

PODCZEŚĆ B - LOT

OGÓLNE

JAR 25X20 Stosowalność

(a) Wymagania niniejszej Podczęści B mają zastosowanie do samolotów napędzanych silnikami turbinowymi –

(1) Bez dopuszczalnych podwyższonych ciągów dla przypadków awaryjnych, oraz

(2) Dla których przyjęto, że ciąg nie jest zwiększany w następstwie zaprzestania pracy silnika podczas startu z wyjątkiem jak wymieniono w podpunkcie (c).

(b) Przy braku odpowiedniego zbadania implikacji operacyjnych, te wymagania nie koniecznie obejmują-

(1) Ładowania automatyczne

(2) Podejścia i lądowania przy wysokościach decyzji mniejszych niż 200 stóp.

(3) Użytkowanie na nieprzygotowanych nawierzchniach pasów.

(c) Jeżeli samolot jest wyposażony w układ sterowania silnikiem, który przestawia moc lub ciąg automatycznie na pracującym silniku(ch), kiedy którykolwiek silnik przerwie pracę podczas startu, muszą być spełnione dodatkowe wymagania dotyczące osiągnięć samolotu i ograniczeń oraz działania i niezawodności układu, zawarte w Załączniku I.

JAR 25.21 Dowód spełnienia

(a) Każde wymaganie niniejszej Podczęści musi być spełnione dla każdej odpowiedniej kombinacji ciężaru i położenia środka ciężkości w zakresie warunków załadowania, dla którego wnioskowana jest certyfikacja. Musi to być wykazane -

(1) Przez próby na samolocie typu, dla którego jest wnioskowana certyfikacja lub przez obliczenia oparte na wynikach prób, i równe co do dokładności wynikom prób; oraz

(2) Przez systematyczne badanie każdej prawdopodobnej kombinacji ciężaru i położenia środka ciężkości, jeżeli spełnienie nie może być rozsądnie wywnioskowane z przebadanych kombinacji.

(b) Zarezerwowano

(c) Sterowność, stateczność, zdolność do wyważenia i charakterystyki przeciągnięcia muszą zostać wykazane dla każdej wysokości aż do maksymalnej przewidywanej w użytkowaniu.

JAR 25.21(c) (ciąg dalszy)

(d) Podczas prób w locie są dopuszczalne następujące tolerancje ogólne (patrz ACJ 25.21(d)). Jednakże dla pewnych prób mogą być dopuszczone tolerancje większe, lub wymagane mogą być tolerancje mniejsze. Te tolerancje są odchyleniami dodatnimi lub ujemnymi, chyba że dla konkretnej próby zaznaczono inaczej:

<u>Wielkość</u>	<u>Tolerancja</u>
<u>Cieżar</u>	<u>+5%, -10%</u>
<u>Wielkości krytyczne zależne od ciężaru</u>	<u>+5%, -10%</u>
<u>Położenie środka ciężkości</u>	<u>7% całkowitej wędrowki</u>
<u>Prędkość</u>	<u>3 węzły lub 3%, którekolwiek jest większe</u>
<u>Moc</u>	<u>5%</u>
<u>Wiatr do (prób startu i lądowania)</u>	<u>Tak niski jak to możliwe ale nie przekraczający około 12% V_{SI} lub 10 węzłów, którekolwiek jest niższe, wzdłuż powierzchni pasa</u>

(e) Jeżeli spełnienie wymagań charakterystyk lotu zależy od układu wspomagającego stateczność lub jakichkolwiek innych układów automatycznych lub zasilanych mocą, musi zostać wykazane spełnienie JAR 25.671 oraz 25.672.

(f) Przy spełnianiu wymagań JAR 25.105(d), 25.125, 25.233 oraz 25.237, prędkość wiatru musi być mierzona na wysokości 10 metrów nad powierzchnią startu, albo poprawiana o różnicę pomiędzy wysokością, na której prędkość wiatru jest mierzona i wysokością 10 metrów.

JAR 25.23 Ograniczenia rozmieszczenia ładunku

(a) Zakres ciężarów i środków ciężkości, w którym samolot może być bezpiecznie użytkowany, musi być określony. Jeżeli kombinacja ciężaru i położenia środka ciężkości jest dozwolona jedynie w pewnych granicach rozmieszczenia załadowania (takich jak wzdłuż rozpiętości), które mogły by być w sposób niezamierzony przekroczone, te ograniczenia i odpowiadające im kombinacje ciężaru i środka ciężkości muszą być określone.

(b) Ograniczenia rozmieszczenia ładunku nie mogą przekraczać-

(1) Wybranych ograniczeń;

(2) Ograniczeń, dla których jest potwierdzona wytrzymałość konstrukcji; lub

(3) Ograniczeń, dla których zostało wykazane spełnienie każdego mającego zastosowanie wymagania dla lotu tej Podczęści.

JAR 25.25 Ograniczenia ciężarów

(a) *Ciężary maksymalne.* Ciężary maksymalne odpowiadające warunkom użytkowania samolotu (takie jak płytkowy, do kołowania, startu, przelotu i lądowania) warunkom środowiskowym (takim jak wysokość i temperatura), i warunkom załadowania (takim jak ciężar przy zerowym paliwie, położenia środka ciężkości i rozmieszczenie ciężaru) muszą być określone tak, ażeby nie były większe niż -

(1) Największy ciężar wybrany przez wnioskującego dla danych warunków; lub

(2) Maksymalny ciężar przy którym wykazane jest spełnienie każdego odpowiedniego przypadku obciążenia struktury i wymagania dla lotu.

(b) *Ciężar minimalny.* Minimalny ciężar (najmniejszy ciężar, dla którego zostało wykazane spełnienie każdego odpowiedniego wymagania JAR-25) musi być ustalony tak, ażeby był nie mniejszy niż -

(1) Najmniejszy ciężar wybrany przez wnioskującego;

(2) Minimalny ciężar projektowy (najmniejszy ciężar, przy którym jest wykazane spełnienie każdego warunku obciążenia struktury niniejszych JAR-25); lub

(3) Najmniejszy ciężar, przy którym jest wykazane spełnienie wszystkich mających zastosowanie wymagań dla lotu.

JAR 25.27 Ograniczenia położenia środka ciężkości

Muszą być określone skrajnie przednie i skrajnie tylne ograniczenia położenia środka ciężkości dla każdego praktycznie odróżnialnych warunków użytkowania. Żadne z tych ograniczeń nie może leżeć poza -

(a) Granicami wybranymi przez wnioskującego;

(b) Granicami, w zakresie których potwierdzona jest struktura; lub

(c) Granicami, w zakresie których wykazane jest spełnienie każdego mającego zastosowanie wymagania dla lotu.

JAR 25.29 Ciężar samolotu pustego i odpowiadające mu położenie środka ciężkości

(a) Ciężar samolotu pustego i odpowiadające mu położenie środka ciężkości muszą być określone przez wazenie samolotu z -

(1) Stałym balastem;

JAR 25.29(a) (ciąg dalszy)

(2) Niezużywalną ilością paliwa, określoną według JAR 25.959; oraz

(3) Pełną ilością użytkowych płynów, włączając -

(i) Olej;

(ii) Płyn hydrauliczny; oraz

(iii) Inne płyny, wymagane dla normalnego użytkowania instalacji samolotu, z wyjątkiem wody do picia, wody do napełniania umywalki, i wody przeznaczonej do wtryskiwania do silników.

(b) Stan samolotu w czasie określania ciężaru samolotu pustego musi być taki, by określenie to było dobrze zdefiniowane i łatwo powtarzalne.

JAR 25.31 Balast zdejmowany

Dla wykazania spełnienia wymagań tej Podczęści odnoszących się do lotu może być używany balast zdejmowany.

JAR 25.33 Ograniczenia prędkości obrotowej i skoku śmigła

(a) Prędkość obrotowa śmigła i skok śmigła muszą być ograniczone do wartości, które zapewnią -

(1) Bezpieczne użytkowanie w normalnych warunkach użytkowania; oraz

(2) Spełnienie wymagań na temat osiągow zawartych w JAR 25.101 do 25.125.

(b) Na regulatorze obrotów muszą być środki ograniczające obroty śmigła. Muszą one ograniczać maksymalne możliwe kontrolowane obroty silnika do wartości nie przekraczających maksymalnych dozwolonych obrotów.

(c) Środki wykorzystywane dla ograniczania ustawienia łopaty śmigła na najmniejszy kąt muszą być tak ustawione, ażeby silnik nie przekraczał 103% maksymalnej prędkości obrotowej albo 99% zatwierdzonej maksymalnych nadobrotów, którakolwiek z nich jest większa, przy -

(1) Łopatach śmigła na dolnym ograniczniku skoku i regulatorze obrotów niepracującym;

(2) Samolocie ustawionym nieruchomo przy standardowych warunkach atmosferycznych bez wiatru; oraz

(3) Silnikach pracujących przy maksymalnym ograniczeniu momentu do startu dla samolotów z napędem turbośmigłowym.

OSIĄGI

JAR 25.101 Ogólne

(Patrz ACJ 25.101)

(a) Jeżeli nie jest inaczej nakazane, samoloty muszą spełniać mające zastosowanie wymagania osiągow tej Podczęści dla otaczających warunków atmosferycznych i spokojnego powietrza.

(b) Osiągi zależne od mocy silnika lub ciągu muszą być oparte o następujące wilgotności względne:

- (1) 80% przy i poniżej temperatury standardowej; oraz
- (2) 34% przy i powyżej temperatury standardowej plus 50°F.

Pomiędzy tymi dwoma temperaturami wilgotność względna musi się zmieniać liniowo.

(c) Dane osiągowie muszą odpowiadać rozporządalnemu ciągowi napędu przy danych warunkach otaczającej atmosfery, poszczególnych warunkach lotu i wilgotności względnej wymienionej w podpunkcie (b) niniejszego paragrafu. Rozporządzalny ciąg napędowy musi odpowiadać mocy silnika lub ciągowi, nie przekraczającym zatwierdzonej mocy lub ciągu, pomniejszonym o -

- (1) Straty związane z zabudową; oraz
- (2) Moc lub równoważny ciąg absorbowane przez agregaty i zadania odpowiadające konkretnym warunkom otaczającej atmosfery i konkretnym warunkom lotu. (Patrz ACJ 25.101(c).)

(d) Jeżeli nie określono inaczej, wnioskujący musi wybrać konfigurację startu, przelotu, podejścia i lądowania dla samolotu.

(e) Konfiguracja samolotu może się zmieniać z ciężarem, wysokością i temperaturą do takiego stopnia, ażeby dawała się pogodzić z procedurami użytkowania, wymaganymi przez podpunkt (f) tego paragrafu.

(f) Jeżeli nie określono inaczej, przy określaniu długości dla rozpędzania i zatrzymania rozpędzonego samolotu, toru lotu przy starcie, długości startu i lądowania, zmiany konfiguracji samolotu, prędkości i mocy muszą być dokonane zgodnie z procedurami, ustalonymi przez zgłaszającego dla wykorzystywania w użytkowaniu.

(g) Muszą być określone procedury dla przeprowadzania przerwanej podejścia i

JAR 25.101(g) (ciąg dalszy)

zaniechanego lądowania, połączone z warunkami nakazanymi w JAR 25.119 i 25.121(d).

(h) Procedury, ustalone według punktów (f) i (g) tego paragrafu, muszą -

- (1) Być możliwe do realizowania w sposób powtarzalny przez pilotów o średniej zręczności,
- (2) Zakładać użycie metod i urządzeń, które są bezpieczne i pewne; oraz
- (3) Uwzględniać zapas dla każdego rozsądnie przewidzianego opóźnienia czasu przy wykonywaniu procedur, którego wystąpienie może być rozsądnie przewidywane w użytkowaniu. (Patrz ACJ 25.101(h)(3).)

[(i) Długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu nakazane w JAR 25.109 i 25.125, odpowiednio, muszą być określone przy zespołach hamowania wszystkich kół samolotu na granicy całkowitego zużycia w ich dopuszczalnym zakresie zużycia (Patrz JAR 25.101(i).)]

JAR 25.103 Prędkość przeciągnięcia

(a) Prędkość odniesienia przeciągnięcia V_{SR} jest prędkością cechowaną określoną przez wnioskującego. V_{SR} nie może być mniejsza od prędkości przeciągnięcia przy 1-g. V_{SR} jest wyrażona jako:

$$V_{SR} \geq \frac{V_{CLMAX}}{\sqrt{n_{ZW}}}$$

gdzie -

V_{CLMAX} = Prędkość cechowana uzyskana kiedy współczynnik siły nośnej skorygowany o

współczynnik obciążenia $\left(\frac{n_{ZW} W}{qS} \right)$ osią-

ga po raz pierwszy najwyższą wartość podczas manewru, nakazanego w punkcie (c) niniejszego paragrafu. Dodatkowo, kiedy manewr jest ograniczony przez urządzenie, które gwałtownie pcha nos ku dołowi przy wybranym kącie natarcia (np. odpychacz dźwignia), V_{CLMAX} nie może być mniejsze niż prędkość istniejąca w momencie zadziałania urządzenia;

n_{ZW} = Współczynnik obciążenia normalny do toru lotu przy V_{CLMAX} ;

W = Ciężar całkowity samolotu;

S = Aerodynamiczna powierzchnia odniesienia skrzydła; oraz

q = Ciśnienie dynamiczne.]

JAR 25.103 (ciąg dalszy)

[(b) V_{CLMAX} jest określony przy:

(1) Silnikach na biegu jałowym, lub jeżeli wynikający ciąg powoduje zauważalne zmniejszenie prędkości przecignięcia, przy ciągu nie większym niż ciąg zerowy przy prędkości przecignięcia;

(2) Sterownicach skoku śmigła (jeżeli to ma zastosowanie) w położeniu do startu;

(3) Samolocie pod innymi względami (takimi jak położenie klap i podwozia) w stanie występującym w próbie lub standardzie osiągow, w którym V_{SR} jest stosowane;

(4) Ciężarze jaki występuje kiedy V_{SR} jest używane jako czynnik do określania spełnienia wymaganych standardów osiągowych;

(5) Środka ciężkości w położeniu powodującym największą wartość prędkości przecignięcia odniesienia; oraz

(6) Samolocie wyważonym dla lotu prostego przy prędkości wybranej przez wnioskującego, ale nie niższej niż $1.13 V_{SR}$ i nie większej niż $1.3 V_{SR}$.

(c) Rozpoczynając od ustabilizowanych warunków wyważenia, wykorzystywać sterownicę podłużną dla zmniejszania prędkości samolotu tak, ażeby tempo zmniejszania prędkości nie przekraczało jednego węzła na sekundę. (Patrz ACJ 25.103(b) i (c)).

(d) Dodatkowo do wymagań punktu (a) niniejszego paragrafu, kiedy jest zabudowane urządzenie, które gwałtownie popycha nos ku dołowi przy wybranym kącie natarcia (np. odpychacz drążka), prędkość przecignięcia odniesienia V_{SR} nie może być mniejsza niż 2 węzły lub 2%, którakolwiek z nich jest większa, ponad prędkość, przy której następuje zadziałanie urządzenia.]

JAR 25.105 Start

(a) Prędkości startu opisane w JAR 25.107, długość dla rozpędzania i zatrzymania rozpędzonego samolotu opisane w JAR 25.109, toru lotu przy starcie w JAR 25.111 i długość startu i rozbiegu opisane w JAR 25.113, muszą zostać określone -

- (1) Dla każdego ciężaru, wysokości i temperatury otoczenia w zakresie ograniczeń operacyjnych, wybranych przez wnioskującego; oraz
- (2) Dla wybranej konfiguracji do startu.

(b) Start wykonany dla określenia danych, wymaganych przez ten rozdział, nie może wymagać nadzwyczajnych zręczności pilotowania lub czujności.

JAR 25.105 (ciąg dalszy)

(c) Dane dla startu muszą być oparte o:

[(1) Gładkie, suche i mokre, pasy o twardej nawierzchni; oraz

(2) Do wyboru wnioskującego, żłobkowane lub porowate dla stworzenia tarcia mokre, pasy o twardej nawierzchni.]

(d) Dane startu muszą obejmować, w ramach określonych ograniczeń operacyjnych samolotu, następujące operacyjne czynniki korygujące:

(1) Nie większą niż 50% składową nominalnego wiatru wzdłuż toru startu w kierunku przeciwnym do kierunku startu, i nie mniejszą niż 150% składową nominalnego wiatru wzdłuż toru startu w kierunku startu.

(2) Efektywne gradienty nachylenia pasa.

JAR 25.107 Prędkości startu

(a) V_1 musi być określona w powiązaniu z V_{EF} w następujący sposób:

(1) V_{EF} jest prędkością cechowaną, przy której zakłada się awarię krytycznego silnika. V_{EF} musi być wybrana przez zgłaszającego, lecz musi być nie mniejsza niż V_{MCG} określoną zgodnie z JAR 23.149 (e).

[(2) V_1 podawana jako prędkość cechowaną, jest wybraną przez wnioskującego; jednak V_1 musi być nie mniejsza niż V_{EF} plus prędkość uzyskana przy krytycznym silniku niepracującym podczas przedziału czasu pomiędzy momentem, w którym krytyczny silnik uległ awarii i momentem, w którym pilot rozpoznaje i reaguje na awarię silnika, co jest zaznaczone podjęciem przez pilota pierwszego działania (np. zastosowaniem urządzenia hamującego, zmniejszeniem ciągu, wychyleniem urządzeń do zmniejszania prędkości) dla zatrzymania samolotu podczas prób określania długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu.]

[(b) V_{2MIN} podawana jako prędkość cechowana, nie może być mniejszą niż –

(1) $1.13 V_{SR}$ dla –

- (i) Dwusilnikowych i trzysilnikowych samolotów z napędem turbośmigłowym; oraz
- (ii) Samolotów z napędem turboodrzurowym bez środków dla uzyskania znaczącej redukcji prędkości przecignięcia z mocą przy jednym silniku niepracującym;]

JAR 25.107(b) (ciąg dalszy)

[(2) $1.08 V_{SR}$ dla -

(i) Samolotów z napędem turbośmigłowym z więcej niż trzema silnikami; oraz

(ii) Samolotów z napędem turboodrzutowym ze środkami dla uzyskania znaczącej redukcji prędkości przecignięcia z mocą przy jednym silniku niepracującym; oraz

(3) $1.10 V_{MC}$ ustalonej według JAR 25.149.](c) V_2 podawana jako prędkość cechowana, musi być wybrana przez wnioskującego dla zapewnienia co najmniej gradientu wznoszenia wymaganego przez JAR.121(b), ale nie może być mniejsza niż –[(1) V_{2MIN} ;(2) V_R plus przyrost prędkości osiągany (zgodnie z JAR 25.111(c)(2)) przed osiągnięciem wysokości 35 stóp ponad powierzchnię startu; oraz(3) Prędkość, która zapewnia zdolność manewrowania określoną w JAR 25.143(g).](d) V_{MU} jest prędkością cechowaną przy i powyżej której samolot może bezpiecznie oddzielać się od ziemi i kontynuować start. Prędkości V_{MU} muszą być wybrane przez wnioskującego w całym zakresie stosunków ciągu do ciężaru, jakie mają być certyfikowane. Te prędkości mogą zostać ustalone z danych dla lotu w swobodnym powietrzu, jeśli te dane są zweryfikowane przez próby startu z powierzchni ziemi. (Patrz ACJ 25.107(d).)(e) Prędkość rotacji, V_R , podawana jako prędkość cechowana, musi być wybrana zgodnie z warunkami podpunktów (1) do (4) niniejszego paragrafu:(1) V_R nie może być mniejsza niż -(i) V_1 ;(ii) $105\% V_{MC}$ (iii) Prędkość (określona według JAR 23.111(c)(2)), która pozwala osiągnąć V_2 przed osiągnięciem wysokości 35 stóp powyżej powierzchni startu; lub(iv) Prędkość, która jeżeli samolot ma unoszony nos z maksymalnym uzyskiwalnym tempem rotacji, spowoduje V_{LOF} nie mniejsza niż $110\% V_{MU}$ w warunkach kiedy pracują wszystkie silniki i nie jest mniejsza niż $105\% V_{MU}$, określonej przy stosunku ciągu do ciężaru odpowiadającemu warunkom, kiedy jeden silnik nie pracuje, z wyjątkiem że w

JAR 25.107(e) (ciąg dalszy)

konkretnym przypadku, kiedy odejście jest ograniczone przez geometrię samolotu, lub skuteczność steru wysokości, powyższe marginesy mogą być zmniejszone do 108% w przypadku wszystkich silników pracujących i 104% w warunkach, kiedy jeden silnik nie pracuje. (Patrz ACJ 25.107(e)(1)(iv).)(2) Dla każdego danego zestawu warunków (takich jak ciężar, konfiguracja i temperatura), jedna wartość V_R , uzyskana według niniejszego paragrafu, musi być stosowana dla wykazania spełnienia zarówno dla warunków startu przy jednym silniku nie pracującym, jak i wszystkich silników pracujących.(3) Musi być wykazane, że długość startu przy jednym silniku nie pracującym, przy zastosowaniu normalnego tempa rotacji przy prędkości o 5 węzłów mniejszej niż V_R ustalona zgodnie z podpunktem (e)(1) tego punktu oraz (2) tego paragrafu, nie przekracza odpowiedniej długości startu przy jednym silniku niepracującym przy zastosowaniu określonej V_R . Długości startu muszą być określone według JAR 25.113(a)(1). (Patrz ACJ 25.107(e)(3).)

(4) Rozsądnie oczekiwane odchylenia w użytkowaniu od ustalonych procedur startu dla użytkowania samolotu (takie jak nadmierna rotacja lub stan samolotu poza zakresem wyważenia) nie mogą powodować niebezpiecznych charakterystyk lotu lub wyraźnych przyrostów w podawanych długościach startów określonych zgodnie z JAR 25.113(a). (Patrz ACJ No. 1 do JAR 25.107(e)(4) oraz ACJ No. 2 do JAR 25.107(e)(4).)

(f) V_{LOF} jest prędkością cechowaną, przy której samolot po raz pierwszy oddziela się od ziemi.[(g) V_{FTO} podawana jako prędkość cechowana, musi być wybrana przez zgłaszającego tak, ażeby pozwalała uzyskać gradient wznoszenia wymagany przez JAR 25.121(c) ale nie może być mniejsza niż -(1) $1.18V_{SR}$; oraz(2) Prędkość, która zapewnia zdolność manewrowania wyszczególnioną w JAR 25.143(g).]**JAR 25.109 Długość dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu**

[(a) (Patrz ACJ 25.109(a).) Długość dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu na suchym pasie startowym jest to większa z następujących długości:]

JAR 25.109(a) (ciąg dalszy)

[(1) Suma długości niezbędnych do –

(i) Rozpędzenia samolotu od ruszenia z pozycji zatrzymanej przy wszystkich silnikach pracujących do V_{EF} do startu na suchym pasie startowym;

(ii) Umożliwienia rozpędzenia samolotu od V_{EF} do największej prędkości osiągananej podczas przerwanej startu, przyjmując że silnik krytyczny doznał awarii przy V_{EF} i pilot podjął swoją pierwszą akcję dla przerwania startu przy V_1 z suchego pasa startowego ; oraz

(iii) Doprowadzenia do całkowitego zatrzymania na suchym pasie od prędkości osiągniętej, jak nakazano w podpunkcie (a)(1)(ii) niniejszego paragrafu; plus

(iv) Długość odpowiadająca 2 sekundom przy V_1 dla startu z suchego pasa.

(2) Suma długości niezbędnych do –

(i) Rozpędzenia samolotu od ruszenia z pozycji zatrzymanej przy wszystkich silnikach pracujących do największej prędkości osiągananej podczas przerwanej startu, przyjmując że pilot podejmuje pierwsze działanie dla przerwania startu przy V_1 dla startu z suchego pasa; oraz

(ii) Przy wszystkich silnikach wciąż pracujących, doprowadzenia do całkowitego zatrzymania na suchym pasie z prędkości osiągniętej jak nakazano w podpunkcie (a)(2)(i) niniejszego paragrafu; plus

(iii) Długość odpowiadająca 2 sekundom przy V_1 dla startu z suchego pasa.

Ciśnienie w oponie (psi)

Maksymalny współczynnik przyczepności (opona do podłoża)

JAR 25.109(a) (ciąg dalszy)

(b) (Patrz ACJ 25.109(a).) Długość dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu na mokrym pasie startowym jest większą z następujących długości:

(1) Długość dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu na suchym pasie, określona według punktu (a) niniejszego paragrafu; lub

(2) Długość dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu, określona według punktu (a) niniejszego paragrafu, z wyjątkiem że pas jest mokry i stosowane są odpowiednie wartości V_{EF} oraz V_1 . Przy określaniu długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu, siła zatrzymująca pochodząca od hamulców kół nie może nigdy przekraczać:

(i) Siły zatrzymującej pochodzącej od hamulców kół określonej przy spełnieniu wymagania JAR 25.101(i) oraz punktu (a) niniejszego paragrafu; oraz

(ii) Siły wynikającej ze współczynnika hamowania na mokrym pasie określonego według punktów (c) lub (d) niniejszego paragrafu, w którymkolwiek ma zastosowanie, biorąc pod uwagę rozłożenie normalnego obciążenia pomiędzy kołami hamowanymi i nie hamowanymi przy najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości, zatwierdzonym do startu.

(c) Współczynnik hamowania dla mokrego pasa dla gładkich mokrych pasów jest zdefiniowany jako krzywa współczynnika przyczepności w funkcji prędkości względem ziemi i musi być obliczany następująco:

(1) Maksymalny współczynnik przyczepności opony do podłoża dla hamowania na mokrym pasie jest określony następująco (patrz Rysunek 1):

Rysunek 1

JAR 25.109(c)(1) (ciąg dalszy)

[gdzie:

Ciśnienie w oponie = maksymalne ciśnienie w oponie podczas użytkowania samolotu (psi)

$\mu_{t/gMAX}$ = maksymalny współczynnik hamowania opona do podłoża

V = prędkość rzeczywista samolotu (węzły); oraz

Może być stosowana liniowa interpolacja dla ciśnień w oponie innych niż wymienione.

(2) (Patrz ACJ 25.109(c)(2)) Maksymalny współczynnik przyczepności opona do podłoża dla hamowania na mokrym pasie musi być przyjęty biorąc pod uwagę sprawność układu antypoślizgowego na mokrym pasie. Działanie układu antypoślizgowego musi zostać wykazane przez próby w locie na gładkim mokrym pasie i jego sprawność musi zostać określona. Jeśli konkretna sprawność układu antypoślizgowego nie jest wykazana z ilościowej analizy prób w locie na gładkim mokrym pasie, maksymalny współczynnik tarcia opona do podłoża dla hamowania na mokrym pasie określony w podpunkcie (c)(1) niniejszego paragrafu musi być

Ciśnienie w oponie (psi)

Maksymalny współczynnik hamowania (opona do podłoża)

JAR 25.109(c)(2) (ciąg dalszy)

mnożony przez wartość sprawności związaną z typem układu antypoślizgowego zabudowanego w samolocie:

<u>Typ układu antypoślizgowego</u>	<u>Sprawność</u>
Włączone-wyłączone	0.30
Częściowo modulowany	0.50
Całkowicie modulowany	0.80

(d) Według wyboru wnioskującego może być stosowany wyższy współczynnik tarcia dla hamowania na pasie dla nawierzchni pasów, które są żłobkowane lub pokryte porowatym materiałem ciernym. Dla pasów żłobkowanych i pokrytych porowatym materiałem ciernym współczynnik tarcia dla hamowania na mokrym pasie jest definiowany jako którykolwiek z:

(1) 70% współczynnika tarcia dla hamowania na pasie suchym, używanego dla określania długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu na suchym pasie startowym; lub

(2) (Patrz 25.109(d)(2).) Współczynnik tarcia dla hamowania na mokrym pasie, określony w punkcie (c) niniejszego paragrafu, z wyjątkiem kiedy konkretna sprawność antypoślizgowa, jeżeli jest określona, jest właściwa dla żłobkowanych lub pokrytych porowatym materiałem mokrego pasa i maksymalny współczynnik przyczepności dla hamowania na mokrym pasie jest określony następująco (patrz Rysunek 2):

Rysunek 2

JAR 25.109(d)(2) (ciąg dalszy)

gdzie:

Ciśnienie w oponie = maksymalne ciśnienie w oponie podczas użytkowania samolotu (psi)

$\mu_{t/gMAX}$ = maksymalny współczynnik przyczepności opona do podłoża

V = prędkość rzeczywista samolotu (węzły); oraz

Może być stosowana liniowa interpolacja dla ciśnień w oponie innych niż wymienione.

JAR 25.109 (ciąg dalszy)

(e) Z wyjątkiem, jeżeli jak wymaga podpunkt (f)(1) niniejszego paragrafu, może być stosowany środek inny niż hamulce kół dla określania długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu, jeżeli ten środek

(1) Jest bezpieczny i pewny;

(2) Jest używany tak, że w normalnych warunkach użytkowania może być oczekiwane powtarzalne jego działanie; oraz

(3) Jest taki, że nie jest wymagana wyjątkowa zrzeczność dla sterowania samolotem.]

JAR 25.109 (ciąg dalszy)

(f) Wpływ rozporządzalnego odwróconego ciągu-

(1) Nie może być włączany jako dodatkowy środek zmniejszania prędkości przy określaniu długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu na suchym pasie; oraz

(2) Może być włączany jako dodatkowy środek zmniejszania prędkości przy zastosowaniu zaleconych procedur odwracania ciągu, przy określaniu długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu na mokrym pasie, zakładając że wymagania punktu (e) niniejszego paragrafu są spełnione. (Patrz ACJ 25.109(f).)

(g) Podwozie musi pozostawać wypuszczone na całej długości rozpędzenia i zatrzymania samolotu.

(h) Jeżeli długość dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu obejmuje strefę wolną (przeznaczoną dla awaryjnego zatrzymania) z charakterem powierzchni zasadniczo różnym od nawierzchni startu, dane startu muszą obejmować współczynniki poprawek operacyjnych dla długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu. Współczynniki korekcyjne muszą uwzględniać konkretne charakterystyki powierzchni strefy wolnej i odchylenia w tych charakterystykach, związane z sezonowymi warunkami pogodowymi (takimi jak temperatura, deszcz, śnieg i lód) w zakresie ustanowionych ograniczeń operacyjnych.

(i) Wykazanie w próbach w locie maksymalnej hamowanej energii kinetycznej dla długości dla rozpędzenia i zatrzymania samolotu musi zostać przeprowadzone przy nie więcej niż 10% dozwolonego zakresu zużycia hamulców pozostającego na każdym z hamulców kół samolotu.]

JAR 25.111 Tor startu

(Patrz ACJ 25.111)

(a) Tor startu rozciąga się od ruszenia z pozycji zatrzymanej do punktu startu, w którym samolot znajduje się 1500 stóp ponad powierzchnią startu, lub wysokości na której jest zakończone przejście z konfiguracji startu do konfiguracji przelotu; oraz V_{FTO} jest osiągnięte, którykolwiek z tych punktów jest wyżej. Dodatkowo -

(1) Tor startu musi być oparty o procedury nakazane w JAR 25.101(f);

(2) Samolot musi być rozpędzony na ziemi do V_{EF} , w którym to punkcie silnik krytyczny musi przestać pracować i pozostawać niepracujący przez resztę startu; oraz

(3) Po uzyskaniu V_{EF} , samolot musi być rozpędzony do V_2 .

(b) Podczas rozpędzania do prędkości V_2 , przednia goleń może być uniesiona ponad ziemię przy prędkości nie mniejszej niż V_R . Jednakże, chowanie

JAR 25.111 (ciąg dalszy)

podwozia nie może być podejmowane, zanim samolot nie będzie w powietrzu. (Patrz ACJ 25.111(b).)

(c) Podczas określania toru startu, zgodnie z punktami (a) i (b) tego paragrafu:

(1) Pochylenie części toru lotu przebytej w powietrzu musi być dodatnie w każdym punkcie;

(2) Samolot musi osiągnąć V_2 zanim uzyska 35 stóp ponad powierzchnię startu i musi kontynuować start przy prędkości tak bliskiej do niej jak to jest praktycznie możliwe, lecz nie mniejszej niż V_2 , aż uzyska 400 stóp ponad powierzchnię startu;

(3) W każdym punkcie wzdłuż toru startu, poczynając od punktu w którym samolot osiąga 400 stóp ponad powierzchnię startu, uzyskiwany gradient wznoszenia musi być nie mniejszy niż -

(i) 1.2% dla samolotów dwusilnikowych;

(ii) 1.5% dla samolotów trzysilnikowych;

(iii) 1.7% dla samolotów czterosilnikowych, oraz

(4) Z wyjątkiem chowania podwozia i automatycznego przestawiania śmigła w chorągiewkę, konfiguracja samolotu nie może być zmieniana i nie mogą być dokonywane zmiany mocy, które wymagają działania pilota, zanim samolot nie znajdzie się 400 stóp ponad powierzchnią startu.

(d) Tor startu do 35 stóp ponad powierzchnię startu musi być określony przez ciągły start lub przez składanie segmentów. Jeżeli tor startu jest określony metodą składania z segmentów -

(1) Segmenty muszą być jasno zdefiniowane i muszą być zależne od różnych zmian w konfiguracji, mocy lub ciągu oraz prędkości;

(2) Ciężar samolotu, konfiguracja i moc lub ciąg muszą być przyjmowane jako stałe na długości każdego segmentu i muszą odpowiadać najbardziej krytycznym warunkom występującym dla segmentu;

(3) Tor startu musi być oparty o osiągi samolotu bez wpływu ziemi; oraz

(4) Dane toru startu muszą być sprawdzone przez zademonstrowanie ciągłych startów aż do punktu, w którym samolot znajduje się poza wpływem ziemi i jego prędkość jest ustabilizowana, dla

JAR 25.111(d) (ciąg dalszy)

zapewnienia, że tor jest konserwatywny dla ciągłego toru.

Uważa się, że samolot znajduje się poza wpływem ziemi, kiedy osiągnie wysokość równą jego rozpiętości.

(e) Nie wymagane dla JAR-25.

JAR 25.113 Długość startu i długość rozbiegu

[(a) Długość startu na suchym pasie jest większą z-

(1) Odcinka poziomego wzdłuż toru startu, od początku startu do punktu, w którym samolot jest 35 stóp ponad powierzchnią startu, określonego według JAR 25.111 dla suchego pasa; lub

(2) 115% odcinka poziomego przy wszystkich silnikach pracujących, od początku startu do punktu, w którym samolot jest 35 stóp ponad powierzchnią startu, w myśl procedury zgodnej z JAR 25.111. (Patrz ACJ 25.113(a)(2).)

(b) Długość startu na mokrym pasie jest większą z

(1) Długości startu na suchym pasie określonej zgodnie z punktem (a) niniejszego paragrafu; lub

(2) Odcinka poziomego wzdłuż toru startu, od początku startu do punktu, w którym samolot osiąga 15 stóp ponad powierzchnię startu, w sposób zgodny z osiągnięciem V_2 przed osiągnięciem 35 stóp ponad powierzchnię startu, określony według JAR 25.111 dla mokrego pasa. (Patrz ACJ 25.113(a)(2).)

(c) Jeżeli długość startu nie obejmuje strefy wolnej, rozbieg jest równy długości startu. Jeśli długość startu obejmuje strefę wolną -

(1) Długość rozbiegu na suchym pasie jest większą z-

(i) Odcinek poziomy wzdłuż toru startu, od początku startu do punktu, znajdującego się w równych odległościach od punktu osiągnięcia prędkości V_{LOF} i od punktu, w którym samolot jest 35 stóp ponad powierzchnią startu, zgodnie z procedurą określoną według JAR 25.111 dla suchego pasa; lub

(ii) 115% odcinka poziomego wzdłuż toru startu, przy wszystkich

JAR 25.113 (c)(1)(ii) (ciąg dalszy)

silnikach pracujących, od początku startu do punktu znajdującego się w równych odległościach od punktu osiągnięcia V_{LOF} i od punktu, w którym samolot jest 35 stóp ponad powierzchnią startu, w myśl procedury zgodnej z JAR 25.111. (Patrz ACJ 25.113(a)(2).)

(2) Długość rozbiegu na mokrym pasie jest większą z-

(i) Odcinka poziomego wzdłuż toru startu, od początku startu do punktu, w którym samolot osiąga 15 stóp ponad powierzchnię startu, w sposób zgodny z osiągnięciem V_2 przed osiągnięciem 35 stóp ponad powierzchnię startu, określony według JAR 25.111 dla mokrego pasa; lub

(ii) 115% odcinka poziomego wzdłuż toru startu, przy wszystkich silnikach pracujących, od początku startu do punktu znajdującego się w równych odległościach od punktu osiągnięcia prędkości V_{LOF} i od punktu, w którym samolot jest 35 stóp ponad powierzchnią startu, zgodnie z procedurą określoną według JAR 25.111. (Patrz ACJ 25.113(a)(2).)]

JAR 25.115 Tor lotu przy starcie

[(a) Tor lotu przy starcie musi być rozpatrywany jako rozpoczynający się na wysokości 35 stóp ponad powierzchnią startu przy końcu długości startu określonej zgodnie z JAR 25.113(a) lub (b) zależnie od tego co jest odpowiednie dla warunków powierzchni startu.]

(b) Dane czystego toru lotu (netto) przy starcie muszą być określone tak, ażeby reprezentowały faktyczne tory lotu przy starcie, określone zgodnie z JAR 25.111 i punktem (a) tego paragrafu, zredukowane w każdym punkcie o gradient wznoszenia równy -

- (1) 0.8% dla samolotów dwusilnikowych;
- (2) 0.9% dla samolotów trzysilnikowych; oraz
- (3) 1.0% dla samolotów czterosilnikowych.

(c) Nakazana przepisem redukcja gradientu wznoszenia może być zastosowana jako równoważna redukcja przyspieszenia wzdłuż tej części toru lotu przy starcie, w której samolot jest rozpędzany w locie poziomym.

JAR 25.117 Wznoszenie: ogólne

Musi być wykazane spełnienie wymagań JAR 25.119, oraz 25.121 przy wszystkich ciężarach, wysokościach i temperaturach otoczenia, w zakresie ograniczeń użytkowania ustalonych dla samolotu i przy najbardziej niekorzystnych położeniach środka ciężkości dla każdej konfiguracji.

JAR 25.119 Wznoszenie konfiguracji do lądowania: wszystkie silniki pracujące

W konfiguracji do lądowania gradient ustalonego wznoszenia musi być nie mniejszy niż 3.2% przy -

(a) Silnikach na mocy lub ciągu, jakie są używalne 8 sekund po zainicjowaniu ruchu urządzeniami sterowania mocą lub ciągiem z położenia odpowiadającego minimalnemu [biegowi jałowemu w locie do mocy lub ciągu odejścia] (patrz ACJ 25.119(a)); oraz

(b) Prędkości przy wznoszeniu, która jest -

[(1) Nie niższa niż –]

¹[(i) 1.08 V_{SR} dla samolotów czterosilnikowych, na których zastosowanie mocy powoduje znaczące zmniejszenie prędkości przeciągnięcia; lub

(ii) 1.13 V_{SR} dla wszystkich innych samolotów;

(2) Nie mniejsza niż V_{MCL} ; oraz

(3) Nie większa niż V_{REF} .]

JAR 25.121 Wznoszenie: jeden silnik niepracujący

(Patrz ACJ 25.121)

(a) *Start; podwozie wypuszczone.* (Patrz ACJ 25.121(a).) W krytycznej konfiguracji startu występującej wzdłuż toru lotu (pomiędzy punktami w których samolot osiąga V_{LOF} i w których podwozie jest całkowicie schowane) i w konfiguracji stosowanej w JAR 25.111 jednak bez wpływu ziemi, ustalony gradient wznoszenia musi być dodatni dla samolotów dwusilnikowych, i nie mniejszy niż 0.3% dla samolotów trzysilnikowych, albo 0.5% dla samolotów czterosilnikowych przy V_{LOF} i przy -

(1) Silniku krytycznym niepracującym i pozostałych silnikach na mocy lub ciągu rozporządzalnym kiedy zaczęło się chowanie podwozia zgodnie z JAR 25.111 chyba że występują później bardziej krytyczne warunki użycia mocy wzdłuż toru lotu, ale przed punktem, w którym podwozie jest całkowicie schowane (patrz ACJ 25.121(a)(1)); oraz

JAR 25.121(a)(1) (ciąg dalszy)

(2) Ciężarem równym ciężarowi występującemu, kiedy chowanie podwozia zostało rozpoczęte zgodnie z JAR 25.111.

(b) *Start; podwozie schowane.* W konfiguracji startu występującej w punkcie wzdłuż toru lotu, w którym podwozie jest całkowicie schowane i w konfiguracji stosowanej w JAR 25.111, jednak bez wpływu ziemi, ustalony gradient wznoszenia musi być nie mniejszy niż 2.4% dla samolotów dwusilnikowych, 2.7% dla samolotów trzysilnikowych i 3.0% dla samolotów czterosilnikowych przy V_2 i przy -

(1) Silniku krytycznym niepracującym i pozostałych silnikach na mocy lub ciągu rozporządzalnym, kiedy podwozie jest całkowicie schowane zgodnie z JAR 25.111, chyba że występują później bardziej krytyczne warunki użycia mocy wzdłuż toru lotu, ale przed punktem, w którym samolot osiąga wysokość 400 stóp ponad powierzchnię startu (patrz ACJ 25.121(b)(1)); oraz przy -

(2) Ciężarze równym ciężarowi występującemu, kiedy chowanie podwozia zostało całkowicie schowane zgodnie z JAR 25.111.

(c) *Końcowa faza startu.* W konfiguracji dla przelotu przy końcu toru startu określonego zgodnie z JAR 25.111, ustalony gradient wznoszenia nie może być mniejszy niż 1.2% dla samolotów dwusilnikowych, 1.5% dla samolotów trzysilnikowych i 1.7% dla samolotów czterosilnikowych ¹ [przy V_{FTO} oraz przy -]

(1) Silniku krytycznym niepracującym i pozostałych silnikach na rozporządzalnej maksymalnej mocy trwałej lub ciągu; oraz

(2) Ciężarze równym ciężarowi występującemu przy końcu toru startu zgodnie z JAR 25.111.

¹[(d) *Podejście.* W konfiguracji odpowiadającej normalnej procedurze przy wszystkich silnikach pracujących, w której V_{SR} dla tej konfiguracji nie przekracza 110% V_{SR} dla związanej konfiguracji lądowania przy wszystkich silnikach pracujących, ustalony gradient wznoszenia nie może być mniejszy niż 2.1% dla samolotów dwusilnikowych, 2.4% dla samolotów trzysilnikowych i 2.7% dla samolotów czterosilnikowych, przy -

(1) Silniku krytycznym niepracującym, pozostałych silnikach ustawionych na mocy lub ciągu dla odejścia;]

JAR 25.121(ciąg dalszy)

- ²[(2) Maksymalnym ciężarze do lądowania;
 (3) Prędkości przy wznoszeniu ustalonej w powiązaniu z procedurami normalnego lądowania, ale nie większej niż 1.4 V_{SR}; oraz
 (4) Podwoziu schowanym.]

JAR 25.123 Tory lotu podczas przelotu

(Patrz ACJ 25.123)

(a) Dla konfiguracji przelotowej, tor lotu nakazany w punktach (b) oraz (c) niniejszego paragrafu musi być określony dla każdego ciężaru, wysokości i temperatury otoczenia, w zakresie ograniczeń użytkowania, określonych dla samolotu. Zmienność ciężaru wzdłuż toru lotu, powodująca zmniejszające się zużycie paliwa i oleju pracujących silników, może być uwzględniana w obliczeniach. Tor lotu musi być określony przy każdej wybranej prędkości, przy -

- (1) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;
- (2) Silniku krytycznym niepracującym.
- (3) Pozostałych silnikach na rozporządzalnej maksymalnej mocy lub ciągu trwałych; oraz
- (4) Środkach dla sterowania doprowadzaniem powietrza dla chłodzenia silnika w położeniu, które dostarcza odpowiednie chłodzenie w warunkach gorącego dnia.

(b) Dane dla czystego (*net*) toru lotu przy jednym silniku niepracującym muszą przedstawiać rzeczywiste osiągi wznoszenia pomniejszone o gradient wznoszenia 1.1% dla samolotów dwusilnikowych, 1.4% dla samolotów trzysilnikowych, oraz 1.6% dla samolotów czterosilnikowych.

(c) Dla trzy lub czterosilnikowych samolotów, dane czystego toru lotu przy dwóch silnikach niepracujących muszą przedstawiać rzeczywiste osiągi wznoszenia pomniejszone o gradient wznoszenia 0.3% dla samolotów trzysilnikowych, oraz 0.5% dla samolotów czterosilnikowych.

JAR 25.125 Lądowanie

(a) Pozioma długość niezbędna do lądowania i doprowadzenia do całkowitego zatrzymania od punktu położonego 50 stóp ponad powierzchnię lądowania musi być określona (dla temperatur standardowych przy każdym ciężarze, wysokości i wiatru w zakresie ograniczeń użytkowania ustalonych przez wnioskującego dla samolotu) jak następuje:

JAR 25.125 (ciąg dalszy)

(1) Samolot musi być w konfiguracji do lądowania.

^{1,2}[(2) Ustabilizowane podejście, przy prędkości cechowanej V_{REF}, musi być utrzymywane do wysokości 50 stóp. V_{REF} nie] ²[może być mniejsza niż –

(i) 1.23V_{SRO};

(ii) V_{MCL} określonej według JAR 25.149(f); oraz

(iii) Prędkość, która zapewnia zdolność manewrowania podaną w JAR 25.143(g).]

(3) Zmiany w konfiguracji, mocy lub ciągu, oraz prędkości, muszą być realizowane zgodnie z procedurami, określonymi dla operacji podczas użytkowania. (Patrz ACJ 25.125(a)(3).)

(4) Lądowanie musi być wykonane bez nadmiernego przyspieszenia pionowego lub tendencji do podskoków, kapotażu, lub obracania się na ziemi.

(5) Lądowania nie mogą wymagać nadmiernej zręczności pilotowania lub czujności.

(b) Długość lądowania musi być określona na poziomym, gładkim, suchym, utwardzonym pasie. (Patrz ACJ 25.125(b).) Dodatkowo –

(1) Ciśnienia w układach hamowania kół nie mogą przekraczać wielkości określonych przez producenta hamulców.

(2) Hamulce nie mogą być używane tak, ażeby powodowały nadmierne zużycie hamulców lub opon (patrz ACJ 25.125(b)(2)); oraz.

(3) Środek hamowania inny niż hamulce kół może być użyty, jeżeli ten środek -

(i) Jest bezpieczny i pewny;

(ii) Jest używany tak, że w użytkowaniu mogą być oczekiwane powtarzalne rezultaty; oraz

(iii) Jest taki, że nie jest wymagana nadmierna zręczność dla sterowania samolotem.

(c) Nie wymagane dla JAR-25.

(d) Nie wymagane dla JAR-25.

(e) Dane długości lądowania muszą obejmować współczynniki korygujące dla nie więcej niż 50% nominalnej składowej wiatru wzdłuż toru lądowania w kierunku przeciwnym do kierunku lądowania, oraz nie mniej niż 150% nominalnej składowej wiatru wzdłuż toru startu w kierunku lądowania.

(f) Jeżeli jest użyte jakiegokolwiek urządzenie, które zależy od działania jakiegokolwiek silnika i długość

JAR 25.125 (ciąg dalszy)

ładowania powinna być zwiększana, kiedy lądowanie jest wykonywane z tym silnikiem niepracującym, to długość lądowania musi być określana przy tym silniku niepracującym, chyba że użycie innych środków kompensujących będzie zapewniać długość lądowania nie większą niż długość przy wszystkich silnikach pracujących.

STEROWNOŚĆ I MANEWROWOŚĆ

JAR 25.143 Ogólne

(a) (Patrz ACJ 25.143(a).) Samolot musi być bezpiecznie sterowny i zwrotny w trakcie -

- (1) Startu
- (2) Wznoszenia
- (3) Lotu poziomego
- (4) Schodzenia; oraz
- (5) Lądowania

(b) (Patrz ACJ 25.143(b).) Musi być możliwe wykonanie płynnego przejścia z jednych warunków lotu do każdego innego bez wyjątkowej zręczności pilotowania, czujności, albo wysiłku i bez niebezpieczeństwa przekraczania dopuszczalnego współczynnika obciążenia, przy każdym prawdopodobnych warunkach użytkowania, włączając -

(1) Nagłą awarię krytycznego silnika (Patrz ACJ 25.143(b)(1).)

(2) Dla samolotów z trzema lub więcej silnikami, nagłą awarię drugiego krytycznego silnika, gdy samolot znajduje się konfiguracji przelotu, podejścia, albo lądowania i jest wyważony przy silniku krytycznym niepracującym; oraz

(3) Zmianach konfiguracji, włączając wypuszczenie i chowanie urządzeń zmniejszających prędkość.

[(c) Poniższa tabela określa dla konwencjonalnego typu wolantów, maksymalne siły sterowania dozwolone podczas prób, wymaganych przez punkty (a) i (b) niniejszego paragrafu. (Patrz ACJ 25.143(c):

JAR 25.143(c) (ciąg dalszy)

Siły w funtach odnoszące się do wolantów lub pedałów steru kierunku	Pochylenie	Przechyłanie	Odchylanie
Dla przyłożenia chwilowego dla sterowania podłużnego i poprzecznego – przy sterowaniu dwoma rękoma	75	50	-
Dla przyłożenia chwilowego dla sterowania podłużnego i poprzecznego – przy sterowaniu jedną ręką	50	25	-
Dla przyłożenia chwilowego dla sterowania odchylem	-	-	150
Dla przykładania przez czas dłuższy	10	5	20

(d) Podczas wykazywania spełnienia ograniczeń, które są ustanowione w punkcie (c) niniejszego paragrafu muszą być przestrzegane zatwierdzone procedury użytkowania lub konwencjonalne postępowania związane z użytkowaniem. Samolot musi być wyważony, lub tak blisko wyważenia jak to jest możliwe, w bezpośrednio następujących ustalonych warunkach lotu. Dla warunków startu, samolot musi być wyważony zgodnie z zatwierdzonymi procedurami użytkowania.

(e) Podczas wykazywania spełnienia ograniczeń sił sterowania dla przyłożenia przez czas dłuższy, które są ustanowione w punkcie (c) niniejszego paragrafu, samolot musi być wyważony, lub być tak bliski wyważenia jak to jest możliwe.

(f) Podczas manewrowania przy stałej prędkości lub liczbie Macha (aż do V_{FC}/M_{FC}), siły sterowania i gradient sił w funkcji manewrowego współczynnika obciążenia muszą pozostawać w zadowalających granicach. Siły do sterowania nie mogą być tak duże, ażeby wymagały nadmiernego wysiłku podczas manewrowania samolotem (patrz ACJ No. 1 do JAR 25.143 (f)), oraz nie mogą być tak niskie, ażeby samolot mógł być łatwo w sposób niezamierzony nadmiernie przeciążony. Zmiany gradientów, które występują ze zmianami współczynnika obciążenia, nie mogą powodować nadmiernych trudności w zachowaniu sterowności samolotu, oraz lokalne gradienty nie mogą być tak niskie, ażeby powodowały zagrożenie nadsterownością. (Patrz ACJ No. 2 do JAR 25.143 (f)).]

¹[(g) (Patrz ACJ 25.143(g)). Możliwości manewrowania w skoordynowanych zakrętach przy stałej prędkości, przy przednim położeniu środka ciężkości, jak określono w poniższej tabeli, muszą być wolne od ostrzeżenia o przeciągnięciu lub innych charakterystyk, które mogłyby zakłócać normalne manewrowanie.]

JAR 25.143 (g) (ciąg dalszy)

JAR 25.145(b)(1) (ciąg dalszy)

<u>KONFIGURACJA</u>	<u>PRĘDKOŚĆ</u>	<u>MANEROWY KĄT PRZECHYLENIA W SKOORDYNOWANYM ZAKREŚCIE</u>	<u>USTAWIENIE CIĄGU/MOCY</u>
<u>START</u>	V_2	30^0	<u>ASYMETRYCZNE OGRANICZONE WAT⁽¹⁾</u>
<u>START</u>	$V_2 + xx^{(2)}$	40^0	<u>WZNOŚCENIE PRZY WSZYSTKICH SILNIKACH PRACUJĄCYCH⁽³⁾</u>
<u>PRZELOT</u>	V_{FTO}	40^0	<u>ASYMETRYCZNE OGRANICZONE WAT⁽¹⁾</u>
<u>LADOWANIE</u>	V_{REF}	40^0	<u>SYMETRYCZNE DLA -3^0 KĄTA POCHYLENIA TORU</u>

⁽¹⁾ Kombinacja (WAT), ciężaru (Weight), wysokości (Altitude) i temperatury (Temperature) taka, że ustawienia ciągu lub mocy dają minimalny gradient wznoszenia określony w JAR 25.121 dla warunków lotu.

⁽²⁾ Prędkość zatwierdzona dla początkowego wznoszenia przy wszystkich silnikach pracujących.

⁽³⁾ Takie ustawienie ciągu lub mocy, które w przypadku awarii krytycznego silnika i bez jakiegokolwiek działania załogi w celu ustawienia ciągu lub mocy pozostałych silników, daje taki ciąg lub moc, który jest podany dla warunków startu przy V_2 , lub jakiegokolwiek mniejsze ustawienie ciągu lub mocy, które jest stosowane dla procedur początkowego wznoszenia przy wszystkich silnikach pracujących.]

⁽²⁾ Powtórzyć podpunkt (b)(1) niniejszego paragrafu z tym, że wyjściowo wychylić kłapy skrzydłowe i następnie schować je tak gwałtownie jak to możliwe. ⁽¹⁾[Patrz ACJ 25.145(b)(2) oraz ACJ 25.145(b)(1), (b)(2) oraz (b)(3).]

⁽³⁾ Powtórzyć podpunkt (b)(2) niniejszego paragrafu z tym, że przy ustawieniu mocy odejścia lub ⁽¹⁾[ciągu. (Patrz ACJ 25.145(b)(1), (b)(2) oraz (b)(3).)]

⁽⁴⁾ Przy mocy zdławionej, kłapach skrzydłowych schowanych, i samolocie wyważonym na ⁽¹⁾[$1.3 V_{SR1}$, gwałtownie ustawić moc odejścia lub ciąg] utrzymując tą samą prędkość.

⁽⁵⁾ Powtórzyć podpunkt (b)(4) niniejszego paragrafu z tym, że przy kłapach skrzydłowych wypuszczonych.

⁽⁶⁾ Przy mocy zdławionej, kłapach skrzydłowych wychylonych, i samolocie wyważonym na ⁽¹⁾[$1.3 V_{SR1}$, osiągnąć i utrzymywać prędkości pomiędzy V_{SW} oraz bądź $1.6V_{SR1}$, lub V_{FE} , którakolwiek jest niższa.]

(c) Musi być możliwe, bez wyjątkowej zręczności pilotowania, zapobieżenie utracie wysokości podczas pełnego chowania urządzeń do zwiększania siły nośnej z ⁽¹⁾[każdego położenia, z jakiego jest rozpoczęte podczas ustalonego, prostego, poziomego lotu przy $1.08 V_{SR1}$, dla samolotów z napędem śmigłowym lub $1.13 V_{SR1}$, dla samolotów z napędem turbinowym, przy –

[⁽¹⁾ Jednoczesnym ruchu sterownic mocy lub ciągu do ustawienia mocy lub ciągu dla odejścia;]

(2) Podwoziu wypuszczonym; oraz

(3) Krytycznej kombinacji ciężarów lądowania i wysokości.

(d) ⁽¹⁾[Odwołano]

⁽¹⁾[^(e) (Patrz ACJ 25.145(e).) Jeżeli jest zastosowane sterowanie narzucające stopniowe przestawianie urządzeń zwiększających siłę nośną, punkt (c) niniejszego paragrafu ma zastosowanie do chowania urządzeń zwiększających siłę nośną z

JAR 23.145 Sterowność podłużna

⁽¹⁾(a) (Patrz ACJ 25.145(a).) Musi być możliwe w każdym punkcie pomiędzy prędkością wyważenia nakazaną w JAR 25.103(b)(6) i oznakami przeciągnięcia (jak zdefiniowano w 25.201(d)), pochylenie nosa w dół tak, że tempo narastania prędkości pozwoli na szybkie rozpędzenie do tej wybranej prędkości przy -

(1) Samolocie wyważonym dla prędkości wyważenia nakazanej w JAR 25.103(b)(6);]

(2) Podwoziu wypuszczonym;

(3) Kłapach skrzydłowych (i) schowanych i (ii) wypuszczonych; oraz

(4) Moc (i) przy biegu jałowym oraz (ii) maksymalnej trwałej na każdym silniku;

(b) Przy podwoziu wypuszczonym, nie zmieniając wyważenia, lub przykładaniu siły powyżej 50 funtów (reprezentującej [maksymalną siłę jakiej przyłożenie może być oczekiwane przez krótki czas jedną ręką] może być wymagane dla następujących manewrów:]

⁽¹⁾[⁽¹⁾ Przy mocy zdławionej, kłapach skrzydłowych schowanych, i samolocie wyważonym na $1.3 V_{SR1}$, wypuszczenie kłap skrzydłowych tak szybko jak to możliwe przy zachowaniu prędkości około 30% ponad prędkość przeciągnięcia odniesienia istniejącą w każdej chwili manewru. (Patrz ACJ 25.145(b)(1), (b)(2) oraz (b)(3).)]

JAR 25.145(e) (ciąg dalszy)

jakiegokolwiek [położenia od maksymalnego położenia do lądowania do pierwszego stopniowego położenia, pomiędzy kolejnymi stopniowymi położeniami, i od ostatniego stopniowego położenia do położenia całkowicie wychylonego. Wymagania punktu (c) niniejszego paragrafu mają także zastosowanie do chowania z każdego zatwierdzonego położenia do lądowania do położenia(ń) urządzenia do sterowania związanego z konfiguracją urządzeń zwiększających siłę nośną, jakie było stosowane do ustalania procedury odejścia z tego położenia do lądowania. Dodatkowo, pierwsze stopniowe położenie urządzenia do sterowania z maksymalnego położenia do lądowania musi odpowiadać konfiguracji urządzenia zwiększającego siłę nośną stosowanej do określania procedury odejścia z położenia do lądowania. Każde stopniowe położenie sterowania musi wymagać oddzielnego i wyraźnego ruchu sterowaniem dla przejścia przez stopniowe położenie i musi posiadać cechy zapobiegające niezamierzonemu ruchowi urządzeniem sterującym z stopniowego położenia. Musi to być jedynie możliwe przez oddzielny i wyraźny ruch z chwilą gdy urządzenie sterujące osiągnie kolejne położenie.]

JAR 23.147 Sterowność kierunkowa i boczna

(a) *Sterowność kierunkowa; ogólne.* (Patrz ACJ 25.147(a).) Musi być możliwe, przy skrzydłach bez przechylenia, odchylenie w stronę pracującego silnika oraz wykonywanie rozsądnych nagłych zmian kursu aż do 15° w kierunku krytycznego niepracującego silnika. Musi to zostać wykazane przy [1.3 V_{SR1}, dla zmian kursu do 15° (z tym, że zmiana kursu, przy której siła na pedale nie musi przekraczać 150 funtów), i przy -]

- (1) Silniku krytycznym niepracującym i jego śmigle w położeniu minimalnego oporu;
- (2) Mocy niezbędnej dla lotu poziomego [przy 1.3 V_{SR1}, ale nie większej niż maksymalna moc trwała;
- (3) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;
- (4) Podwoziu schowanym;
- (5) Kłapach skrzydłowych w położeniu do lądowania; oraz
- (6) Maksymalnym ciężarze do lądowania.

(b) *Sterowność kierunkowa; samoloty cztero lub więcej silnikowe.* Samoloty z czterema lub więcej silnikami muszą spełniać wymagania punktu (a) niniejszego paragrafu z wyjątkiem, że –

- (1) Dwa krytyczne silniki muszą nie pracować przy ich śmigłach (jeżeli to ma zastosowanie) w położeniu minimalnego oporu;
- (3) Zarezerwowano; oraz

JAR 25.147(b) (ciąg dalszy)

(3) Kłapy skrzydłowe muszą być w najkorzystniejszym położeniu dla wznoszenia.

(c) *Sterowność poprzeczna; jeden silnik niepracujący*

(1) Musi być możliwe wykonywanie zakrętów z przechyleniem 20° w kierunku zgodnym i przeciwnym do niepracującego silnika, w ustalonym locie przy prędkości równej [1.3 V_{SR1}, przy -]

(i) Silniku krytycznym niepracującym i jego śmigle (jeżeli to ma zastosowanie) w położeniu minimalnego oporu;

(ii) Pozostałych silnikach na maksymalnej mocy trwałej;

(iii) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;

(iv) Podwoziu zarówno schowanym jak i wypuszczonym

(v) Kłapach skrzydłowych w położeniu najbardziej korzystnym dla wznoszenia; oraz

(vi) Maksymalnym ciężarze dla startu

(2) Przy krytycznym silniku niepracującym, reakcja poprzeczna musi pozwalać na normalne manewry. Sterowność poprzeczna musi być wystarczająca, przy prędkościach, których użycie będzie prawdopodobne przy jednym silniku niepracującym dla wznoszenia, przelotu, opadania i podejścia do lądowania, dla zapewnienia szczytowego tempa przechylenia niezbędnego dla bezpieczeństwa bez nadmiernych sił do sterowania lub wychyleń. (Patrz ACJ 25.147(c)(2).)

(d) *Sterowność poprzeczna; samolot z czterema lub więcej silnikami.* Samoloty z czterema lub więcej silnikami muszą być zdolne do wykonywania zakrętów z przechyleniem 20°, w kierunku zgodnym i przeciwnym do niepracujących silników, z [ustalonego lotu przy prędkości równej 1.3 V_{SR1}, przy] maksymalnej mocy trwałej, oraz przy samolocie w konfiguracji nakazanej przez punkt (b) niniejszego paragrafu.

(e) *Sterowność poprzeczna; wszystkie silniki pracujące.* Przy silnikach pracujących, reakcja poprzeczna musi pozwalać na normalne manewry (takie jak wyprowadzanie z zadarcia wywołanego przez podmuchy i zainicjowanie manewrów korygujących). Musi być wystarczający nadmiar sterowności poprzecznej w ślizgach (aż do kątów ślizgu, które mogą być wymagane w normalnym użytkowaniu), ażeby pozwalał na ograniczony zakres manewrowania dla skorygowania podmuchów. Sterowność poprzeczna musi być wystarczająca przy każdej prędkości aż do V_{FC}/M_{FC} dla zapewnienia szczytowego tempa przechylenia niezbędnego dla bezpieczeństwa, bez nadmiernych sił sterowania lub wychyleń. (Patrz ACJ 25.147(e).)

JAR 25.149 Minimalna prędkość lotu sterownego**(Patrz ACJ 25.149)**

(a) Przy określaniu minimalnych prędkości lotu sterownego wymaganych przez niniejszy paragraf, metoda stosowana do symulowania przerwania pracy krytycznego silnika musi reprezentować najbardziej krytyczną postać zaprzestania pracy zespołu napędowego z uwagi na sterowność przewidywaną w użytkowaniu.

(b) V_{MC} jest prędkością cechowaną przy której, kiedy silnik krytyczny nagle przestaje pracować, jest możliwe zachowanie panowania nad samolotem przy silniku wciąż niepracującym i następnie utrzymanie prostoliniowego lotu przy tej samej prędkości przy kącie przechylenia nie większym niż 5° .

¹[(c) V_{MC} nie może przekraczać $1.13 V_{SR}$, przy -]

(1) Maksymalnej rozporządzałnej startowej mocy lub ciągu na każdym silniku;

(2) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;

(3) Samolocie wyważonym dla startu;

(4) Maksymalnym ciężarze do startu na poziomie morza (lub każdym mniejszym ciężarze niezbędnym dla wykazania V_{MC});

(5) Samolocie w najbardziej krytycznej konfiguracji do startu występującej wzdłuż toru lotu po oderwaniu samolotu od ziemi, [z tym, że podwozie może być schowane;]

(6) Samolocie w powietrzu i przy zaniedbaniu wpływu ziemi; oraz

(7) Jeżeli ma to zastosowanie, śmigle niepracującego silnika –

(i) Wiatrakującym;

(ii) W położeniu najbardziej prawdopodobnym dla konkretnego projektu sterowania śmigłem; lub

(iii) Ustawionym w chorągiewkę, jeżeli samolot posiada automatyczne urządzenie przestawiania w chorągiewkę akceptowalne dla wykazania spełnienia wymagań wznoszenia JAR 25.121.

(d) Siły na pedałach wymagane do utrzymania sterowności przy V_{MC} nie mogą przekraczać 150 funtów ani nie musi być konieczne redukcja mocy pracującego silnika. W trakcie manewru wyprowadzania samolot nie może przyjmować jakiegokolwiek niebezpiecznego położenia lub wymagać wyjątkowej zręczności pilotowania, czujności, lub wysiłku dla zapobieżenia zmianie kursu o więcej niż 20° .

JAR 25.149 (ciąg dalszy)

(e) V_{MCG} , minimalna prędkość lotu sterownego na ziemi, jest prędkością cechowaną podczas rozbiegu, przy której, kiedy silnik krytyczny przestaje nagle pracować i przy jego śmigle, jeżeli to ma zastosowanie, w położeniu jakie zajmuje automatycznie, jest możliwe zachowanie panowania nad samolotem z wykorzystaniu jedynie podstawowych sterów aerodynamicznych (bez użycia sterowania kółkiem przednim) dla zapewnienia bezpiecznego kontynuowania startu przy użyciu normalnej zręczności pilotowania. Siła na pedale steru kierunku nie może przekraczać 150 funtów (68.1 kG) i, do momentu kiedy samolot znajduje się w powietrzu, sterowanie poprzeczne może być używane jedynie dla utrzymywania skrzydeł poziomo. Przy określaniu V_{MCG} , przyjmuje się, że tor samolotu rozpędzającego się przy wszystkich silnikach pracujących przebiega wzdłuż linii centralnej pasa, jego tor od punktu, w którym silnik krytyczny przestaje pracować do punktu, w którym przywrócenie do kierunku równoległego do pasa jest zakończone, nie może odchylić się od linii centralnej więcej niż 30 stóp (9.144 m) poprzecznie od linii centralnej pasa w jakimkolwiek punkcie. V_{MCG} musi być określone przy -

(1) Samolocie w każdej konfiguracji do startu lub, do wyboru wnioskującego, w najbardziej krytycznej konfiguracji do startu;

(2) Maksymalnej rozporządzałnej startowej mocy lub ciągu na pracujących silnikach;

(3) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;

(4) Samolocie wyważonym dla startu; oraz

(5) Najbardziej niekorzystnym ciężarze w zakresie ciężarów do startu. (Patrz ACJ 25.149(e).)

[(f) (Patrz ACJ 25.149(f)) V_{MCL} , minimalna prędkość lotu sterownego podczas podejścia i lądowania przy wszystkich silnikach pracujących, jest prędkością cechowaną przy której, kiedy silnik krytyczny przestaje nagle pracować, jest możliwe utrzymanie lotu prostego przy przechyleniu nie większym niż 5° . V_{MCL} musi być określone przy -

(1) Samolocie w najbardziej krytycznej konfiguracji (lub, według wyboru wnioskującego, każdej konfiguracji) dla podejścia i lądowania przy wszystkich silnikach pracujących;

(2) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;

(3) Samolocie wyważonym dla podejścia przy wszystkich silnikach pracujących;]

JAR 25.149(f) (ciąg dalszy)

[(4) Najbardziej niekorzystnym ciężarze, lub, według wyboru wnioskującego, jako funkcja ciężaru;

(5) Dla samolotów śmigłowych, śmigło niepracującego silnika w położeniu jakie uzyskuje bez działania pilota, przyjmując, że silnik przestał pracować przy mocy lub ciągu niezbędnych do utrzymania 3 stopniowego kąta ścieżki podejścia; oraz

(6) Ustawieniu mocy lub ciągu odejścia na pracującym silniku(ach).

(g) (Patrz ACJ 25.149(g)) Dla samolotów z trzema lub więcej silnikami, V_{MCL-2} , minimalna prędkość lotu sterownego podczas podejścia i lądowania z jednym krytycznym silnikiem niepracującym, jest prędkością cechowaną przy której, kiedy drugi krytyczny silnik nagle przestanie pracować, jest możliwe zachowanie sterowności samolotu z obydwoma silnikami wciąż niepracującymi i utrzymanie lotu prostego z kątem przechylenia nie większym niż 5^0 . V_{MCL-2} musi zostać ustalone przy -

(1) Samolocie w najbardziej krytycznej konfiguracji (lub, według wyboru wnioskującego każdej konfiguracji) dla podejścia i lądowania z silnikiem krytycznym niepracującym;

(2) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;

(3) Samolocie wyważonym dla podejścia przy jednym krytycznym silniku niepracującym;

(4) Najbardziej niekorzystnym ciężarze, lub, według wyboru wnioskującego, jako funkcja ciężaru;

(5) Dla samolotów śmigłowych, śmigło najbardziej krytycznego silnika w położeniu jakie uzyskuje bez działania pilota, przyjmując, że silnik przestał pracować przy mocy lub ciągu niezbędnych do utrzymania 3 stopniowego kąta ścieżki podejścia, i śmigło pozostałego niepracującego silnika jest w ustawione w chorągiewkę;

(6) Mocy lub ciągu na silniku(ach) pracujących niezbędnych dla utrzymania kąta ścieżki podejścia 3^0 , gdy jeden krytyczny silnik nie pracuje; oraz

(7) Mocy lub ciągu na silniku(ach) pracujących gwałtownie zmienionych, natychmiast po zaprzestaniu pracy przez drugi krytyczny silnik, z mocy lub ciągu nakazanych w podpunkcie (g)(6) niniejszego paragrafu do -

(i) Minimalnej mocy lub ciągu; oraz

JAR 25.149(g)(7) (ciąg dalszy)

(ii) Ustawieniu mocy lub ciągu dla odejścia.

(h) Przy wykazywaniu V_{MCL} oraz V_{MCL-2} -

(1) Siła na pedale steru kierunku nie może przekraczać 150 funtów;

(2) Samolot nie może ujawniać niebezpiecznych charakterystyk lotu lub wymagać wyjątkowej zręczności pilotowania, czujności lub wysiłku;

(3) Sterowność poprzeczna musi być wystarczająca do przechylenia samolotu, z początkowych warunków ustalonego prostego lotu, poprzez kąt 20^0 w kierunku niezbędnym dla zapoczątkowania zakrętu w kierunku przeciwnym do niepracującego silnika(ów), w nie więcej niż 5 sekund (patrz ACJ 25.149(h)(3)); oraz

(4) Dla samolotów śmigłowych, niebezpieczne charakterystyki lotu nie mogą być ujawniane w wyniku jakiegokolwiek położenia śmigła osiągniętego kiedy silnik przestaje pracować, lub podczas jakiegokolwiek łatwo późniejszego ruchu urządzeniami sterowania silnikiem lub śmigłem (patrz ACJ 25.149(h)(4)).]

WYWAŻENIE

JAR 25.161 Wyważenie

(a) *Ogólne.* Każdy samolot musi spełniać wymagania wyważenia tego paragrafu po wyważeniu i bez dalszego wywierania nacisku lub poruszania zarówno podstawowych sterownic lub odpowiadających im sterownic wyważających przez pilota lub pilota automatycznego.

(b) *Wyważenie poprzeczne i kierunkowe.* Samolot musi zachowywać wyważenie poprzeczne i kierunkowe przy najbardziej niekorzystnym przemieszczeniu środka ciężkości w granicach odpowiednich ograniczeń użytkowania, podczas normalnie przewidywanych warunków użytkowania (włączając użytkowanie każdej prędkości ¹[od $1.3V_{SR1}$, do V_{MO}/M_{MO}].]

(c) *Wyważenie podłużne.* Samolot musi zachowywać wyważenie podłużne podczas -

(1) Wznoszenia przy maksymalnej mocy trwałej, przy prędkości nie większej niż $1.3 V_{SR1}$, przy podwoziu schowanym, klapach skrzydłowych (i) schowanych oraz (ii) w położeniu do startu;

(2) Albo opadania przy mocy zdławionej przy ¹[prędkości nie większej niż $1.3 V_{SR1}$, lub podejściu], w zakresie normalnych prędkości podejścia odpowiednich dla ciężaru i konfiguracji przy ustawieniach mocy odpowiadających 3^0 ścieżce podejścia, która z nich jest bardziej surowa, przy podwoziu wypuszczonym, klapach skrzydłowych (i) schowanych i (ii) wypuszczonych,

JAR 25.161(c)(2) (ciąg dalszy)

najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości zatwierdzonym dla lądowania przy maksymalnym ciężarze do lądowania i najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości dla lądowania niezależnie od ciężaru; oraz

(3) Lotu poziomego przy wszystkich prędkościach od $1.3 V_{SR1}$ do V_{MO}/M_{MO} , przy podwoziu i klapach skrzydłowych schowanych, oraz od $1.3 V_{SR1}$ do V_{LE} przy podwoziu wypuszczonym.

(d) *Wyważenie podłużne, kierunkowe i poprzeczne*. Samolot musi zachowywać wyważenie podłużne, i kierunkowe oraz poprzeczne (i dla wyważenia poprzecznego, kąt przechylenia nie może przekraczać 5°) przy $1.3 V_{SR1}$ podczas lotu wznoszącego przy -

- (1) Silniku krytycznym niepracującym;
- (2) Pozostałych silnikach na maksymalnej mocy trwałej; oraz
- (3) Podwoziu i klapach skrzydłowych schowanych.

(e) *Samoloty z czterema lub więcej silnikami*. Każdy samolot z czterema lub więcej silnikami musi zachowywać wyważenie w locie prostoliniowym -

- (1) Prędkości wznoszenia, konfiguracji i mocy wymaganych przez JAR 25.123(a) celem określenia gradientu wznoszenia; oraz
- (2) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości;
- (3) Nie wymagane dla JAR-25.

STATECZNOŚĆ

JAR 25.171 Ogólne

Samolot musi być podłużnie, kierunkowo i poprzecznie stateczny zgodnie z wymaganiami JAR 25.173 do 25.177. Dodatkowo samolot musi wykazać odpowiednią stateczność i "czucie" sterów (stateczność statyczną) w każdych warunkach napotykanym normalnie w użytkowaniu, jeżeli próby w locie wykazują, że jest to potrzebne dla bezpiecznego użytkowania.

JAR 25.173 Stateczność statyczna podłużna

Przy warunkach określonych w JAR 25.175, charakterystyki sił do sterowania sterem wysokości (włączając tarcie) muszą być następujące:

(a) Ciągnięcie musi być potrzebne dla uzyskania i utrzymania prędkości poniżej podanej prędkości wyważenia, a pchanie dla uzyskania i utrzymania prędkości powyżej podanej prędkości wyważenia.

JAR 25.173(a) (ciąg dalszy)

Musi to być wykazane na każdej prędkości, która może być uzyskana, z tym, że nie jest potrzebne rozpatrywanie prędkości powyżej dozwolonych przy przestawianiu podwozia lub klap skrzydłowych lub V_{FC}/M_{FC} , którekolwiek jest odpowiednie, lub poniżej minimalnej prędkości dla ustalonego lotu bez przeciągnięcia.

(b) Prędkość musi powracać w zakresie 10% wyjściowych prędkości wyważenia dla warunków wznoszenia, podejścia i lądowania określonych w JAR 25.175 (a), (c) oraz (d), i musi powracać w zakresie 7.5% pierwotnej prędkości wyważenia dla warunków przelotowych, określonych w JAR 25.175(b), kiedy siła sterowania jest powoli zwalniana przy każdej prędkości w zakresie prędkości określonej w punkcie (a) tego paragrafu.

(c) Średni gradient ustalonego pochylenia siły na drążku w funkcji prędkości nie może być mniejszy niż 1 funt na każde 6 węzłów. (Patrz ACJ 25.173(c).)

(d) W zakresie swobodnego powrotu prędkości określonego w punkcie (b) niniejszego paragrafu, jest dopuszczalne dla samolotu, bez zastosowania siły do sterowania, ustabilizowanie na prędkościach powyżej lub poniżej żądanej prędkości wyważenia, jeżeli nie jest wymagana wyjątkowa uwaga ze strony pilota dla powrotu do żądanej prędkości wyważenia i wysokości i ich utrzymania.

JAR 25.175 Wykazanie stateczności statycznej podłużnej

Podłużna stateczność statyczna musi być wykazana następująco:

(a) *Wznoszenie*. Krzywa siły na drążku musi mieć ustalone nachylenie, przy prędkościach pomiędzy 85% i 115% prędkości, przy której samolot -

- (1) Jest wyważony przy -
 - (i) Klapach skrzydłowych schowanych;
 - (ii) Podwoziu schowanym;
 - (iii) Maksymalnym ciężarze dla startu; oraz
 - (iv) Maksymalnej mocy lub ciągu wybranych przez wnioskującego jako ograniczenie użytkowania podczas wznoszenia; oraz
- (2) Jest wyważony przy prędkości dla najłepszego wznoszenia, z tym, że nie musi ona być [mniejsza niż $1.3 V_{SR1}$].

JAR 25.175 (ciąg dalszy)

(b) *Przelot*. Podłużna stateczność statyczna musi być wykazana w warunkach przelotowych następująco:

(1) Przy podwoziu schowanym i dużej prędkości, krzywa siły na drążku musi mieć stałe nachylenie przy wszystkich prędkościach w zakresie większym od 15% prędkości wyważenia plus powstały zakres swobodnego powracania prędkości, lub 50 węzłów plus powstały zakres swobodnego powracania prędkości, powyżej i poniżej prędkości wyważenia (z tym, że zakres nie musi obejmować prędkości niższych [niż $1.3 V_{SR1}$ ani prędkości większych niż] V_{FC}/M_{FC} , ani prędkości, które wymagają siły na drążku większej niż 50 funtów) przy -

- (i) Klapach skrzydłowych schowanych;
- (ii) Środka ciężkości w najbardziej niekorzystnym położeniu (patrz JAR 25.27);
- (iii) Najbardziej krytycznym ciężarze pomiędzy maksymalnym do startu i maksymalnym do lądowania;

(iv) Maksymalnej mocy przelotowej wybranej przez wnioskującego jako ograniczenie użytkownika (patrz JAR 25.1521), z tym że moc nie musi przekraczać wymaganej dla V_{MO}/M_{MO} ; oraz

(v) Samolocie wyważonym dla lotu poziomego przy mocy wymaganej w podpunkcie (iv) powyżej.

(2) Przy podwoziu schowanym i małej prędkości, krzywa siły na drążku musi mieć stałe nachylenie przy wszystkich prędkościach w zakresie większym od 15% prędkości wyważenia plus powstały zakres swobodnego powracania prędkości, lub 50 węzłów plus powstały zakres swobodnego powracania prędkości, powyżej i poniżej prędkości wyważenia (z tym, że zakres nie musi obejmować prędkości niższych [niż $1.3 V_{SR1}$ ani prędkości większych niż] minimalnej prędkości mającego zastosowanie zakresu prędkości nakazanego w podpunkcie (b)(1) niniejszego paragrafu, ani prędkości, które wymagają siły na drążku większej niż 50 funtów) przy -

- (i) Klapach skrzydłowych, położeniu środka ciężkości i ciężarze określonych w podpunkcie (1) niniejszego paragrafu;
- (ii) Mocy wymaganej dla lotu poziomego [przy prędkości równej

$$\frac{V_{MO} + 1.3V_{SR1}}{2} \text{ oraz}]$$

(iii) Samolotu wyważonego dla lotu poziomego przy mocy wymaganej w podpunkcie (ii) powyżej.

JAR 25.175(b) (ciąg dalszy)

(3) Przy podwoziu wypuszczonym, krzywa siły na drążku musi mieć stałe nachylenie przy wszystkich prędkościach w zakresie większym od 15% prędkości wyważenia plus powstały zakres swobodnego powracania prędkości, lub 50 węzłów plus powstały zakres swobodnego powracania prędkości, powyżej i poniżej prędkości wyważenia (z tym zakres nie musi obejmować prędkości niższych niż $1.3 V_{SR1}$ ani prędkości większych niż V_{LE} , ani] prędkości, które wymagają siły na drążku większej niż 50 funtów) przy -

(i) Klapach skrzydłowych, położeniu środka ciężkości i ciężarze określonych w podpunkcie (b)(1) niniejszego paragrafu;

(ii) Maksymalnej mocy przelotowej wybranej przez wnioskującego jako ograniczenie użytkownika, z tym że moc nie musi przekraczać wymaganej dla lotu poziomego przy V_{LE} ; oraz

(iii) Samolocie wyważonym dla lotu poziomego przy mocy wymaganej w podpunkcie (ii) powyżej.

(c) *Podejście*. Krzywa siły na drążku musi [mieć stałe nachylenie przy prędkościach pomiędzy V_{SW} oraz $1.7 V_{SR1}$ przy -]

(1) Klapach skrzydłowych w położeniu podejścia;

(2) Podwoziu schowanym;

(3) Maksymalnym ciężarze do lądowania; oraz

[(4) Samolocie wyważonym przy $1.3 V_{SR1}$] przy mocy wystarczającej dla utrzymania lotu poziomego przy tej prędkości.

(a) *Lądowanie*. Krzywa siły na drążku musi mieć stałe nachylenie i siła na drążku nie może przekraczać [80 funtów przy prędkościach pomiędzy V_{SW} oraz $1.7 V_{SR0}$] przy -

(1) Klapach skrzydłowych w położeniu do lądowania;

(2) Podwoziu wypuszczonym;

(3) Maksymalnym ciężarze do lądowania;

[(4) Samolocie wyważonym przy $1.3 V_{SR0}$] przy -

(i) mocy lub ciągu zdławionej, oraz

(ii) mocy lub ciągu dla lotu poziomego.

JAR 25.177 Stateczność statyczna kierunkowa i boczna

(a) Stateczność statyczna kierunkowa (wykazana przez tendencję do wychodzenia ze ślizgu przy sterze kierunku puszczonej) musi być dodatnia dla każdego położenia podwozia i kłap oraz ²[warunków mocy symetrycznej, przy prędkościach od $1.13 V_{SR1}$, aż do V_{FE} ,] V_{LE} lub V_{FC}/M_{FC} (zależnie od tego która ma zastosowanie).

(b) Stateczność statyczna boczna (wykazana przez tendencję do podnoszenia dolnego skrzydła w ślizgu przy sterownicy lotek puszczonej) dla każdego położenia podwozia i kłap skrzydłowych oraz warunków mocy symetrycznej, nie może być ujemna przy żadnej prędkości (z tym, że prędkości większe od V_{FE} nie potrzebują być brane pod uwagę dla konfiguracji z kłapami skrzydłowymi wychylenymi ani prędkości wyższych od V_{LE} dla konfiguracji z podwoziem wypuszczonym) w następujących zakresach prędkości (patrz ACJ 25.177(b)):

^{1,2}[(1) Od $1.13 V_{SR1}$ do $1.23 V_{SR1}$, dla] położen kłap skrzydłowych wychylenych nie więcej niż największe wychylenie kłap skrzydłowych do startu.

²[(2) Od $1.13 V_{SR1}$ do $1.23 V_{SR1}$, dla] położen kłap skrzydłowych wychylenych więcej niż największe wychylenie kłap skrzydłowych do startu, z tym że może być akceptowana stateczność ujemna przyjmując, że rozbieżność jest -

(i) Stopniowa;

(ii) Łatwo rozpoznawalna przez pilota; oraz

(iii) Łatwa do opanowania przez pilota.

²[(3) Od $1.23 V_{SR1}$ do V_{MO}/M_{MO}]

(4) Od V_{MO}/M_{MO} do V_{FC}/M_{FC} , z tym że może być akceptowana stateczność ujemna przyjmując, że rozbieżność jest -

(i) Stopniowa;

(ii) Łatwo rozpoznawalna przez pilota; oraz

(iii) Łatwa do opanowania przez pilota.

(c) W kierunkowych, ustalonych ślizgach (ślizgach kierunkowych bez przyspieszenia) wychylenia sterownic lotek i steru kierunku oraz siły muszą wyraźnie być proporcjonalne do kąta ślizgu, oraz stopień proporcjonalności musi znajdować się pomiędzy granicami uznanymi za niezbędne dla bezpiecznego użytkowania w zakresie kątów ślizgu odpowiednich dla użytkowania samolotu. Przy większych kątach ślizgu aż do kąta, przy którym użyte jest pełne wychylenie sterownicy steru kierunku albo siła sterowania na pedale 180 funtów (81.72 kg)

JAR 25.177(c) (ciąg dalszy)

jest osiągana, siły nie mogą zmieniać znaku; oraz zwiększane wychylenie steru kierunku musi powodować zwiększanie kąta ślizgu. Jeśli samolot nie posiada wskaźnika odchylenia, musi być dostateczne przechylenie towarzyszące ślizgowi dla wyraźnego wskazywania każdego odejścia od ustalonego nieodchylonego lotu (Patrz ACJ 25.177(c).)

(d) Nie wymagane dla JAR-25.

JAR 25.181 Stateczność dynamiczna (Patrz AC J 25.181)

(a) Każde oscylacje krótkookresowe, oprócz kombinowanych oscylacji boczno-kierunkowych, ²[występujące pomiędzy $1.13 V_{SR}$ oraz] maksymalną dopuszczalną odpowiednią dla konfiguracji samolotu muszą być silnie tłumione przy podstawowych sterownicach -

(1) Puszczonych; oraz

(2) W ustalonym położeniu.

(b) Każde kombinowane ²[wahanie boczno-kierunkowe ("holendrowanie") występujące pomiędzy prędkością $1.13 V_{SR}$] i maksymalną dopuszczalną odpowiednią dla konfiguracji samolotu musi być tłumione przy podstawowych sterownicach puszczonej, i musi dać się opanować przy normalnym użyciu podstawowych sterów bez wymagania wyjątkowej zręczności pilotowania.

PRZECIĄGNIĘCIA**JAR 25.201 Próby przeciągnięcia**

(a) Charakterystyki przeciągnięcia muszą być demonstrowane w locie bez przechyłu i w zakrętach z przechyleniem 30^0 przy -

(1) Mocy zdławionej; oraz

²[(2) Mocy niezbędnej dla utrzymania lotu poziomego przy $1.5 V_{SR1}$ (gdzie V_{SR1} odpowiada prędkości przeciągnięcia odniesienia przy maksymalnym ciężarze do lądowania przy kłapach w położeniu podejścia i podwoziu schowanym. (Patrz ACJ 25.201(a)(2).)]

²[(b) W każdym warunkach wymaganych przez punkt (a) niniejszego paragrafu, musi być możliwe spełnienie mających zastosowanie wymagań JAR 25.203 przy -

¹[(1) Kłapach, podwoziu i urządzeniach zmniejszających prędkość w każdej prawdopodobnej kombinacji położen zatwierdzonej do użytkowania; (Patrz ACJ] 25.201(b)(1).]

JAR 25.201(b) (ciąg dalszy)

[(2) Reprezentatywnych ciężarach w zakresie, dla jakiego występuje się o certyfikację;

(3) Najbardziej niekorzystnym położeniu środka ciężkości dla wyprowadzania; oraz

(4) Samolocie wyważonym dla lotu bez przechyłu przy prędkości nakazanej w JAR 25.103]¹[(b)(6).]

[(c) Przy wykazywaniu spełnienia wymagań JAR 25.203 muszą być stosowane następujące procedury:

(1) Rozpoczynając od prędkości wystarczająco wyższej od prędkości przeciągnięcia dla zapewnienia, ażeby mogła zostać zastosowana stała redukcja prędkości, sterownica podłużna musi być użyta tak, ażeby tempo zmniejszania prędkości nie przekraczało jednego węzła na sekundę, aż samolot zostanie przeciągnięty. (Patrz ACJ]¹[25.103(c).]

[(2) Dodatkowo dla przeciągnięć w zakręcie, sterownica podłużna musi być użyta tak, ażeby tempo zmniejszania prędkości osiągało do 3 węzłów na sekundę. (Patrz ACJ 25.201(c)(2).)

(3) Natychmiast po osiągnięciu przeciągnięcia samolotu, wyprowadzać przy zastosowaniu normalnej techniki wyprowadzania.

(d) Samolot uważa się za przeciągnięty, kiedy zachowanie samolotu daje pilotowi jasne i wyraźne oznaki o akceptowalnym charakterze, że samolot jest przeciągnięty (Patrz ACJ 25.201 (d).) Akceptowalnymi oznakami przeciągnięcia, pojawiającymi się bądź pojedynczo, bądź jako kombinacja, są -

(1) Nie dający się powstrzymać ruch pochylający samolotu;

(2) Buffeting o rozmiarach i intensywności, który jest mocnym i efektywnym środkiem zapobiegawczym przed dalszym zmniejszaniem prędkości; lub

(3) Osiągnięcie przez układ sterowania podłużnego tylnego zderzaka i brak możliwości dalszego zwiększania zadarcia maski, kiedy sterownica jest utrzymywana całkowicie ściągnięta przez krótki czas, zanim zostaje zainicjowane wyprowadzanie. (Patrz ACJ 25.201(d)(3).)]

JAR 25.203 Charakterystyki przeciągnięcia

(Patrz ACJ 25.203.)

(a) Musi być możliwe wywoływanie i korygowanie przechylenia i odchylenia przez użycie bez rewersu, sterownicy przechylającej i sterownicy kierunkowej aż do momentu przeciągnięcia samolotu. Nie może wystąpić nienormalne zadarcie maski samolotu. Podłużna siła dla sterowania musi być dodatnia do i podczas przeciągnięcia. Dodatkowo, musi być możliwe zdecydowane przeciwdziałanie

JAR 25.203(a) (ciąg dalszy)

przeciąganiu i wyprowadzenie z przeciągnięcia przez normalne użycie sterów.

(b) Dla przeciągnięć przy skrzydłach bez przechyłu, przechylenie pojawiające się pomiędzy przeciągnięciem i zakończeniem wyprowadzania nie może przekraczać około 20⁰.

(c) Dla przeciągnięć w zakręcie, zachowanie samolotu po przeciągnięciu nie może być na tyle gwałtowne lub skrajne, ażeby stwarzać trudności, przy normalnej zręczności pilotowania, dla uzyskania zdecydowanego wyprowadzenia i dla [odzyskania sterowności samolotu. Maksymalny kąt przechyłu, jaki występuje podczas wyprowadzania, nie może przekraczać –

(1) Około 60° w wyjściowym kierunku zakrętu lub 30° w kierunku przeciwnym, przy tempie zmniejszania prędkości do 1 węzła na sekundę; oraz

(2) Około 90° w wyjściowym kierunku zakrętu lub 60° w kierunku przeciwnym, przy tempie zmniejszania prędkości przekraczającym 1 węzeł na sekundę.]

JAR 25.205 Zarezerwowane**JAR 25.207 Ostrzeżenie przed przeciągnięciem**

(a) Ostrzeżenie przed przeciągnięciem z dostatecznym marginesem dla przeciwdziałania niezamierzonemu przeciągnięciu przy kłapach i podwoziu w każdym normalnym położeniu, musi być wyraźne i rozpoznawalne dla pilota w locie prostym i w ¹[zakręcie].

(b) Ostrzeżenie przed przeciągnięciem może być dostarczane albo przez właściwe dla samolotu jego cechy aerodynamiczne lub przez urządzenie, które da wyraźnie rozpoznawalne wskazania przy przewidywanych warunkach lotu. Jednakże, samo urządzenie wizualne ostrzegające przed przeciągnięciem, które wymaga od załogi w kabinie uwagi, nie jest akceptowalne. Jeżeli stosowane jest urządzenie ostrzegające, musi ono dostarczać ostrzeżenia we wszystkich konfiguracjach samolotu nakazanych w punkcie (a) niniejszego paragrafu ¹[przy prędkości nakazanej w punkcie (c) oraz (d) niniejszego paragrafu. (Patrz ACJ 25.207(b).)]

¹[(c) Kiedy prędkość jest zmniejszana w tempie nie przekraczającym jednego węzła na sekundę, ostrzeżenie przed przeciągnięciem musi rozpoczynać się w każdej normalnej konfiguracji przy prędkości V_{sw} , większej od prędkości, przy której przeciągnięcie jest rozpoznawalne zgodnie z JAR 25.01 (d) o margines nie mniejszy niż 5 węzłów lub pięć procent CAS, którekolwiek jest większą. Ostrzeżenie zapoczątkowane musi trwać, aż kąt natarcia zostanie zmniejszony do w przybliżeniu takiego, przy którym rozpoczęło się ostrzeżenie. (Patrz ACJ 25.207(c) oraz (d).)]

¹Zmiana 15

JAR 25.207 (ciąg dalszy)

[(d) W uzupełnieniu do wymagań punktu (c) niniejszego paragrafu, kiedy prędkość jest zmniejszana w tempie nie przekraczającym jednego węzła na sekundę, w locie prostym przy silnikach na biegu jałowym i położeniu środka ciężkości określonym w JAR 25.103(b)(5), V_{SW} w każdej normalnej konfiguracji musi przewyższać V_{SR} o nie mniej niż trzy węzły lub trzy procenty CAS, którekolwiek jest większe. (Patrz ACJ 25.207(c) oraz (d)).

(e) Ostrzeżenie przed przeciągnięciem musi rozpoczynać się z dostatecznym wyprzedzeniem przed przeciągnięciem, ażeby pozwolić pilotowi przeciwdziałać przeciągnięciu (jak określono w JAR 25.201(d)) kiedy wprowadzenie jest zainicjowane nie mniej niż jedna sekunda po początku ostrzeżenia w zakretach ze zmniejszaniem prędkości z współczynnikiem obciążenia normalnego do toru lotu przynajmniej 1.5g i tempem zmniejszania prędkości co najmniej 2 węzły na sekundę, przy kłapach i podwoziu w każdym normalnym położeniu, przy samolocie wyważonym dla lotu prostego przy prędkości $1.3 V_{SR}$, oraz przy mocy lub ciągu niezbędnych dla utrzymania lotu poziomego przy $1.3 V_{SR}$.

(f) Ostrzeżenie przed przeciągnięciem musi być także zapewnione w każdej nienormalnej konfiguracji urządzeń wysokiej nośności, które są prawdopodobne do stosowania w locie po zaprzestaniu pracy układu (włączając wszystkie konfiguracje objęte przez procedury Instrukcji Użytkowania w Locie).]

WŁASNOŚCI NA ZIEMI

JAR 25.231 Stateczność i sterowność podłużna

(a) Samoloty nie mogą mieć nie dającej się opanować tendencji do kapotażu w każdym rozsądnie przewidywanych warunkach użytkowania, włączając podskoki podczas lądowania i startu. Ponadto -

(1) Hamulce kół muszą działać płynnie i nie mogą wywoływać żadnych nadmiernych tendencji do kapotażu, oraz

(2) Jeżeli jest stosowane podwozie z kółkiem ogonowym, to musi być możliwe podczas rozbiegu na betonie, utrzymywanie każdego położenia aż do takiego, które odpowiada [poziomemu ustawieniu kierunku ciągu, przy $75\% V_{SRL}$.]

(b) Nie wymagane dla JAR-25.

JAR 25.233 Stateczność i sterowność kierunkowa

(a) Nie może być nie dającej się opanować tendencji do zakręcania na ziemi przy 90° wietrze boczny, aż do [prędkości wiatru 20 węzłów lub $0.2 V_{SR0}$, którekolwiek jest] większa, z tym, że prędkość wiatru nie musi

JAR 25.233(a) (ciąg dalszy)

przekraczać 25 węzłów przy każdej prędkości, przy której można oczekiwać, że samolot będzie użytkowany na ziemi. Powyższe może być wykazane podczas określania 90° składowej prędkości wiatru wymaganej przez JAR 25.237.

(b) Samoloty muszą być zadowalająco sterowne, bez nadmiernej zręczności pilotowania lub czujności, podczas lądowań bez mocy przy normalnej prędkości lądowania, bez używania hamulców lub mocy silnika dla utrzymania toru prostego. Powyższe może być wykazane podczas lądowań bez mocy wykonywanych w związku z innymi próbami.

(c) Samolot musi mieć odpowiednią sterowność kierunkową podczas kołowania. Może to zostać wykazane podczas kołowania przed startami wykonywanymi w związku z innymi próbami.

JAR 25.235 Warunki kołowania

(a) Mechanizm amortyzujący nie może uszkadzać struktury samolotu, kiedy samolot kołuje po najbardziej nierównym gruncie, który może w rozsądny sposób być spodziewany w normalnym użytkowaniu.

JAR 25.237 Prędkości wiatru

(a) 90° składowa poprzeczna prędkości wiatru, wykazana jako bezpieczna dla startów i lądowań, musi być określona dla suchych pasów i musi wynosić [co najmniej 20 węzłów lub $0.2 V_{SR0}$, którekolwiek jest większe, z tym że nie musi przekraczać 25 węzłów.

(b) Nie wymagane dla JAR-25.

RÓŻNE WYMAGANIA ODNOŚĄCE SIĘ DO LOTU

JAR 25.251 Drgania i buffeting

(a) Samolot musi być zaprojektowany tak, ażeby mógł przenieść każde drgania i buffeting, jakie mogą wystąpić w prawdopodobnych warunkach użytkowania. Musi to zostać wykazane przez obliczenia, próby rezonansowe, lub inne próby uznane za niezbędne przez Nadzór.

(b) Dla każdej części samolotu musi zostać wykazane w locie, że jest wolna od nadmiernych drgań, przy każdym odpowiednich warunkach prędkości i mocy aż do co najmniej minimalnej wartości V_D dopuszczanej przez JAR 25.335. Maksymalne wykazane prędkości muszą być stosowane w określaniu ograniczeń użytkowania samolotu zgodnie z JAR 25.1505. Dodatkowo, musi zostać wykazane przez analizy lub próby, że samolot jest wolny od

JAR 25.251 (b) (ciąg dalszy)

takich drgań, które mogłyby zagrażać bezpieczeństwu lotu według warunków JAR 25.629(d).

(c) Z wyjątkiem jak wymaga punkt (d), niniejszego paragrafu, nie może być warunków buffetingu, w normalnym locie, włączając zmiany konfiguracji podczas przelotu, na tyle silnego, by kolidował z zadowalającą sterownością samolotu, powodował nadmierne zmęczenie załogi lub uszkodzenia struktury. Buffeting ostrzegający przed przeciągnięciem w tych granicach jest dopuszczalny.

(d) Nie może być dających się zauważyć warunków buffetingu w konfiguracji przelotowej w locie prostym przy żadnej prędkości aż do V_{MO}/M_{MO} , z tym, że dopuszczalny jest buffeting ostrzegający o przeciągnięciu.

(e) Dla samolotu z M_D większą niż 0.6 lub przy maksymalnej wysokości użytkowania większej niż 25000 stóp, dodatnie współczynniki obciążenia manewrowego, przy których pojawia się początek dostroczalnego buffetingu musi być określony dla samolotu w konfiguracji przelotowej dla zakresów prędkości lub liczby Macha, ciężaru i wysokości dla których samolot ma być certyfikowany. Obwiednie współczynników obciążenia, prędkości, wysokości i ciężaru muszą zapewniać odpowiedni zakres prędkości i współczynnika obciążenia dla normalnego użytkowania. Prawdopodobne niezamierzone wyjścia poza granice obwiedni początku buffetingu nie mogą skutkować stanami niebezpiecznymi (Patrz ACJ 25.251(e).)

JAR 25.253 Własności przy dużych prędkościach

(a) *Charakterystyki wzrostu prędkości i wyprowadzania.* Muszą być spełnione następujące własności wzrostu prędkości i wyprowadzania -

(1) Warunki użytkowania i własności mogące spowodować niezamierzony wzrost prędkości (włączając zakłócenie pochylenia i przechylenia) muszą być symulowane przy samolocie wyważonym na każdej prawdopodobnej prędkości aż do V_{MO}/M_{MO} . Te warunki i własności obejmują zakłócenie podmuchem, niezamierzone ruchy steru, mały gradient sił na drążku w stosunku do tarcia w układzie sterowania, przemieszczenie pasażerów, wyrównywanie ze wznoszenia i schodzenia z wysokości z ograniczoną liczbą Macha do wysokości z ograniczoną prędkością.

(2) Z uwzględnieniem zapasu na czas reakcji pilota po pojawieniu się efektywnego naturalnego lub sztucznego ostrzeżenia o prędkości, musi być wykazane, że samolot może być doprowadzony do normalnego położenia i jego prędkość zmniejszona do V_{MO}/M_{MO} bez -

(i) Wyjątkowego wysiłku lub zręczności pilotowania;

JAR 23.253(a)(2) (ciąg dalszy)

(ii) Przekraczania V_D/M_D , V_{DF}/M_{DF} , lub ograniczeń strukturalnych, oraz

(iii) Buffetingu, który mógłby ograniczyć możliwość odczytania przez pilota przyrządów lub sterowania samolotem dla wyprowadzenia.

(3) Przy samolocie wyważonym przy każdej prędkości aż do V_{MO}/M_{MO} , nie może być odwrotnego działania sterów wokół żadnej osi przy każdej prędkości aż do V_{DF}/M_{DF} . Każda tendencja samolotu do pochylania, przechylania lub odchylenia muszą być łagodne i łatwe do opanowania sterami, używając normalnych technik pilotowania. Kiedy samolot jest wyważony przy V_{MO}/M_{MO} , pochylenie krzywej siły do sterowania sterem wysokości w funkcji prędkości nie musi być stałe przy prędkościach większych niż V_{FC}/M_{FC} , ale musi istnieć siła pchająca przy wszystkich prędkościach aż do V_{DF}/M_{DF} i nie może tam być nagłego lub nadmiernego zmniejszenia siły do sterowania sterem wysokości kiedy zostanie osiągnięte V_{DF}/M_{DF} . Musi istnieć odpowiednia zdolność do przechylania dla zapewnienia zdecydowanego wyprowadzenia z warunków boczno wytrącenia. (Patrz ACJ 25.253(a)(3).)

(4) Zarezerwowano.

(5) Zmiany wyważenia w wyniku użycia hamulca aerodynamicznego. Przy samolocie wyważonym przy V_{MO}/M_{MO} , wychylenie hamulców aerodynamicznych przy prędkości powyżej V_{MO}/M_{MO} , nad dostępnym zakresem wychyleń sterów pilota nie może powodować nadmiernego dodatniego współczynnika obciążenia przy drażku puszczonym, oraz jakikolwiek moment pochylający musi być niewielki. (Patrz ACJ 25.253(a)(5))

(6) Zarezerwowano.

(b) *Maksymalna prędkość dla charakterystyk stateczności, V_{FC}/M_{FC}* V_{FC}/M_{FC} jest maksymalną prędkością, przy której wymagania JAR [25.143(f), 25.147(e), 25.175(b)(1), 25.177 oraz] 25.181 muszą być spełnione przy klapach skrzydłowych i podwoziu schowanych. Nie może ona być niższa niż prędkość znajdująca się w punkcie równoodległym pomiędzy V_{MO}/M_{MO} oraz V_{DF}/M_{DF} , z tym że dla wysokości dla których czynnikiem ograniczającym jest liczba Macha, M_{FC} nie musi przewyższać liczby Macha, przy której pojawia się efektywne ostrzeżenie o prędkości.

JAR 25.255 Własności poza zakresem wyważenia

(Patrz ACJ 25.255)

(a) Z warunków wyjściowych przy samolocie wyważonym dla prędkości przelotowych aż do V_{MO}/M_{MO} , samolot musi posiadać zadowalającą stateczność manewrową i sterowność poza zakresem wyważenia zarówno w kierunku zadzierania

JAR 25.255(a) (ciąg dalszy)

jak i pochylania, która wynika z większej z -

(1) Trzy sekundowe przestawianie układu wyważenia podłużnego przy jego normalnym tempie dla danych warunków lotu bez obciążenia aerodynamicznego (lub równoważny stopień wyważenia dla samolotów, które nie mają układu wyważania zasilanego), z wyjątkiem ograniczenia przez zderzak w układzie wyważenia, włączając wymagane przez JAR 25.655 (b) dla stateczników przestawialnych; lub

(2) Maksymalne niewyważenie, które może być przenoszone przez pilota automatycznego podczas utrzymywania lotu poziomego w warunkach przelotu na dużej prędkości.

(b) W warunkach poza zakresem wyważenia określonych w punkcie (a) niniejszego paragrafu, kiedy przyspieszenie normalne odchyła się od +1g do wartości dodatnich i ujemnych określonych w punkcie (c) niniejszego paragrafu –

(1) Krzywa siły na drążku w funkcji g musi mieć nachylenie dodatnie przy każdej prędkości aż do i włączając V_{FC}/M_{FC} ; oraz

(2) Przy prędkościach pomiędzy V_{FC}/M_{FC} oraz V_{DF}/M_{DF} , kierunek siły dla sterowania podstawowego nie może być odwrotny.

(c) Poza tym, co jest wymagane w punktach (d) oraz (e) niniejszego paragrafu spełnienie warunków punktu (a) niniejszego paragrafu musi zostać wykazane w locie w zakresie przyspieszeń –

(1) -1g do 2.5g; lub

(2) 0g do 2.0g, oraz ekstrapolując akceptowalną metodą do -1g oraz 2.5g.

(d) Jeżeli dla wykazania spełnienia jest stosowana procedura ustanowiona w podpunkcie (c)(2) niniejszego paragrafu i istnieją skrajne warunki podczas prób w locie z uwagi na odwrócenie siły podstawowego sterowania podłużnego, próby w locie muszą zostać przeprowadzone od normalnego przyspieszenia, przy którym znaleziony został stan skrajny do mającego zastosowanie ograniczenia określonego w podpunkcie (c)(1) niniejszego paragrafu.

(e) Podczas prób w locie, wymaganych przez punkt (a) niniejszego paragrafu, graniczne współczynniki obciążenia nakazane w JAR 25.333 (b) oraz 25.337, oraz manewrowe współczynniki obciążenia związane z prawdopodobnym niezamierzonym wyjściem poza granice obwiedni początku buffetingu określone zgodnie z JAR 25.251(e), nie muszą być przekraczane. Dodatkowo, prędkości wejścia

JAR 25.255(e) (ciąg dalszy)

dla wykazywania w próbach w locie przy normalnych wartościach przyspieszenia mniejszych od 1g muszą być ograniczone do zakresu niezbędnego dla przeprowadzenia wyprowadzenia bez przekraczania V_{DF}/M_{DF} .

(f) W warunkach poza zakresem wyważenia, określonych w punkcie (a) niniejszego paragrafu, musi być możliwe z warunków przekroczenia prędkości przy V_{DF}/M_{DF} wywołanie co najmniej 1.5g dla wyprowadzenia przez zastosowanie siły na sterownicy podłużnej nie większej niż 125 funtów stosując bądź samą sterownicę podłużną, bądź podstawowe sterowanie podłużne i układ wyważenia podłużnego. Jeżeli wyważenie podłużne jest stosowane dla dopomożenia w wywołaniu wymaganego współczynnika obciążenia, musi być wykazane przy V_{DF}/M_{DF} , że wyważenie podłużne może być uruchomione w samolocie w kierunku zadarcia maski przy podstawowej powierzchni obciążonej odpowiednio do co najmniej następujących zadzierających sił sterowania:

(1) Maksymalnych sił sterowania przewidywanych w użytkowaniu jak określono w JAR 25.301 oraz 25.397.

(2) Siły sterowania wymaganej dla wywołania 1.5g.

(3) Siły sterowania odpowiedniej dla buffetingu lub innego zjawiska o takiej intensywności, że jest silnym powstrzymaniem przed dalszym przykładaniem siły sterowania podłużnego.

JAR 25X261 Lot w burzliwej atmosferze

Procedury dla lotu w turbulencji muszą zostać określone.) Patrz ACJ 25X261.)

CELOWO POZOSTAWIONO NIEZAPISANE

CELOWO POZOSTAWIONO NIEZAPISANE