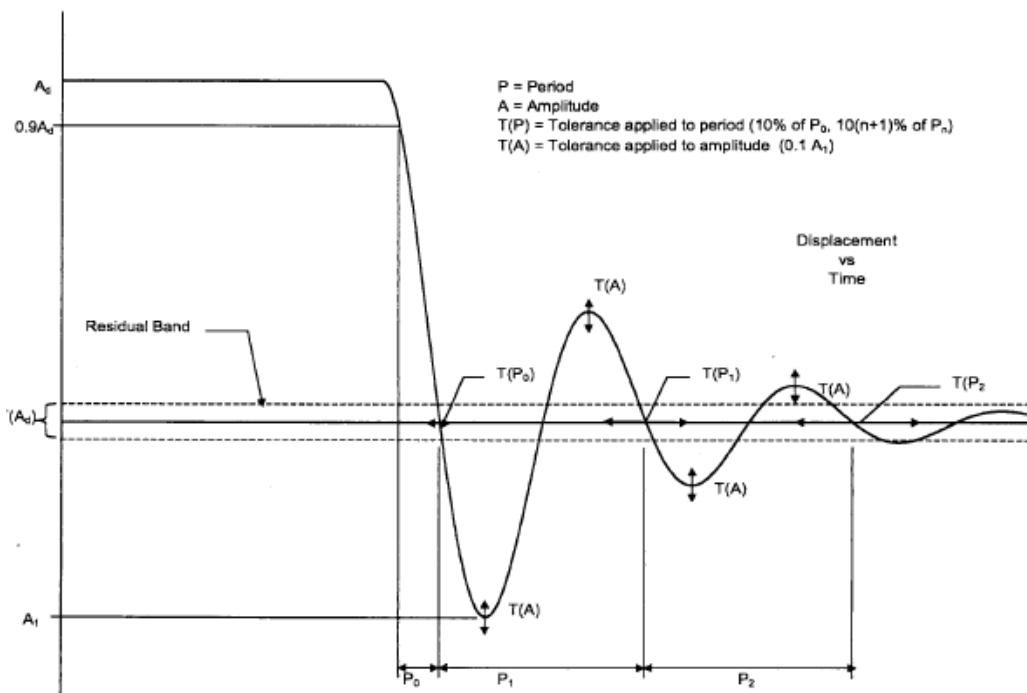
$T(P_2)$   $\pm 30\%$  wartości  $P_1$

$T(P_n)$   $\pm 10(n+1)\%$  wartości  $P_n$

$T(A_n)$   $\pm 10\%$  wartości  $A_1$

$T(A_d)$   $\pm 5\%$  wartości  $A_d$  = przedział resztkowy

Przerzuty istotne, pierwszy przerzut i  $\pm 1$  kolejne przerzuty



Period – okres

Amplitude – amplituda

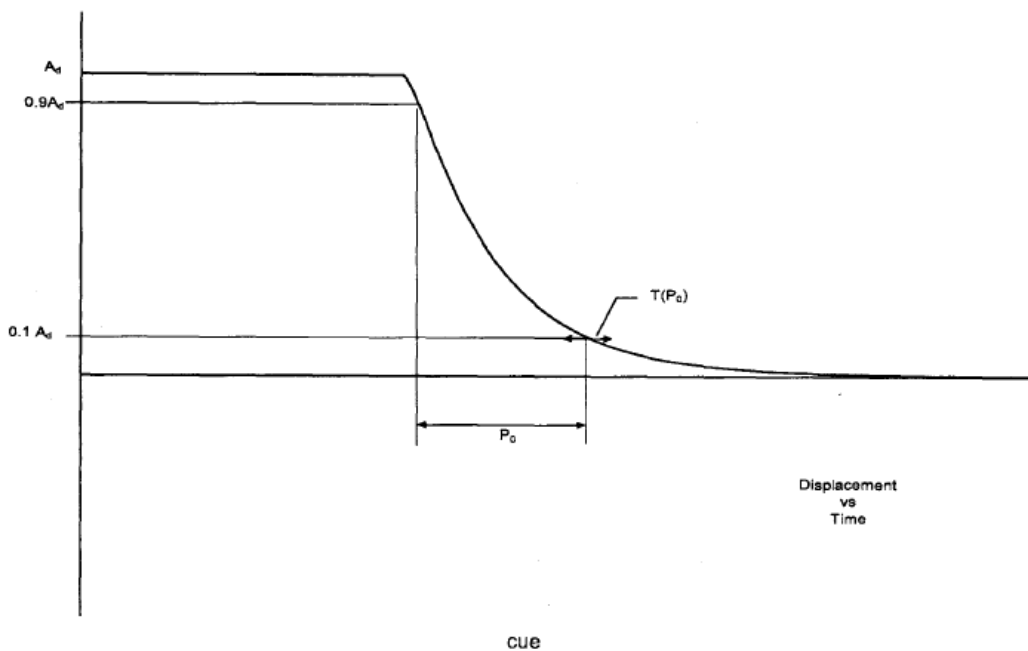
$T(P)$  = Tolerance applied to period (10 % of  $P_0$ , 10 (n+1) % of  $P_n$ ) - tolerancja odnosząca się do okresu (10 % wartości  $P_0$ , 10 (n+1) % wartości  $P_n$ )

$T(A)$  = Tolerance applied to amplitude (0,1  $A_1$ ) - tolerancja odnosząca się do amplitudy (0,1  $A_1$ )

Displacement vs Time – przesunięcie w funkcji czasu

Residual band – przedział resztkowy

**Rys. 1.** Nietłumiona odpowiedź na pobudzenie skokowe



Displacement vs Time – przesunięcie w funkcji czasu

Cue – sygnał wejścia

**Rys. 2.** Odpowiedź na pobudzenie skokowe o tłumieniu krytycznym

(D) Alternatywna metoda oceny dynamiki sterowania.

Alternatywna metoda walidacji dynamiki sterowania dla statków powietrznych z hydraulicznymi urządzeniami sterowania lotem i układami symulacji obciążeń polega na pomiarze siły sterującej i szybkości ruchu. Dla każdej osi pochylenia, przechylenia i obrotu należy wymusić maksymalne skrajne położenie urządzenia sterującego z następującymi niżej wymienionymi różnymi szybkościami. Niniejsze testy powinny być wykonane w typowych warunkach lotu i na ziemi.

- (a) Test statyczny – przesunąć powoli urządzenie sterowania tak, aby przesunięcie w pełnym zakresie trwało około 100 sekund. Pełny zakres określa się jako ruch sterownika od położenia neutralnego do punktu zatrzymania, zwykle w prawym lub tylnym położeniu, następnie do punktu zatrzymania w przeciwnym położeniu, a potem do położenia neutralnego.
- (b) Wolny test dynamiczny – wykonać pełne przesunięcie w około 10 sekund.
- (c) Szybki test dynamiczny - wykonać pełne przesunięcie w około 4 sekundy.

*Uwaga: Dynamiczne przesunięcia mogą być ograniczone do sił nieprzekraczających 44,5 daN (100 funtów).*

(E) Tolerancje

- (a) Test statyczny – patrz punkt 2.3 –2.a(1), (2) i (3) tabeli testów walidacyjnych symulatorów lotu.
- (b) Test dynamiczny -  $\pm 0,9$  daN (2 funty) lub  $\pm 10$  % dla przyrostu dynamiki powyżej testu statycznego.

Władze są otwarte na metody alternatywne takie jak metoda opisana powyżej. Takie metody alternatywne powinny jednak być uzasadnione i nadawać się do zastosowania. Na przykład metoda tutaj opisana może nie mieć zastosowania do układów wszystkich producentów, a z pewnością nie do statków powietrznych z odwracalnymi układami sterowania. W związku z tym każdy przypadek należy rozpatrywać doraźnie i indywidualnie pod względem merytorycznym. W przypadku, gdy Władze stwierdzą, że metody alternatywne nie dają zadowalających rezultatów, należy zastosować bardziej konwencjonalnie akceptowane metody.

(ii) Efekt wpływu ziemi

- (A) FSTD, które ma być wykorzystywane do oderwania i przyziemienia, powinno wiernie odtwarzać zmiany w aerodynamice zachodzące w wyniku wpływu ziemi. Parametry wybrane do walidacji FSTD powinny uwidaczniać te zmiany. Podstawowe parametry walidacji związane z charakterystykami efektu wpływu ziemi to:
  - (a) położenia urządzeń sterowania w osi podłużnej, poprzecznej, sterowania kierunkowego i urządzenia sterowania skoku ogólnego i mocy,
  - (b) moment obrotowy wymagany do zawisu,

- (c) wysokość (względna),
- (d) prędkość lotu,
- (e) kąt pochylenia,
- (f) kąt przechylenia.

Należy zapewnić specjalny test, który potwierdzi poprawność właściwości aerodynamicznych dla efektu wpływu ziemi.

Wybór metody testu i procedury potwierdzenia poprawności dla testu wpływu ziemi pozostaje w gestii organizacji wykonującej testy w locie, jednakże test w locie powinien dostatecznie długo odbywać się w bliskości ziemi, aby model wpływu ziemi można było ocenić w sposób wystarczający.

(B) Dopuszczalne testy walidacyjne dla efektu wpływu ziemi obejmują:

- (a) Przeloty poziome. Przeloty poziome wykonać na co najmniej trzech wysokościach z wpływem ziemi, w tym na wysokości nie większej niż 10 % średnicy wirnika, równej około 30 % średnicy wirnika i równej około 70 % średnicy wirnika, gdzie przez wysokość rozumie się wysokość nad ziemią głównego podwozia. Ponadto należy wykonać jeden poziomy lot w stanie zrównoważenia aerodynamicznego bez wpływu ziemi, np. na wysokości równej 150 % średnicy wirnika. Dla FTD dla poziomu 2 / 3 i FNPT II / III można stosować metody inne niż metoda przelotu poziomego.
- (b) Lądowanie z płytkiego podejścia. Lądowanie z płytkiego podejścia należy wykonać po ścieżce zniżania nachylonej o około 1 stopień z pomijalnymi działaniami pilota aż do wyhamowania.

Jeżeli zaproponowano inne metody, należy przedstawić racjonalne uzasadnienie, z którego wynika, że wykonane testy potwierdzają poprawność modelu wpływu ziemi.

(iii) Układ ruchu

(A) Informacje ogólne

Do kontrolowania stanu śmigłowca piloci wykorzystują ciągle sygnały informacyjne. Razem z przyrządami i informacjami wizualnymi ze światła zewnętrznego odczuwane całym ciałem sygnały zwrotne ruchu stanowią dla pilota niezbędną pomoc w kontrolowaniu dynamiki śmigłowca, zwłaszcza w obecności zewnętrznych zakłóceń. Działanie układu ruchu powinno więc spełniać podstawowe kryteria obiektywne, a także być subiektywnie dostosowane do położenia fotela pilota, tak aby odwzorowywało liniowe i kątowe przyśpieszenia śmigłowca w trakcie wykonywania z góry ustalonego minimalnego zestawu manewrów w z góry ustalonych warunkach. Ponadto reakcja systemu przekazującego sygnały ruchu powinna być powtarzalna.

(B) Sprawdzenie układu ruchu.

Celem testów opisanych w tabeli testów walidacyjnych dla FSTD w punkcie 2.3: 4.a - obwiednia ruchu, 4.b - pasmo

częstotliwości, 4.c - równowaga nóg i 4.d - obrót jest zademonstrowanie zachowania się urządzeń układu ruchu i sprawdzenie spójności ustawień związanych z ruchem w aspekcie kalibracji i zużycia. Testy te są niezależne od oprogramowania zapewniającego dostarczanie sygnałów ruchu i powinny być rozpatrywane jako testy robotyczne.

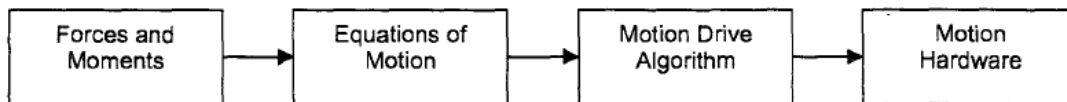
(C) Przeprowadzanie testu powtarzalności przekazywania sygnałów ruchu

Parametry układu ruchu w tabeli testów walidacyjnych dotyczą podstawowych możliwości układu, ale nie możliwości w zakresie przekazywania sygnałów pilotowi. Dopóki nie będzie obiektywnej procedury wyznaczania sygnałów ruchu niezbędnych do pomocy pilotowi i stymulowania jego reakcji, jakie występują w statku powietrznym przy wykonywaniu tych samych zadań, układy ruchu będą nadal „dostrajane” subiektywnie. Ważną sprawą jest jednak obiektywne udowodnienie, że działanie układu ruchu po „dostrojeniu” jest nadal takie samo jak podczas początkowej kwalifikacji. Wszelkie zmiany parametrów ruchu w stosunku do danych wyjściowych można zmierzyć obiektywnie. Obiektywna ocena zmiany parametrów ruchu będzie dokonywana przynajmniej co roku przy zastosowaniu następującej procedury testowania:

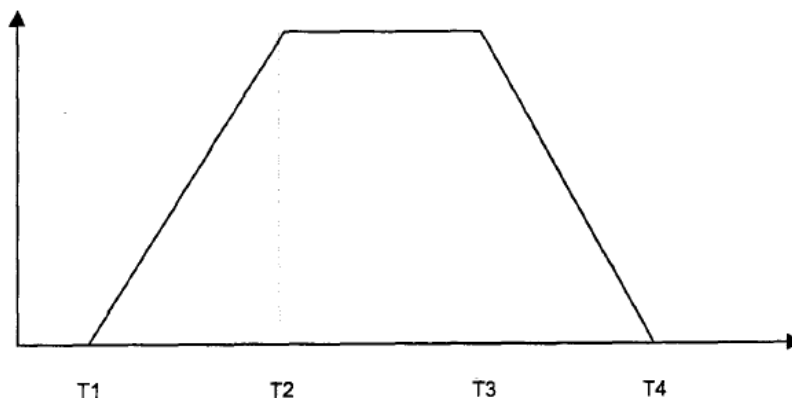
- (a) Aktualne charakterystyki układu ruchu należy ocenić przez porównanie z zarejestrowanymi danymi pierwotnymi.
- (b) Należy rejestrować następujące parametry: polecenie przyspieszenia algorytmu sterowania układu ruchu i rzeczywiste przyspieszenie mierzone na miernikach przyspieszenia symulatora.
- (c) Sygnały wejściowe testu należy wprowadzić we właściwym punkcie przed całkowaniem w równaniach ruchu (patrz rys.3).
- (d) Parametry sygnału testowego (patrz rysunek 4) powinny być tak ustawione, aby w polecenie przyspieszenia odpowiadało 2/3 obwiedni przyspieszeń układu ruchu, tak jak określono w części 4 a) dla osi liniowych. Dla osi kątowych polecenie prędkości powinno odpowiadać 2/3 obwiedni prędkości kątowych, tak jak określono w części 4 a). Czas T1 powinien być wystarczająco długi by zapewnić ustalone warunki początkowe.

*UWAGA: Jeżeli z jakiegokolwiek powodu zmieni się ciężar symulatora lub jego środek ciężkości (tj. w wyniku zmiany systemu wizualizacji lub zmiany konstrukcji mechanicznej), to testy powtarzalności pierwotnych parametrów układu ruchu powinny być przeprowadzone ponownie, a do porównania w przyszłości należy wykorzystywać nowe wyniki.*





Linear Accelerations  
or  
Angular Velocities



*Forces and Moments* – siły i momenty

*Equations of Motion* – równania ruchu

*Motion Drive Algorithm* – algorytm sterowania ruchem

*Motion Hardware* – urządzenia układu ruchu

*Linear Accelerations or Angular Velocities* – przyspieszenia liniowe lub prędkości kątowe.

**Rysunek 4**

(D) Wibracje

- (a) Przedstawienie wyników. Test charakterystycznych wibracji to sposób sprawdzenia, czy FSTD może odtwarzać częstotliwości, jakie w określonych warunkach występują podczas lotu śmigłowcem. Wyniki testu należy przedstawić w formie wykresu widmowej gęstości mocy (ang. PSD) z częstotliwościami na osi poziomej i amplitudą na osi pionowej. Dane śmigłowca i dane FSTD powinny być przedstawione w tym samym formacie i tej samej skali. Algorytmy stosowane do generowania danych FSTD powinny być takie same jak algorytmy stosowane w przypadku danych śmigłowca. Jeżeli nie są takie same, to należy udowodnić, że algorytmy zastosowane do danych FSTD są wystarczająco porównywalne. Jako minimum należy przedstawić wyniki wzdłuż osi dominujących oraz dostarczyć uzasadnienie nieprzedstawienia wyników dla innych osi.
- (b) Interpretacja wyników. Należy rozpatrzyć ogólną tendencję wykazywaną przez wykres i skoncentrować uwagę na dominujących częstotliwościach. Mniejszy nacisk powinien być położony na różnice w obszarach wykresu PSD obejmujących wysokie częstotliwości i

małe amplitudy. Podczas analizy należy wziąć pod uwagę, że pewne elementy konstrukcyjne FSTD mają częstotliwości rezonansowe, które są filtrowane, więc mogą nie zostać uwidocznione na wykresie PSD. Jeżeli takie filtrowanie jest wymagane, szerokość pasma filtra środkowozaporowego powinna być ograniczona do 1 Hz, tak aby nie miało to niekorzystnego wpływu na odczuwanie drgań spowodowanych przez wiry. Ponadto należy racjonalnie uzasadnić, że filtrowanie nie ma niekorzystnego wpływu na charakterystyczne wibracje. Amplituda powinna pokrywać się z danymi śmigłowca zgodnie z poniższym opisem; jeżeli jednak z przyczyn subiektywnych wykres PSD został zmieniony, to należy przedstawić racjonalne uzasadnienie zmiany. Jeżeli wykres jest w skali logarytmicznej, to zinterpretowanie amplitudy drgań spowodowanych przez wiry w kategoriach przyspieszenia może być trudne. Wartość  $1 \times 10^{-3}$  grms<sup>2</sup>/Hz opisywałaby silne drgania tego rodzaju. Z drugiej strony, drgania tego typu o parametrze  $1 \times 10^{-6}$  grms<sup>2</sup>/Hz są prawie nieodczuwalne, lecz mogą być charakterystyczne dla małej prędkości. Dwa powyższe przykłady mogą różnić się w amplitudzie 1000-krotnie. Na wykresie PSD różnicę tę obrazują trzy dekady (jedna dekada to 10-krotna zmiana amplitudy, dwie dekady to 100-krotna zmiana amplitudy itd.).

- (iv) System wizualizacji
  - (A) System wizualizacji
    - (a) Kontrast (systemy z wizualizacją w świetle dziennym). Powinien być zademonstrowany przy użyciu rastrowego obrazu testowego wypełniającego całą wizualizowaną scenę (trzy kanały lub więcej), złożonego z czarnych i białych kwadratów nie większych niż 5 stopni na kwadrat z białym kwadratem w środku każdego kanału. Pomiar należy przeprowadzić na środkowym jasnym kwadracie dla każdego kanału przy użyciu fotometru punktowego o rozdzielczości 1°. Zmierzyć dowolne sąsiednie ciemne kwadraty. Kontrast powierzchni jest to stosunek wartości dla jasnego kwadratu do wartości dla ciemnego kwadratu. Kontrast punktów świetlnych mierzy się w warunkach, kiedy modulacja punktów świetlnych jest ledwo zauważalna w porównaniu z sąsiadującym tłem. Patrz punkt 2.3.5.b.(3) i punkt 2.3.5.b.(7).
    - (b) Test jaskrawości rozjaśnienia (systemy z wizualizacją w świetle dziennym). Jaskrawość rozjaśnienia należy zademonstrować z zachowaniem tego samego pełnego obrazu testowego opisanego powyżej, nakładając rozjaśnienie na środkowy biały kwadrat w każdym kanale i mierząc jaskrawość rozjaśnienia przy użyciu fotometru punktowego o rozdzielczości 1°. Punkty świetlne nie są dopuszczalne. Dopuszczalne

- jest wykorzystanie możliwości kaligraficznych do poprawy jaskrawości rastru. Patrz punkt 2.3.5.b.(4).
- (c) Rozdzielczość (systemów z wizualizacją w świetle dziennym) należy zademonstrować za pomocą testu z obiektami pokazywanymi w taki sposób, aby zajmowały na wizualizowanym obrazie kąt widzenia nie większy niż określona wartość w minutach kątowych z „punktu oka” pilota. Powinno to być potwierdzone przez obliczenia w deklaracji zgodności. Patrz punkt 2.3.5.b.(5).
  - (d) Wielkość punktu świetlnego (systemy z wizualizacją w świetle dziennym) - należy mierzyć przy użyciu obrazu testowego złożonego z centralnie położonego pojedynczego szeregu punktu świetlnych o długości zmniejszanej aż modulacja będzie ledwo zauważalna. Patrz punkt 2.3.5.b.(6).
  - (e) Wielkość punktu świetlnego (systemy z wizualizacją w półmroku i nocną) – o wystarczającej rozdzielczości, umożliwiającej spełnienie wymagań testów rozpoznawania cechy wizualnej według punktu 2.3.5.b.(6).
  - (f) Pole widzenia. Ciągłe pole widzenia jest podstawowym wymaganiem. Będzie rozpatrywane każde rozwiązanie wyświetlacza systemu wizualizacji, o ile spełnia to wymaganie. Odchylenia od minimalnego wymaganego pola widzenia byłyby uwzględniane tylko w przypadku, gdy byłyby związane z maskowaniem wynikającym z konstrukcji kabiny. Chociaż system wizualizacji musi spełnić wymagania testu w konstrukcyjnym punkcie odniesienia „oka pilota”, system wizualizacji – jako pomoc w szkoleniu – powinien zaspokajać potrzeby również przy nominalnym ruchu głowy pilota (lub głów pilotów).
- (B) Widzialny segment ziemi
- (a) Wysokość bezwzględna i RVR zostały wybrane do oceny po to, by powstał wizualizowany obraz, który może być od razu oceniony pod względem dokładności (kalibracja RVR) i przy pomocy którego może być bezpośrednio wyznaczona dokładność położenia (linia środkowa i kąt ścieżki zniżania) symulowanego śmigłowca przy użyciu świateł podejścia/drogi startowej i przyrządów pokładowych.
  - (b) QTG powinien wskazywać źródło danych, tj. lotnisko i drogę startową, z których się korzysta, położenie anteny ILS G/S (lotnisko i śmigłowiec), punkt odniesienia „oka pilota”, kąt odcięcia kabiny, kąt pochylecia śmigłowca itd., wykorzystywane do dokładnych obliczeń treści obrazu widzialnego segmentu ziemi (VGS).
  - (c) Zachęca się do automatycznego pozycjonowania symulowanego śmigłowca w ILS. Jeżeli takie pozycjonowanie jest zrealizowane, to należy zadbać, aby śmigłowiec zajął właściwą pozycję w przestrzeni i

przyjął właściwe położenie. Ręczne wykonanie podejścia lub podejście z zainstalowanym autopilotem również powinno przynieść możliwe do przyjęcia wyniki.

(v) System dźwięku

- (A) Informacje ogólne. Środowisko akustyczne w śmigłowcu jest bardzo złożone i zmienia się wraz z warunkami atmosferycznymi, konfiguracją śmigłowca, prędkością lotu, wysokością, ustawieniami mocy, itd. Dźwięki w kabinie są zatem ważnym elementem środowiska operacyjnego kabiny i jako takie dostarczają załodze lotniczej wartościowych informacji. Te odbierane uchem sygnały mogą pomagać załodze, jako wskazujące nienormalną sytuację, lub przeszkadzać załodze, jako rozpraszające i nużące. Aby szkolenie było efektywne, FSTD powinno zapewniać w kabinie dźwięki, które pilot jest w stanie odebrać podczas normalnej oraz nienormalnej eksploatacji i które są porównywalne z dźwiękami śmigłowca. Stosownie do tego operator FSTD powinien starannie ocenić szumy tła w branych pod uwagę miejscach. Aby zademonstrować zgodność z wymaganiami w zakresie dźwięków, testy obiektywne lub walidacyjne w tym punkcie zostały wybrane w taki sposób, by dostarczyć reprezentatywną próbkę normalnych warunków statycznych – typowych, jakich doświadcza pilot.
- (B) Alternatywne wersje silnikowe. Dla FSTD z kilkoma konfiguracjami silnikowymi należy przedstawić do oceny jako część QTG wszelkie warunki wymienione w punkcie 2.3 tabeli testów walidacyjnych, które producent uznał za znacząco inne z powodu zmiany modelu silnika.
- (C) Dane i system zbierania danych
- (a) Informacje dostarczane producentowi FSTD powinny zawierać dane kalibracyjne i charakterystykę częstotliwościową.
- (b) System stosowany do wykonywania testów wymienionych w punkcie 2.3 tabeli testów walidacyjnych powinien być zgodny z następującymi normami:
- (1) ANSI S1.11-1986 – Specyfikacja dla zestawów filtrów o szerokości oktawy, połowy oktawy i jednej trzeciej oktawy (*Specification for octave, half octave and third octave band filter sets*);
  - (2) IEC 1094-4 –1995 – Mikrofony pomiarowe - typu WS2 lub lepsze (*Measurement microphones type WS2 or better*).
- (D) Hełmofon. Jeżeli podczas normalnej eksploatacji śmigłowca używa się hełmofonu, powinien być on również użyty podczas oceny FSTD.
- (E) Urządzenia odtwarzające. Podczas ocen początkowych należy zapewnić rejestrację warunków zawartych w QTG według punktu 2.3 tabeli testów walidacyjnych FSTD.
- (F) Szum tła
- (a) Szum tła jest to hałas w FSTD powodowany przez układy chłodzenia FSTD i układy hydrauliczne, który nie jest związany ze śmigłowcem oraz dodatkowy hałas z innych pomieszczeń w budynku. Szum tła może poważnie wpływać

na prawidłową symulację dźwięków śmigłowca, tak więc powinno się dążyć do utrzymania szumu tła poniżej poziomu dźwięków śmigłowca. W niektórych przypadkach, by skompensować szum tła, można zwiększyć poziom symulacji. Jednak to podejście jest ograniczone przez określone tolerancje oraz możliwość zaakceptowania środowiska akustycznego przez oceniającego pilota.

- (b) Możliwość zaakceptowania poziomów szumu tła zależy od normalnych poziomów dźwięku w śmigłowcu reprezentowanym przez FSTD. Dopuszczalne są poziomy szumu tła wypadające poniżej linii wyznaczonej przez poniższe punkty (patrz rysunek 3):

- (1) 70 dB przy 50 Hz;
- (2) 55 dB przy 1 000 Hz;
- (3) 30 dB przy 16 kHz

Są to limity dla nieważonych poziomów dźwięku mierzonych w paśmie o szerokości 1/3 oktawy. Gdy szum tła mieści się w tych granicach, nie zapewnia to jeszcze zaakceptowania FSTD. Dźwięki śmigłowca niższe od tych wartości granicznych wymagają starannej oceny i może z nich wynikać potrzeba niższych limitów dla szumu tła.

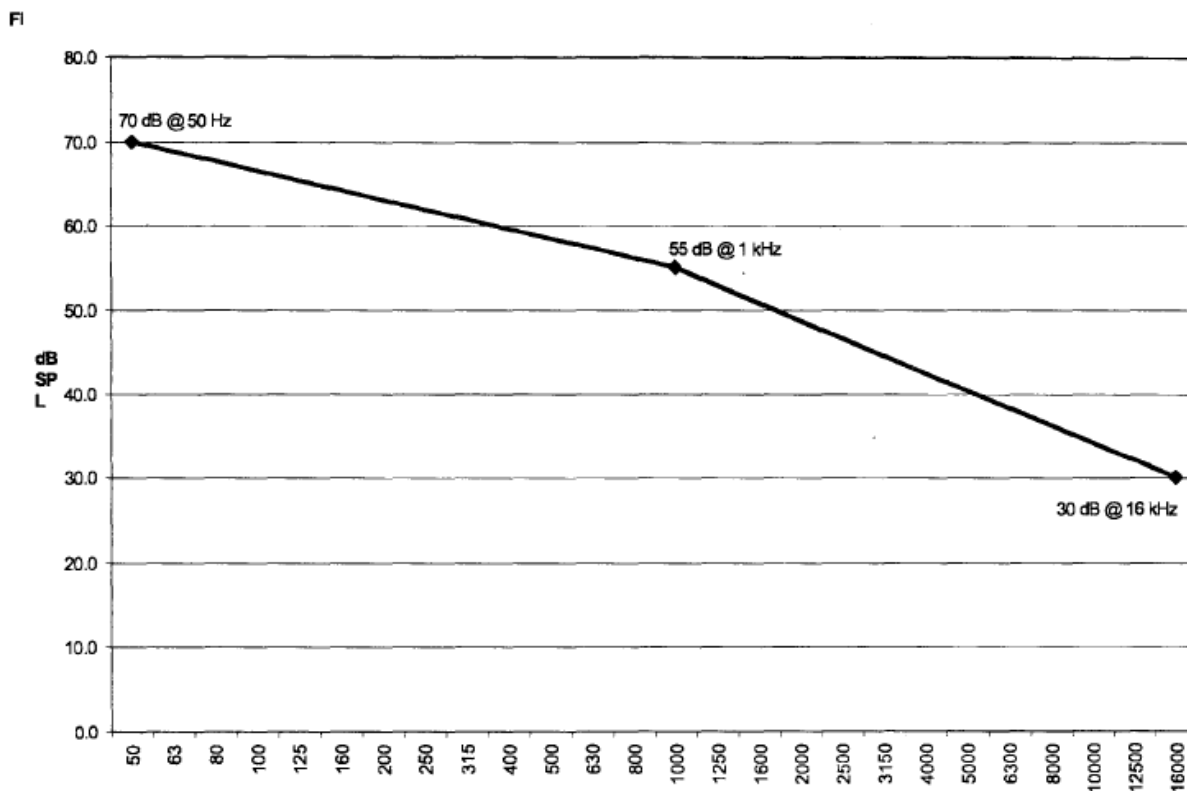


Figure 3. 1/3 Octave Band Frequency (Hz)

**Rysunek 3.** Częstotliwość w paśmie o szerokości 1/3 oktawy.

- (c) Pomiar szumu tła może być wykonany ponownie podczas oceny okresowej zgodnie z punktem 2.4.5.8. Jako tolerancję należy zastosować warunek, że amplitudy podczas oceny okresowej mierzone w paśmie o szerokości 1/3 oktawy nie

mogą różnić się o więcej niż  $\pm 3$  dB od wyników oceny początkowej.

- (G) Charakterystyka częstotliwościowa – wykresy charakterystyki częstotliwościowej należy dostarczyć podczas oceny początkowej. Wykresy te można sporządzić ponownie przy ocenie okresowej zgodnie z punktem 2.4.5.8. Tolerancje, jakie należy zastosować, są następujące:
- (a) amplitudy mierzone w paśmie o szerokości 1/3 oktawy dla trzech następujących po sobie pasm nie mogą różnić się o więcej niż  $\pm 5$  dB od wyników oceny początkowej.
  - (b) średnia wartość sumy bezwzględnych wartości różnic między wynikami oceny początkowej i wynikami oceny okresowej nie może przekroczyć 2 dB (patrz tabela 3).
- (H) Oceny początkowe i okresowe. Jeżeli wyniki kolejnych pomiarów charakterystyki częstotliwościowej i szumu tła FSTD przy ocenie okresowej w porównaniu z wynikami z oceny początkowej mieszczą się w granicach tolerancji, a operator może udowodnić, że nie nastąpiły zmiany w zakresie sprzętu i oprogramowania, które wpłynęłyby na dane śmigłowca, to w takich przypadkach nie jest wymagane ponowne wykonanie pomiarów podczas ocen okresowych.
- Jeżeli podczas ocen okresowych są wykonywane pomiary dla tych przypadków, to wyniki mogą być porównane raczej z wynikami z oceny początkowej, a nie z danymi odniesienia śmigłowca.
- (I) Testowanie walidacji. Stosując określone tolerancje przy upewnianiu się, że symulacja jest reprezentatywna dla śmigłowca, należy rozważyć niedoskonałości danych śmigłowca. Typowe słabe punkty to:
- (a) zmienność danych w zależności od numeru fabrycznego,
  - (b) charakterystyka częstotliwościowa mikrofonu,
  - (c) powtarzalność pomiarów,
  - (d) obce dźwięki podczas rejestracji.

Środkowa częstotliwość pasma	Wyniki z oceny początkowej (dBSPL)	Wyniki z oceny okresowej (dBSPL)	Różnica (wartość bezwzględna)
50	75,0	73,8	1,2
63	75,9	75,6	0,3
80	77,1	76,5	0,6
100	78,0	78,3	0,3
125	81,9	81,3	0,6
160	79,8	80,1	0,3
200	83,1	84,9	1,8
250	78,6	78,9	0,3
315	79,5	78,3	1,2
400	80,1	79,5	0,6
500	80,7	79,8	0,9
630	81,9	80,4	1,5
800	73,2	74,1	0,9
1000	79,2	80,1	0,9
1250	80,7	82,8	2,1
1600	81,6	78,6	3,0
2000	76,2	74,4	1,8
2500	79,5	80,7	1,2
3150	80,1	77,1	3,0
4000	78,9	78,6	0,3
5000	80,1	77,1	3,0
6300	80,7	80,4	0,3
8000	84,3	85,5	1,2
10000	81,3	79,8	1,5
12500	80,7	80,1	0,6
16000	71,1	71,1	0,0
		<b>Średnia</b>	1,1

**Tabela 3** – Przykład tolerancji dla testu charakterystyki częstotliwościowej przy ocenie okresowej

(c) Testy funkcjonalne i testy subiektywne

(1) Omówienie

- (i) Dokładne odwzorowanie funkcji systemów śmigłowca będzie sprawdzane dla każdego stanowiska członka załogi lotniczej. Sprawdzenie to obejmuje procedury z użyciem podręczników zatwierdzonych przez operatora, podręczników zatwierdzonych przez producentów śmigłowców i list kontrolnych. Będą subiektywnie oceniane właściwości pilotażowe, osiągi i działanie systemów FSTD. W celu zagwarantowania, by testy funkcji były przeprowadzane w sposób efektywny i w zaplanowanym czasie, zachęca się operatorów do koordynacji z odpowiednimi Władzami odpowiedzialnym za ocenę, aby były dostępne wszelkie umiejętności, doświadczenie lub fachowa wiedza potrzebne Władzom kierującym zespołem oceniającym.
- (ii) Konieczność testów funkcji i testów subiektywnych wynika z potrzeby potwierdzenia, że w wyniku symulacji powstała całkowicie zintegrowana i możliwa do zaakceptowania replika śmigłowca. W odróżnieniu od testów obiektywnych wymienionych powyżej w punkcie 2 testy subiektywne powinny objąć te obszary obwiedni obciążeń, w których w sposób uzasadniony może się znaleźć uczestnik szkolenia, mimo że FSTD nie zostało zatwierdzone do szkolenia w takich obszarach. Rozsądnie jest zbadać na przykład zachowanie się FSTD w normalnych i nienormalnych

warunkach, aby upewnić się, że symulacja jest reprezentatywna, mimo że może nie być wymagana w tym zakresie dla pożądanego poziomu kwalifikacji. (Wszelkie takie subiektywne oceny powinny zawierać odniesienie do powyższych punktów 2 i 3, w których są zdefiniowane minimalne obiektywne standardy możliwe do przyjęcia dla tego poziomu kwalifikacji. W ten sposób jest możliwe ustalenie, czy symulacja jest bezwzględnie wymagana, czy tylko chodzi tylko o przybliżenie, które, jeżeli ma miejsce, wymaga sprawdzenia w celu potwierdzenia, że nie przyczynia się do negatywnych efektów szkolenia).

- (iii) W fazie procesu oceny obejmującej testy funkcji i testy subiektywne FSTD może być na żądanie Władz ocenione pod kątem specjalnego programu szkolenia operatora. Taka ocena może obejmować część scenariusza szkolenia w lotach liniowych (LOFT) albo elementy programu szkolenia operatora, na które kładzie on specjalny nacisk. Wyniki takiej oceny nie wpłynęłyby na aktualny status kwalifikacji FSTD, chyba że byłyby bezpośrednio powiązane z wymaganiem dla obecnego poziomu kwalifikacji.
- (iv) Testy funkcji będą przeprowadzane w logicznej sekwencji lotów w tym samym czasie, co ocena osiągnięć i właściwości pilotażowych. Umożliwią one pracę FSTD przez 2 do 3 godzin czasu rzeczywistego bez zmiany pozycji lub zamrażania lotu albo położenia, pozwalając tym samym na przeprowadzenie próby niezawodności.

## (2) Wymagania dla testów

- (i) W tabeli testów funkcji i testów subiektywnych są wymienione testy naziemne i testy w locie oraz inne sprawdzenia wymagane do kwalifikacji. Tabela obejmuje manewry i procedury mające na celu dostarczenie pewności, że FSTD funkcjonuje w sposób odpowiedni do jego zastosowania do szkolenia pilotów, ich testowania i sprawdzania w zakresie manewrów i procedur, które są zwykle wymagane w programie szkolenia, testowania i sprawdzania.
- (ii) W tabeli ujęto manewry i procedury uwzględniające pewne właściwości śmigłowców o zaawansowanej konstrukcji i innowacyjne programy szkoleń.
- (iii) Będą oceniane funkcje wszystkich systemów dla przypadków operacji normalnych i - w stosownych przypadkach - naprzemiennych. Podczas oceny manewrów lub zdarzeń związanych z daną fazą lotu będą oceniane procedury postępowania w sytuacjach normalnych, nienormalnych i awaryjnych w tej fazie lotu. Dla „każdej fazy lotu” systemy są wymienione oddzielnie, co ma zapewnić, że zostanie zwrócona właściwa uwaga na sprawdzenie systemów.
- (iv) Przy ocenianiu wyników testów funkcji i testów subiektywnych wymaga się, aby wierność symulacji w odniesieniu do śmigłowca wymagana dla najwyższego poziomu kwalifikacji była jak najwyższa. Jednak dla niższych poziomów kwalifikacji stopień wierności może zostać zmniejszony zgodnie z kryteriami zawartymi powyżej w punkcie 2.
- (v) Ocenę niższych klas FSTD należy dostosować tylko do systemów i warunków lotu, które są symulowane. Podobnie wiele testów będzie miało zastosowanie do lotu automatycznego. W przypadkach, w których lot automatyczny nie jest możliwy i wymagane jest ręczne sterowanie przez pilota, powinno być co najmniej możliwe sterowanie FSTD umożliwiające wykonanie lotu.
- (vi) Należy ocenić wszelkie dodatkowe możliwości wykraczające poza minimalne wymagania standardów dla konkretnego poziomu kwalifikacji, aby upewnić się, że nie mają negatywnego wpływu na zaplanowane manewry wchodzące w zakres szkolenia i testów.



Tabela testów funkcjonalnych i subiektywnych

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
<b>a.</b>	<b>PRZYGOTOWANIE DO LOTU</b>											
	Czynności przed lotem: przeprowadzić sprawdzenie funkcjonowania wszystkich przełączników, wskaźników, systemów i wyposażenia członków załogi oraz stanowisk instruktorów i ustalić, że konstrukcja i funkcje kabiny w zakresie symulacji są identyczne jak w śmigłowcu.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	Czynności przed lotem: przeprowadzić sprawdzenie wszystkich przełączników, wskaźników, systemów i wyposażenia członków załogi oraz stanowisk instruktora i ustalić, że konstrukcja i funkcje kabiny są charakterystyczne dla śmigłowca.								✓	✓	✓	✓
<b>b.</b>	<b>OPERACJE NA POWIERZCHNI ZIEMI</b>											
	(1) Uruchomienie silnika											
	(a) uruchomienie normalne,	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(b) procedury rozruchu naprzemiennego,	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	(c) nienormalne uruchomienia i wyłączenia (uruchomienie silnika z przekroczeniem dopuszczalnej temperatury, zawis obrotów podczas uruchamiania silnika, pożar, itd.).	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(2) Uruchomienie/załączenie wirnika i przyśpieszenie											
	(a) uruchomienie/załączenie wirnika i przyśpieszenie,	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(b) rezonans ziemny (jeżeli dotyczy danego typu).	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	(3) Kołowanie (tylko statek powietrzny z kołami)											
	(a) sygnał wejściowy moc/sterowanie okresowe,	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) tarcie drążka skoku ogólnego i mocy/sterowania okresowego,	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(c) manewrowanie na ziemi	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(d) działanie hamulca	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(e) blokada koła ogonowego/dziobowego	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(f) inne	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
<b>c.</b>	<b>ZAWIS</b>											
	(1) Oderwanie	*	✓	✓	✓							
	(2) Zawis	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(3) Reakcja przyrządów											
	(a) przyrządy wskazujące parametry pracy silnika	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) przyrządy pilotażowe	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(4) Zakręty w zawisie	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
(5)	Sprawdzenie mocy w zawisie											
	(a) z wpływem ziemi (IGE)	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) bez wpływu ziemi (OGE)	*	✓	✓	✓					✓	✓	✓
(6)	Efekt równoważenia momentu obrotowego	*		✓	✓					✓	✓	✓
(7)	Procedury postępowania w sytuacjach nienormalnych i awaryjnych:											
	(a) niesprawność (-ści) silnika	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) niesprawność układu doprowadzania paliwa	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(c) niesprawność układu hydraulicznego	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(d) niesprawność układu stabilizacji	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(e) wadliwe działanie urządzenia sterowania kierunkowego	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(f) inne	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
(8)	Zawis z wiatrem bocznym/tylnym	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
<b>d.</b>	<b>PODLOT/TRANZYT</b>											
	(1) Do przodu	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(2) Na boki	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(3) Do tyłu	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
<b>e.</b>	<b>START</b>											
(1)	Śmigłowce kat. B lub jednosilnikowe											
	(a) normalny											
	(i) z zawisu	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(ii) z wiatrem bocznym/tylnym	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iii) MTOM	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iv) obszar ograniczony	*	✓	✓	✓			✓			✓	✓
	(v) start sposobem samolotowym	*	✓	✓	✓			✓			✓	✓
	(vi) wyniesione lądowisko dla śmigłowców/platforma lądowania	*	✓	✓	✓			✓			✓	✓
	(vii) pionowy	*	✓	✓	✓							
	(b) procedury postępowania w sytuacjach nienormalnych/awaryjnych											
	(i) niesprawność silnika podczas startu (jeżeli jeden silnik, to do zainicjowania hamowania)	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(ii) wymuszone lądowanie (jeżeli jeden silnik, to do zainicjowania hamowania)	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓1	✓	✓
(2)	Operacja kat. A dla wszystkich certyfikowanych profili	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	Start z niesprawnością silnika											
	(i) niesprawność silnika przed TDP	*	✓	✓	✓		✓1	✓			✓	✓
	(ii) niesprawność silnika po TDP	✓	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓1

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
<b>f.</b>	<b>WZNOSENIE</b>											
	(1) Kat. B lub śmigłowce jednosilnikowe											
	(a) obszar bez przeszkód	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(b) przewyższenie nad przeszkodami	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(c) pionowe	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(d) niesprawność silnika	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(e) inne	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(2) Operacja kat. A dla wszystkich certyfikowanych profili z niesprawnością silnika na wysokości do 300 m (1000 stóp) ponad poziomem lądowiska dla śmigłowców	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
<b>g.</b>	<b>PRZELOT</b>											
	(1) Parametry wykonania	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(2) Właściwości lotne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(3) Zakręty											
	(a) zakręty z prędkością kątową 1 i 2	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(b) strome zakręty	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(4) Przyśpieszanie i zwalnianie	✓	✓	✓	✓							
	(5) Sygnały wibracji przy dużej prędkości lotu	✓	✓	✓	✓							
	(6) Procedury postępowania w sytuacjach nienormalnych i awaryjnych											
	(a) pożar silnika	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) niesprawność silnika	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(c) zatrzymanie pracy silnika w locie i ponowny rozruch	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(d) awarie układu doprowadzania paliwa	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(e) niesprawność hydrauliki	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(f) niesprawność układu stabilizacji	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(g) wadliwe działanie urządzenia sterowania kierunkowego	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(h) sygnały wibracji wirnika	✓	✓	✓	✓							
	(i) inne	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
<b>h.</b>	<b>ZNIŻANIE</b>											
	(1) Normalne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(2) Z maksymalną prędkością	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(3) Autorotacyjne (do momentu zainicjowania hamowania)											
	(a) z prostej	*	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(b) z zakretem	*	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
<b>i.</b>	<b>PODEJŚCIA Z WIDOCZNOŚCIĄ</b>											
	(1) Śmigłowce kat. B lub jednosilnikowe											
	(a) Podejście											
	(i) normalne	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(ii) strome	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iii) z małym gradientem zniżania	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iv) pionowe	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) Procedury postępowania w sytuacjach nienormalnych i awaryjnych											
	(i) jeden silnik nie pracuje	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(ii) niesprawność układu doprowadzania paliwa	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iii) niesprawność hydrauliki	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iv) niesprawność układu stabilizacji	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(v) niesprawność urządzenia sterowania kierunkowego	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(vi) autorotacja	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(vii) inne	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(c) Przerwane lądowanie											
	(i) wszystkie silniki pracują	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(ii) nie pracuje jeden silnik lub więcej silników	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(2) Operacja kat. A dla wszystkich certyfikowanych profili											
	(a) od 300 m (1000 stóp) nad poziomem lądowiska dla śmigłowców lub po LDP	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
<b>j.</b>	<b>PODEJŚCIA WEDŁUG WSKAZAŃ PRZYRZĄDÓW</b>											
	Z poniższej listy należy wybrać tylko testy podejścia według wskazań przyrządów odpowiednie dla typu symulowanego śmigłowca lub systemu (-ów) i szkolenia MCC.											
	(1) Nieprecyzyjne											
	(a) pracują wszystkie silniki	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(b) nie pracuje jeden silnik lub więcej silników	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(c) procedury podejścia											
	(i) NDB	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(ii) VOR/DME, RNAV	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(iii) ARA (podejście z wykorzystaniem radaru pokładowego)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(iv) GPS	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(v) inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
	(d) nieudane podejście											
	(i) pracują wszystkie silniki	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(ii) nie pracuje jeden silnik lub więcej silników	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(iii) niesprawność autopilota	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(2) Precyzyjne											
	(a) pracują wszystkie silniki	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(b) nie pracuje jeden silnik lub więcej silników	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(c) procedury podejścia	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(i) DGPS	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(ii) ILS	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	- ręcznie bez układu nakazu lotu											
	- ręcznie z układem nakazu lotu											
	- autopilot włączony											
	- kategoria I											
	- kategoria II											
	(iii) inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(d) nieudane podejście											
	(i) pracują wszystkie silniki	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(ii) nie pracuje jeden silnik lub więcej silników	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(iii) niesprawność autopilota	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
<b>k.</b>	<b>PODEJŚCIE DO LĄDOWANIA I PRZYZIEMIENIE</b>											
	(1) Śmigłowce kat. B lub jednosilnikowe											
	(a) Podejście normalne											
	(i) do zawisu	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(ii) wyniesione lądowisko dla śmigłowców/platforma lądowania	*	✓	✓	✓			✓			✓	✓
	(iii) obszar ograniczony	*	✓	✓	✓			✓			✓	
	(iv) wiatr boczny/tylny	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(v) inne	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(b) Przyziemienie											
	(i) z zawisu	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(ii) bez zawisu	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(iii) sposobem samolotowym	*	*	✓	✓			✓			✓	

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
	(c) Procedury postępowania w sytuacjach nienormalnych i awaryjnych											
	(i) jeden silnik nie pracuje	✓	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(ii) niesprawność doprowadzania paliwa	✓	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(iii) niesprawność hydraulicznej	✓	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(iv) niesprawność układu stabilizacji	✓	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(v) niesprawność urządzenia sterowania kierunkowego	✓	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(vi) autorotacja	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(vii) inne	✓	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(2) Operacja kat. A dla wszystkich certyfikowanych profili											
	(a) Lądowanie z awarią silnika											
	(i) niesprawność silnika przed lub w LDP	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
	(ii) niesprawność silnika w lub za LDP	*	✓	✓	✓		✓1	✓		✓1	✓	✓
<b>I.</b>	<b>DOWOLNA FAZA LOTU</b>											
	(1) Działanie systemów śmigłowca i układu napędowego (w zależności od sytuacji)											
	(a) klimatyzacja	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(b) układ antyoblodzeniowy/układ usuwający oblodzenie	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(c) pomocniczy układ napędowy	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(d) systemy łączności	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(e) układ elektryczny	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(f) systemy oświetlenia (wewnętrznego i zewnętrznego)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(g) układ wykrywania i tłumienia ognia i dymu	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(h) układ stabilizacji	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(i) urządzenia sterowania lotem/urządzenia do równoważenia momentu obrotowego	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(j) paliwo i olej	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(k) układy hydrauliczne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(l) podwozie	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(m) zespół napędowy	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(n) układy przeniesienia napędu	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(o) układy wirnika	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(p) komputery sterowania lotem	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(q) układy zwiększania stateczności i poprawy sterowania (SAS)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(r) układy uruchamiane głosem	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(s) inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
(2)	Systemy zarządzania i sterowania lotem (w zależności od sytuacji)											
	(a) radar pokładowy	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(b) systemy wspomaganie lądowania	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(c) autopilot	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(d) systemy zapobiegania kolizjom (GPWS, ACAS)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(e) wyświetlacze danych lotu	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(f) komputery zarządzania lotem	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(g) wskaźniki przezierne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(h) systemy nawigacyjne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(i) NVG	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(j) inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
(3)	Procedury w powietrzu											
	(a) szybkie zatrzymanie	*	*	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) kształt toru oczekiwania	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(c) unikanie niebezpieczeństw (GPWS, TCAS, radar pogodowy). Stosownie do sytuacji, z wyjątkiem radaru pogodowego wymaganego przy szkoleniu MCC na FNPT.	*	*	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(d) wychodzenie z dynamicznego przeciągnięcia na łopacie powracającej (stosownie do sytuacji)	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(e) uderzanie wirnika o maszt (stosownie do sytuacji)	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(f) pierścień wirowy	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
<b>m.</b>	<b>WYŁĄCZENIE SILNIKA I PARKOWANIE</b>											
	(1) Działanie silnika i systemów	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(2) Działanie hamulca postojowego	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(3) Działanie hamulca wirnika	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(4) Procedury postępowania w sytuacjach nienormalnych i awaryjnych	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
	(5) Inne	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
<b>n.</b>	<b>EFEKTY RUCHU</b>											
	(1) Dudnienie drogi startowej, odchylenia amortyzatora, efekt prędkości na ziemi i nierówności powierzchni	*	✓	✓	✓							
	(2) Drgania (typu <i>buffet</i> ) spowodowane przez siłę nośną przemieszczania	*	✓	✓	✓							
	(3) Drgania podczas wysuwania i chowania podwozia	*	✓	✓	✓							
	(4) Drgania spowodowane dużą prędkością i przeciągnięciem na łopacie powracającej	*	✓	✓	✓							
	(5) Drgania spowodowane pierścieniem wirowym	*	✓	✓	✓							
	(6) Charakterystyczne efekty będące wynikiem przyziemienia	*	✓	✓	✓							
	(7) wibracje wirnika (-ów) (sygnały ruchu)	✓	✓	✓	✓							

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
	(8) Siła nośna przemieszczania	*	✓	✓	✓							
	(9) Utrata skuteczności urządzenia do równoważenia momentu obrotowego	*	✓	✓	✓							
<b>o.</b>	<b>SYSTEM DŹWIĘKU</b>											
	Istotne dźwięki śmigłowca powinny obejmować:											
	(1) Silnik, wirnik i układ przeniesienia napędu do porównywalnego poziomu stwierdzonego w śmigłowcu.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(2) Dźwięki katastrofy powinny być w logiczny sposób związane z lądowaniem z nietypowej wysokości lub z przekroczeniem wytrzymałości konstrukcji śmigłowca.	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	
	(3) Istotne dźwięki kabiny i dźwięki będące wynikiem działań pilota.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓
<b>p.</b>	<b>EFEKTY SPECJALNE</b>											
	(1) Efekty oblodzenia											
	(a) płatowca	*	*	✓	✓		✓2	✓2		✓2	✓2	✓2
	(b) wirników	*	*	✓	✓		✓2	✓2		✓2	✓2	✓2
	(2) Efekty zanieczyszczenia wirnika			✓	✓							
<b>q.</b>	<b>SYSTEM WIZUALIZACJI</b>											
	(1) Dokładne odtworzenie środowiska powiązane z położeniem i pozycją symulatora	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(2) Lądowiska dla śmigłowców											
	(a) odległości, z jakich widoczne są charakterystyczne elementy lądowiska dla śmigłowców, nie powinny być mniejsze od niżej wymienionych. Odległości mierzy się od środka FATO do śmigłowca ustawionego zgodnie z kierunkiem podejścia FATO na rozszerzonej 3-stopniowej ścieżce schodzenia.											
	(i) definicja lądowiska dla śmigłowców, migające światła, światła podejścia z 8 km	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(ii) pomoce wspomagające lądowanie z widocznością i światła krawędziowe FATO/LOF powinny być widoczne z 5 km przy kątach podejścia do 12 stopni	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iii) rozróżnienie świateł krawędziowych FATO/LOF i drogi kołowania z 3 km	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iv) oznakowania FATO i TLOF w zasięgu świateł lądowania dla scen nocnych	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(v) oznakowania FATO i TLOF stosownie do wymaganej rozdzielczości powierzchni dla scen dziennych	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) co najmniej trzy różne obrazy lądowiska dla śmigłowców, którymi powinny być:											
	(i) lotnisko	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(ii) równy ograniczony obszar na powierzchni oraz		✓	✓	✓			✓			✓	✓
	(iii) wyniesione lądowisko dla śmigłowców		✓	✓	✓			✓			✓	✓



TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
	(c) charakterystyczna zawartość obrazu lądowiska dla śmigłowców, w tym następujące elementy:											
	(i) powierzchnie dróg startowych, lądowiska dla śmigłowców, dróg kołowania i ramp oraz oznakowania na nich,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(ii) oświetlenie FATO/TLOF, pomocy wspomagających lądowanie z widocznością i światła podejścia o właściwych kolorach,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iii) oświetlenie obrzeża lotniska i drogi kołowania,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(iv) rampy i budynki terminala oraz obiekty pionowe odpowiadające wymaganiom operacyjnym scenariusza operatora dla szkolenia LOFT,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(v) właściwości kierunkowe świateł migających, świateł podejścia, świateł krawędziowych drogi startowej, pomocy wspomagających lądowanie z widocznością, świateł środkowej linii drogi startowej, świateł progowych i świateł strefy przyziemia na drodze startowej zamierzonego lądowania powinny być odwzorowane w sposób realistyczny.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(3) Charakterystyczny efekt wizualny zewnętrznego oświetlenia śmigłowca ze zmniejszoną widocznością, taki jak odbity blask świateł lądowania, świateł krawędziowych i pulsujących.		✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(4) Elementy regulacyjne dla instruktora do sterowania:											
	(a) podstawą chmur/ wierzchołkami chmur,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) widzialnością w kilometrach lub milach morskich i RVR w metrach lub stopach,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(c) wyborem lotniska/lądowisko dla śmigłowców,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(d) oświetleniem lotniska/lądowiska dla śmigłowców,	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(e) ruchem na ziemi i w powietrzu.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(5) Zgodność systemu wizualizacji z programowaniem aerodynamicznym	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(6) Odniesienia wzrokowe do oceny zmian prędkości opadania, prędkości i wysokości AGL podczas lądowań (np. charakterystyczne cechy dróg startowych lub lądowisk dla śmigłowców, dróg kołowania, ramp i terenu).	*	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(7) Możliwości w zakresie wizualizacji scen:											
	(a) w półmroku i scen nocnych,	✓	✓									
	(b) w półmroku, scen nocnych i dziennych.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(8) Ogólne charakterystyczne cechy terenu.	*	✓	✓	✓		✓	✓			✓	✓
	Poniżej 5000 stóp przedstawić realistyczną wizualizację umożliwiającą nawigację tylko w oparciu o terenowe punkty odniesienia. Należy właściwie zobrazować ukształtowanie terenu.											

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
(9)	Na wysokości 610 m (2000 stóp) i poniżej nad lotniskiem lub lądowiskiem dla śmigłowców i w promieniu 16 kilometrów (9 mil morskich) od lotniska lub lądowiska dla śmigłowców zobrazowanie pogody, zawierające następujące elementy:											
	(a) zmienną gęstość chmur			✓	✓							
	(b) częściowe zaciemnienie scen naziemnych; efekt zachmurzenia od małego do dużego			✓	✓		✓	✓			✓	✓
	(c) sygnały wzrokowe dające wrażenie prędkości w chmurach				✓							
	(d) stopniowe pogorszenie pogody			✓	✓		✓	✓			✓	✓
	(e) widoczność i RVR wyrażone odległością			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(f) niejednolita mgła			✓	✓							
	(g) wpływ mgły na oświetlenie lotniska lub lądowiska dla śmigłowców			✓	✓		✓	✓			✓	✓
(10)	Możliwość przedstawienia niebezpieczeństw na ziemi i w powietrzu takich jak inny statek powietrzny przekraczający aktywną drogę startową oraz skupiający się ruch lotniczy.			✓	✓							✓
(11)	Wizualizowane sceny operacyjne zapewniające bogate w sygnały środowisko wystarczające do precyzyjnego wykonywania manewrów z małą prędkością lotu i na małej wysokości (bezwzględnej) oraz lądowania.			✓	✓		✓	✓			✓	✓
(12)	Wizualizowane sceny operacyjne ilustrujące charakterystyczne zależności fizyczne, o których wiadomo, że powodują złudzenia podczas lądowania, takie jak krótkie drogi startowe, podejścia do lądowania nad wodą, pochyłe i strome tereny lądowania, wznoszący się teren wzdłuż ścieżki podejścia i unikalne cechy topograficzne.				✓							
	<i>Uwaga – złudzenia mogą być demonstrowane na standardowym porcie lotniczym lub konkretnym lotnisku.</i>											
(13)	Specjalne zobrazowania pogody z lekkimi, umiarkowanymi i silnymi opadami oraz błyskawicami w sąsiedztwie burzy z piorunami przy starcie, podejściu i lądowaniu na wysokości 610 m (2000 stóp) nad powierzchnią lotniska lub lądowiska dla śmigłowców i mniejszej oraz w promieniu 16 kilometrów (9 NM) od lotniska lub lądowiska dla śmigłowców.				✓							
(14)	Tereny lądowania mokre i pokryte śniegiem, włącznie z odbiciem światła drogi startowej lub lądowiska dla śmigłowców, światłami częściowo przyciemnionymi z powodu śniegu lub odpowiednimi efektami alternatywnymi.				✓							
(15)	Powinny być zasymulowane efekty falowania i wiatru na trójwymiarowym modelu oceanu.				✓							
(16)	Powinny być zasymulowane efekty „obmywania” śmigłowca na różnych powierzchniach takich jak śnieg, piasek, błoto i trawa, z towarzyszącymi efektami zmniejszonej widoczności.				✓							

TABELA TESTÓW FUNKCJONALNYCH I SUBIEKTYWNYCH		FFS				FTD			FNPT			
		A	B	C	D	1	2	3	I	II	III	MCC
	(17) Realistyczny kolor i właściwości kierunkowe oświetlenia lotniska lub lądowiska dla śmigłowców.	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(18) Wizualizowany obraz powinien korelować ze zintegrowanymi systemami śmigłowca, (np. systemy unikania terenu, ruchu i pogody oraz system naprowadzania ze wskaźnikiem przeziernym [HGS]) - w przypadkach, gdy są one zainstalowane. (Dla FTD i FNPT mogą być ograniczone do specyficznych obszarów geograficznych). Odwzorowanie radaru pogodowego w śmigłowcach, w których na przyrządach nawigacyjnych pilota są prezentowane informacje z radaru. Sygnały odbite radaru powinny korelować z wizualizowanym obrazem.			✓	✓		✓	✓				✓
	(19) Dynamiczna wizualizacja płaszczyzny obrotów wirnika łącznie z efektami uruchamiania i wyłączenia wirnika, jak również położeniem tarczy wirnika będących wynikiem sterowania przez pilota.			✓	✓							
	(20) Aby zaspokoić potrzeby szkolenia LOFT, system wizualizacji powinien zapewniać gładkie przechodzenie do nowych scen operacyjnych bez przelotu przez chmury.				✓			✓			✓	✓
	(21) Aby pomagać w szkoleniu, system wizualizacji powinien zapewniać odpowiednie informacje zwrotne o wysokości i wykryciu kolizji z obiektami trójwymiarowymi.			✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(22) Jakość scen											
	(a) powierzchnie oraz sygnały teksturalne powinny być wolne od rozpraszającej uwagę kwantyzacji (aliasingu)	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓
	(b) punkty świetlne systemu powinny być wolne od rozpraszającego uwagę drżenia lub smużenia			✓	✓							
	(c) system umożliwiający sześć stopni skokowej regulacji światła (od 0 do 5)	✓	✓	✓	✓		✓	✓		✓	✓	✓

**Uwagi:**

*Uwaga ogólna: Sygnały ruchu i drgań będą dotyczyć tylko FSTD wyposażonych w odpowiedni układ ruchu.*

(1) *Ograniczone do profili na wolnym terenie*

(2) *Ograniczone do osiągów*

\* *Sprawdzić pod kątem efektów negatywnych*

**Załącznik 1 do AMC1 FSTD(H).300 Tolerancje dla testów walidacyjnych**

## (a) Informacje ogólne

- (1) Tolerancje podane w AMC1 FSTD(H).300 zostały opracowane z myślą, aby stanowiły miarę stopnia pokrywania się właściwości przy zastosowaniu jako odniesienie danych z testów w locie.
- (2) Jest jednak wiele przyczyn, dla których poszczególne testy mogą nie mieścić się całkowicie w zalecanych granicach tolerancji:
  - (i) test w locie jest narażony na potencjalne błędy z różnych źródeł, np. błędy przyrządów i zakłócenia atmosferyczne podczas zbierania danych;
  - (ii) mogą również wystąpić trudności przy porównywaniu danych wykazujących szybkie zmiany lub obciążonych zakłóceniami;
  - (iii) dane pochodzące z symulatora konstrukcyjnego i inne dane z obliczeń mogą wykazywać błędy ze względu na rozmaite, omówione niżej, potencjalne różnice.
- (3) Przy stosowaniu tolerancji do jakiegokolwiek testu należy przeprowadzić rzetelną analizę techniczną. Kiedy wynik testu wyraźnie wykracza poza ustalone granice tolerancji bez widocznego powodu, należy uznać, że wymaganie nie zostało spełnione.
- (4) Wykorzystanie jako danych odniesienia danych nie pochodzących z testów w locie było w przeszłości stosunkowo nieduże, dlatego też do testów stosowano tolerancje, o których mowa. Jednak coraz szerzej stosuje się tego rodzaju dane jako dane źródłowe do walidacji i tendencja ta prawdopodobnie będzie nadal kontynuowana.
- (5) Podstawą do stosowania danych pochodzących z symulatora konstrukcyjnego jest fakt, że dane odniesienia powstają przy użyciu tych samych modeli symulacji co modele stosowane w równoważnym szkoleniowym symulatorze lotu, co oznacza, że dwa zestawy wyników powinny być „zasadniczo” podobne. Zastosowanie tolerancji opartych na danych z testów w locie może podważyć podstawę dla stosowania danych pochodzących z symulatora konstrukcyjnego, ponieważ do zademonstrowania prawidłowej implementacji pakietu danych potrzebna jest zasadnicza zgodność.
- (6) Są oczywiście powody, dla których można oczekiwać, że wyniki z dwóch źródeł będą się różnić:
  - (i) urządzenia (zespoły awioniki i urządzenia sterowania lotem);
  - (ii) wskaźniki iteracji;
  - (iii) kolejność wykonywania;
  - (iv) metody całkowania;
  - (v) architektura procesora;
  - (vi) odchyłki cyfrowe
    - (A) metody interpolacji;
    - (B) różnice w opracowaniu danych;
    - (C) tolerancje trymowania dla autotestów, itd.
- (7) Wszelkie różnice powinny być jednak małe, a ich powody - inne niż te wyżej wymienione - powinny być w zrozumiały sposób wyjaśnione.

- (8) W przeszłości dane z symulacji konstrukcyjnej wykorzystywano tylko do zademonstrowania zgodności z pewnymi dodatkowymi funkcjami objętymi modelowaniem:
    - (i) dane z testów w locie nie mogły być z uzasadnionych przyczyn udostępnione;
    - (ii) dane z symulacji konstrukcyjnych stanowiły tylko małą część całego zestawu danych do walidacji;
    - (iii) walidację kluczowych obszarów przeprowadzono w oparciu o dane z testów w locie.
  - (9) Obecny szybki wzrost wykorzystania i przewidywanego wykorzystania danych z symulacji konstrukcyjnej jest ważną sprawą, ponieważ:
    - (i) z ważnych powodów technicznych dane z testów w locie często nie są dostępne;
    - (ii) następuje postęp w dziedzinie alternatywnych rozwiązań technicznych;
    - (iii) stale jest obecny problem kosztów.
  - (10) Potrzebne są zatem wytyczne w zakresie stosowania tolerancji dla danych walidacyjnych generowanych przez symulatory konstrukcyjne.
- (b) Tolerancje dla testów opartych na danych nie pochodzących z testów w locie
- (1) Jeżeli jako dozwolonej formy danych odniesienia do walidacji używa się dla testów obiektywnych wymienionych w tabeli testów walidacyjnych danych pochodzących z symulatora konstrukcyjnego lub innych danych nie pochodzących z testów w locie, to uzyskany stopień zgodności danych odniesienia z wynikami uzyskanymi dla FSTD powinien być bardzo wysoki. Nie jest możliwe określenie dokładanego zestawu tolerancji, ponieważ powody zgodności innej niż pełna będą się zmieniać w zależności od szeregu czynników omówionych w pierwszym punkcie tego załącznika.
  - (2) Jeżeli nie istnieje racjonalne uzasadnienie znaczącej różnicy pomiędzy danymi odniesienia i wynikami otrzymanymi dla FSTD, zaleca się stosowanie tolerancji w wysokości 20 % tolerancji dla danych „z testów w locie”.
  - (3) Aby można było stosować te wytyczne (20 % tolerancji dla testów w locie), instytucja przekazująca dane powinna dostarczyć dobrze udokumentowany model matematyczny i procedurę testowania, umożliwiające dokładne odtworzenie wyników jej symulacji konstrukcyjnej.

**Załącznik 2 do AMC1 FSTD(H).300 Mapa danych do walidacji**

## (a) Informacje ogólne

- (1) Producenci śmigłowców lub inne organizacje dostarczające danych powinni dostarczyć, jako część pakietu danych, mapę do walidacji (VDR). Dokument VDR zawiera materiały o charakterze wytycznych sformułowanych przez organizację dostarczającą dane do walidacji śmigłowca, rekomendujące najlepsze możliwe źródła danych, które będą wykorzystane w QTG jako dane do walidacji. VDR ma szczególną wartość w przypadkach wniosków o kwalifikację „tymczasową” oraz o kwalifikację alternatywnych wersji z innymi silnikami lub awioniką. VDR należy przedłożyć władzom jak najwcześniej na etapach opracowywania planu dla każdego FSTD, dla którego przewidziano kwalifikację w zakresie zgodności ze standardami zawartymi w niniejszym dokumencie. Odpowiednie krajowe władze lotnictwa cywilnego są ostatecznym organem zatwierdzającym dane do wykorzystania jako materiał do walidacji dla QTG. Kierownik krajowego programu symulatorów Amerykańskiej Władzy Lotniczej oraz Grupa Sterująca ds. FSTD Wspólnych Władz Lotniczych zobowiązały się prowadzić wykaz uzgodnionych VDR.
- (2) Mapa danych do walidacji powinna wyraźnie określać (w formie tabeli) źródła danych dla wszystkich wymaganych testów. Powinien on również dostarczać wytycznych w zakresie ważności tych danych dla konkretnej konfiguracji typu silnika i siły ciągu oraz wersji wszystkich urządzeń awioniki mających wpływ na właściwości pilotażowe i osiągi śmigłowca. Dokument powinien zawierać także racjonalne uzasadnienie lub wyjaśnienie w przypadkach braku danych lub parametrów, gdy mają być wykorzystane dane z symulacji konstrukcyjnej, kiedy metody testów w locie wymagają wyjaśnienia, itp., wraz z krótkim opisem przyczyny i skutku wszelkich odchyień od wymagań odnoszących się do danych. Ponadto dokument powinien powoływać się na inne właściwe źródła danych do walidacji (np. dokumenty z danymi z zakresu dźwięków i wibracji).
- (3) Tabela 1 poniżej przedstawia standardową mapę, w którym podano źródła danych do walidacji dla skróconej listy testów. Pełna mapa powinna obejmować wszystkie testy.
- (4) Oprócz tego w załączniku F do dokumentu IATA „Wymagania dla danych do konstrukcji i osiągow symulatorów lotu” (*Flight Simulator Design & Performance Data Requirements*) są przedstawione dwa przykłady „stron z racjonalnym uzasadnieniem”. Strony zawierają przykładowe informacje o konfiguracji awioniki i typu statku powietrznego oraz opisowe racjonalne uzasadnienie techniczne dla danych odbiegających od normy, dostarczają danych alternatywnych lub stanowią możliwą do zaakceptowania podstawę dla władz do wyrażenia zgody na odstępstwa od wymagań dotyczących walidacji według QTG.

Nr ICAO lub IATA	Nazwa testu	Walidacja		Dokument walidacyjny						Uwagi	
		Źródło									
	<b>Uwagi: 1. Pokazano tylko jedną stronę i dla zwięzłości usunięto niektóre warunki testów; 2. Należy sięgnąć do odpowiednich przepisów i uwzględnić wszystkie testy, które mają zastosowanie; 3. Źródło walidacji, dokument i uwagi zostały tutaj zamieszczone wyłącznie w celach poglądowych i nie oznaczają wyrażenia zgody na ich wykorzystanie</b>	Tryb CCA*1	Dane statku powietrznego zarejestrowane podczas testów	Dane z symulatora konstrukcyjnego	POM dla aerodynamiki, Dok. nr	POM dla urządzeń sterowania	POM dla manewrów na ziemi, Dok. nr	POM dla napędu, Dok. nr xxx32L	POM zintegrowany, Dok. nr	Załącznik do niniejszego VDR, Dok. nr xxx987, NOWY	D71 = typ silnika: DEF-71, ciąg: 71,5 K D73 = typ silnika: DEF-73, ciąg: 73 K Duże litery pisane <b>TLUSTYM</b> drukiem oznaczają podstawowe źródło walidacji. Małe litery oznaczają alternatywne źródło walidacji. R = racjonalne uzasadnienie jest zawarte w załączniku do VDR
1.a.1	Minimalny promień zakrętu		X				D71				
1.a.2	Prędkość kąta zakrętu w funkcji kąta koła dziobowego (2 prędkości)		X				D71				
1.b.1	Czas i długość przyspieszania na ziemi		X			d73			D73		Dane podstawowe zawarte w IPOM
1.b.2	Minimalna prędkość sterowania z niepracującym silnikiem krytycznym na ziemi (Vmcg)		x	X	d71					D73	Patrz techniczne uzasadnienie dla danych testu w VDR
1.b.3	Minimalna prędkość unoszenia (Vmu)		X		D71						
1.b.4	Normalny start		X		d73				D73		Dane podstawowe zawarte w IPOM
1.b.5	Niesprawność krytycznego silnika podczas startu		X		d71					D73	Dane dotyczące siły ciągu silnika alternatywnego z testów w locie w VDR
1.b.6	Start z wiatrem bocznym		X		d71					D73	Dane dotyczące siły ciągu silnika alternatywnego z testów w locie w VDR
1.b.7	Przerwany start		X		D71					R	Odstępstwo od procedury testu, patrz racjonalne uzasadnienie
1.b.8	Dynamiczna niesprawność silnika po starcie			X						D73	Źadne dane z testów w locie nie są dostępne, patrz racjonalne uzasadnienie
1.c.1	Normalne wznoszenie – wszystkie silniki		X		d71				D71		Dane podstawowe zawarte w IPOM
1.c.2	Wznoszenie - silnik wyłączony, drugi segment		X		d71					D73	Dane dotyczące siły ciągu silnika alternatywnego z testów w locie w VDR
1.c.3	Wznoszenie – silnik wyłączony, lot po trasie		X		d71					D73	Dostępne dane AFM (73 K)
1.c.4	Wznoszenie podczas podejścia – silnik wyłączony		X		D71						
1.c.5.a	Przyspieszanie w locie poziomym		x	X	d73					D73	Dane z symulacji konstrukcyjnej ze zmienioną szybkością przyspieszania w układzie elektronicznego sterowania EEC w VDR
1.c.5.b	Zwalnianie w locie poziomym		x	X	d73					D73	Dane z symulacji konstrukcyjnej ze zmienioną szybkością zwalniania w układzie elektronicznego sterowania EEC w VDR
1.d.1	Wykonanie przelotu		X		D71						
1.e.1.a	Czas i droga zatrzymania (hamulce kół / mała masa)			X	D71					d73	Źadne dane z testów w locie nie są dostępne, patrz racjonalne uzasadnienie
1.e.1.b	Czas i droga zatrzymania (hamulce kół / średnia masa)		X	x	D71					d73	
1.e.1.c	Czas i droga zatrzymania (hamulce kół / duża masa)		X	x	D71					d73	
1.e.2.a	Czas i droga zatrzymania (ciąg wsteczny / mała masa)		X	x	D71					d73	
1.e.2.b	Czas i droga zatrzymania (ciąg wsteczny / średnia masa)			X	d71					D73	Źadne dane z testów w locie nie są dostępne, patrz racjonalne uzasadnienie

\*1 Tryb CCA będzie opisany dla warunków każdego testu.

\*2 Jeżeli do walidacji wykorzystuje się dane z więcej niż jednego typu statku powietrznego, to może być potrzebna większa liczba kolumn.

### Tabela 1: Dane do walidacji

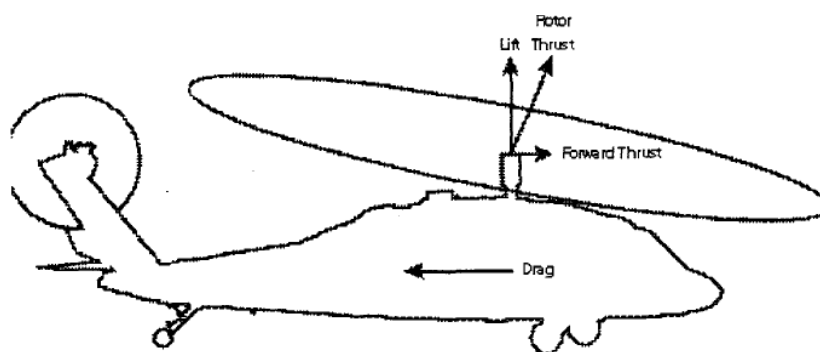
**Załącznik 3 do AMC1 FSTD(H).300 Techniki modelowania aerodynamiki wirnika**

## (a) Wprowadzenie

Dostępnych jest kilka technik modelowania aerodynamiki silnika. Należą do nich tarcze wirnika, mapy wirnika i modele elementów łopat. Koszt, wierność symulacji i wymagania szkoleniowe to trzy czynniki, które mogą determinować wybór właściwego modelu do zastosowania.

## (b) Modele tarczowe

- (1) Modele tarczy wirnika w typowym przypadku aproksymują wahanie pionowe łopat za pomocą pierwszych wyrazów szeregu Fouriera. Zakłada się, że krzywa siły nośnej jest liniową funkcją kąta natarcia, a napływ jest jednakowy na całej tarczy. Przy tych założeniach siły i momenty wytwarzane przez łopaty w trakcie jednego obrotu mogą być zapisane w formie analitycznej. Azymutalne położenie łopaty może być więc zignorowane przez pozostałą część modelu aerodynamiki śmigłowca, który widzi siły znormalizowane jako generowane przez wytwarzającą ciąg tarczę. Modele tarczowe są zwykle łatwe do wdrożenia i dostrojenia oraz wymagają do uruchomienia minimalnych zasobów komputera. Modele tarczowe są najlepsze pod względem dokładnego odtwarzania parametrów statycznych, a najgorsze pod względem dokładnego odtwarzania dynamicznych właściwości pilotażowych i lotu na granicach obwiedni obciążeń, gdzie niektóre założenia leżące u podstaw symulacji przestają być prawdziwe. Ryzyko, że modele te mogą wymagać niedającego się opanować nagromadzenia dodatków w celu zasymulowania wszystkich efektów występujących w śmigłowcu, które w naturalny sposób nie wpływają z modelu, takich jak efekt przeciągnięcia łopat, przeciągnięcia dynamicznego, przepływu odwrotnego i sprzężenia sterów. Dla pewnych typów śmigłowców i dla wielu wirników ogonowych niektóre z tych efektów będą pomijalne lub występują poza obwiednią obciążeń spotykaną w lotnictwie cywilnym i tym samym nie mają wpływu na wymagania szkoleniowe dla FSTD. Możliwość dodania wpływu wiatru wiejącego pod ostrym kątem na tarczę wirnika, jaki może pojawić się na obszarach ograniczonych lub podczas szkolenia zaawansowanego jest problematyczna, ponieważ ujęcie za pomocą wzorów zakłada stałą prędkość wiatru na tarczy.



90267F21.RT

*Rotor thrust* – ciąg wirnika  
*Drag* – siła oporu  
*Lift* – siła nośna  
*Forward thrust* – ciąg do przodu

**Rysunek 1**

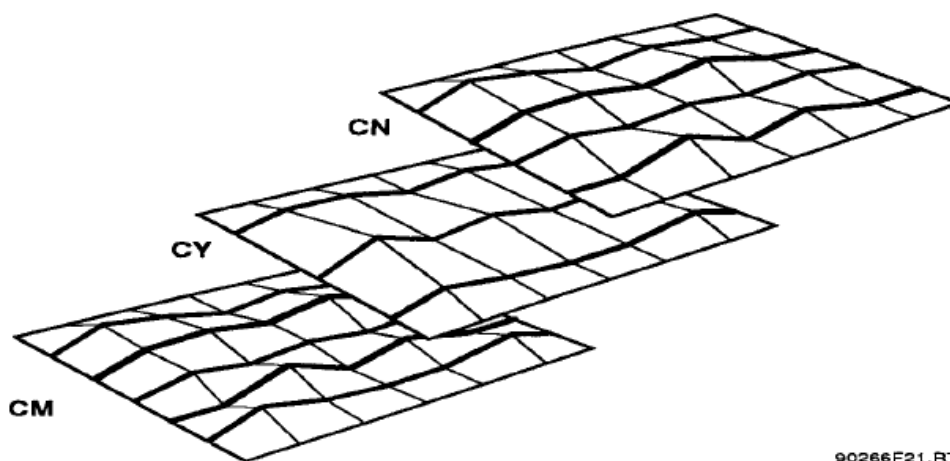
## (c) Modele mapy wirnika

- (1) Modele mapy wirnika, zwane też modelami współczynników, również nie są wymagające pod względem obliczeniowym. W tej metodzie do obliczenia sił i momentów statku powietrznego wykorzystuje się bazę danych współczynników lub pochodnych stateczności i sterowania. Wynikiem symulacji będzie interpolacja



jego zachowania się rozpoczynająca się od najbliższych punktów w bazie danych. Tę bazę danych można wygenerować poprzez analizę danych z testów w locie lub na podstawie modelu „off-line” z elementami łopaty. Zachowanie w stanie ustalonym teoretycznie może być łatwo „dostrojone” po prostu przez skorygowanie punktów danych w bazie danych. Jeśli jednak baza danych została wygenerowana na podstawie modelu „off-line” z elementami łopaty, to można by poświęcić dużo pracy na „dostrajanie” modelu „off-line”, co oznacza usunięcie z symulacji jednego kroku. Wynik netto to oszczędność czasu rzeczywistego potrzebnego do przeprowadzenia symulacji, lecz koszty opracowania mogą być tak wysokie, jak dla pełnego modelu elementów łopaty. Model z elementami łopaty, który generuje bazę danych, nie podlega ograniczeniom w zakresie czasu rzeczywistego, ponieważ przebiega „off-line”, może być zatem w istotnym stopniu bardziej złożony niż modele z elementami łopaty w czasie rzeczywistym.

Wierność FSTD może być ograniczona przez całkowitą wielkość i ziarnistość bazy danych. Nie każdy możliwy lot będzie ujęty w bazie danych i może być potrzebne wygenerowanie oddzielnych baz danych do symulacji trybów awaryjnych. Tak jak dla modelu tarczy wirnika, włączenie do symulacji opartej na elementach łopaty znanych przepływów powietrza jest problematyczne oraz może - na przykład - wpłynąć na realizm symulowanej turbulencji i efektywność szkolenia z lądowania na obszarze ograniczonym, na którym wiatry mają tak duże gradienty, że nie są stałe na całej tarczy wirnika.

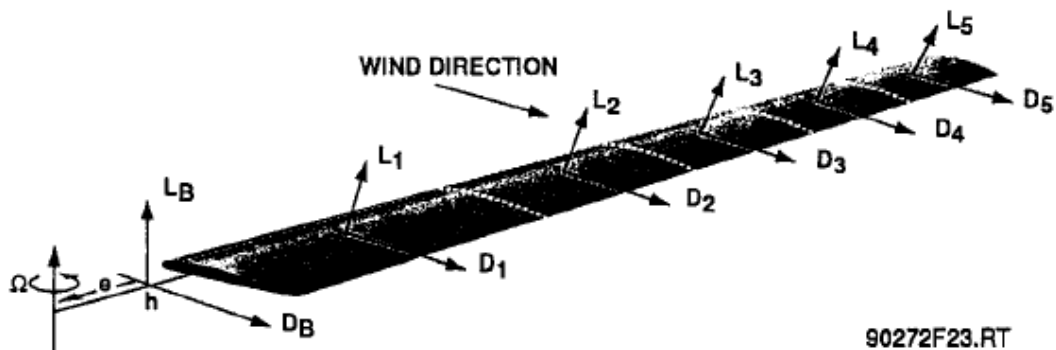


**Rysunek 2**

(d) Modele wirnika z elementami łopaty

- (1) Istota modelu wirnika z elementami łopaty polega na podziale łopaty na elementy dyskretne. Prędkość wirnika i sekcja promieniowa, jak również lokalne wiatry przy każdym segmencie używane są do obliczania lokalnego kąta natarcia, kąta ślizgu i liczby Macha. Przy użyciu charakterystyk profilu lotniczego na segmencie łopaty oblicza się siły aerodynamiczne. Po obliczeniu sił i momentów dla wszystkich segmentów rozwiązuje się równania ruchu dla każdej łopaty. Ograniczenia w dziedzinie czasu rzeczywistego mogą ograniczyć liczbę segmentów oraz stopień swobody (elastyczność) łopat i złożoność modelu napływu. Model z elementami łopaty w czasie rzeczywistym i związany z nim model napływu są dużo bardziej złożone niż tarcza wirnika, lecz oferują dokładniejszą symulację dynamiki łopaty wirnika śmigłowca. Ruchy łopaty wirnika są obliczane w ten sam sposób nawet przy bardzo małych prędkościach, co zapewnia wierność symulacji operacji śmigłowca od stanu z zatrzymanym wirnikiem, przez uruchomienie do pełnej obciążenia, łącznie z niesprawnościami i efektami dużych gradientów wiatru na elementach łopaty, które występują w obszarach ograniczonych lub

podczas szkolenia zaawansowanego. Model może być zastosowany w celu zapewnienia amplitud i tendencji wibracji śmigłowca.



*wind direction* – kierunek wiatru

**Rysunek 3**

(e) Wnioski

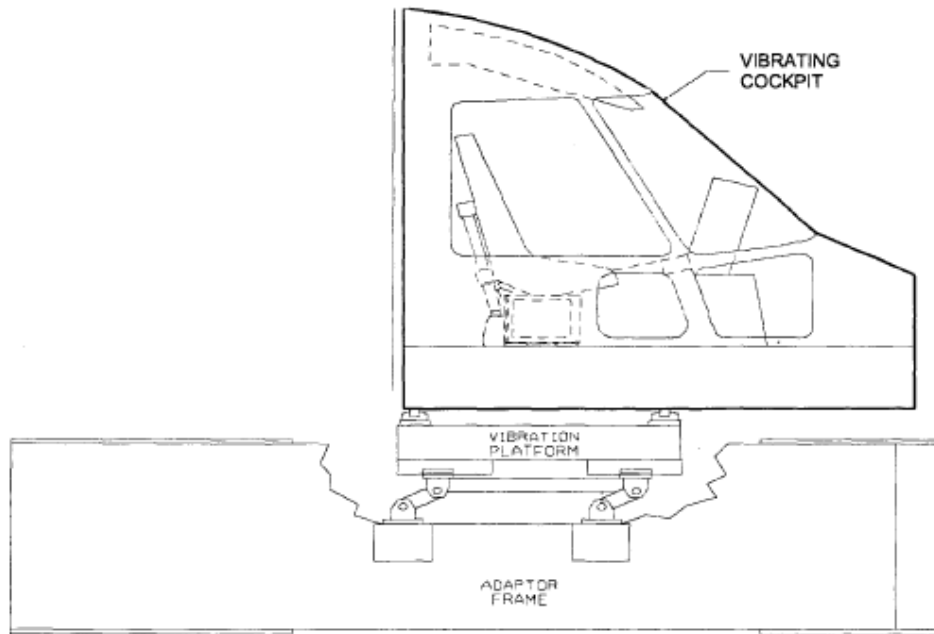
- (1) Sam wybór sposobu modelowania nie może zagwarantować wierności. Najlepszym gwarantem szkolenia z dokładną symulacją pozostaje walidacja z użyciem danych z testów w locie. Model z elementami łopaty wirnika zmniejsza ryzyko dla szkolenia symulacyjnego, zapewniając pełniejszą symulację wirnika, lecz uzyskuje się to za cenę większej złożoności i wymagań dotyczących zasobów komputera. Wybór taki może być uzasadniony w przypadkach, kiedy cele szkolenia związane z symulacją wymagają wysokiego poziomu wierności.

**Załącznik 4 do AMC1 FSTD(H).300 Platformy wibracyjne do FSTD dla śmigłowców**

- (a) Rola wibracji w dostarczaniu sygnałów pilotowi
- (1) Zwrotna informacja o ruchu w wiroplacie ma szerokie pasmo częstotliwości i amplitud składające się z sygnałów zawierających się w zakresie od dużych doznawanych przyśpieszeń do wibracji o wysokiej częstotliwości generowanych przez harmoniczne wirnika. Wibracje śmigłowców, oprócz tego, że stwarzają nieprzyjemne środowisko eksploatacyjne, dostarczają pilotom zwrotnej informacji o dynamice wirnika bardzo istotnych dla ich możliwości sterowania statkiem powietrznym. Normalne i nienormalne warunki lotu są zatem odczuwane przez pilotów poprzez poziomy (amplitudy) wibracji i są nieodłącznym elementem lotu śmigłowcem. Stan lub nieprawidłowa praca wirnika, takie jak oblodzenie lub uszkodzenie, są szybko subiektywnie identyfikowane przez odczuwanie zwiększonych wibracji i zmian charakterystyk.
  - (2) Środowisko szkoleniowe FSTD powinno poddawać pilota bardzo wiernym i realistycznym poziomom wibracji w celu polepszenia transferu efektów szkolenia. Wibracje – w przypadku, gdy są dokładnie symulowane i zharmonizowane z sygnałami z układu wizualizacji i systemu dźwięku - zapewniają rozwijanie przez pilota właściwych strategii sterowania przy jednoczesnym doznawaniu charakterystycznych obciążeń roboczych.
  - (3) Aby stworzyć autentyczne środowisko lotu do wykonywania lotów i móc stymulować pilotów wibracjami charakterystycznymi dla statku powietrznego, należy dokładnie odtworzyć trzy parametry wibracji: tendencję, osie i poziomy wibracji. Na przykład tendencje wibracji poinformują pilota, że śmigłowiec wszedł w fazę przejściową między zawisem i poziomym lotem z małą prędkością. Wibracje śmigłowca są wielowymiarowe, to znaczy, że są odczuwane jako występujące na więcej niż jednym stopniu swobody jednocześnie. Wykazano, że symulowanie wibracji w osiach X, Y i Z ma istotne znaczenie dla szkolenia pilota. Wibracje o dokładnie odtworzonych poziomach dostarczają subiektywnych informacji o obciążeniach, jakie są wywierane na śmigłowiec podczas niektórych manewrów.
- (b) Ograniczenia dla stosowania układu ruchu o 6 stopniach swobody do odtwarzania wibracji
- (1) Możliwość symulowania wibracji wiroplatu przez układ ruchu o sześciu stopniach swobody (ang. 6-DOF) jest ograniczone. Chociaż większość układów ruchu jest zdolnych do odtwarzania wibracji, to dynamiczny zakres amplitud i częstotliwości wibracji śmigłowca (typowo od 3 Hz do 50 Hz) wykracza poza ograniczone możliwości częstotliwościowe synergistycznych układów ruchu (typowo od 0 Hz do 10 Hz w osi pionowej i mniej w osi podłużnej i poprzecznej).
  - (2) Ponadto zastosowanie charakterystycznych wibracji do całej konstrukcji symulatora może wpłynąć niekorzystnie na okres funkcjonowania niektórych elementów składowych symulatora, takich jak system wizualizacji.
- (c) Zalety specjalnej platformy wibracyjnej o trzech stopniach swobody
- (1) W celu zwiększenia osiągnięć układu ruchu 6 DOF i uzyskania dokładnego odtwarzania wibracji przy minimalizacji obciążeń dla konstrukcji symulatora proponuje się, aby pasmo częstotliwości sygnałów ruchu było podzielone na dwa. Do odtwarzania każdego konkretnego zakresu częstotliwości byłoby więc przeznaczone specjalne urządzenie. Zakres niższych częstotliwości jest wykorzystywany do sterowania układem ruchu, a zakres wyższych częstotliwości, zawierający większość informacji o wibracjach, jest używany do sterowania platformą wibracyjną.
  - (2) Do symulowania wibracji można wykorzystać dwa rozwiązania:
    - (i) Platformę wibracyjną składającą się z układu o 3 stopniach swobody dostosowanego do wibracji i zainstalowanego pod kokpitem, jak pokazano

na rysunku 1. Ten system łączy ze sobą szerokie pasmo, niezależne osie sterowania (w celu uniknięcia przesłuchu) i dużą sztywność.

- (ii) Platformę wibracyjną składającą się z układu o 3 stopniach swobody zapewniającego wibracje foteli, urządzeń sterowania i głównej tablicy przyrządów niezależnie od kokpitu. To rozwiązanie zmniejsza poruszającą się masę w stosunku do obciążenia i tym samym minimalizuje ryzyko rezonansu.



VIBRATING COCKPIT – WIBRUJĄCY KOKPIT  
VIBRATION PLATFORM – PLATFORMA WIBRACYJNA  
ADAPTOR FRAME – RAMA ADAPTERA

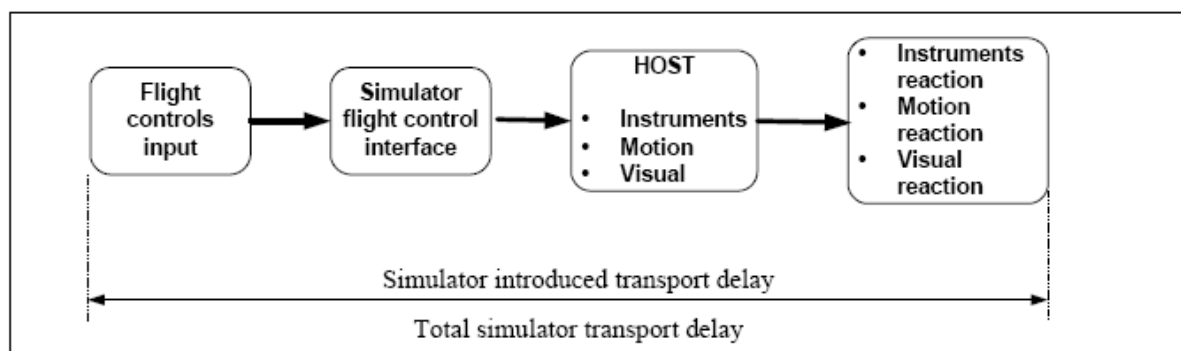
**Rysunek 1.** Przykład systemu wibracyjnego kokpitu o trzech stopniach swobody

**Załącznik 5 do AMC1 FSTD(H).300 Metoda przeprowadzania testu czasu opóźnienia**

## (a) Informacje ogólne

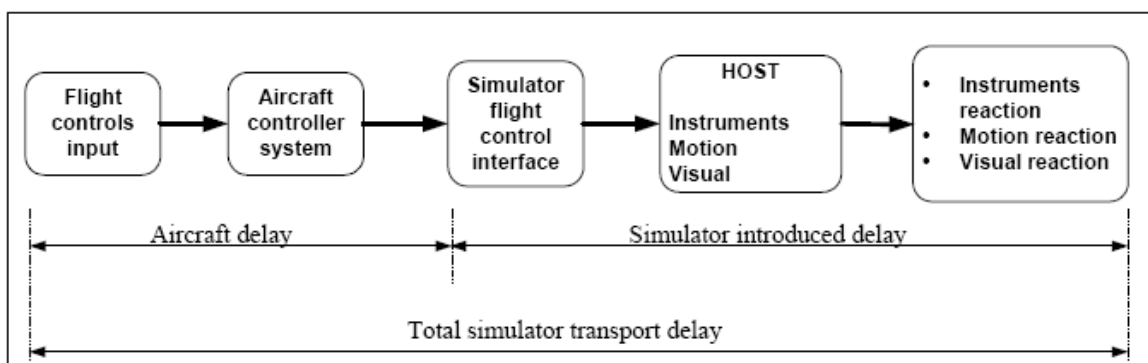
- (1) Celem niniejszego załącznika jest pokazanie, w jaki sposób należy ustalić, czy opóźnienie czasowe wprowadzane w systemie FSTD nie przekracza określonej wartości. To znaczy, jak zmierzyć czas przejścia sygnału sterującego przez interfejs, każdy moduł głównego komputera i z powrotem - poprzez interfejs - do układu ruchu, systemu przyrządów pokładowych i systemu wizualizacji, od chwili jego wprowadzenia i wykazać, że nie przekracza on wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych.
- (2) Są opisane następujące cztery charakterystyczne przykłady opóźnienia czasowego:
  - (i) symulacja klasycznego statku powietrznego nie sterowanego komputerowo;
  - (ii) symulacja statku powietrznego sterowanego komputerowo z użyciem jego rzeczywistych urządzeń;
  - (iii) symulacja statku powietrznego sterowanego komputerowo z użyciem emulacji programowej jego urządzeń;
  - (iv) symulacja z użyciem awioniki programowej lub przyrządów adaptowanych.
- (3) Rysunek 1 ilustruje łączne opóźnienie czasowe dla statku powietrznego nie sterowanego komputerowo lub klasyczny test opóźnienia czasowego.
- (4) Ponieważ dla tego przypadku nie ma opóźnień wywoływanych przez statek powietrzny, łączne opóźnienie czasowe jest równoważne opóźnieniu wprowadzanemu.
- (5) Rysunek 2 ilustruje metodę przeprowadzania testu opóźnienia czasowego stosowaną w FSTD wykorzystujących rzeczywisty układ sterownika statku powietrznego.
- (6) Aby otrzymać opóźnienie czasowe sygnałów dla układów ruchu, przyrządów i systemu wizualizacji, należy od łącznego opóźnienia czasowego odjąć opóźnienie spowodowane przez sterownik statku powietrznego. Ta różnica reprezentuje wprowadzane opóźnienie czasowe.
- (7) Wprowadzane opóźnienie czasowe mierzy się od chwili wprowadzenia sygnału sterującego w kokpicie do momentu reakcji przyrządów oraz układu ruchu i systemu wizualizacji (patrz rysunek 1).
- (8) Alternatywnie sygnał sterowania może być wprowadzony za układem sterownika statku powietrznego, a wprowadzane opóźnienie czasowe można zmierzyć bezpośrednio od chwili wprowadzenia sygnału sterowania do momentu reakcji przyrządów oraz układu ruchu i systemu wizualizacji FSTD (patrz rysunek 2).
- (9) Rysunek 3 ilustruje metodę przeprowadzania testu opóźnienia czasowego stosowaną w FSTD wykorzystujących układ sterownika statku powietrznego emulowany programowo.
- (10) Przy zastosowaniu architektury symulowanego układu sterownika statku powietrznego dla osi poprzecznej, wzdłużnej i pionowej nie jest możliwy prosty pomiar wprowadzanego opóźnienia czasowego. Tak więc sygnał powinien być mierzony bezpośrednio od sterownika pilota. Ponieważ układ kontrolera rzeczywistego samolotu ma nieodłączne własne opóźnienie ustalone przez producenta statku powietrznego, wytwórca FSTD powinien zmierzyć łączne opóźnienie czasowe i odjąć inherentne opóźnienie rzeczywistych komponentów statku powietrznego oraz upewnić się, czy wprowadzane opóźnienie nie przekracza wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych.

- (11) Specjalne pomiary dla sygnałów dla przyrządów w przypadku FSTD wykorzystujących układ wskaźników dla przyrządów z rzeczywistego statku powietrznego, a nie wskaźniki symulowane lub adaptowane. Aby upewnić się, że wprowadzane opóźnienie nie przekracza wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych, w przypadku tego rodzaju przyrządów pokładowych należy zmierzyć łączne opóźnienie czasowe i odjąć inherentne opóźnienie rzeczywistych komponentów statku powietrznego.
- (i) Rysunek 4A ilustruje proces opóźnienia sygnału dla przypadku bez symulacji wyświetlaczy statku powietrznego. Wprowadzane opóźnienie jest opóźnieniem pomiędzy ruchem urządzenia sterowania i zmianą sygnału dla przyrządu w magistrali danych.
- (ii) Rysunek 4B ilustruje metodę testowania wymaganą do prawidłowego pomiaru wprowadzanego opóźnienia zmodyfikowaną z powodu zastosowania awioniki programowej lub przyrządów adaptowanych. Mierzone jest łączne opóźnienie czasowe symulowanego przyrządu, a od tego łącznego opóźnienia należy odjąć opóźnienie statku powietrznego. Ta różnica reprezentuje wprowadzane opóźnienie i nie powinna przekraczać wymaganych granic tolerancji z tabel testów walidacyjnych. Inherentne opóźnienie dla statku powietrznego pomiędzy magistralą danych i wskaźnikami jest oznaczone jako XX ms (patrz rysunek 4A). Czas tego opóźnienia będzie podany przez producenta wskaźników.
- (12) Rejestrowane sygnały. Wyjaśnienia dotyczące sygnałów rejestrowanych w celu przeprowadzenia obliczeń opóźnienia czasowego powinny być umieszczone na schemacie blokowym. Producent FSTD powinien również dostarczyć wyjaśnienie, dlaczego każdy z tych sygnałów został wybrany i jakie jest jego powiązanie z powyższymi opisami.
- (13) Interpretacja wyników. Jest rzeczą normalną, że wyniki dla FSTD zmieniają się w czasie od jednego testu do drugiego. Można to łatwo wyjaśnić działaniem prostego czynnika zwanego „niepewnością pobierania próbek”. Wszystkie FSTD pracują z określoną szybkością, a wszystkie moduły są kolejno wykonywane w głównym komputerze. Sygnały wejściowe urządzeń sterowania lotem mogą pojawić się w dowolnym momencie iteracji, lecz nie zostaną one poddane obróbce przed rozpoczęciem nowego cyklu iteracji. Dla FSTD pracujących z częstotliwością 60 Hz można spodziewać się w najgorszym przypadku różnicy 16,67 ms. Ponadto w pewnych warunkach główny komputer FSTD i system wizualizacji nie pracują z tą samą prędkością iteracji, więc sygnał wyjściowy z głównego komputera do systemu wizualizacji nie zawsze będzie zsynchronizowany.
- (14) Test opóźnienia czasowego powinien uwzględniać najgorszy przypadek pracy systemu wizualizacji. Tolerancja jest zgodna z wymaganiami zamieszczonymi w tabelach testów walidacyjnych, a reakcja układu ruchu powinna mieć miejsce przed zakończeniem pierwszego pola sygnału wizyjnego zawierającego nową informację.



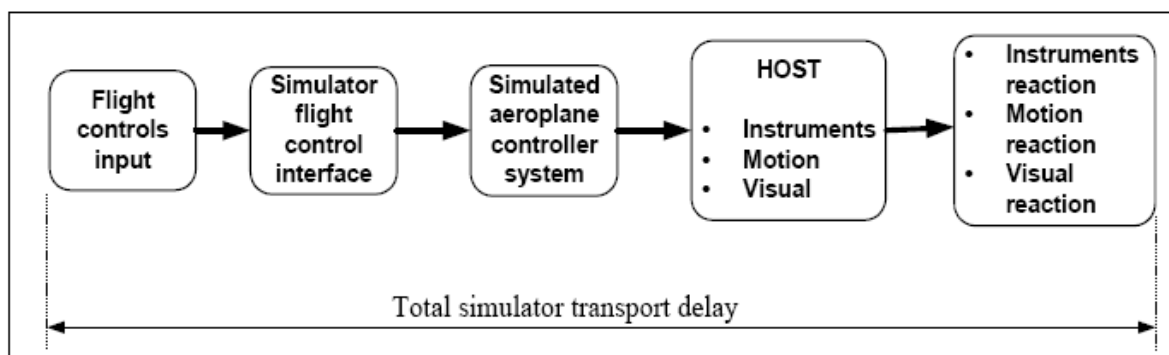
*Flight controls input* – sygnał wejściowy urządzeń sterowania lotem  
*Simulator flight control interface* – interfejs urządzeń sterowania lotem symulatora  
*HOST* – komputer główny  
*Instruments* – przyrządy  
*Motion* – ruch  
*Visual* – wizualizacja  
*Instruments reaction* – reakcja przyrządów  
*Motion reaction* – reakcja układu ruchu  
*Visual reaction* – reakcja systemu wizualizacji  
*Simulator introduced transport delay* – opóźnienie czasowe wprowadzane przez symulator  
*Total simulator transport delay* – łączne opóźnienie czasowe symulatora

**Rysunek 1.** Opóźnienie czasowe dla symulacji klasycznego statku powietrznego nie sterowanego komputerowo



*Flight controls input* – sygnały wejściowe urządzeń sterowania lotem  
*Simulator flight control interface* – interfejs urządzeń sterowania lotem symulatora  
*HOST* – komputer główny  
*Instruments* – przyrządy  
*Motion* – ruch  
*Visual* – wizualizacja  
*Instruments reaction* – reakcja przyrządów  
*Motion reaction* – reakcja układu ruchu  
*Visual reaction* – reakcja systemu wizualizacji  
*Simulator introduced transport delay* – opóźnienie czasowe wprowadzane przez symulator  
*Total simulator transport delay* – łączne opóźnienie czasowe symulatora  
*Aircraft delay* – opóźnienie statku powietrznego  
*Aircraft controller system* – układ sterownika statku powietrznego

**Rysunek 2.** Opóźnienie czasowe dla symulacji statku powietrznego sterowanego komputerowo wykorzystującej urządzenia rzeczywistego statku powietrznego



*Flight controls input* – sygnał wejściowy urządzeń sterowania lotem  
*Simulator flight control interface* – interfejs urządzeń sterowania lotem symulatora  
*Simulated aeroplane controller system* – symulowany układ sterownika samolotu  
*HOST* – komputer główny  
*Instruments* – przyrządy  
*Motion* – ruch

*Visual* – wizualizacja

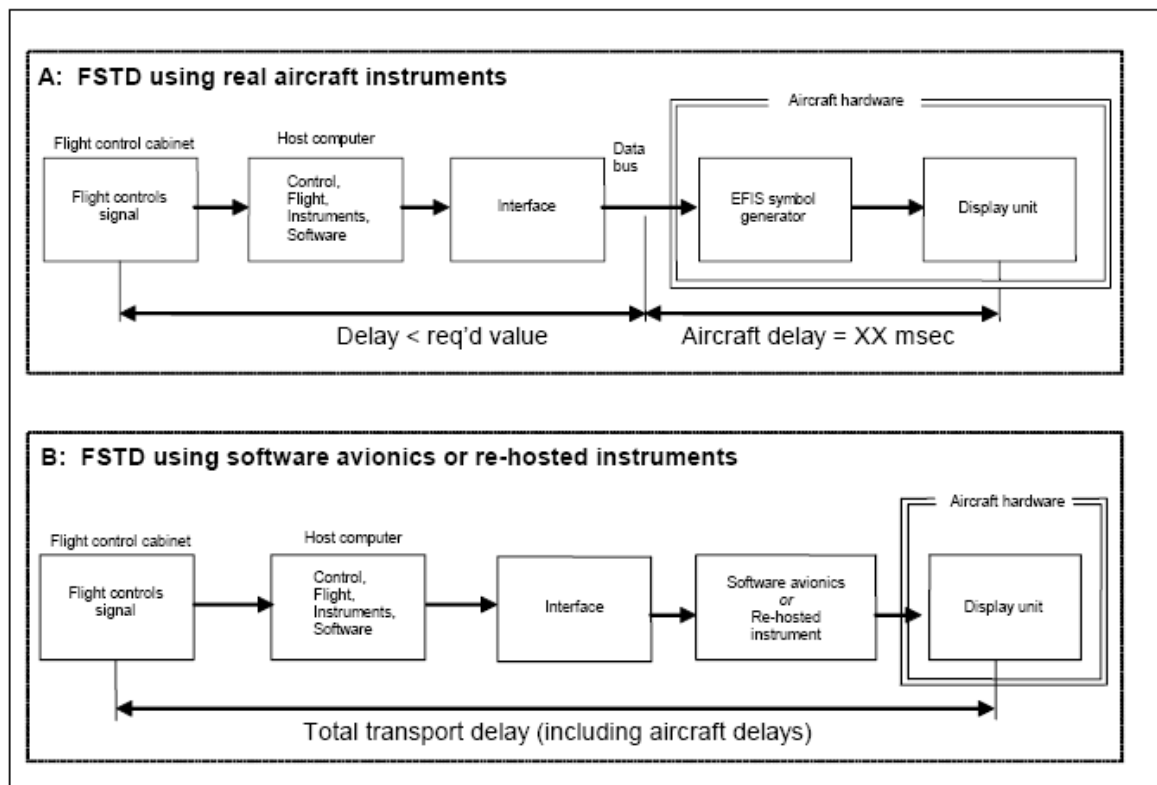
*Instruments reaction* – reakcja przyrządów

*Motion reaction* – reakcja układu ruchu

*Visual reaction* – reakcja systemu wizualizacji

*Total simulator transport delay* – łączne opóźnienie czasowe symulatora

**Rysunek 3.** Opóźnienie czasowe dla symulacji statku powietrznego sterowanego komputerowo wykorzystującej emulację programową urządzeń statku powietrznego



*FSTD using real aircraft instruments* - FSTD wykorzystujące przyrządy rzeczywistego statku powietrznego

*Flight control cabinet* – szafka sterowania lotem

*Flight controls signal* – sygnał dla urządzeń sterowania lotem

*Host computer* – komputer główny

*Control, flight, instruments, software* – sterowanie, lot, przyrządy, oprogramowanie

*Interface* – interfejs

*Data bus* – magistrala danych

*Aircraft hardware* – urządzenia statku powietrznego

*EFIS symbol generator* – generator symboli EFIS

*Display unit* – wyświetlacz

*Delay < req'd value* – opóźnienie mniejsze od wymaganej wartości

*Aircraft delay = XXX msec* – opóźnienie statku powietrznego = XXX ms

B

*FSTD using software avionics or re-hosted instruments* – FSTD wykorzystujące awionikę programową lub przyrządy adaptowane

*Flight control cabinet* – szafka sterowania lotem

*Flight controls signal* – sygnał dla urządzeń sterowania lotem

*Host computer* – komputer główny

*Control, flight, instruments, software* – sterowanie, lot, przyrządy, oprogramowanie

*Interface* – interfejs

*Software avionics or re-hosted instrument* – awionika programowa lub przyrząd adaptowany

*Aircraft hardware* – urządzenia statku powietrznego

*Display unit* – wyświetlacz

*Total transport delay (including aircraft delays)* - łączne opóźnienie czasowe (w tym opóźnienia statku powietrznego)

**Rysunek 4A i 4B.** Opóźnienie czasowe dla symulacji statku powietrznego wykorzystującej rzeczywiste lub adaptowane sterowniki przyrządów



**Załącznik 6 do AMC1 FSTD(H).300 Oceny okresowe – przedstawianie danych z testów walidacyjnych****(a) Informacje ogólne**

- (1) Podczas początkowej oceny FSTD tworzy się MQTG. Jest to główny dokument, z którym porównuje się wyniki testów podczas ocen okresowych (z uwzględnieniem późniejszych zmian w dokumencie).
- (2) Obecnie przyjęta metoda przedstawiania wyników testów z ocen okresowych polega na dostarczeniu wyników dla FSTD nałożonych na dane odniesienia. Wyniki testów starannie się przegląda, aby ustalić, czy mieszczą się w określonych granicach tolerancji. Może to być proces czasochłonny, zwłaszcza wtedy, kiedy dane odniesienia wykazują szybkie zmiany lub wyraźne anomalie wymagające oceny technicznej w aspekcie zastosowania tolerancji. W tych przypadkach rozwiązaniem jest porównanie wyników z MQTG. Jeżeli wyniki z oceny okresowej są takie same jak wyniki w MQTG, to uznaje się, że wymagania zostały spełnione. Zarówno operator, jak i władze szukają wszelkich zmian w charakterystykach FSTD od czasu kwalifikacji początkowej.

**(b) Przedstawianie wyników testów z ocen okresowych**

- (1) Promując sprawniejsze przeprowadzanie ocen okresowych, zachęca się operatorów FSTD, by nakładali wyniki okresowych testów walidacyjnych na wyniki z MQTG dla FSTD zarejestrowane podczas oceny początkowej z uwzględnieniem późniejszych zmian. Jakakolwiek zmiana w wynikach testu walidacyjnego będzie od razu widoczna. Operatorzy mogą również zdecydować się na wykreślenie - oprócz wyników walidacyjnych testów okresowych i testów z MQTG - danych odniesienia.
- (2) Nie ma zalecanych tolerancji dla różnic pomiędzy wynikami okresowych testów walidacyjnych FSTD i wynikami testów walidacyjnych z MQTG. Analizę wszelkich rozbieżności pomiędzy parametrami FSTD podczas testu okresowego i parametrami z MQTG pozostawia się do uznania operatorowi FSTD i władzom.
- (3) Różnice między dwoma zestawami wyników, inne niż małe różnice związane z zagadnieniem powtarzalności (patrz Załącznik 1 do niniejszego AMC), których nie można łatwo wyjaśnić, mogą wymagać analizy.
- (4) FSTD powinno zachowywać zdolność do wykreślenia wyników automatycznych i manualnych testów walidacyjnych wspólnie z danymi odniesienia.
- (5) Specjalne rozważania dla okresowej kwalifikacji FNPT są zawarte w AMC5 FSTD(H).300, punkt (e)(4).

## **Załącznik 7 do AMC1 FSTD(H).300 Zastosowanie zmian do CS FSTD w odniesieniu do pakietów danych dla FSTD dla istniejącego statku powietrznego**

Oczekuje się, że dane do walidacji dla testów obiektywnych zawartych w QTG - poza wyjątkami specjalnie wskazanymi w AMC1 FSTD(H).300 punkt (b)(3) - będą pochodzić z testowania śmigłowca w locie.

W idealnym przypadku pakiety danych dla wszystkich nowych FSTD będą w pełni zgodne z aktualnymi standardami wymaganymi przy kwalifikowaniu FSTD.

Dla typów śmigłowców wchodzących po raz pierwszy do eksploatacji po opublikowaniu nowej edycji CS FSTD(H) dostarczenie możliwych do zaakceptowania danych potrzebnych do procesu kwalifikacji FSTD jest kwestią porozumienia w zakresie planowania i zagadnień związanych z przepisami.

Dla śmigłowców certyfikowanych przed wydaniem nowej edycji CS FSTD(H) nie zawsze może być możliwe dostarczenie wymaganych danych dla każdego nowego - lub zmienionego w porównaniu z poprzednimi edycjami - testu obiektywnego. Po certyfikacji producenci normalnie nie udostępniają już statku powietrznego do testów w locie z przyrządami wymaganymi do zebrania dodatkowych danych. Najmniejsze prawdopodobieństwo, że testowy statek powietrzny będzie nadal dostępny, zachodzi w przypadku danych z testów w locie zebranych przez niezależną organizację dostarczającą dane.

Niezależnie od powyższego, z wyjątkiem przypadków, kiedy są już dopuszczalne inne rodzaje danych (patrz na przykład AMC6 i AMC7 FSTD(H).300), preferowanym źródłem danych do walidacji jest test w locie. Oczekuje się, że organizacje zajmujące się dostarczaniem danych poczynią wszelkie starania, aby dostarczyć wymagane dane z testów w locie. Jeżeli istnieją jakiegokolwiek dane z testów w locie (odbytego podczas certyfikacji lub innego programu testów w locie) dotyczące określonego wymagania, te dane z testów powinny być dostarczone. Jeżeli istnieje jakakolwiek możliwość przeprowadzenia tych testów w locie przy okazji nowego programu testów w locie, należy je przeprowadzić i dostarczyć dane w pakiecie danych następnej edycji. Kiedy te dane z testów w locie rzeczywiście nie są dostępne, można dopuścić alternatywne źródła danych z zachowaniem następującej hierarchii preferencji:

po pierwsze: test w locie w innych, ale prawie równoważnych warunkach lub konfiguracji.

po drugie: dane z poddanej audytowi symulacji konstrukcyjnej - jak określono w AMC1 FSTD(H).200 punkt (a)(1) - z możliwego do zaakceptowania źródła (na przykład zgodnego z wytycznymi podanymi w AMC6 FSTD(H).300 punkt (b)) lub wykorzystane do certyfikacji statku powietrznego.

po trzecie: dane o osiągnięciach statku powietrznego - jak określono w AMC1 FSTD(H).200 punkt (a)(1) - lub z innych zatwierdzonych udostępnionych źródeł (np. produkcyjny plan testów w locie) dla następujących testów;

- (i) 1d wykonanie zawisu (IGE, OGE)
- (ii) 1g wykonanie wznoszenia (AEO, OEI)

po czwarte: w przypadkach, w których nie są dostępne żadne inne dane, można - tylko w wyjątkowych okolicznościach - zaakceptować następujące źródła pod warunkiem oceny każdego przypadku przez Władze, których dotyczy, biorąc pod uwagę pożądany poziom kwalifikacji dla FSTD:

- (i) niepublikowane, ale możliwe do zaakceptowania źródła, np. obliczenia, symulacje, wideo lub inne proste środki stosowane do analizy lub rejestracji testów w locie
- (ii) dane bazowe zarejestrowane podczas testów rzeczywistego, wymagającego kwalifikacji, szkoleniowego FSTD, potwierdzone drogą subiektywnej oceny przez pilota wyznaczonego przez krajowe władze lotnictwa cywilnego (NAA).

W niektórych przypadkach duży sens techniczny może mieć dostarczenie wyników więcej niż jednego testu do sprawdzenia szczególnego wymagania testu obiektywnego.

Dla śmigłowców certyfikowanych przed dniem wydaniem lub zmiany, po niepowodzeniu odpowiednich starań o uzyskanie właściwych danych z testów w locie, operator może wskazać

w MQTG konkretne testy, dla których dane z testów w locie są niedostępne lub nieodpowiednie. Dla każdego przypadku niedostępności preferowanych danych należy dostarczyć racjonalne uzasadnienie zawierające przyczyny niezgodności i usprawiedliwiające wykorzystanie innych danych lub zastosowanie innego testu (lub innych testów).

Te uzasadnienia powinny być w widoczny sposób zapisane na schemacie walidacji danych (VDR) zgodnie z Załącznikiem 2 do AMC1 FSTD(H).300.

Należy zdawać sobie sprawę, że może nadejść czas, kiedy będzie dostępnych tak mało kompatybilnych danych z testów w locie, iż może być wymagany nowy test w locie w celu ich zebrania.

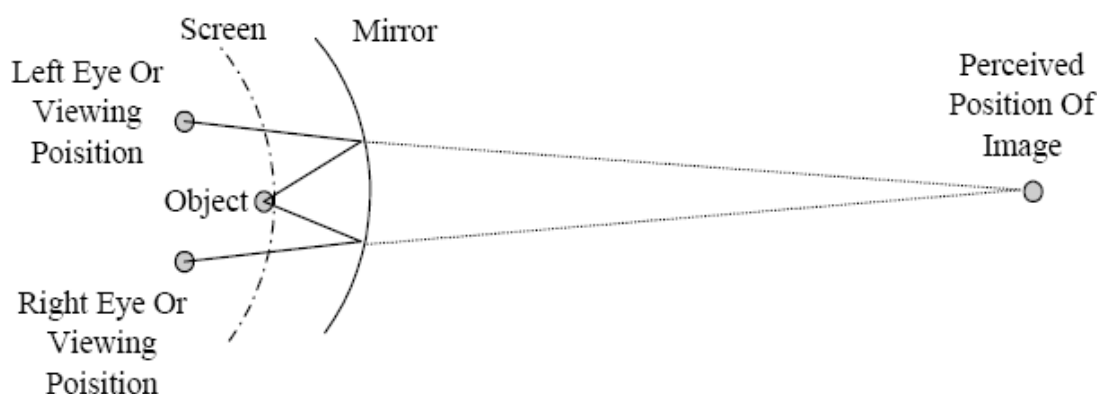
**Załącznik 8 do AMC1 FSTD(H).300 Systemy wizualizacji**

## (a) Wprowadzenie

- (1) Przy wyborze konfiguracji systemu wizualizacji trzeba podjąć wiele kompromisowych decyzji w zależności od geometrii kokpitu śmigłowca, obsady załogi i planowanego zastosowania urządzenia szkoleniowego. Tutaj omówione są niektóre z tych kompromisów i wyborów związanych z systemami wyświetlaczy.

## (b) Podstawy kolimowanych wyświetlaczy FSTD.

- (1) Podstawową cechą wyświetlacza kolimowanego jest to, że promienie świetlne wychodzące z danego punktu obrazu są równoległe. Równoległość promieni powoduje dwa główne skutki: po pierwsze oczy oglądającego „ustawiają” ostrość widzenia na nieskończoność i mają zerową zbieżność, co zapewnia wrażenie, że obiekt jest odległy. Po drugie, kąt widzenia dowolnego danego punktu obrazu nie zmienia się przy patrzeniu z innego miejsca, tak więc obiekt zachowuje się pod względem geometrycznym tak, jakby znajdował się w znacznej odległości od patrzącego. Te wrażenia są niezależne i dotyczą dowolnego obiektu, który był modelowany jako obiekt znajdujący się w znacznej odległości od patrzącego.
- (2) W idealnej sytuacji promienie są doskonale równoległe, ale większość aplikacji zapewnia tylko przybliżenie do ideału. Wyświetlacz FSTD typowo dostarcza obraz umieszczony nie bliżej niż 6-10 m od patrzącego, o odległości zmieniającej się w polu widzenia. Wyświetlacz kolimowany jest przedstawiony schematycznie na rysunku 1 poniżej.



*Left Eye Or Viewing Position* – lewe oko lub miejsce oglądania  
*Object* - obiekt  
*Perceived Position Of Image* – postrzegane położenie obrazu  
*Mirror* - lustro  
*Right Eye Or Viewing Position* - prawe oko lub miejsce oglądania  
*Screen* - ekran

**Rysunek 1.** Wyświetlacz kolimowany

- (3) Wyświetlacze kolimowane dobrze pasują do wielu zastosowań związanych z symulacją, ponieważ obszar zainteresowania jest stosunkowo odległy od obserwatora, tak więc i kąty widzenia obiektów powinny pozostawać niezależne od pozycji, z jakiej są oglądane. Rozważmy widok drogi startowej oglądany przez załogę lotniczą ustawioną do podejścia. W rzeczywistości droga startowa jest odległa, zatem promienie świetlne od drogi startowej do oczu są równoległe. W rezultacie wydaje się, że droga startowa pojawia się bezpośrednio na wprost przed obydwojema członkami załogi. Wyświetlacz kolimowany dobrze symuluje taką sytuację, co przedstawiono na rysunku 2. Zauważmy, że dla czytelności odległość do drogi startowej została skrócona. Gdyby zachowano skalę, droga startowa byłaby położona dalej i promienie z obydwu foteli byłyby bardziej równoległe.

- (4) Podczas gdy pole widzenia w poziomie (FOV) wyświetlacza kolimowanego można rozszerzyć do około 210-220 stopni, pole widzenia w pionie jest normalnie ograniczone do około 40-45 stopni. Te ograniczenia wynikają z kompromisów związanych z jakością optyczną, jak również z interferencji pomiędzy elementami składowymi wyświetlacza i elementami konstrukcji kokpitu, były jednak wystarczające do uzyskania zatwierdzenia FSTD dla śmigłowców zgodnie z odpowiednimi przepisami. Konstrukcje z polem widzenia w pionie do 60 stopni do zastosowania w śmigłowcach zostały wprowadzone później.

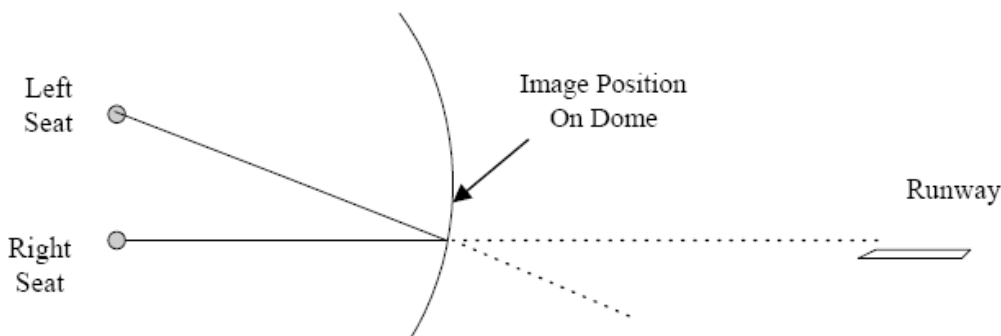


*Mirror* - lustro  
*Left Seat* - lewy fotel  
*Right Seat* - prawy fotel  
*Apparent Runway* - pozorna droga startowa

**Rysunek 2.** Widok drogi startowej na wyświetlaczu kolimowanym

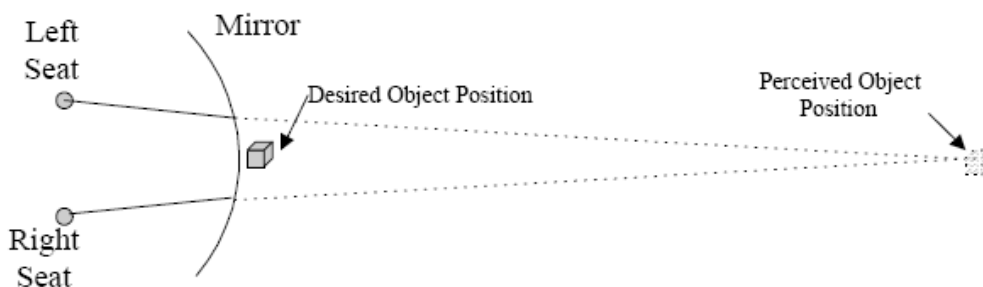
(c) Podstawy kopułowego wyświetlacza FSTD

- (1) Sytuację w wyświetlaczu kopułowym przedstawiono na rysunku 3. Ponieważ kąt może być prawidłowy tylko dla jednego punktu oka jednocześnie, system wizualizacji został skalibrowany dla miejsca usytuowania punktu oka prawego fotela – patrzącemu wydaje się, że droga startowa znajduje się bezpośrednio na wprost przed statkiem powietrznym. Patrzącemu z lewego fotela wydaje się jednak, że droga startowa jest trochę z prawej strony statku powietrznego. Ponieważ statek powietrzny wciąż porusza się w kierunku drogi startowej, to wektor postrzeganej prędkości będzie skierowany w stronę drogi startowej i będzie to interpretowane jako pewne odchylenie kursowe statku powietrznego.



*Left Seat* - lewy fotel  
*Right Seat* - prawy fotel  
*Runway* - droga startowa  
*Image Position On Dome* - położenie obrazu na kopule

- (2) Sytuacja jest zasadniczo inna dla obiektów w polu bliskim, takich jakie spotyka się w operacjach śmigłowca w bliskości ziemi. Tu obiekty, które powinny być interpretowane jako położone blisko patrzącego, na wyświetlaczu kolimowanym będą mylnie interpretowane jako odległe. Na wyświetlaczu kopułowym błędy te można faktycznie zmniejszyć, jak pokazano na rysunku 4 i rysunku 5.



*Left Seat* – lewy fotel

*Right Seat* – prawy fotel

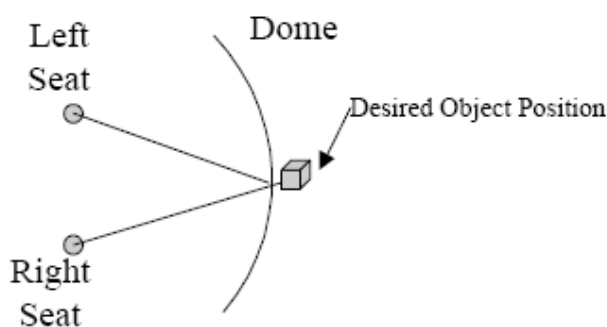
*Mirror* - lustro

*Desired Object Position* – pożądane położenie obiektu

*Perceived Object Position* - postrzegane położenie obiektu

**Rysunek 4.** Obiekt w bliskim polu na wyświetlaczu kolimowanym

- (3) Pole widzenia (FOV) możliwe do uzyskania na wyświetlaczu kopułowym może być większe niż pole na wyświetlaczu kolimowanym. Zależnie od konfiguracji możliwe jest pole widzenia 240 na 90 stopni i może być zwiększone.



*Left Seat* – lewy fotel

*Right Seat* - prawy fotel

*Dome* - kopuła

*Desired Object Position* – pożądane położenie obiektu

**Rysunek 5.** Obiekt w polu bliskim na wyświetlaczu kopułowym

- (d) Dodatkowe rozważania o wyświetlaczach
- (1) Opisane powyżej sytuacje dotyczą ustalonych pozycji obserwacji, jednak te same argumenty można rozciągnąć na ruchome punkty oczu, co ma miejsce, kiedy patrzący porusza swą głową. W świecie rzeczywistym efekt paralaksy będący wynikiem ruchu głowy wywołuje wrażenie zmiany odległości. Efekt ten jest szczególnie silny przy względnym ruchu konstrukcji kokpitu w polu bliskim i modelowanych obiektów w oddali. Wyświetlacze kolimowane zapewnią dla odległych obiektów dokładne sygnały związane z paralaksą, lecz dla obiektów w polu bliskim – sygnały o narastającej niedokładności. Dla wyświetlaczy kopułowych sytuacja jest odwrotna.
  - (2) Sygnały widzenia stereoskopowego, będące efektem różnych obrazów prezentowanych każdemu oku dla obiektów położonych względnie blisko patrzącego, dostarczają także informacji o głębi. Również w tym przypadku wyświetlacze kolimowane i kopułowe dostarczają mniej lub bardziej dokładnych sygnałów, w zależności od modelowanej odległości oglądanych obiektów.
- (e) Implikacje dla szkolenia

- (1) W świetle przedstawionych wyżej podstaw działania jasne jest, że żadne rozwiązanie wyświetlacza nie zapewnia całkowicie dokładnego obrazu dla wszystkich możliwych odległości obiektu. Przy konfigurowaniu systemu wyświetlacza FSTD jest zatem ważne uwzględnienie roli, jaką FSTD ma pełnić w szkoleniu. Zależnie od roli w szkoleniu, optymalnym wyborem może być każdy z tych systemów. Czynniki, jakie należy uwzględnić przy wyborze rozwiązania konstrukcyjnego, obejmują relatywną wartość zadań szkoleniowych na małych wysokościach, rolę dwóch członków załogi w zadaniach w powietrzu oraz pole widzenia FOV wymagane dla określonych zadań szkoleniowych.

## Załącznik 9 do AMC1 FSTD(H) Ogólne wymagania techniczne dla poziomów kwalifikacji FSTD

Niniejszy załącznik zawiera podsumowanie wymagań technicznych dla poziomów A, B, C i D dla FFS, poziomów 1,2 i 3 dla FTD, poziomów I, II, IIMCC, III i IIIMCC dla FNPT.

*Uwaga: W przypadku FNPT termin „śmigłowiec” jest używany do określenia modelowanego statku powietrznego, którym może być konkretny typ śmigłowca, rodzina podobnych typów śmigłowców lub całkowicie standardowy śmigłowiec.*

**Tabela 1 - Ogólne wymagania techniczne dla FFS poziomów A, B, C i D**

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
A	<p>(Patrz również AMC2 FSTD(H).300).</p> <p>Najniższy poziom technicznej złożoności FFS.</p> <p>Zamknięta rzeczywistej wielkości replika kabiny śmigłowca z charakterystycznymi fotelami pilotów, obejmująca symulację wszystkich systemów, przyrządów, wyposażenie nawigacyjne, łączność oraz systemy łączności i ostrzegania.</p> <p>Powinno być zapewnione stanowisko instruktora z fotelem i co najmniej jeden dodatkowy fotel dla inspektorów lub obserwatorów.</p> <p>Statyczne siły sterowania i parametry przemieszczeń powinny być równoważne siłom i parametrom w śmigłowcu w tych samych statycznych warunkach lotu.</p> <p>Powinny być zastosowane charakterystyczne parametry aerodynamiczne lub parametry standardowe dopasowane do danego typu śmigłowca z wiernością wystarczającą do spełnienia wymagań testów obiektywnych. Dozwolone są standardowe modele efektu wpływu ziemi i manewrowania na ziemi.</p> <p>Wymagane są układy ruchu, systemy wizualizacji i dźwięku wystarczające do uzyskania pożądaných punktów na szkolenie, testowanie i kontrolę.</p> <p>Powinien być zapewniony układ ruchu o co najmniej trzech stopniach swobody (pochylenie, przechylenie i ruch góra-dół) umożliwiający wykonywanie wymaganych zadań szkoleniowych.</p> <p>System wizualizacji powinien zapewniać każdemu pilotowi pole widzenia o wielkości co najmniej 45 stopni w poziomie i 30 stopni w pionie. Dopuszczalna jest scena nocna lub w warunkach zmierzchu.</p> <p>Czas reakcji na wejściowe sygnały sterowania nie powinien być dłuższy od czasu zmierzonego w śmigłowcu o więcej niż 150 milisekund.</p>
B	<p>Jak dla poziomu A i dodatkowo:</p> <p>Jako podstawę dla parametrów lotu, osiągow i właściwości systemów należy zastosować dane walidacyjne z testu w locie. Oprócz tego programowanie manewrowania na ziemi i aerodynamiki łącznie z reakcją na wpływ ziemi i właściwościami pilotażowymi powinno opierać na danych do walidacji z testów w locie.</p> <p>Dopuszczalna jest zmniejszona obwiednia obciążeń układu ruchu w sześciu osiach.</p> <p>System wizualizacji powinien zapewniać każdemu pilotowi pole widzenia o wielkości co najmniej 75 stopni w poziomie i 40 stopni w pionie.</p>
C	<p>Drugi w kolejności najwyższy poziom osiągow symulatora.</p> <p>Jak dla poziomu B i dodatkowo:</p> <p>Wymagany jest system wizualizacji z wizualizacją scen w świetle dziennym, w warunkach zmierzchu i nocnych z ciągłym polem widzenia nie mniejszym niż 150 stopni w poziomie i 40 stopni w pionie dla każdego pilota.</p> <p>Symulacja dźwięku powinna obejmować dźwięki opadów atmosferycznych i istotne dźwięki śmigłowca słyszalne dla pilota i powinna być w stanie odtworzyć dźwięki lądowania awaryjnego.</p> <p>Czas reakcji na wejściowe sygnały sterowania nie powinien być dłuższy od czasu zmierzonego w śmigłowcu o więcej niż 100 milisekund.</p>



	Powinny być zapewnione modele turbulencji i innych efektów atmosferycznych jako pomoc w uzyskaniu pożądaných punktów na szkolenie, testowanie i kontrolę.
D	Najwyższy poziom osiągnięć symulatora Jak dla poziomu C i dodatkowo: Wymagany jest system wizualizacji z pełną wizualizacją scen w świetle dziennym, w warunkach zmierzchu i nocnych z ciągłym polem widzenia nie mniejszym niż 180 stopni w poziomie i 60 stopni w pionie dla każdego pilota; należy też zapewnić pełną wierność dźwięków i ruchów o charakterze drgań.

**Tabela 2 - Ogólne wymagania techniczne dla FTD poziomów 1, 2 i 3**

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
<b>1</b>	<p>Specyficzne dla danego typu z co najmniej jednym w pełni odwzorowanym systemem umożliwiającym realizację wymaganego zadania szkoleniowego.</p> <p>Kabina zamknięta w stopniu wystarczającym do wyeliminowania czynników powodujących rozproszenie uwagi. Rzeczywistej wielkości tablica odwzorowanego systemu lub odwzorowanych systemów z funkcjonującymi urządzeniami sterowania i przełącznikami.</p> <p>Oświetlenie tablic i przyrządów wystarczające dla wykonywanych operacji.</p> <p>Wyłączniki kabinowe umieszczone jak w śmigłowcu i odpowiednio działające dla odwzorowanego systemu (systemów).</p> <p>Modelowanie aerodynamiki i środowiska wystarczające do umożliwienia dokładnej pracy systemów i jej sygnalizacji.</p> <p>Dane nawigacyjne z powiązаныmi z nimi urządzeniami podejścia do lądowania tam, gdzie są odwzorowane.</p> <p>Odpowiednie miejsca do siedzenia dla instruktora lub egzaminatora i inspektora ze strony Władz.</p> <p>Prawidłowe działanie systemu (systemów) wynikające z zarządzania nim (nimi) przez załogę lotniczą niezależne od wejściowych sygnałów sterowania instruktora.</p> <p>Urządzenia sterowania dla instruktora do wprowadzania w systemach śmigłowca warunków nienormalnych lub stanów awaryjnych.</p> <p>Niezależne urządzenia do zamrażania i resetowania.</p> <p>Właściwe siły sterowania i zakresy ruchów urządzeń sterowania.</p> <p>Właściwe dźwięki kabiny.</p>
<b>2</b>	<p>Jak dla poziomu 1 z następującymi dodatkami lub zmianami:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– w pełni odwzorowane wszystkie systemy,</li> <li>– środowisko oświetleniowe jak w śmigłowcu,</li> <li>– charakterystyczne parametry aerodynamiczne lub parametry standardowe dopasowane do danego śmigłowca z wiernością wystarczającą do spełnienia wymagań testów obiektywnych,</li> <li>– regulowane fotele członków załogi,</li> <li>– charakterystyczne dla śmigłowca parametry sterowania lotem,</li> <li>– system wizualizacji (z wizualizacją scen nocnych lub w warunkach zmierzchu i scen dziennych) zdolny zapewnić pole widzenia o szerokości minimum 150 stopni w poziomie z centralnego „punktu oka” i 40 stopni w pionie,</li> <li>– baza danych systemu wizualizacji wystarczająca do realizacji wymagań w zakresie szkolenia,</li> <li>– istotne dźwięki kabiny,</li> <li>– pokładowe stanowisko instruktora z kontrolą warunków atmosferycznych oraz zamrażaniem i resetowaniem.</li> </ul>
<b>3</b>	<p>Jak dla poziomu 2 z następującymi dodatkami lub zmianami:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– dane do walidacji z testów w locie jako podstawa do obiektywnego badania parametrów lotu, osiągnięć i charakterystyk systemów</li> </ul>

	– system wizualizacji (z wizualizacją scen nocnych, w warunkach zmierzchu i scen dziennych) zdolny zapewnić pole widzenia o szerokości minimum 150 stopni w poziomie z centralnego „punktu oka” i 60 stopni w pionie.
--	---

**Tabela 3A - Ogólne wymagania techniczne dla FNPT poziomu I**

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
<b>I</b>	<p>Najniższy poziom technicznej złożoności FSTD.</p> <p>Kabina zamknięta w stopniu wystarczającym do wyeliminowania czynników powodujących rozproszenie uwagi, będąca repliką śmigłowca.</p> <p>Przyrządy, wyposażenie, tablice, systemy, podstawowe i wtórne urządzenia sterowania lotem wystarczające do szkoleń, które mają być prowadzone, powinny być umieszczone w właściwym miejscu.</p> <p>Kabina powinna być tak urządzona, aby instruktor miał zapewniony odpowiedni widok na tablice członków załogi i stanowisko.</p> <p>Efekty zmian w aerodynamice i środowisku dla różnych kombinacji prędkości lotu i mocy normalnie występujących w trakcie lotu.</p> <p>Urządzenia nawigacji i łączności równoważne urządzeniom w śmigłowcu.</p> <p>Dane nawigacyjne, w tym pomoce dla lotu po trasie i odpowiednie lądowiska dla śmigłowców, z powiązanymi z nimi procedurami podejścia.</p> <p>Siły sterowania i zakresy ruchu urządzeń sterowania powinny być zasadniczo zgodne z siłami i zakresami dla śmigłowca.</p> <p>Powinny być dostępne odpowiednie dźwięki kabiny.</p> <p>Zmienne efekty wiatru i turbulencje;</p> <p>Wydruk mapy i wykresu podejścia</p> <p>Urządzenia sterowania dla instruktora do ustawiania w podstawowych przyrządach pokładowych i urządzeniach nawigacyjnych warunków nienormalnych lub stanów awaryjnych oraz do zmiany warunków środowiskowych.</p> <p>Niezależne urządzenia do zamrażania i resetowania</p>

**Tabela 3B - Ogólne wymagania techniczne dla FNPT poziomu II**

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne

<b>II</b>	<p>Jak dla poziomu I z następującymi dodatkami lub zmianami:</p> <p>Standardowe modele manewrowania na ziemi i aerodynamiczne modele efektów wpływu ziemi.</p> <p>Systemy powinny działać w takim zakresie, aby było możliwe wykonywanie operacji w warunkach normalnych, nienormalnych i w sytuacjach awaryjnych.</p> <p>Regulowana podstawa chmur i widoczność.</p> <p>Siły sterowania i zakresy ruchu urządzeń sterowania odpowiadające w ten sam sposób, co w śmigłowcu w tych samych warunkach lotu.</p> <p>Bardziej złożony model aerodynamiczny.</p> <p>Istotne dźwięki kabiny, zmieniające się w wyniku działań pilota.</p> <p>Wymagany jest system wizualizacji scen w świetle dziennym, w warunkach zmierzchu i nocnych z ciągłym polem widzenia nie mniejszym niż 150 stopni w poziomie i 40 stopni w pionie dla każdego pilota.</p> <p>Powinna być zapewniona baza danych systemu wizualizacji wystarczająca do umożliwienia realizacji wymagań w zakresie szkolenia, obejmująca co najmniej:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– specyficzne obszary zawarte w bazie danych o wyższej rozdzielczości umożliwiające ćwiczenie lądowań, startów i efektu poduszki powietrznej oraz szkolenie z dala od lądowiska dla śmigłowców.</li> <li>– wystarczające szczegóły sceny umożliwiające nawigację na podstawie porównania obiektów terenowych z mapą w sektorze o długości równej 30 minutom przy średniej prędkości przelotu.</li> </ul>
-----------	---

**Tabela 3C - Ogólne wymagania techniczne dla FNPT poziomu III**

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
<b>III</b>	<p>Jak dla typu II z następującymi dodatkami lub zmianami:</p> <p>Wymagany jest system wizualizacji scen w świetle dziennym, w warunkach zmierzchu i nocnych z ciągłym polem widzenia nie mniejszym niż 150 stopni w poziomie i 60 stopni w pionie dla każdego pilota.</p> <p>Szczegółowe, o wysokiej rozdzielczości bazy danych systemu wizualizacji, jakie są wymagane do umożliwienia realizacji szkoleń zaawansowanych.</p>

**Tabela 3D - Ogólne wymagania techniczne dla FNPT poziomu IIMCC, IIIMCC**

Poziom kwalifikacji	Ogólne wymagania techniczne
<b>II MCC i III MCC</b>	<p>Do wykorzystania przy szkoleniu w zakresie współpracy załogi wieloosobowej (MCC) – jak dla poziomu II lub III z dodatkowymi systemami, przyrządami i wskaźnikami zgodnie z wymaganiami dla szkolenia i operacji MCC.</p> <p>Patrz Załącznik 1 do CS FSTD(H).300.</p>

**AMC2 FSTD(H).300 Wytyczne w zakresie konstrukcji i kwalifikacji FFS dla śmigłowców o poziomie A**

(a) Informacje ogólne

- (1) Przy określaniu efektywności kosztowej każdego FSTD należy brać pod uwagę wiele elementów, takich jak:
  - (i) czynniki środowiskowe,
  - (ii) bezpieczeństwo,
  - (iii) wierność,

- (iv) powtarzalność,
  - (v) jakość i szczegółowość szkolenia,
  - (vi) pogoda i zatłoczona przestrzeń powietrzna.
- (2) Nie wydaje się, aby celem wymagań ustanowionych przez różne organy regulacyjne dla najniższego poziomu FFS było zachęcenie do nabywania tańszych FFS dla mniejszych śmigłowców używanych przez szeroką społeczność lotniczą.
- (3) Istotnymi elementami generującymi koszty związane z produkcją każdego FSTD są:
- (i) pakiet danych specyficznych dla typu,
  - (ii) dane z testu w locie do QTG,
  - (iii) układ ruchu,
  - (iv) system wizualizacji,
  - (v) urządzenia sterowania lotem, oraz
  - (vi) części statku powietrznego.

*Uwaga: próbując zmniejszyć koszty związane z posiadaniem FFS o poziomie A wg JAA, zbadano po kolei każdy element, mając na względzie złagodzenie wymagań tam, gdzie jest to możliwe i jednocześnie zwracając uwagę na punkty w zakresie szkolenia, kontroli i testowania, jakie można uzyskać posiadając takie urządzenie..*

(b) Pakiet danych

- (1) Koszt zebrania specyficznych danych z testów w locie wystarczających do stworzenia kompletnego modelu aerodynamiki, silników i urządzeń sterowania lotem może być znaczący. Przy braku pakietów danych specyficznych dla typu dopuszczalne jest dostosowanie pakietu danych specyficznych dla klasy tak, aby reprezentowały określony typ śmigłowca. Dzięki temu może być możliwe staranne dostosowanie dobrze przygotowanego od strony technicznej pakietu danych dla rodziny śmigłowców w taki sposób, by właściwie reprezentował dowolny z rodziny podobnych śmigłowców. Takie prace, obejmujące usprawiedliwienie i uzasadnienie zmian musiałyby być starannie udokumentowane i udostępnione do rozpatrzenia przez Agencję jako element procesu kwalifikacji. Proszę zauważyć, że dla tego niższego poziomu FFS jest dozwolone zastosowanie standardowego modelu manewrowania na ziemi i standardowego modelu efektu wpływu ziemi.
- (2) Do spełnienia wymagań każdego istotnego testu objętego QTG będą jednakże wymagane określone dane z testów w locie. Mając na względzie koszt zebrania takich danych, należy pamiętać o dwóch sprawach:
- (i) Dla tej klasy FFS wiele informacji z testów w locie można zebrać stosując proste środki, np. stoper, ołówek i papier lub wideo. Należy jednak przedstawić wyczerpujące szczegóły metod przeprowadzenia testów i warunków początkowych.
  - (ii) Szereg testów zawartych w QTG ma tolerancje zredukowane do „prawidłowej tendencji i wielkości” (CT&M), dzięki czemu nie są potrzebne specyficzne dane z testów w locie.
  - (iii) Zastosowanie CT&M nie ma być rozumiane jako wskazówka, że pewne obszary symulacji można zignorować. W przewidywanej klasie FSTD dla śmigłowców, które mogłyby korzystać z poziomu A, określone właściwości są naprawdę konieczne, a efekty nieprawidłowe byłyby niedopuszczalne (np. gdyby śmigłowiec miał małą zdolność wychodzenia ze spirali, nie byłoby do zaakceptowania wykazywanie przez FFS właściwości niereagowania w sytuacji wchodzenia w spiralę lub wykazywania ujemnej stabilności w spirali).

- (iv) W przypadkach, w których jako tolerancja jest stosowane kryterium CT&M, stanowczo zaleca się zapisanie wyników za pomocą automatycznego systemu rejestrującego jako danych bazowych, by uniknąć możliwych rozbieżnych opinii subiektywnych przy ocenach okresowych.

(c) System ruchu

- (1) Dla FFS poziomu A nie zostały określone szczegółowo wymagania w zakresie symulacji podstawowych sygnałów ruchu i drgań typu *buffet*. Aby zapewnić przekazywanie podstawowych sygnałów, tradycyjnie kładziono nacisk na liczbę osi układu ruchu. Panuje odczucie, że przy tym poziomie FFS powinno się pozwolić decydować o złożoności układu ruchu jego producentowi. Jednak podczas badania układ ruchu będzie oceniany subiektywnie, aby oceniający upewnił się, że układ umożliwia realizację zadań związanych z pilotowaniem, włącznie z niesprawnościami silnika, oraz że w żaden sposób nie dostarcza nieprawidłowych sygnałów.
- (2) Symulacja drgań typu *buffet* jest ważna w aspekcie dodania realizmu całej symulacji; dla poziomu A efekty mogą być uproszczone, ale powinny być właściwe, zgodne z sygnałami dźwiękowymi i w żaden sposób nie powodujące negatywnych efektów szkolenia.

(d) System wizualizacji

- (1) Dla systemów wizualizacji nie podano innych kryteriów technicznych niż kryteria dla pola widzenia (FOV). Dostrzega się pojawianie się tanich „tylko rastrowych” systemów z wizualizacją scen w świetle dziennym. Wierność systemu wizualizacji będzie określona przez jego zdolność do umożliwienia wykonywania zadań w locie, np. „Sygnały wizualne wystarczające do pokazania zmian na ścieżce podejścia za pomocą perspektywnego widoku drogi startowej”.
- (2) Dla tego poziomu FFS byłby dopuszczalny jednokanałowy system z bezpośrednim widzeniem bezpośrednim.
- (3) Podane pole widzenia FOV w pionie może być niewystarczające do pewnych zadań. Niektóre mniejsze śmigłowce mają duży kąt widzenia w dół, który nie mogą być objęty przez pole widzenia o kącie  $\pm 15^\circ$  w pionie. Może to prowadzić do dwóch ograniczeń:
  - (i) na wysokości podejmowania decyzji kat. 1 właściwy widzialny segment ziemi może nie być „widoczny”, oraz
  - (ii) w czasie podejścia, kiedy śmigłowiec porusza się poniżej idealnej ścieżki podejścia, podczas kolejnego podniesienia nosa w celu zniwelowania odchylenia może zostać utracona widoczność odpowiedniego punktu odniesienia dla lądowania.

(e) Urządzenia sterowania lotem

Specyficzne wymagania dla urządzeń sterowania lotem pozostają niezmienione. Ponieważ właściwości pilotażowe mniejszych śmigłowców są w sposób nierozzerwalny powiązane z ich urządzeniami sterowania, przestrzeń na złagodzenie testów i tolerancji jest nieduża. Można się spierać, czy przy odwracalnych układach sterowania statyczne testy „naziemne” mogą być faktycznie zastąpione przez bardziej reprezentatywne testowanie „w powietrzu”. Jest nadzieja, że tańsze systemy siłowego sprzężenia zwrotnego będą na tyle odpowiednie, iż spełnią wymagania dla tego poziomu symulacji (tj. elektrycznej).

(f) Części statku powietrznego

Tak jak dla dowolnego poziomu FSTD, podzespoły zastosowane w obszarze kokpitu nie muszą być częściami śmigłowca; jednak wszelkie użyte części powinny być wystarczająco mocne, aby wytrzymały zadania szkoleniowe. Ponadto, FFS poziomu A odwzorowuje konkretny typ śmigłowca, toteż wymaga się, aby wszystkie istotne przełączniki,

przyrządy, urządzenia sterowania itp. w obszarze symulacji wyglądały, były odczuwane i miały taki sam zakres funkcji jak w śmigłowcu.

### **AMC3 FSTD(H).300 Wytyczne w zakresie projektowania i kwalifikacji FTD dla śmigłowców**

(a) Podstawowa filozofia

- (1) Podstawową przesłanką przy definiowaniu urządzeń FTD była zastosowanie sposobów postępowania zaleconych wcześniej w CS FSTD, ale w celu odzwierciedlenia jedynych w swoim rodzaju wymagań szkoleniowych dla wiroplątów. Uznano od samego początku, że wymagania szkoleniowe oraz ekonomika eksploatacji i szkolenia przeciętnego operatora śmigłowca są inne niż większości operatorów stałopłatów. FTD dla śmigłowców było przewidziane jako urządzenie szkoleniowe, którego wprowadzenie byłoby uzasadnione przez jego zastosowanie tak do szkolenia w zakresie systemów, jak i do szkolenia, testowania i kontroli związanych z niektórymi typami. Ostatecznie przyjęto, że nie może być dwóch różniących się zestawów kryteriów dla kwalifikacji FSTD, które zatwierdza się do testowania i sprawdzania typu. Jeśli ustanowiono kryterium techniczne jako minimum niezbędne do akredytacji typu dla manewru lub szkolenia na FFS, to takie samo kryterium powinno obowiązywać dla FTD, aby uniknąć podwójnej filozofii kontrolowania
- (2) Wychodząc z tych przesłanek, zdecydowano się określić trzy poziomy FTD dla śmigłowców.
- (3) Poziom 1 FTD dotyczyłby tylko szkolenia w zakresie systemów i byłby stosowany przez tych operatorów, których śmigłowce są wyposażone w systemy zaawansowane. W tej roli FTD mogłoby być wykorzystywane tak do szkolenia technicznego na ziemi, jak do szkolenia w zakresie operacji. Nie miałyby układu ruchu ani systemu wizualizacji i wymagałoby modelowania aerodynamiki i środowiska (przy wykorzystaniu danych projektowych, które mogłyby być standardowe, ale dostosowane w taki sposób, by reprezentowały śmigłowiec) o wierności wystarczającej do zapewnienia dokładnego funkcjonowania systemów i jego sygnalizacji. Zatwierdzenie symulacji odbywałoby się na podstawie obiektywnych testów opracowanych pod kątem spełnienia wymagań wynikających z zadań szkoleniowych w zakresie systemów, dla których będzie się wnioskować o akredytację. FTD o poziomie 1 mogłoby okazać się stosunkowo niedrogim i efektywnym kosztowo rozwiązaniem dla celów szkolenia, lecz poziom ten niekoniecznie spełniłby kryteria umożliwiające dodatkową kwalifikację jako FNPT.
- (4) Drugi i trzeci poziom FTD zostały opracowane po to, aby zapewnić urządzenia specyficzne dla typu z systemami wizualizacji, lecz bez układów ruchu, które mogą być oferowane dla różnych ilości punktów.
- (5) Poziom 2 FTD dla śmigłowców wymagałby wykorzystania danych do projektowania i walidacji podobnych do danych stosowanych dla poziomu 1 FTD, lecz musiałyby być odwzorowane wszystkie systemy, jak również system wizualizacji spełniający wymagania dla FNPT II. Kryteria dla poziomu 2 FTD umożliwiałyby zastosowanie urządzenia jako elementu programu szkolenia kończącego się uzyskaniem uprawnień na typ, do lotów dla utrzymania praktyki i wznowiania uprawnień do lotów według wskazań przyrządów (IR).
- (6) Dla FTD poziomu 3 byłoby wymagane zastosowanie danych z testów w locie o tej samej jakości jako podstawy w zakresie właściwości związanych z lotem, osiągów i parametrów systemów oraz danych do walidacji z testów w locie jako podstawy do przeprowadzania testów obiektywnych, tak jak to jest wymagane dla FFS. Jako minimum byłby wymagany system wizualizacji spełniający kryteria odnoszące się do FNPT III. FTD poziomu 3 powinno móc uzyskać zatwierdzenie w zakresie wielu manewrów i zadań z zakresu szkolenia, testowania i kontroli przydzielonych FFS,

a wyjątki obejmowałyby te szkolenia, dla których uważa się za konieczne zapewnienie sygnałów ruchu.

(b) Standardy konstrukcyjne

W CS FSTD(H) są określone trzy zestawy standardów dla konstrukcji FTD: poziom 1, 2 i 3. Najwyższe wymagania zawiera zestaw dla poziomu 3 FTD.

(1) Kabina

Kabina powinna być reprezentatywna dla „śmigłowca”. Urządzenia sterowania, przyrządy i sterowniki systemu awioniki powinny być charakterystyczne w dotyku, czuciu oraz pod względem układu, koloru i oświetlenia, tak by tworzyły pozytywne środowisko do nauki i umożliwiały dobre przeniesienie nabytej wiedzy na śmigłowiec. W celu zagwarantowania dobrej atmosfery szkolenia kabinę FTD poziomu 1 należy w wystarczającym stopniu ogrodzić, aby wykluczyć wszelkie czynniki rozpraszające. Dla poziomów 2 i 3 dla FTD kabina powinna być całkowicie obudowana. Należy unikać rozproszenia uwagi powodowanego przez czynniki zewnętrzne, które mogą wpłynąć na koncentrację osoby szkolonej lub pogorszyć efekty symulacji. Zatem w przypadku poziomu 1 dla FTD, jeżeli tył urządzenia jest otwarty, byłoby niewłaściwe instalowanie tego rodzaju urządzenia w niezamkniętym pomieszczeniu lub na terenie, na którym jest umieszczonych kilka takich urządzeń. Tam, gdzie ma to być dozwolone, działania w jednym urządzeniu mogą wpłynąć na działania w sąsiednim. Jeżeli urządzenie ma być zainstalowane w obszarze dzielonym z innymi urządzeniami, to tył kabiny łącznie ze stanowiskiem instruktora powinien być całkowicie obudowany, a obudowa powinna objąć również dach. W przypadku FTD poziomów 2 i 3 należy zastosować tę samą interpretację, lecz dodatkowo trzeba wziąć pod uwagę, że wszelkie wpadające promienie i refleksy świetlne będą miały niekorzystny wpływ na funkcjonowanie systemu wizualizacji. Wynika z tego, że w pełni obudowana z tyłu konstrukcja nie byłaby potrzebna tam, gdzie FTD ma być zainstalowane w oddzielnym pomieszczeniu.

(2) Elementy kabiny.

Tak jak dla każdego urządzenia szkoleniowego, podzespoły zastosowane w obszarze kabiny nie muszą być częściami śmigłowca; jednak wszelkie użyte części powinny być reprezentatywne i wystarczająco mocne, aby wytrzymały zadania szkoleniowe. Byłoby do zaakceptowania zastosowanie lamp kineskopowych lub płaskich wyświetlaczy z fizycznymi nakładkami zawierającymi wbudowane przełączniki, gałki i przyciski, odwzorowującymi tablicę przyrządów śmigłowca. Zadania szkoleniowe przewidziane dla tego typu urządzeń są takiego rodzaju, że bardzo ważne jest ich właściwe rozmieszczenie i wycucie: tzn. gałka dolnej skali wysokościomierza musi być fizycznie umieszczona na wysokościomierzu.

(c) Zwłoka i system wizualizacji

(1) Są dwie metody ustalenia wielkości czasu zwłoki, określającej zależność czasową między urządzeniami sterowania i systemem wizualizacji, reakcją przyrządów w kabinie i początkową reakcją układu ruchu - jeśli jest zainstalowany. Te elementy powinny być ściśle ze sobą sprzężone, aby były zapewnione zintegrowane sygnały sensoryczne.

(2) Dopuszczalne są zarówno testy opóźnienia czasowego, jak i czasu reakcji. Podczas testów czasu reakcji sprawdza się, czy opóźnienie reakcji na zdecydowane sygnały wejściowe do wykonania pochylenia, przechylenia i zmiany kursu wprowadzane na pilota mieści się w dozwolonych granicach, lecz również, czy reakcja nie następuje w czasie krótszym od tego, w jakim zareagowałby śmigłowiec w tych samych warunkach. Zmiany wizualizowanych scen w wyniku zakłócenia stanu ustalonego powinny zachodzić w granicach dynamicznej odpowiedzi systemu (lecz nie przed zapoczątkowaniem ruchu będącego tego wynikiem - w przypadku, gdy jest zainstalowany układ ruchu).

- (3) Podczas testu opóźnienia czasowego powinno się mierzyć całe opóźnienie, jakiemu podlega skokowy sygnał przechodzący od urządzenia sterowania pilota poprzez układy elektroniczne systemu siłowego sprzężenia zwrotnego (jeśli jest stosowany) i oddziaływujący wzajemnie ze wszystkimi modułami programu symulacyjnego we właściwej kolejności z użyciem protokołu uzgadniania, na koniec przez normalne interfejsy wyjściowe do systemu wizualizacji i wyświetlaczy przyrządów. Możliwy do zarejestrowania czas rozpoczęcia testu powinien być wyznaczony przez sygnał wejściowy na urządzeniu sterowania pilota. Tryb testu powinien pozwolić na wykorzystanie normalnego czasu na wykonanie obliczeń i nie powinien zmieniać przepływu informacji przez urządzenia i w oprogramowaniu.
- (4) Opóźnienie czasowe systemu jest to czas pomiędzy wprowadzeniem wyjściowego sygnału sterowania i reakcjami poszczególnych urządzeń. Trzeba je zmierzyć tylko jeden raz dla każdej osi.

(d) System ruchu

Chociaż dla FTD ruch nie jest wymagany, to gdyby operator FSTD zdecydował się zainstalować układ ruchu, należy ten układ ocenić, by upewnić się, że nie ma on negatywnego wpływu na całkowitą wierność urządzenia. Jeżeli w niniejszym dokumencie nie podano inaczej, wymagania dla układu ruchu są takie jak dla FFS poziomu A – patrz AMC2 FSTD(H).300.

- (1) Dla symulatorów lotu poziomu A nie zostały szczegółowo określone wymagania w zakresie symulacji podstawowych sygnałów ruchu i drgań typu *buffet*. Aby zapewnić przekazywanie podstawowych sygnałów tradycyjnie kładziono nacisk na liczbę osi układu ruchu. Panuje odczucie, że przy tym poziomie symulatora lotu powinno się pozwolić decydować o złożoności układu ruchu jego producentowi. Jednak podczas badania układ ruchu będzie oceniany subiektywnie, aby oceniający upewnił się, że umożliwiał on realizację zadań związanych z pilotowaniem, włącznie z niesprawnościami silnika, oraz że w żaden sposób nie dostarcza nieprawidłowych sygnałów.
- (2) Symulacja drgań typu *buffet* jest ważna w aspekcie dodania realizmu całej symulacji; dla poziomu A efekty mogą być uproszczone, ale powinny być właściwe, zgodne z sygnałami dźwiękowymi i w żaden sposób nie powodujące negatywnych efektów szkolenia.
- (3) Opóźnienie czasowe układu ruchu powinno spełniać standardy zalecane dla reakcji wyświetlacza systemów wizualizacji i przyrządów w kokpicie.

(e) Przeprowadzanie testów i ocena

- (1) Dla upewnienia się, że każde urządzenie spełnia swoje kryteria konstrukcyjne na początku jego cyklu eksploatacji i okresowo będzie zastosowany system przeprowadzania testów obiektywnych oraz subiektywnych. Metodyka przeprowadzania testów subiektywnych i obiektywnych powinna być podobna do metodyki stosowanej dla FFS.
- (2) Testy walidacyjne wymienione w AMC1 FSTD(H).300, punkt (b) mogą być przeprowadzone przez osobę posiadającą odpowiednie umiejętności, a wyniki można zapisać ręcznie. Nie zapominając o wpływie, jaki to ma na koszty, zachęca się do automatycznego rejestrowania wyników (i przeprowadzania testów) i zwiększania w ten sposób powtarzalności uzyskanych wyników.
- (3) Podane tolerancje opracowano w taki sposób, aby zagwarantować, że urządzenie będzie co roku spełniało swe pierwotne kryteria docelowe. Jest zatem ważne, aby przed jakimkolwiek formalnym procesem kwalifikacji takie docelowe kryteria były starannie opracowane, a wartości liczbowe uzgodnione z Władzami.
- (4) Zastosowanie CT&M nie ma być rozumiane jako wskazówka, że pewne obszary symulacji można zignorować. Dla takich testów charakterystyki urządzenia powinny być odpowiednie i reprezentatywne dla konfiguracji śmigłowca, a w



żadnych okolicznościach urządzenie nie powinno wykazywać negatywnych właściwości. W przypadkach, w których jako tolerancja jest stosowane kryterium CT&M, stanowczo zaleca się zapisanie wyników za pomocą automatycznego systemu rejestrującego jako danych bazowych, by uniknąć możliwych rozbieżnych opinii subiektywnych przy ocenach okresowych.

- (5) Testy subiektywne wymienione w AMC1 FSTD(H).300, punkt (c) „Funkcje i manewry” powinny być przeprowadzone przez odpowiednio wykwalifikowanego i doświadczonego pilota. Podczas testów subiektywnych zostanie poddane ocenie nie tylko współdziałanie wszystkich systemów, ale również integracja FTD ze:

- (i) środowiskiem szkoleniowym,
- (ii) zamrażaniami i powrotami do poprzednich położeń,
- (iii) środowiskiem pomocy nawigacyjnych,
- (iv) łącznością,
- (v) pogodą i zawartością wizualizowanych scen.

Przewiduje się, że równoległe do procesu przeprowadzania testów obiektywnych i subiektywnych będą prowadzone odpowiednie działania w zakresie obsługi, stanowiące element programu zapewnienia jakości. Takie działania będą obejmować przeglądy bieżące, zagwarantowanie zadowalającego zapasu części zamiennych i zapewnienie personelu oraz mogą podlegać kontroli przez organ regulacyjny w zakresie zgodności z przepisami.

- (f) Funkcje dodatkowe

Wszelkie dodatkowe funkcje wprowadzone do FTD poziomu 1, 2 i 3, wykraczające poza minimalne wymagania konstrukcyjne, będą poddane ocenie i powinny spełniać odpowiednie standardy określone w CS FSTDH).

#### **AMC4 FSTD(H).300 Wykorzystywanie danych dla FTD dla śmigłowców**

- (a) Do opracowania i kwalifikacji FSTD są potrzebne dwa rodzaje danych, a mianowicie: dane konstrukcyjne, które są wykorzystywane stosowane do opracowania modeli symulacji i drugi rodzaj, zwany danymi do walidacji, wykorzystywany do obiektywnego potwierdzenia, że modele symulacyjne odzwierciedlają tak statyczne, jak i dynamiczne charakterystyki śmigłowca. Dla pewnych poziomów FTD, jakie mają być kwalifikowane zgodnie z CS FSTD(H), wymaga się, aby ich dane konstrukcyjne były oparte na danych specyficznych dla typu śmigłowca lub aby testy walidacyjne miały podobną podstawę. Nie zawsze wymaga się, aby takie dane konstrukcyjne i walidacyjne były danymi z testów z lotów wykonanych przez producentów śmigłowców w ten sam sposób, jak to jest wymagane dla FFS. Choć jest to preferowane źródło danych, to koszt i dostępność mogą uniemożliwić ich wykorzystanie. Dopuszczalnymi rozwiązaniami alternatywnymi mogą być dane uzyskane od laboratoriów badawczych lub innych agencji i spółek dostarczających dane, jak również wstępne dane z symulatora konstrukcyjnego producenta śmigłowca.
- (b) Dla FTD poziomów 1 i 2 wiele danych z testów w locie można uzyskać z instrukcji obsługi śmigłowca, książek osiągów, instrukcji użytkownika w locie i poradników użytkownika dla systemów uzupełnionych o dane zebrane i zarejestrowane w locie przy użyciu prostych środków, np. wideo, stopera, ołówka i papieru. Jednakże dla tych ostatnich należy przedstawić wyczerpujące szczegóły metod wykonywania testów oraz warunki początkowe i warunki otoczenia. Ponadto dane te mogą być również uzupełnione o wyniki obliczeń teoretycznych.
- (c) Dla FTD poziomu 3 trzeba zastosować dane z testów w locie do walidacji takie jak wymagane dla FFS wyższego poziomu, ale ograniczone tylko do walidacji w zakresie lotu, osiągów, właściwości pilotażowych i parametrów systemów.

- (d) Zastąpienie określonych tolerancji przez prawidłową tendencję i wielkość (CT&M) również zmniejsza zakres, w jakim polega się na specyficznych danych z testów w locie, lecz nie można tego brać za wskazówkę, że pewne obszary symulacji mogą zostać zignorowane. Specyficzne właściwości śmigłowca są konieczne, a efekty nieprawidłowe byłyby niedopuszczalne.
- (e) Agencja będzie oczekiwać od każdego producenta FTD, który chce wykorzystać dane innego rodzaju niż dane z lotów wykonanych przez producenta śmigłowca, zademonstrowania solidnej technicznej podstawy dla proponowanego przez niego podejścia. Będzie trzeba przy tym przedstawić prognozowane efekty symulacji oraz wykazać, że są one zdefiniowane i łatwe do zrozumienia. Agencja powoła zespół złożony z przedstawicieli Władz do oceny wszelkich wniosków o zastąpienie danych z lotów wykonanych przez producenta śmigłowca innymi danymi.

### **AMC5 FSTD(H).300 Wytyczne w zakresie konstrukcji i kwalifikacji FNPT dla śmigłowców**

- (a) Podstawowa filozofia
  - (1) Urządzenia szkoleniowe wykorzystywane przez szkoły uczące od początku pilotów zawodowych były tradycyjnie stosunkowo prostymi pomocami do nauki lotów tylko według wskazań przyrządów. Urządzenia te były „luźno” związane z konkretnym śmigłowcem szkoły. Charakterystyki byłyby w przybliżeniu prawidłowe w niewielkiej liczbie standardowych konfiguracji, jednak właściwości manewrowe wahałyby się od elementarnych do w niepełnym stopniu reprezentatywnych. Wyposażenie w przyrządy i awionikę zmieniałoby się od wersji podstawowej do wersji bardzo zbliżonej do docelowego śmigłowca. Zgoda na używanie takich urządzeń jako elementu kursu szkoleniowego była oparta na zwykłej ocenie subiektywnej wyposażenia i jego operatora przez inspektora władz.
  - (2) FNPT I jest zasadniczo zamiennikiem tradycyjnego naziemnego urządzenia do szkolenia w zakresie lotów według wskazań przyrządów. Standardy dla FNPT II i III są bardziej zaawansowane i każdy z nich spełnia szersze wymagania różnych modułów szkoleniowych dla zawodowych pilotów według przepisów Part FCL ze szkoleniem w zakresie współpracy załóg wieloosobowych (MCC) włącznie (opcjonalnie z dodatkowymi elementami).
  - (3) Obecnie dostępna technologia pozwala na to, by takie urządzenia miały dużo większe możliwości i dłuższy czas eksploatacji niż było to możliwe poprzednio. Bardziej obiektywne podstawy do konstrukcji zachęcają do lepszego rozumienia, a więc i lepszego modelowania tak systemów śmigłowca, jak i wykonywania manewrów i osiągnięć. Z tego postępu, a także z kosztów lotów i nacisków natury środowiskowej wynika potrzeba określenia standardów dla FNPT.
- (b) Standardy konstrukcyjne

W CS FSTD(H) zamieszczono pięć zestawów standardów dla konstrukcji: FNPT I, II, IIMCC, III i IIIMCC.

- (1) Konfiguracja symulowanego śmigłowca

W odróżnieniu od FFS i FTD urządzenia FNPT nie są zamierzone w pierwszym rzędzie jako urządzenia odwzorowujące określony typ śmigłowca (choć faktycznie mogą być specyficzne dla typu, jeśli jest taka potrzeba).

Wybrana konfiguracja powinna sensownie odwzorowywać śmigłowiec lub śmigłowce, które będą prawdopodobnie użyte jako element całkowitego pakietu szkolenia. Takie elementy, jak ogólne rozmieszczenie, miejsca do siedzenia, przyrządy i awionika, typ urządzeń sterowania, siła potrzebna do posługiwania się urządzeniami sterowania i ich położenie, osiągi oraz wykonywanie manewrów i

konfiguracja zespołu napędowego powinny być reprezentatywne dla klasy śmigłowców lub samego śmigłowca.

*Uwaga: w niniejszym dokumencie termin „śmigłowiec” jest stosowany do określenia modelowanego statku powietrznego, który może być konkretnym typem śmigłowca, rodziną śmigłowców podobnego typu lub całkowicie standardowym śmigłowcem.*

Dla wszystkich stron uczestniczących w zakupie FNPT byłoby korzystne wczesne rozpoczęcie dyskusji ze Władzami w celu ogólnego uzgodnienia właściwej konfiguracji urządzenia. Byłoby idealnie, gdyby taka dyskusja miała miejsce w odpowiednim czasie, aby można było uniknąć wszelkich opóźnień w procesie konstrukcji, budowy i akceptacji, gwarantując tym samym „gładkie” wprowadzenie do eksploatacji. Wybrana konfiguracja powinna być w rozsądnym stopniu reprezentatywna dla „śmigłowca”, który prawdopodobnie będzie użyty jako element całkowitego pakietu szkolenia, zwłaszcza w takich obszarach, jak ogólny układ kabiny, miejsca do siedzenia, przyrządy i awionika, typ urządzeń sterowania, siła potrzebna do posługiwania się urządzeniami sterowania i ich położenie, osiągi oraz wykonywanie manewrów i zespół napędowy.

(2) Kabina

Kabina powinna być reprezentatywna dla „śmigłowca”. Urządzenia sterowania, przyrządy i sterowniki systemu awioniki powinny być charakterystyczne w dotyku, czuciu oraz pod względem układu, koloru i oświetlenia, tak by tworzyły pozytywne środowisko do nauki i umożliwiały dobre przeniesienie nabytej wiedzy na śmigłowiec. W celu zagwarantowania dobrej atmosfery szkolenia kabinę FNPT poziomu I należy w wystarczającym stopniu ogrodzić, aby wykluczyć wszelkie czynniki rozpraszające. Dla poziomów II i III dla FNPT kabina powinna być całkowicie obudowana. Należy unikać rozproszenia uwagi powodowanego przez czynniki zewnętrzne, które mogą wpłynąć na koncentrację osoby szkolonej lub pogorszyć efekty symulacji. Zatem w przypadku FNPT poziomu I, jeżeli tył urządzenia jest otwarty, byłoby niewłaściwe instalowanie tego rodzaju urządzenia w niezamkniętym pomieszczeniu lub na terenie, na którym jest umieszczonych kilka takich urządzeń. Tam, gdzie ma to być dozwolone, działania w jednym urządzeniu mogą wpłynąć na działania w sąsiednim. Jeżeli urządzenie ma być zainstalowane w obszarze dzielonym z innymi urządzeniami, to tył kabiny łącznie ze stanowiskiem instruktora powinien być całkowicie obudowany, a obudowa powinna objąć również dach. W przypadku FNPT poziomów II i III należy zastosować tę samą interpretację, lecz dodatkowo trzeba wziąć pod uwagę, że wszelkie wpadające promienie i refleksy świetlne będą miały niekorzystny wpływ na funkcjonowanie systemu wizualizacji. Wynika z tego, że w pełni obudowana z tyłu konstrukcja nie byłaby potrzebna tam, gdzie FNPT ma być zainstalowane w oddzielnym pomieszczeniu.

(3) Elementy wyposażenia kabiny

Tak jak dla każdego urządzenia szkoleniowego, podzespoły zastosowane w obszarze kabiny nie muszą być częściami śmigłowca; jednak wszelkie użyte części powinny być reprezentatywne i wystarczająco mocne, aby wytrzymały zadania szkoleniowe. Przy obecnym stanie techniki byłoby do zaakceptowania zastosowanie prostych odwzorowań opartych na monitorze kineskopowym lub LCD i sterowania za pomocą ekranu dotykowego. Zadania szkoleniowe przewidziane dla tego typu urządzeń są takiego rodzaju, że bardzo ważne jest ich właściwe rozmieszczenie i wycucie: tzn. gałka dolnej skali wysokościomierza musi być fizycznie umieszczona na wysokościomierzu. Może być zaakceptowane zastosowanie lamp kineskopowych lub płaskich wyświetlaczy z fizycznymi nakładkami zawierającymi wbudowane przełączniki, gałki i przyciski, odwzorowującymi tablicę przyrządów śmigłowca.

(4) Dane

Dane wykorzystywane do modelowania aerodynamiki, urządzeń sterowania lotem i silników powinny być solidnie oparte na śmigłowcu. Nie jest dopuszczalna i nie przyniosłaby dobrych efektów szkolenia sytuacja, w której modele reprezentowałyby zaledwie kilka podstawowych konfiguracji, a trzeba przy tym pamiętać o potencjalnych punktach możliwych do zdobycia. Dane do walidacji można czerpać z konkretnego śmigłowca z rodziny śmigłowców, którą FNPT ma odwzorowywać lub można oprzeć się na informacjach dla kilku śmigłowców z rodziny. Zaleca się przedstawienie planowanych do wykorzystania przy walidacji danych Władzom do zapoznania się wraz z raportem zawierającym uzasadnienie

(i) Zbieranie danych i opracowanie modelu

Wobec kosztu i złożoności modeli symulacji lotu powinno być możliwe stworzenie ogólnych modeli „typowych” dla rodziny. Takie modele powinny mieć charakter ciągły i powinny zmieniać się w sensowny sposób w obrębie wymaganej obwiedni lotów szkoleniowych. Podstawowym wymaganie dla każdego modelowania jest spójność równań matematycznych i modeli użytych do odwzorowania właściwości lotnych i osiągow śmigłowca w symulowanej konfiguracji. Dane potrzebne do uściślenia ogólnego modelu, tak by odwzorowywał bardziej konkretny śmigłowiec, można uzyskać bez uciekania się do kosztownych testów w locie z wielu źródeł, takich jak:

- (A) dane konstrukcyjne śmigłowca,
- (B) instrukcja użytkownika w locie i instrukcja obsługi,
- (C) obserwacje na ziemi i w locie.

Dane uzyskane na ziemi i w locie powinny być mierzone i rejestrowane przy użyciu szeregu prostych środków, takich jak:

- (A) wideo,
- (B) ołówek i papier,
- (C) stoper,
- (D) nowe technologie.

Wszelkie takie dane powinny być zbierane dla charakterystycznych mas i środków ciężkości. Opracowanie takiego zestawu danych wraz z usprawiedliwieniem i uzasadnieniem projektu oraz planowanych osiągow, metodami pomiarów i zarejestrowanymi parametrami (masą, środkiem ciężkości (CG), warunkami atmosferycznymi) powinno być starannie udokumentowane i udostępnione do kontroli przez właściwy organ jako część procesu kwalifikacji.

(5) Ograniczenia

W śmigłowcach można znaleźć zmienne i różne konfiguracje urządzeń sterowania lotem: ze wspomaganie za pomocą siłowników i bez, z symulacją sił sterowania w stanie zrównoważenia aerodynamicznego i bez, wyłączenie sterowania w stanie zrównoważenia i automatyczne zrównoważenie. W konsekwencji, aby ustalić optymalne rozwiązanie przy opracowywaniu symulacji sił sterowania lotem należy uwzględnić wymagania użytkownika, starając się o uproszczenie wymagań dotyczących siłowego sprzężenia zwrotnego.

Należy jednak pamiętać, że choć dla danego zadania może być wystarczający model uproszczony, to niezmiernie istotny jest brak efektów negatywnych.

(c) Zwłoka i system wizualizacji

- (1) Są dwie metody ustalenia wielkości czasu zwłoki, określającego zależność czasową między urządzeniami sterowania i systemem wizualizacji, reakcją przyrządów w kabinie i początkową reakcją układu ruchu - jeśli jest zainstalowany. Te elementy

powinny być ściśle ze sobą sprzężone, aby były zapewnione zintegrowane sygnały sensoryczne. Dla standardowego FNPT test czasu opóźnienia jest jedynym testem wykazującym, że opóźnienie wprowadzane przez system FNPT nie przekracza dozwolonych granic tolerancji. Jeżeli FNPT bazuje na konkretnym typie śmigłowca, dopuszczalne są zarówno testy opóźnienia czasowego, jak i czasu reakcji.

- (2) Podczas testów czasu reakcji sprawdza się, czy opóźnienie reakcji na zdecydowane sygnały wejściowe do wykonania pochylenia, przechylenia i zmiany kursu wprowadzane na stanowisku pilota mieści się w dozwolonych granicach, lecz również, czy reakcja nie następuje w czasie krótszym od tego, w jakim zareagowałby śmigłowiec w tych samych warunkach. Zmiany wizualizowanych scen w wyniku zakłócenia stanu ustalonego powinny zachodzić w granicach dynamicznej odpowiedzi systemu (lecz nie przed zapoczątkowaniem ruchu będącego tego wynikiem – w przypadku, gdy jest zainstalowany układ ruchu).
- (3) Podczas testu opóźnienia czasowego powinno się mierzyć całe opóźnienie, jakiemu podlega skokowy sygnał przechodzący od urządzenia sterowania pilota poprzez układy elektroniczne systemu siłowego sprzężenia zwrotnego (jeśli jest stosowany) i oddziaływujący wzajemnie ze wszystkimi modułami programu symulacyjnego we właściwej kolejności z użyciem protokołu uzgadniania, na koniec przez normalne interfejsy wyjściowe do systemu wizualizacji i wyświetlaczy przyrządów. Możliwy do zarejestrowania czas rozpoczęcia testu powinien być wyznaczony przez sygnał wejściowy na urządzeniu sterowania pilota. Tryb testu powinien pozwolić na wykorzystanie normalnego czasu na wykonanie obliczeń i nie powinien zmieniać przepływu informacji przez urządzenia i w oprogramowaniu.
- (4) Opóźnienie czasowe systemu jest to czas pomiędzy wprowadzeniem wyjściowego sygnału sterowania i reakcjami poszczególnych urządzeń. Trzeba je zmierzyć tylko jeden raz dla każdej osi.
- (5) Wykorzystując ograniczone możliwości przetwarzania tanich systemów wizualizacji należy starać się skoncentrować na najważniejszych obszarach wspierających planowane zastosowania, unikając tym samym pogarszania modelu wizualizacji przez wprowadzanie niepotrzebnych funkcji, np. zmieniającego się ruchu naziemnego, koordynatorów ruchu naziemnego. Możliwości modelu wizualizacji powinny być nakierowane na:
  - (i) powierzchnię drogi startowej lub lądowiska dla śmigłowców,
  - (ii) systemy oświetlenia drogi startowej lub lądowiska dla śmigłowców,
  - (iii) systemy pomocy do naprowadzania podczas podejścia i systemy oświetlenia,
  - (iv) TLOF i FATO,
  - (v) szczegółowe elementy naziemne, dla których wymagane są punkty do szkolenia w zakresie nawigacji,
  - (vi) podstawowe oświetlenie środowiska (noc/zmierzch)

(d) System ruchu

Chociaż dla FTD ruch nie jest wymagany, to gdyby operator FSTD zdecydował się zainstalować układ ruchu, należy ten układ ocenić, by upewnić się, że nie ma on negatywnego wpływu na całkowitą wierność urządzenia. Jeżeli w niniejszym dokumencie nie podano inaczej, wymagania dla układu ruchu są takie jak dla FFS poziomu A – patrz AMC2 FSTD(H).300.

- (1) Dla symulatorów lotu poziomu A nie zostały określone szczegółowo określone wymagania w zakresie symulacji podstawowych sygnałów ruchu i drgań typu *buffet*. Aby zapewnić przekazywanie podstawowych sygnałów tradycyjnie kładziono nacisk na liczbę osi układu ruchu. Panuje odczucie, że przy tym poziomie symulatora lotu powinno się pozwolić decydować o złożoności układu ruchu jego

producentowi. Jednak podczas badania układ ruchu będzie oceniany subiektywnie, aby oceniający upewnił się, że umożliwi on realizację zadań związanych z pilotowaniem, włącznie z niesprawnościami silnika, oraz że w żaden sposób nie dostarcza nieprawidłowych sygnałów.

- (2) Symulacja drgań typu *buffet* jest ważna w aspekcie dodania realizmu całej symulacji; dla poziomu A efekty mogą być uproszczone, ale powinny być właściwe, zgodne z sygnałami dźwiękowymi i w żaden sposób nie powodujące negatywnych efektów szkolenia.
- (3) Opóźnienie czasowe układu ruchu powinno spełniać standardy zalecane dla reakcji wyświetlacza systemów wizualizacji i przyrządów w kokpicie.

(e) Przeprowadzanie testów i ocena

(1) Informacje ogólne

FNPT powinno zostać ocenione w tych obszarach, które są istotne dla prowadzenia procesu szkolenia, testowania i kontroli członków załogi lotniczej. Należą do nich: wzdluzne i poprzeczne reakcje kierunkowe FNPT, specyficzne operacje, kontrola urządzeń sterowania, kontrola funkcji kabiny i stanowiska instruktora oraz określone dodatkowe wymagania zależne od złożoności lub poziomu kwalifikacji FNPT. System wizualizacji, tam gdzie występuje, będzie oceniany na podstawie testów zamieszczonych w tabeli testów walidacyjnych (AMC1 FSTD(H).300).

Dla upewnienia się, że każde urządzenie spełnia swoje kryteria konstrukcyjne na początku jego cyklu eksploatacji i okresowo będzie zastosowany system przeprowadzania testów obiektywnych oraz subiektywnych. Metodyka przeprowadzania testów subiektywnych i obiektywnych powinna być podobna do metodyki stosowanej dla FFS.

Testy walidacyjne wymienione w AMC1 FSTD(H).300, punkt (b)(3) mogą być przeprowadzone przez osobę posiadającą odpowiednie umiejętności, a wyniki można zapisać ręcznie. Nie zapominając o wpływie, jaki to ma na koszty, zachęca się do automatycznego rejestrowania wyników (i przeprowadzania testów) i zwiększania w ten sposób powtarzalności uzyskanych wyników, jednak powinno być możliwe ponowne ręczne przeprowadzenie każdego takiego testu automatycznego.

Podane tolerancje opracowano w taki sposób, aby zagwarantować, że urządzenie będzie co roku spełniało swoje pierwotne kryteria docelowe. Jest zatem ważne, aby przed jakimkolwiek formalnym procesem kwalifikacji takie docelowe kryteria były starannie opracowane, a wartości liczbowe uzgodnione z Władzami. W przypadku kwalifikacji początkowej jest bardzo pożądane, aby urządzenie spełniało swe kryteria konstrukcyjne w podanych granicach tolerancji, jednak w odróżnieniu od tolerancji wyspecyfikowanych dla FFS tolerancje zawarte w niniejszym dokumencie są określone ze specjalnym zamiarem zapewnienia powtarzalności w okresie eksploatacji urządzenia, a w szczególności przy każdej kontroli okresowej organu regulacyjnego.

(2) Testy walidacyjne

Testy wykonuje się z zamiarem dokonania jak najbardziej obiektywnej oceny FNPT. Ważne znaczenie ma jednak akceptacja przez pilota. Tak więc FNPT będą poddane testom walidacyjnym, testom funkcji i testom subiektywnym, których wykaz podano w (AMC1 FSTD(H).300). Testy walidacyjne stosuje się w celu obiektywnego porównania osiągnięć FNPT z danymi do walidacji dla upewnienia się, że mieszczą się one w granicach tolerancji konstrukcyjnych, które Władze mogą zaakceptować. Testy funkcji i testy subiektywne stanowią podstawę do oceny zdolności FNPT do działania w typowym cyklu szkoleniowym i pozwalają ustalić, czy FNPT spełni w sposób zadowalający wymagania związane z każdym celem szkolenia i zasymuluje we właściwy sposób każdy manewr lub procedurę

szkoleniową; są również podstawą do zweryfikowania prawidłowości działania FNPT.

Dane konstrukcyjne można czerpać z danych z testów w locie, danych konstrukcyjnych producenta, informacji zawartych w instrukcjach użytkownika w locie i instrukcjach obsługi, wyników zatwierdzonych lub powszechnie przyjętych symulacji lub modeli predykcyjnych, uznanych wyników teoretycznych, informacji publicznych lub innych źródeł, jeżeli uzyskane z nich dane producent FNPT uzna za potrzebne do odwzorowania śmigłowca.

Zastosowanie CT&M nie ma być rozumiane jako wskazówka, że pewne obszary symulacji można zignorować. Dla takich testów charakterystyki urządzenia powinny być odpowiednie i reprezentatywne dla konfiguracji śmigłowca, a w żadnych okolicznościach urządzenie nie powinno wykazywać negatywnych właściwości. W przypadkach, w których jako tolerancja jest stosowane kryterium CT&M, stanowczo zaleca się zapisanie wyników za pomocą automatycznego systemu rejestrującego jako danych bazowych, by uniknąć możliwych rozbieżnych opinii subiektywnych przy ocenach okresowych.

(3) Testy subiektywne

Testy subiektywne wymienione w punkcie „Testy subiektywne i testy funkcjonalne” (AMC1 FSTD(H).300) powinny być przeprowadzone przez odpowiednio wykwalifikowanego i doświadczonego pilota.

Podczas testów subiektywnych zostanie poddane ocenie nie tylko współdziałanie wszystkich systemów, ale również integracja FNPT ze:

- (i) środowiskiem szkoleniowym,
- (ii) zamrażaniami i powrotami do poprzednich położeń,
- (ii) środowiskiem pomocy nawigacyjnych,
- (iv) łącznością,
- (v) pogodą i zawartością wizualizowanych scen.

(4) Kwalifikacja początkowa

Przy testowaniu podczas kwalifikacji początkowej będą wykorzystane dane do walidacji. Mogą one być pochodzić z konkretnego śmigłowca lub mogą opierać się na informacjach z kilku śmigłowców z grupy śmigłowców. Uzasadnienie zestawu danych wykorzystanych do przeprowadzenia walidacji powinno mieć formę raportu technicznego i powinno wykazać, że proponowane dane do walidacji są reprezentatywne dla śmigłowca. Za zgodą Władz mogą one mieć postać zatwierdzonego wcześniej przez producenta zestawu danych do walidacji dla FNPT, którego dotyczą. Po przyjęciu i zatwierdzeniu przez Władze zestawu danych dla określonego FNPT stanie się on zestawem danych walidacyjnych, który będzie stosowany jako odniesienie przy ocenach okresowych.

Dla początkowej kwalifikacji FNPT tolerancje podane w tabeli testów walidacyjnych (AMC1 FSTD(H).300) należy zastąpić przez „prawidłową tendencję i wielkość” (CT&M), a FNPT powinno być testowane i oceniane jako spełniające oczekiwania Władz odwzorowanie śmigłowca.

Nie powinno się mylić tolerancji parametrów podanych w tabeli testów walidacyjnych (AMC1 FSTD(H).300) z konstrukcyjnymi tolerancjami dla FNPT. Tolerancje dla testów walidacyjnych są maksymalnymi dopuszczalnymi tolerancjami dla testowania FNPT w ramach kwalifikacji okresowych.

Operatorzy FSTD starający się o początkową lub podwyższającą ocenę FSTD powinni zdawać sobie sprawę, że jakość danych z zakresu osiąarów i pilotażu dla starszych śmigłowców może nie być wystarczająca do spełnienia niektórych standardów testu zawartych w niniejszym ACJ. W takim przypadku może być

potrzebne zdobycie przez operatora dodatkowych danych konstrukcyjnych lub też danych walidacyjnych.

Jeżeli podczas oceny FNPT pojawi się problem z konkretnym testem walidacyjnym FSTD, to test może zostać powtórzony w celu upewnienia się, czy problem nie jest spowodowany przez urządzenia pomiarowe lub błąd operatora FSTD. Jeśli po tym powtórzeniu problem z testem podczas początkowej oceny FNPT występuje nadal, operator FSTD powinien być przygotowany do zaoferowania wyników testu alternatywnego, związanego z przedmiotowym testem.

Testami walidacyjnymi, które nie spełniają kryteriów dla testów, należy zająć się zgodnie z wymaganiami właściwego organu.

(5) Obsługa

Przewiduje się, że równoległe do procesu przeprowadzania testów obiektywnych i subiektywnych będą prowadzone odpowiednie działania w zakresie obsługi, stanowiące element programu zapewnienia jakości. Takie działania będą obejmować przeglądy bieżące, zagwarantowanie zadowalającego zapasu części zamiennych i zapewnienie personelu oraz mogą podlegać kontroli przez organ regulacyjny w zakresie zgodności z przepisami.

(f) Funkcje dodatkowe

Wszelkie dodatkowe funkcje wprowadzone do FNPT poziomów I, II i III, wykraczające poza minimalne wymagania konstrukcyjne, będą przedmiotem badań i powinny zostać ocenione, by uniknąć negatywnych efektów szkolenia.

### **AMC6 FSTD(H).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego**

- (a) Gdy w wyniku zmian konfiguracji symulowanego śmigłowca zmienia się symulacja w pełni potwierdzona przez testy w locie, producent objętego kwalifikacją śmigłowca może w celu selektywnego uzupełnienia danych z testów w locie dostarczyć - po wcześniejszym otrzymaniu zgody Władz - dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego lub symulacji konstrukcyjnej, które przeszły „audyt”. To rozwiązanie jest ograniczone do zmian, które mają charakter ilościowy oraz dają się łatwo zrozumieć i dobrze zdefiniować.
- (b) Aby uzyskać zgodę na dostarczenie danych do walidacji z symulatora konstrukcyjnego, producent śmigłowca powinien:
- (1) posiadać udokumentowaną listę osiągnięć w zakresie przygotowywania odpowiedniej jakości pakietów danych;
  - (2) wykazać wysoką jakość metod prognozowania przez porównanie danych prognozowanych z danymi potwierdzonymi przez testy w locie;
  - (3) mieć symulator konstrukcyjny spełniający następujące warunki:
    - jego modele działają w sposób zintegrowany,
    - zastosowane te same modele, jak modele dostarczane osobom zajmującym się szkoleniami (używane również przy opracowywaniu samodzielnych dokumentów potwierdzających zgodność lub przeprowadzenie kontroli),
    - jest stosowany jako pomoc w pracach nad rozwojem śmigłowca i przy jego certyfikacji;
  - (4) posługiwać się symulacją konstrukcyjną do przygotowania reprezentatywnego zestawu zintegrowanych przypadków dowodów zgodności;
  - (5) posiadać możliwy do zaakceptowania system kontroli konfiguracji obejmujący symulator konstrukcyjny i wszystkie inne istotne symulacje konstrukcyjne.
- (c) Producenci śmigłowców planujący skorzystać z tego alternatywnego rozwiązania powinni jak najwcześniej skontaktować się z Władzami.



- (d) Przy pierwszym składaniu wniosku każdy wnioskodawca powinien wykazać swą zdolność do uzyskania kwalifikacji stosownie do wymagań Agencji oraz zgodnie z kryteriami zawartymi w niniejszym AMC i związanym z nim AMC7 FSTD(H).300.

### **AMC7 FSTD(H).300 Dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego – wytyczne w zakresie zatwierdzania**

- (a) Informacje ogólne
- (1) W przypadku modeli symulacji potwierdzonych łącznie przez testy w locie jest prawdopodobne, że dla nowych lub będących poważniejszą modyfikacją statków powietrznych modele tego rodzaju będą stopniowo stawały się coraz mniej reprezentatywne w miarę jak będzie ulegać zmianie konfiguracja statku powietrznego.
  - (2) Gdy ulegała zmianie konfiguracja statku powietrznego, zmieniały się zazwyczaj modele symulacji, by odzwierciedlić zmiany. W przypadku modeli aerodynamiki, silnika, sterowania lotem i manewrowania na ziemi efektem tego procesu jest zwykle zebranie dodatkowych danych z testów w locie oraz następna edycja nowych modeli i danych do walidacji.
  - (3) Trafność prognozowania modeli symulacyjnych osiągnęła taki poziom, że różnice pomiędzy modelem prognozowanym i modelem opartym na walidacji przez testy w locie są często bardzo małe.
  - (4) Większość producentów statków powietrznych wykorzystują do swych symulacji konstrukcyjnych te same modele symulacyjne, co modele udostępniane osobom zajmującym się szkoleniami. Rodzaje tych symulacji są rozmaite: od fizycznych symulatorów konstrukcyjnych - z urządzeniami ze statku powietrznego lub bez - do symulacji w czasie nierzeczywistym opartych na stacjach roboczych.
- (b) Wytyczne w zakresie zatwierdzania – w przypadku wykorzystywania danych do walidacji z symulatora konstrukcyjnego
- (1) Należy kontynuować obecny system, w którym wymaga się danych z testów w locie jako odniesienia przy walidacji symulatorów szkoleniowych.
  - (2) Gdy w wyniku zmian konfiguracji symulowanego statku powietrznego zmienia się symulacja w pełni potwierdzona przez testy w locie, producent objętego kwalifikacją statku powietrznego może w celu selektywnego uzupełnienia danych z testów w locie dostarczyć - po wcześniejszym otrzymaniu zgody Władz - dane do walidacji z symulatora konstrukcyjnego lub symulacji konstrukcyjnej.
  - (3) W przypadkach wykorzystania danych z symulatora konstrukcyjnego proces symulacji konstrukcyjnej musiałby zostać skontrolowany przez Władze.
  - (4) We wszystkich przypadkach pakiet danych dla statku powietrznego, zweryfikowany w zakresie zgodności z aktualnymi standardami w oparciu o dane z testów w locie, należy opracować dla takiej konfiguracji modelu podstawowego, w jakiej statek wchodzi do eksploatacji.
  - (5) Tam, gdzie dane z symulatora konstrukcyjnego są stosowane jako część QTG, oczekuje się zasadniczej zgodności, stosownie do Załącznika 1 do AMC1 FSTD(H).300.
  - (6) W przypadkach, w których przewiduje się wykorzystanie danych z symulatora konstrukcyjnego, należy przedstawić właściwemu organowi regulacyjnemu (lub właściwym organom) kompletną propozycję. Taka propozycja zawierałaby dowody poprzednich osiągnięć producenta statku powietrznego w modelowaniu o wysokim stopniu wierności.
  - (7) Proces będzie miał zastosowanie do przypadkach stanowiących krok wstecz w stosunku do symulacji w pełni potwierdzonej przez testy w locie.

- (8) Należy realizować proces zarządzania konfiguracją, obejmujący zapis przebiegu wydarzeń, w którym powinny być jasno określone zmiany modelu symulacji krok po kroku, poczynając od symulacji w pełni potwierdzonej przez testy w locie, tak aby było możliwe usunięcie zmian i powrót do wersji podstawowej (potwierdzonej w locie).
- (9) Właściwe organy przeprowadzą techniczną analizę proponowanego planu i będących jego następstwem danych do walidacji w celu ustalenia, czy propozycja jest możliwa do zaakceptowania.
- (10) Procedura będzie uważana za zakończoną po wydaniu dokumentu zatwierdzenia. W dokumencie będą określone dopuszczalne źródła danych do walidacji.
- (11) Aby zostać dopuszczonym jako alternatywne źródło danych, symulator konstrukcyjny powinien:
  - (i) istnieć jako obiekt fizyczny, w komplecie z kabiną reprezentatywną dla klasy statku powietrznego, którą symuluje, z urządzeniami sterowania wystarczającymi do odbywania lotów ze sterowaniem ręcznym,
  - (ii) posiadać system wizualizacji i najlepiej także układ ruchu,
  - (iii) mieć w stosownych przypadkach prawdziwe skrzynki z awioniką, wzajemnie zamienne z równoważną symulacją programową, umożliwiające walidację opracowanego oprogramowania,
  - (iv) posiadać rygorystyczny system kontroli konfiguracji obejmujący urządzenia i oprogramowanie,
  - (v) być uznanym przez pilotów producentów, operatorów i Władze za bardzo wierne odwzorowanie statku powietrznego.
- (12) Dokładna procedura uzyskania akceptacji danych z symulatora konstrukcyjnego będzie zmieniać się w zależności od producentów statków powietrznych i rodzaju zmiany. Niezależnie od proponowanego rozwiązania symulacje lub symulatory konstrukcyjne powinny spełniać następujące kryteria:
  - (i) pierwotne (wyjściowe) modele symulacji powinny być w pełni potwierdzone poprzez testy w locie,
  - (ii) modele dostarczane przemysłowi przez producenta statku powietrznego do wykorzystania w szkoleniowych urządzeniach FSTD powinny być prawie identyczne w porównaniu z modelami używanymi przez producenta statku w jego symulacjach lub symulatorach konstrukcyjnych,
  - (iii) te symulacje lub symulatory konstrukcyjne powinny być wykorzystywane jako element procesu projektowania, konstrukcji i certyfikacji statku powietrznego.
- (13) Szkoleniowe FSTD wykorzystujące te podstawowe modele symulacyjne powinny posiadać aktualną kwalifikację co najmniej w zakresie uznanych norm międzynarodowych.
- (14) Rodzaje modyfikacji objęte tą alternatywną procedurą będą ograniczone do modyfikacji o „dobrze rozumianych skutkach”:
  - (i) oprogramowania (np. komputera sterowania lotem, autopilota, itp.),
  - (ii) prostych (pod względem aerodynamiki) zmian geometrycznych (np. długość kadłuba),
  - (iii) silników,
  - (iv) przekładni systemu sterowania, olinowaniu, granic wygięcia,
  - (v) zmian w hamulcach, oponach i elementach sterowania.

- (15) Oczekuje się, że producent, który chce skorzystać z tej alternatywnej procedury zademonstruje solidne techniczne uzasadnienie proponowanego przez niego podejścia. Taka analiza powinna wykazać, że prognozowane skutki zmiany (lub zmian) mają charakter ilościowy oraz dają się łatwo zrozumieć i dobrze zdefiniować, potwierdzając, że nie są wymagane dodatkowe dane z testów w locie. W przypadku, kiedy prognozowane skutki nie będą uznane za przewidziane z wystarczającą dokładnością, w celu potwierdzenia przewidywanych zmian ilościowych może być potrzebne zebranie ograniczonego zestawu danych z testów w locie.
- (16) Wszelkie wnioski o tę procedurę będą rozpatrywane przez zespół utworzony przez Agencję.