

PODCZEŚĆ C – STRUKTURA

OGÓLNE

na temat obciążeń niszczących użyte są metody analityczne, to musi być wykazane, że –

JAR 25.301 Obciążenia

(a) Wymagania wytrzymałościowe są podane w postaci obciążeń dopuszczalnych (*Limit loads*) (maksymalnych obciążeń spodziewanych w użytkowaniu) oraz obciążeń niszczących (*Ultimate Loads*) (obciążeń dopuszczalnych, pomnożonych przez wymagany współczynnik bezpieczeństwa). Jeżeli nie zaznaczono inaczej, podawane obciążenia są obciążeniami dopuszczalnymi.

(b) Jeżeli nie są podane inne wymagania, obciążenia od powietrza, ziemi i wody muszą być zrównoważone przez siły bezwładności, przy uwzględnieniu każdego elementu posiadającego masę, znajdującego się w samolocie. Te siły muszą być tak rozłożone, aby przybliżały w sposób konserwatywny albo dokładnie odtwarzały warunki rzeczywiste. Metody, użyte do określenia wielkości obciążeń i ich rozkładu, muszą być uzasadnione przez pomiary, dokonane w trakcie prób w locie, chyba że udowodniono, że metody użyte do określenia warunków obciążenia są pewne. (Patrz ACJ 25.301(b).)

(c) **Jeżeli ugięcia, powstałe w wyniku przyłożenia obciążenia, w istotny sposób zmieniają rozkład obciążeń zewnętrznych albo wewnętrznych, to ta zmiana obciążeń musi być uwzględniona.**

JAR 25.303 Współczynnik bezpieczeństwa

Jeżeli nie jest podane co innego, obowiązuje użycie współczynnika bezpieczeństwa 1.5 do nakazanych obciążeń dopuszczalnych, które są przyjęte jako obciążenia zewnętrzne konstrukcji. Gdy warunki obciążenia są podane jako obciążenia niszczące, współczynnik bezpieczeństwa nie musi być stosowany, jeżeli nie jest podane co innego.

JAR 25.305 Wytrzymałość i odkształcenia

(a) Struktura musi być w stanie przenieść obciążenia dopuszczalne bez szkodliwych odkształceń trwałych. Przy żadnym obciążeniu, aż do obciążenia dopuszczalnego, odkształcenia nie mogą zakłócać bezpiecznego użytkowania.

(b) Struktura musi być w stanie przenieść obciążenia niszczące bez zniszczenia przez co najmniej trzy sekundy. Jednakże gdy wytrzymałość jest dowodzona na drodze prób dynamicznych, symulujących rzeczywiste warunki obciążenia, wymaganie trzech sekund nie ma zastosowania. Próby statyczne prowadzone do obciążeń niszczących muszą uwzględniać ugięcia odpowiadające obciążeniom niszczącym i deformacje wywołane przez te obciążenia. Gdy do wykazania spełnienia wymagań

JAR 25.305(b) (ciąg dalszy)

- (1) Wpływ odkształceń nie jest istotny;
- (2) Związane z odkształceniem deformacje są w pełni uwzględnione w analizie; albo
- (3) Metody i założenia, jakie przyjęto, są wystarczające dla uwzględnienia wpływu tych deformacji.

(c) Gdy podatność konstrukcji jest taka, że określona prędkość przyłożenia obciążenia, jaka może wystąpić w użytkowaniu, może wywołać w trakcie przykładania obciążenia naprężenia wyraźnie wyższe od tych, które odpowiadają obciążeniom statycznym, to to tempo przykładania obciążenia musi być uwzględnione.

- (d) [Zarezerwowane]
- (e) Nie wymagane dla JAR-25.
- (f) Nie wymagane dla JAR-25.

JAR 25.307 Dowód dla struktury

(a) Spełnienie wymagań na temat wytrzymałości i odkształceń, zawartych w niniejszej Podczęści, musi być wykazane dla każdego krytycznego stanu obciążenia. Analiza strukturalna (obliczeniowa) może być użyta tylko wtedy, gdy struktura jest takiego rodzaju, dla którego doświadczenie dowiodło, że dana metoda jest pewna. W innych przypadkach muszą zostać wykonane dowodowe próby pod obciążeniem. Gdy wykonywane są dowodowe próby pod obciążeniem, te próby muszą być wykonane do obciążeń niszczących, chyba że jest uzgodnione z Nadzorem, że dla danego przypadku obciążenia równoważny dowód może być uzyskany na podstawie prób, przeprowadzonych do niższych zatwierdzonych poziomów obciążeń. (Patrz ACJ 25.307).

- (b) Zarezerwowane
- (c) Zarezerwowane

(d) Gdy do wykazania spełnienia JAR 25.305 (b) przez strukturę nośną są wykorzystywane próby statyczne lub dynamiczne, do wyników prób muszą być zastosowane współczynniki korekcyjne, chyba że struktura, albo jej część, posiada takie własności, że w przenoszeniu obciążeń uczestniczy większa liczba elementów i zniszczenie jednego z elementów powoduje przeniesienie obciążeń na inne elementy strukturalne.

OBCIĄŻENIA W LOCIE

JAR 25.321 Ogólne

(a) Współczynniki obciążenia w locie przedstawiają stosunek składowej siły aerodynamicznej (działającej w kierunku prostopadłym do przyjętej

JAR 25.321(a) (ciąg dalszy)

osi podłużnej samolotu) do ciężaru samolotu. Dodatni współczynnik obciążenia odpowiada działaniu siły aerodynamicznej do góry w odniesieniu do samolotu.

(b) Przy uwzględnieniu wpływu ściśliwości dla każdej prędkości, spełnienie wymagań dotyczących obciążeń w locie dla niniejszego Podrozdziału musi zostać wykazane -

(1) Przy każdej wysokości krytycznej w zakresie wysokości, wybranym przez wnioskującego;

(2) Przy każdym ciężarze, od minimalnego ciężaru projektowego do maksymalnego ciężaru projektowego, odpowiadającego danemu przypadkowi obciążenia oraz;

(3) Dla każdej wymaganej wysokości i ciężaru, dla każdego mogącego wystąpić w praktyce rozkładu ładunku zmiennego w zakresie ograniczeń użytkowania podanych w Instrukcji Użytkowania w Locie.

[(c) Dostateczna liczba punktów na obwiedni obciążeń i wewnątrz niej musi być rozpatrzona dla zapewnienia, że znalezione zostało maksymalne obciążenie dla każdej z części struktury samolotu.

(d) Istotne siły działające na samolot muszą być zrównoważone w sposób racjonalny lub konserwatywny. Siły bezwładności od przyspieszeń liniowych muszą być uważane za znajdujące się w stanie równowagi z ciągiem i wszystkimi siłami aerodynamicznymi, natomiast siły bezwładności od przyspieszeń kątowych (w kierunku pochylania) muszą być w równowadze z ciągiem i wszystkimi momentami aerodynamicznymi, włącznie z momentami od obciążeń na takich częściach samolotu, jak powierzchnie usterzenia i gondole silników. Muszą być uwzględnione krytyczne wartości ciągu, od zera do maksymalnego ciągu trwałego.]

MANEWRY W LOCIE I PODMUCHY

[JAR 25.331 Warunki manewrowania w locie symetrycznym

(a) *Procedura.* Do analizy stanu obciążenia przy manewrach symetrycznych podanych w punktach (b) i (c) niniejszego paragrafu, odnoszą się poniższe wymagania:]

(1) Gdy podane jest nagłe wychylania steru, przyjęta prędkość wychylania steru nie może być mniejsza niż ta, która może być wywołana przez pilota za pośrednictwem układu sterowania.

(2) Przy określaniu kątów steru wysokości i [rozkładu obciążeń wzdłuż cięciwy w przypadku manewrowania podanym w punkcie (b) i (c) niniejszego paragrafu, wpływ]

JAR 25.331(a)(2) (ciąg dalszy)

odpowiadających prędkości kątowych musi być brany pod uwagę.

Obowiązuje uwzględnienie stanu lotu, gdy jest wyważenie i gdy nie ma wyważenia, jak to podaje JAR 25.255.

(b) *Warunki manewru ustalonego.* Przy założeniu, że samolot jest w stanie równowagi przy zerowych przyspieszeniach kątowych wokół osi poprzecznej, muszą być rozpatrzone warunki manewrów A do I obwiedni obciążeń sterowanych według JAR 25.333(b).

[(c) *Warunki manewru podłużnego.* Warunki podane w punktach (1) i (2) niniejszego paragrafu muszą być rozpatrzone. Ruch powierzchni sterowych może być tak dobrany, by uwzględnić warunki maksymalnych wysiłków pilota, podanych w paragrafie 25.397(b), ograniczniki układu sterowania oraz wszelkie wtórne wpływy, pochodzące od mechanizmów wykonawczych układu sterowania (na przykład ogranicznika momentu lub maksymalnej prędkości, osiągananej przez mechanizm wykonawczy układu sterowania).

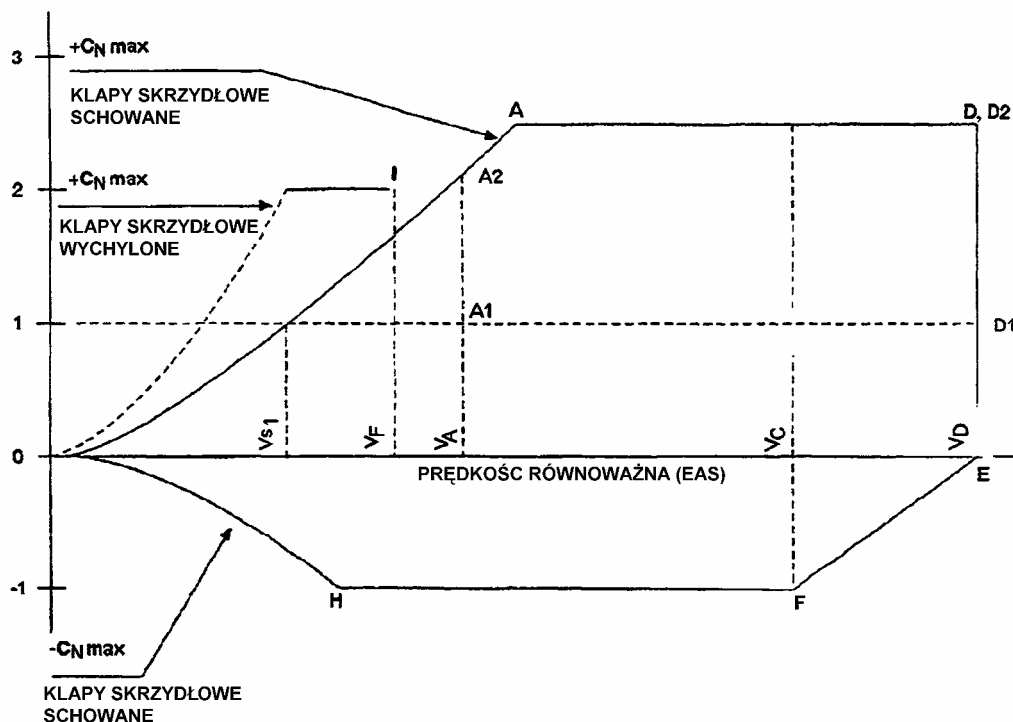
(1) *Maksymalne wychylenie sterownicy steru wysokości przy V_A .* Przyjmuje się, że samolot znajduje się w ustalonym locie poziomym (punkt A_1 , JAR 25.333(b)) i sterownica pochylania w kabinie jest gwałtownie przemieszczona tak, aby uzyskać najwyższe przyspieszenie kątowe zadzierające. Przy określaniu obciążenia usterzeń należy uwzględnić zachowanie samolotu po wychylaniu steru. Te obciążenia samolotu, które wystąpią po chwili, gdy przyspieszenie normalne w środku ciężkości przewyższą dopuszczalną wielkość współczynnika obciążeń (w punkcie A_2 w JAR 25.333(b)), lub po tym, gdy wynikające obciążenia usterzenia poziomego osiągnie wartość maksymalną, cokolwiek wystąpi wcześniej, nie musi być uwzględniane.]

(2) *Manewr kontrowany pomiędzy V_A i V_D .* Manewr kontrowany, w oparciu o racjonalny przebieg ruchu sterownicy sterowania podłużnego względem czasu, musi być ustalony, w którym dopuszczalny współczynnik obciążenia dopuszczalnego podany w JAR 25.337 nie będzie przekroczony. (Patrz także ACJ 25.331 (c)(2).)

[]

[JAR 25.333 Obwiednia obciążeń w locie]

(a) *Ogólne.* Spełnienie wymagań wytrzymałościowych musi być wykazane dla każdej kombinacji prędkości lotu i współczynnika obciążenia w granicach [reprezentatywnej obwiedni sterowanych obciążeń w locie (wykres V-n) punktu (b) niniejszego paragrafu. Ta obwiednia musi być również użyta do określenia] ograniczeń strukturalnych samolotu jak podaje paragraf 25.1501.

(b) *Obwiednia obciążeń sterowanych w locie*

(c) Zarezerwowane

JAR 25.335 Prędkości projektowe

Podane prędkości projektowe są prędkościami równoważnymi (EAS). Szacunkowe wartości V_{S0} i V_{S1} muszą być konserwatywne.

(a) *Projektowa prędkość przelotowa, V_C .* Do V_C odnosi się, co następuje:

(1) Minimalna wartość V_C musi być w istotny sposób większa od V_B aby stanowiła rezerwę na niezamierzone przyrosty prędkości, które mogą w prawdopodobny sposób wystąpić w wyniku turbulencji atmosferycznej.

(2) Z wyjątkami jak podano w podpunkcie 25.335(d)(2), V_C nie może być mniejsza niż $V_B + 1.32 U_{ref}$ (przy U_{ref} jak podaje podpunkt 25.341(a)(5)(i)). Jednakże, V_C nie musi być większa od maksymalnej prędkości w locie poziomym przy maksymalnej mocy trwałej dla odpowiedniej wysokości.

(3) Na wysokościach, gdzie V_D jest ograniczone przez liczbę Macha, V_C może być ograniczone przez wybraną liczbę Macha. (Patrz JAR 25.1505.)

(b) *Projektowa prędkość nurkowania V_D .* V_D musi być tak wybrana aby V_C/M_C nie była większa niż $0.8 V_D/M_D$ albo tak, aby minimalny margines prędkości pomiędzy V_C/M_C i V_D/M_D był większy od następujących wartości:

(1) Wychodząc z warunków początkowych lotu ustalonego przy V_C/M_C , samolot jest wytrącony w dół, wykonuje w ciągu 20 sekund lot wzdłuż toru nachylonego o 7.5° poniżej początkowego toru lotu, a następnie wyprowadzony jest przy współczynniku obciążenia 1.5g (0.5 g przyrostu obciążenia). Przyrost prędkości występujący w tym manewrze może być obliczony, jeżeli użyte dane aerodynamiczne są pewne albo konserwatywne. Przyjmuje się moc jak podaje JAR 25.175(b)(1)(iv) aż do chwili rozpoczęcia wyprowadzania, w której to chwili może nastąpić zmniejszenie mocy i użycie sterowanych przez pilota urządzeń zwiększających opór;

(2) Minimalny zapas prędkości musi być wystarczający dla pokrycia wpływu zjawisk atmosferycznych, (jak podmuchy poziome, penetracja (wejście w) prąd strumieniowy (*jet stream*) albo front chłodny), błędów przyrządów i odchyłek produkcyjnych samolotu. Te czynniki mogą być przyjmowane [na podstawie prawdopodobieństwa. Margines na wysokościach, gdzie M_C jest ograniczane przez wpływ ściśliwości nie może być mniejszy od 0.07 Ma, chyba że mniejszy margines jest ustalony w oparciu o racjonalną analizę, która uwzględnia wpływ wszelkich układów automatycznych. W żadnym przypadku, nie może być mniejszy] od 0.05 Ma.

(c) *Projektowa prędkość manewrowa V_A .* Do V_A odnosi się, co następuje:

(1) V_A nie może być niższa od $V_{S1} \sqrt{n}$ gdzie -

DZIAŁ 1

JAR 25.335(c) (ciąg dalszy)

(i) n jest współczynnikiem dopuszczalnego obciążenia manewrowego przy V_C , oraz

(ii) V_{S1} jest prędkością przeciągnięcia z klapami schowanymi.

(2) V_A i V_S muszą być określone przy ciężarze projektowym i rozpatrywanej wysokości.

(3) Wartość V_A nie musi być wyższa od wartości V_C albo od prędkości, przy której krzywa dla dodatniej wartości C_{Nmax} przecina linię dodatniego współczynnika obciążeń, którakolwiek jest mniejsza.

(d) *Projektowa prędkość dla maksymalnej intensywności podmuchów, V_B .*

[(1) V_B nie może być mniejsza niż

$$V_{S1} \left[1 + \frac{K_g U_{ref} V_C a}{498w} \right]^{1/2}$$

gdzie -

V_{S1} = oparta o C_{NAmax} prędkość przeciągnięcia w ustalonym locie poziomym z klapami schowanymi dla ciężaru w poszczególnym przypadku obciążenia;

C_{NAmax} = maksymalny współczynnik siły normalnej samolotu;

V_C = projektowa prędkość przelotowa (EAS, w węzłach)

U_{ref} = prędkość odniesienia podmuchu (EAS, stopy na sekundę) z punktu JAR 25.341(a)(5)(i);

w = średnie obciążenie skrzydła (funty na stopę kwadratową), odpowiadające ciężarowi samolotu w poszczególnym przypadku obciążenia;

$$K_g = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu}$$

$$\mu = \frac{2w}{\rho c a g}$$

ρ = gęstość powietrza (slugs/cu.ft);

c = średnia cięciwa geometryczna skrzydła (stopy);

g = przyspieszenie ziemskie (stopy/s²)

a = nachylenie krzywej współczynnika siły normalnej samolotu C_{NA} na radian;

(2) Na wysokościach, gdzie V_C jest ograniczona przez liczbę Macha -

JAR-25

JAR 25.335(c) (ciąg dalszy)

(i) V_B może być wybrane tak, by zapewnić optymalny margines pomiędzy dolną i górną granicą buffetingu; oraz,

(ii) V_B nie musi być większa od V_C .]

(e) *Projektowa prędkość z klapami skrzydłowymi, V_F .* Do V_F odnosi się, co następuje:

(1) Projektowa prędkość z klapami skrzydłowymi (ustalona według JAR 25.697(a)) musi być w istotny sposób większa od prędkości użytkownika, zalecanej dla następnej fazy lotu (włącznie z zaniechanym lądowaniem) aby stanowiła zapas na prawdopodobne odchylenia w sterowaniu prędkością i na przejście od jednego położenia klap skrzydłowych do drugiego.

(2) Jeżeli jest używane samoczynne urządzenie ustawiające klapę skrzydłową albo urządzenie ograniczające obciążenia, to można użyć prędkości i położenia zaprogramowanych lub dozwolonych przez to urządzenie.

(3) V_F nie może być mniejsza niż -

(i) 1.6 V_{S1} z klapami skrzydłowymi w położeniu startowym przy maksymalnym ciężarze startowym;

(ii) 1.8 V_{S1} z klapami skrzydłowymi w położeniu odpowiadającym podejściu przy maksymalnym ciężarze do lądowania;

(iii) 1.8 V_{S0} z klapami skrzydłowymi w położeniu do lądowania przy maksymalnym ciężarze do lądowania;

(f) *Prędkość projektowa dla urządzeń zwiększających opór, V_{DD} .* Wybrana prędkość projektowa dla każdego z urządzeń zwiększających opór musi być w istotny sposób większa niż prędkość zalecana do uruchamiania tego urządzenia aby zapewnić zapas na prawdopodobne odchylenia w sterowaniu prędkością. Dla urządzeń przeznaczonych do użycia przy zniżaniu z dużą prędkością, V_{DD} nie może być mniejsze od V_D . Jeżeli jest używane samoczynne urządzenie ustawiające albo urządzenie ograniczające obciążenia, to muszą być użyte prędkości i położenia zaprogramowane lub dozwolone przez to urządzenie.

JAR 23.337 Współczynniki dopuszczalnego obciążenia manewrowego

(a) Z wyjątkiem gdy występuje ograniczenie przez maksymalne (statyczne) współczynniki siły nośnej, przyjmuje się, że samolot wykonuje manewry symetryczne w rezultacie czego jest poddany dopuszczalnym współczynnikom obciążenia nakazanym w tym paragrafie. Prędkości kątowe właściwe dla odpowiednich wyrwań manewrów ustalonego zakreśtu muszą być uwzględnione.

JAR 25.337 (ciąg dalszy)

(b) Dodatni współczynnik dopuszczalnego obciążenia manewrowego „n” dla żadnej prędkości aż do V_D nie może być niższy od $2.1 + \left(\frac{24000}{W + 10000}\right)$

jednakże „n” nie może być niższy niż 2.5 i nie musi być większy od 3.8, gdzie „W” jest projektowym maksymalnym ciężarem do startu, (w funtach)

(c) Ujemny współczynnik dopuszczalnego obciążenia manewrowego -

(1) Nie może być niższy od -1.0 dla prędkości aż do V_C ; oraz

(2) Musi zmieniać się liniowo z prędkością od wartości, jaką ma dla V_C , do zera przy V_D .

(d) Współczynniki obciążenia manewrowego niższe od podanych w tym punkcie mogą być przyjmowane, jeżeli samolot ma cechy konstrukcyjne, które czynią niemożliwym przekroczenie tych wartości w locie. Patrz ACJ 25.337(d).

JAR 25.341 Współczynniki obciążenia od poddmuchu i turbulencji

(a) Kryteria projektowe dla poddmuchu pojedynczego. Przyjmuje się, że samolot jest poddany symetrycznym podmuchom pionowym i bocznym w locie poziomym. Dopuszczalne wielkości obciążenia od poddmuchu muszą być określone zgodnie z poniższymi wymaganiami;

(1) Obciążenia każdej części struktury muszą być określone na podstawie analizy dynamicznej. Ta analiza musi uwzględniać charakterystyki aerodynamiczne w opływie niestacjonarnym oraz wszystkie istotne stopnie swobody struktury włącznie z ruchem ciała sztywnego.

(2) Przebieg poddmuchu musi być przyjęty, jak następuje:

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{\pi s}{H}\right) \right] \quad \text{dla } 0 \leq s \leq 2H$$

$$U = 0 \quad \text{dla } s > 2H$$

gdzie -

s = odległość jaką przebył samolot od chwili gdy wleciał w podmuch;

U_{ds} = projektowa prędkość poddmuchu podana jako prędkość równoważna w podpunkcie (a)(4) niniejszego paragrafu;

H = gradient poddmuchu, który jest odległością (w stopach) wzdłuż toru lotu samolotu, przy której podmuch osiąga swoją wartość szczytową.

JAR 25.341(a) (ciąg dalszy)

(3) Musi być przeanalizowana wystarczająca liczba długości charakteryzujących gradient poddmuchu w zakresie od 30 stóp do 350 stóp dla znalezienia krytycznej wartości odpowiedzi dla każdej z wartości obciążenia.

(4) Projektowa prędkość poddmuchu musi wynosić:

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{350}\right)^{1/2}$$

gdzie -

U_{ref} = prędkość odniesienia poddmuchu, podana jako prędkość równoważna w podpunkcie (a)(5) niniejszego paragrafu;

F_g = współczynnik złagodzenia zdefiniowany w podpunkcie (a)(6) niniejszego paragrafu.

(5) Zastosowanie mają niżej podane wartości prędkości poddmuchu:

(i) Przy prędkości projektowej V_C : Dodatkowo i ujemne podmuchy o prędkości odniesienia równej 17.07 m/s (56.0 stóp/s) EAS muszą być uwzględnione dla poziomu morza. Prędkości odniesienia poddmuchów mogą być zmniejszane liniowo z wartości 17.07 m/s (56.0 stóp/s) EAS na poziomie morza do 13.41 m/s (44.0 stóp/s) EAS na wysokości 15 000 stóp. Prędkości odniesienia poddmuchów mogą być dalej zmniejszane liniowo z wartości 13.41 m/s (44.0 stóp/s) EAS na wysokości 15 000 stóp do 7.92 m/s (26.0 stóp/s) EAS na wysokości 50 000 stóp.

(ii) Przy prędkości projektowej V_D : Prędkość odniesienia poddmuchu musi wynosić 0.5 prędkości ustalonej według JAR 25.341(a)(5)(i).

(6) Współczynnik złagodzenia F_g musi być zwiększany liniowo od wartości na poziomie morza do wartości 1.0 na maksymalnej wysokości użytkowania zdefiniowanej w JAR 25.1527. Na poziomie morza współczynnik złagodzenie jest określany z następującego równania:

$$F_g = 0.5 (F_{gz} + F_{gm})$$

gdzie -

$$F_{gz} = 1 - \frac{Z_{mo}}{250\,000};$$

$$F_{gm} = \sqrt{R_2 \tan\left(\pi R_1/4\right)};$$

$$R_1 = \frac{\text{Maks. ciężar do lądowania}}{\text{Maks. ciężar startowy}};]$$

JAR 25.341(a) (ciąg dalszy)

$$[R_2 = \frac{\text{Maksymalny ciężar bez paliwa}}{\text{Maksymalny ciężar startowy}}$$

Z_{mo} = maksymalna wysokość użytkowania, zdefiniowana w JAR 25.1527

(7) Gdy w analizie uwzględniany jest system poprawiający stateczność, to wpływ wszelkich istotnych nieliniowości systemu musi być wzięty pod uwagę przy określaniu obciążeń dopuszczalnych z warunków podmuchu dopuszczalnego.

(b) *Kryteria projektowe dla podmuchu o rozkładzie ciągłym.* Odpowiedź dynamiczna samolotu na pionową i boczną turbulencję o rozkładzie ciągłym musi być wzięta pod uwagę. (Patrz ACJ 25.341(b).)

(c) Zarezerwowane]

JAR 25.343 Projektowe obciążenia od paliwa i oleju

(a) Uwzględniane przypadki wielkości ładunku zmiennego muszą obejmować każdą ilość paliwa i oleju, od zera paliwa i oleju do wybranego maksymalnego ciężaru paliwa i oleju. Stan z paliwem w ilości stanowiącej rezerwę strukturalną, nie wyższą niż na 45 minut lotu w warunkach podanych w JAR 25.1001(f), może być przyjęty.

(b) Jeżeli jest uwzględniony stan z paliwem stanowiącym rezerwę strukturalną, to musi on być przyjęty jako stan z minimalną ilością paliwa przy wykazywaniu spełnienia wymagań na temat obciążeń w locie, jak podano w niniejszej Podczęści. Ponadto –

(1) Struktura musi być zaprojektowana na stan z zerową ilością paliwa i oleju w skrzydła przy obciążeniach dopuszczalnych odpowiadających –

(i) Współczynnikowi obciążeń manewrowych wynoszącemu +2.25; oraz

[(ii) Warunkom podmuchu według JAR 25.341(a) ale dla prędkości, wynoszących 85% prędkości projektowych, nakazanych w JAR 25.341(a)(4).]

(2) Przy określaniu własności zmęczeniowych struktury należy uwzględnić wszelkie zwiększenie naprężeń w użytkowaniu, wynikające ze stanu według podpunktu (b)(1) niniejszego paragrafu; oraz

(3) Wymagania w zakresie flatteru, deformacji oraz drgań muszą być spełnione również dla zerowej ilości paliwa.

JAR 25.345 Urządzenia do uzyskiwania wysokiej siły nośnej

(a) Jeżeli klapy mają być używane do startu, podejścia lub lądowania, przy projektowych wartościach prędkości dla klap ustalonych dla tych stadiów lotu według JAR 25.335(e) i przy klapach w

JAR 25.345(a) (ciąg dalszy)

odpowiadających położeniach, to zakłada się, że samolot jest poddany symetrycznym manewrom i [podmuchom. Wynikające obciążenie dopuszczalne musi odpowiadać warunkom, ustalonym jak następuje:]

(1) Manewru do dodatniego współczynnika obciążeń dopuszczalnych wynoszącego 2.0; oraz

[(2) Dodatnim i ujemnym podmuchom o wielkości 7.62 m/s (25 stóp /s) EAS działającym prostopadle do kierunku lotu podczas lotu poziomego. Obciążenia od podmuchów, powstające na każdej części struktury muszą być określone drogą racjonalnej analizy. Ta analiza musi uwzględniać charakterystyki aerodynamiczne w opływie niestacjonarnym oraz wszystkie istotne stopnie swobody struktury włącznie z ruchem samolotu jako ciała sztywnego. (Patrz ACJ 25.345(a).)]

Profil podmuchu musi być taki, jak określa JAR 25.341(a)(2) z tym, że –

$U_{ds} = 7.62$ m/s (25 stóp/s) EAS;

$H = 12.5c$; oraz

$c =$ średnia cięciwa geometryczna skrzydła (stóp).]

(b) Samolot musi być zaprojektowany na warunki nakazane w podpunkcie (a) niniejszego paragrafu z tym, że współczynnik obciążenia samolotu nie musi przekraczać 1.0, przy uwzględnieniu, jako działający każdy oddzielnie, następujących wpływów –

(1) Strumienia zaśmigłowego, odpowiadającego maksymalnej mocy trwałej przy prędkości projektowej z klapami V_F oraz przy mocy startowej i prędkości nie mniejszej od 1.4 prędkości przeciągnięcia dla odpowiedniego położenia klap i związanego z tym ciężaru; oraz

(2) Podmuchu z przodu o prędkości 25 stóp na sekundę (EAS).

[(c) Jeżeli klapy, lub inne urządzenia zwiększające siłę nośną, mają być używane w warunkach przelotowych, i przy klapach w odpowiednich położeniach przy prędkościach aż do projektowych prędkości wybranych dla tych położeniach, to zakłada się, że samolot jest poddany symetrycznym manewrom i podmuchom w zakresie, określonym przez –

(1) Manewry aż do dodatniego współczynnika obciążenia, jaki nakazuje JAR 25.337(b); oraz

(2) Kryteriom pojedynczego podmuchu, jak podaje JAR 25.341(a) (Patrz ACJ 25.345(c).)]

(d) Samolot musi być zaprojektowany na współczynnik obciążenia manewrowego wynoszący 1.5g przy maksymalnym ciężarze startowym przy klapach skrzydłowych i podobnych [urządzeniach zwiększających siłę nośną, w konfiguracjach do lądowania.]

JAR 25.349 Warunki przechylania

[Samolot musi być zaprojektowany na obciążenia wynikające z warunków przechylania podanych w punktach (a) i (b) niniejszego paragrafu. Niezrównoważone momenty aerodynamiczne względem środka ciężkości muszą być zrównoważone w sposób racjonalny lub konserwatywny, z uwzględnieniem głównych mas, od których pochodzą reakcje wynikające z bezwładności.

(a) *Manewrowanie*. Niżej podane warunki, prędkości oraz wychylenia lotek (z tym, że wychylenia te mogą być ograniczane przez wysiłki pilota) muszą być uwzględnione w kombinacji ze współczynnikiem obciążenia wynoszącymi zero i dwie trzecie dodatniego współczynnika obciążenia, przyjętego do projektu. Przy określaniu wielkości wychyleń lotek, musi być uwzględniona sztywność skrętna skrzydła, zgodnie z JAR 25.301(b):

(1) Muszą być uwzględnione warunki odpowiadające ustalonym prędkościom przechylania. Ponadto warunki odpowiadające maksymalnym przyspieszeniom kątowym muszą być rozważone dla samolotów z silnikami lub innymi masami skupionym znajdującymi się na zewnątrz kadłuba. Dla warunków przyspieszenia kąowego, można zakładać zerową prędkość przechylania w braku racjonalnego przebiegu manewru w czasie.

(2) Przy V_A zakłada się nagłe wychylenie lotek do ogranicznika.

(3) Przy V_C wychylenie lotek musi być takie, które jest wymagane do wywołania prędkości przechylania nie mniejszej od tej, która jest osiągnięta w podpunkcie (a)(2) niniejszego paragrafu.

(4) Przy V_D wychylenie lotek musi być takie, które jest wymagane do wywołania prędkości przechylania nie mniejszej od jednej trzeciej tej, która jest osiągnięta w podpunkcie (a)(2) niniejszego paragrafu.

[(b) *Niesymetryczne podmuchy*. Zakłada się, że samolot jest w locie poziomym poddany niesymetrycznym podmuchom pionowym. Wynikające obciążenia dopuszczalne muszą być określone albo na podstawie maksymalnego obciążenia aerodynamicznego skrzydła, wziętego bezpośrednio z JAR 25.341(a), albo z maksymalnego obciążenia aerodynamicznego skrzydła, uzyskanego pośrednio z pionowego współczynnika obciążenia obliczonego z JAR 25.341(a). Należy założyć, że 100% obciążenia aerodynamicznego działa po jednej stronie samolotu, a 80% obciążenia aerodynamicznego działa po drugiej stronie samolotu.]

CELOWO POZOSTAWIONO NIEZAPISANE

[JAR 25.351 Warunki lotu z odchyleniem

Samolot musi być zaprojektowany na obciążenia wynikające z warunków manewru z odchyleniem, podanych w punktach (a) do (d) niniejszego paragrafu przy prędkościach od V_{MC} do V_D . Niezrównoważone momenty aerodynamiczne względem środka ciężkości muszą być zrównoważone w sposób racjonalny lub konserwatywny, z uwzględnieniem sił bezwładności samolotu. Przy obliczaniu obciążeń usterzenia prędkość kąowa odchylenia może być przyjmowana jako równa zero.

(a) W locie ustalonym bez przyspieszeń przy zerowym ślizgu zakłada się, że sterownica steru kierunku w kabinie pilota zostaje gwałtownie przemieszczona tak, aby zostało osiągnięte wynikowe wychylenie steru kierunku, o wielkości ograniczonej przez:

(1) układ sterowania albo ograniczniki wychylenia powierzchni sterowej; lub

(2) dopuszczalny wysiłek pilota o wielkości $\underline{1335\text{ N}}$ (300 funtów) przy prędkościach od V_{MC} do V_A i $\underline{890\text{ N}}$ (200 funtów) od V_C/M_C do V_D/M_D z liniową zmianą pomiędzy V_A i V_C/M_C .

(b) Przy sterownicy steru kierunku w kabinie pilota wychylonej tak, aby zostało osiągnięte maksymalne wychylenie powierzchni sterowej, dające się osiągnąć przy ograniczeniach podanych w podpunkcie (a) niniejszego paragrafu, zakłada się, że samolot odchyła się aż do kąta ślizgu, przekraczającego kąt ślizgu ustalonego.

(c) Gdy samolot jest w ślizgu przy kącie ustalonego ślizgu, zakłada się, że sterownica steru kierunku w kabinie pilota jest trzymana w takim położeniu, aby zostało osiągnięte maksymalne wychylenie powierzchni sterowej, dające się osiągnąć przy ograniczeniach podanych w punkcie (a) niniejszego paragrafu.]

JAR 25.351 (ciąg dalszy)

[(d) Gdy samolot jest w ślizgu przy kącie ustalonego ślizgu, według punktu (c) niniejszego paragrafu, zakłada się, że sterownica steru kierunku w kabine pilota jest nagle przemieszczona do położenia neutralnego.]

WARUNKI DODATKOWE

JAR 25.361 **Moment obrotowy od silnika i pomocniczego zespołu napędowego (APU)**

(a) Każde łożo silnika i struktura stanowiąca jego zawieszenie muszą być zaprojektowane na wpływ momentu obrotowego silnika połączony z -

(1) Dopuszczalnym momentem obrotowym silnika, odpowiadającym mocy startowej i obrotom śmigła, odpowiadającym tej samej mocy, działającym równocześnie z obciążeniami, wynoszącymi 75% obciążeń dopuszczalnych, wynikających ze stanu lotu A według JAR 25.333(b).

(2) Dopuszczalnym momentem obrotowym silnika, jak podaje punkt (c) niniejszego paragrafu działającym równocześnie z obciążeniami dopuszczalnymi, wynikającymi ze stanu lotu A według JAR 25.333(b); oraz

(3) Dla zespołów turbośmigłowych, oprócz stanów podanych w podpunktach (a)(1) i (2) niniejszego paragrafu, dopuszczalnym momentem obrotowym silnika, odpowiadającym mocy startowej i obrotom śmigła, pomnożonym przez współczynnik, uwzględniający niewłaściwe działanie układu sterowania śmigłem, włącznie z szybkim wprowadzaniem śmigła w chorągiewkę, działającym równocześnie z obciążeniami odpowiadającymi lotowi poziomemu przy obciążeniu 1g. W braku racjonalnej analizy musi być użyty współczynnik 1.6.

(b) Dla silników turbinowych i pomocniczych zespołów napędowych, dopuszczalny moment obrotowy, wywołany nagłym zatrzymaniem silnika, spowodowanym niewłaściwym działaniem albo uszkodzeniem strukturalnym (takim jak zablokowanie się sprężarki); musi być uwzględniony w projekcie zawieszenia silnika i pomocniczego zespołu napędowego oraz struktury podpierającej. Przy braku dokładniejszej informacji, należy zakładać, że gwałtowne zatrzymanie silnika nastąpi w czasie 3 sekund.

(c) Obciążenie dopuszczalne od momentu silnika, które musi być rozważane według podpunktu (a)(2) niniejszego paragrafu, jest uzyskiwane przez mnożenie średniego momentu przez współczynnik 1.25 dla zespołów napędowych turbośmigłowych

(d) Przy stosowaniu JAR 25.361(a) do silników turbinowo-odrzutowych, dopuszczalny moment silnika musi być równy maksymalnemu momentowi przy przyspieszaniu dla danego przypadku (Patrz ACJ 25.301(b).)

JAR 25.363 **Obciążenie boczne zawieszenia silnika i pomocniczego zespołu napędowego**

(a) Każde łożo silnika i pomocniczego zespołu napędowego oraz ich struktury podpierające muszą być zaprojektowane na współczynnik obciążeń dopuszczalnych działających w kierunku bocznym, jako na obciążenie boczne na zawieszeniu silnika i pomocniczy zespół napędowy, co najmniej równe maksymalnemu współczynnikowi obciążenia, używanemu w warunkach ślizgu, ale nie mniejsze niż -

(1) 1.33; albo

(2) Jedna trzecia współczynnika obciążenia dopuszczalnego dla przypadku lotu A jak nakazano w JAR 25.333(b).

(b) Siła boczna, nakazana przez punkt (a) niniejszego paragrafu może być rozpatrywana jako działająca niezależnie od innych obciążeń w locie.

JAR 25.365 Obciążenia pomieszczeń hermetyzowanych

Do samolotów, które mają jedno lub więcej pomieszczeń hermetyzowanych, odnosi się, co podano niżej:

(a) Struktura samolotu musi mieć dostateczną wytrzymałość, aby przeniosła obciążenia w locie, działające jednocześnie z obciążeniami od różnicy ciśnień od zera aż do maksymalnej, na którą jest nastawiony zawór upuszczający ciśnienie.

(b) Musi być uwzględniony rozkład ciśnienia zewnętrznego w locie i wszelkie koncentracje naprężeń oraz czynniki wpływające na zmęczenie.

(c) Jeżeli ma być wykonywane lądowanie w warunkach, gdy w kabine panuje nadciśnienie, to obciążenia od lądowania muszą być rozpatrywane jako działające równocześnie z obciążeniami od różnicy ciśnień, o wielkości od zera do maksymalnej różnicy ciśnień, dozwolonej podczas lądowania.

(d) Struktura samolotu musi być wystarczająco mocna, aby wytrzymała obciążenia od różnicy ciśnień, odpowiadające maksymalnej wartości, na którą jest ustawiony zawór upuszczający ciśnienie, pomnożonej przez współczynnik 1.33, przy pominięciu pozostałych obciążeń.

(e) Każda struktura, część składowa albo część konstrukcji, znajdująca się wewnątrz lub zewnątrz pomieszczenia hermetyzowanego, której zniszczenie mogłoby zakłócić dalszy bezpieczny lot i lądowanie, musi być zaprojektowana tak, by wytrzymała obciążenia wynikające z gwałtownego wypuszczenia powietrza przez dowolny otwór z każdego z pomieszczeń, na każdej z wysokości, na której może być użytkowany samolot, będącego wynikiem każdego z niżej podanych zdarzeń:

(1) Penetracji danego pomieszczenia przez część silnika, po dezintegracji silnika.

JAR 25.365(e) (ciąg dalszy)

(2) Każdego otworu w każdym z pomieszczeń hermetyzowanych, aż do wielkości H_0 w stopach kwadratowych; jednakże, małe pomieszczenia mogą być wraz z przylegającym pomieszczeniem ciśnieniowym, rozpatrywane jako tworzące razem jedno pomieszczenie ciśnieniowe, gdy chodzi o otwory, które nie mogą być w rozsądny sposób rozpatrywane jako ograniczone do małego pomieszczenia. Wymiar H_0 musi być obliczany z poniższego wzoru:

$$H_0 = PA_S$$

gdzie,

H_0 = maksymalny otwór, w stopach kwadratowych, nie musi przekraczać 20 stóp kwadratowych.

$$P = \frac{A_S}{6420} + 0.024$$

A_S = maksymalny wymiar przekroju pokrywy pomieszczenia ciśnieniowego, normalny do osi podłużnej, w stopach kwadratowych; oraz

(3) Nie zostało wykazane, że maksymalny otwór spowodowany przez uszkodzenie samolotu albo elementów wyposażenia jest skrajnie nieprawdopodobny.

(Patrz ACJ 25.365(e).)

(f) Przy spełnianiu punktu (e) niniejszego paragrafu własności bezpiecznych pęknięć (*fail-safe*) projektu mogą być uwzględniane przy rozważaniu prawdopodobieństwa uszkodzenia albo penetracji i prawdopodobnej wielkości otworu, pod warunkiem, że możliwość nieprawidłowego działania urządzeń zamykających i niezamierzonego otwarcia drzwi są również uwzględnione. Ponadto, wynikające obciążenia od różnic ciśnienia muszą być kombinowane w sposób racjonalny lub konserwatywny z obciążeniami od lotu poziomego przy $1g$ oraz wszelkimi obciążeniami, które powstają w wyniku awaryjnego rozhermetyzowania. Te obciążenia mogą być traktowane jako obciążenia niszczące; jednakże wszelkie deformacje związane z tym przypadkiem obciążeń nie mogą zakłócić dalszego bezpiecznego lotu i lądowania. Zmniejszenie ciśnienia wynikające z istnienia otworów między pomieszczeniami może również być wzięte pod uwagę.

(g) Przegrody typu wręg, podłogi oraz ścianki działowe w hermetyzowanych pomieszczeniach dla pasażerów muszą być zaprojektowane tak, aby wytrzymały przypadki obciążeń, podane w punkcie (e) niniejszego paragrafu. Ponadto, rozsądne środki zapobiegawcze w dziedzinie konstrukcji muszą być podjęte dla zmniejszenia do minimum prawdopodobieństwa oderwania się części i zranienia osób na pokładzie, które siedzą na swoich miejscach.

JAR 25.367 Niesymetryczne obciążenia wynikające z awarii silnika

(a) Samolot musi być zaprojektowany na obciążenia niesymetryczne, wynikające z awarii krytycznego silnika. Samoloty turbośmigłowe muszą być zaprojektowane na niżej podane warunki, w kombinacji z pojedynczym defektem układu ograniczającego opór śmigła, przy uwzględnieniu prawdopodobnej reakcji pilota przy pomocy sterów.

(1) Przy prędkościach pomiędzy V_{MC} i V_D , obciążenia wynikające z przerwy mocy, spowodowanej zaprzestaniem zasilania silnika paliwem, są uważane za obciążenia dopuszczalne;

(2) Przy prędkościach pomiędzy V_{MC} i V_C , obciążenia wynikające z odłączenia się sprężarki od turbiny albo z utraty łopatek turbiny są uważane za obciążenia niszczące;

(3) Przebiegi czasowe spadku ciągu i przyrostu oporu, występujących jako rezultat podanych awarii silnika, muszą być uzasadnione próbami, albo innymi danymi dotyczącymi danej kombinacji silnik-śmigło; oraz

(4) Czas i wielkość prawdopodobnego działania korekcyjnego pilota muszą być przyjmowane w sposób konserwatywny, z uwzględnieniem charakterystyki danej kombinacji silnik-śmigło-samolot.

(b) Można zakładać, że działanie korekcyjne pilota rozpocznie się w chwili, gdy zostanie osiągnięta maksymalna prędkość odchylenia, ale nie wcześniej, niż dwie sekundy od chwili awarii silnika. Wielkość działania korekcyjnego może być bazowana na dopuszczalnych siłach pilota podanych w JAR 25.397(b) z tym, że można zakładać niższe siły, gdy przy pomocy analizy albo prób wykazano, że te siły są wystarczające do zapanowania nad odchyleniem i przechyleniem samolotu, wynikającymi z nakazanych warunków awarii silnika.

JAR 25.371 Obciążenia żyroskopowe

[Struktura stanowiąca zawieszenie silnika lub pomocniczy zespół napędowy musi być zaprojektowana na obciążenia, włącznie z żyroskopowymi, które występują w warunkach podanych w JAR 26.331, 25.341(a), 25.349, 25.351, 25.473, 25.479 i 25.481, przy maksymalnych obrotach silnika lub pomocniczy zespół napędowy odpowiednich do maksymalnych warunków. Dla wykazania spełnienia tego paragrafu manewr podłużny podany w JAR 25.331(c)(1) musi być wykonywany aż do]

JAR 25.371 (ciąg dalszy)

chwili, gdy zostanie osiągnięty dodatni współczynnik obciążenia manewrowego (Punkt A₂ w JAR 25.333(b)).]

JAR 25.373 Urządzenia do sterowania prędkością

Jeżeli urządzenia do sterowania prędkością (jak spoilerzy (przerzywacze) i klapy zwiększające opór) są przewidziane do użycia w warunkach przelotowych, to -

(a) Samolot musi być zaprojektowany na manewry symetryczne i podmuchy nakazane w JAR 25.333 i 25.337, manewry związane z odchyleniem, nakazane w JAR 25.351 i podmuchy pionowe i boczne, nakazane w JAR 25.341(a) przy każdym ustawieniu tych urządzeń i przy maksymalnych prędkościach, odpowiadających tym ustawieniom, aż do tej prędkości, która jest podana jako prędkość, przy której urządzenia mogą być wychylane; oraz

(b) Jeżeli urządzenie ma własności działania samoczynnego, albo środki ograniczające obciążenia, to samolot musi być zaprojektowany na warunki manewrów i podmuchów podane w punkcie (a) niniejszego paragrafu przy prędkościach i odpowiadających położeniach urządzenia, na jakie pozwala ten mechanizm.

OBCIĄŻENIA POWIERZCHNI STEROWYCH I UKŁADU STEROWANIA

JAR 25.391 Obciążenia powierzchni sterowych: Ogólne

Powierzchnie sterowe muszą być zaprojektowane na obciążenia dopuszczalne, wynikające ze stanów lotu, podanych w [JAR 25.331, 25.341(a), 25.349 i 25.351 oraz] warunki podmuchu na ziemi podane w JAR 25.415, z uwzględnieniem wymagań na temat -

(a) Obciążeń wzdłuż osi zawieszenia, według JAR 25.393;

(b) Wysiłków pilota, według JAR 25.397;

(c) Wpływu kłapek wyważających, według JAR 25.407;

(d) Obciążeń niesymetrycznych, według JAR 25.427; oraz

[(e) Dodatkowych powierzchni aerodynamicznych, według JAR 25.445]

JAR 25.393 Obciążenia równoległe do osi zawieszenia

(a) Powierzchnie sterowe i podpierające je okucia zawieszenia muszą być zaprojektowane na obciążenia od bezwładności, działające równoległe do osi zawieszenia. (Patrz ACJ 25.393(a).)

JAR 25.393 (ciąg dalszy)

(b) W braku bardziej racjonalnych danych, obciążenia od bezwładności można zakładać jako równe $K W$, gdzie -

(1) $K = 24$ dla powierzchni pionowych

(2) $K = 12$ dla powierzchni poziomych; oraz

(3) $W =$ Ciężar powierzchni ruchomych.

JAR 25.395 Układ sterowania

(a) Układy sterowania podłużnego, poprzecznego, kierunkowego i sterowania oporem i ich struktury podpierające muszą być zaprojektowane na obciążenia, odpowiadające co najmniej 125% obliczonych momentów zawiasowych ruchomych powierzchni sterowych w warunkach podanych w JAR 25.391.

(b) Obciążenia dopuszczalne układu, z wyjątkiem obciążeń wynikających z podmuchów na ziemi, nie muszą być większe od obciążeń, które mogą zostać przyłożone przez pilota (lub pilotów) i urządzenia automatyczne, napędzające stery.

(c) Obciążenia nie mogą być mniejsze niż te, które wynikają z przyłożenia minimalnych sił, nakazanych w JAR 25.397(c).

JAR 25.397 Obciążenia układów sterowania

(a) *Ogólne.* Przyjmuje się, że maksymalne i minimalne siły pilota, podane w podpunkcie (c) niniejszego paragrafu, są przyłożone do odpowiednich uchwytów lub powierzchni (w sposób symulujący warunki lotu) i że są zrównoważone na połączeniach układu sterowania z dźwigniami powierzchni sterowych.

(b) *Działanie wysiłków pilota.* W stanie obciążeń powierzchni sterowych wynikającym z lotu, siły aerodynamiczne na powierzchniach ruchomych i odpowiadające wychylenia nie muszą być większe od tych, które mogłyby wyniknąć z przyłożenia dowolnej siły w zakresie podanym w punkcie (c) niniejszego paragrafu. Dwie trzecie wartości maksymalnych podanych dla lotek i sterów wysokości mogą być użyte, jeżeli momenty zawiasowe na powierzchniach sterowych są oparte na wiarygodnych danych. Przy stosowaniu tego kryterium muszą być uwzględnione wpływ wspomaganie powierzchni sterowych i serwomechanizmów a także wpływ kłapek i siły od autopilota.

JAR-25

JAR 25.397 (ciąg dalszy)

(b) *Dopuszczalne siły i momenty od pilota*. Dopuszczalne siły i momenty od pilota są jak podano niżej:

| Sterowanie | Maksymalne siły albo momenty | Minimalne siły lub momenty |
|---------------------------|------------------------------|----------------------------|
| Lotki: | | |
| Drażek | 100 lb | 40 lb |
| Wolant* | 80 D in.lb (funt*cal)** | 40 D in.lb (funt*cal) |
| Ster wysokości: | | |
| Drażek | 250 lb | 100 lb |
| Wolant (symetrycznie). | 300 lb | 100 lb |
| Wolant (Niesymetrycznie)† | 890 N (200 lb). | 667 N (150 lb) |
| Ster kierunku | 300 lb | 130 lb |

* Krytyczne części układu sterowania lotkami muszą być zaprojektowane na pojedynczą siłę styczną o wartości dopuszczalnej wynoszącej 1.25 siły, jaka jest podana dla pary sił określonej z tych kryteriów.

**D = średnica wolantu (cale)

†Siły niesymetryczne muszą być przyłożone do jednego z uchwytów na obwodzie wolantu.

JAR 25.399 Podwójny układ sterowania

(a) Każdy podwójny układ sterowania musi być zaprojektowany dla pilotów działających przeciwie do siebie, przy użyciu sił od każdego z pilotów nie mniejszych, niż większa z podanych niżej wartości -

(1) 0.75 razy te, które otrzymuje się według JAR 25.395; albo

(2) Minimalne siły podane w JAR 25.397(c).

(b) Układ sterowania musi być zaprojektowany na siły od pilotów działających razem w tym samym kierunku, przy czym siły od każdego z nich są nie mniejsze od 0.75 tych, które otrzymuje się według JAR 25.395.

JAR 25.405 Drugorzędne układy sterowania

Drugorzędne układy sterowania, jak sterowanie hamulcami kół, spoilerami i klapkami wyważającymi, muszą być zaprojektowane na maksymalne siły, jakie pilot prawdopodobnie przyłoży do tych układów sterowania. Mogą być użyte następujące wartości:

DZIAŁ 1

JAR 25.405 (ciąg dalszy)

DOPUSZCZALNE SIŁY STEROWANIA (DRUGORZĘDNE UKŁADY STEROWANIA)

| Sterownica | Dopuszczalne siły pilota |
|-------------------------------------|---|
| Różne: *Korba, koło lub dźwignia | $\frac{1+R}{3} \times 50\text{lb}$ ale nie mniej niż 50 lb, ani nie więcej niż 150 lb (R=promień). (Ma ograniczone do zastosowanie do każdego kąta w zakresie 20° od płaszczyzny organu sterowania). |
| Pokrętło | 133 in. lb (funt*cal) |
| Cięgło pociągane-wpychane | Ma być dobrane przez wnioskującego. |

* Ograniczone do elementów sterowania klapkami, klapkami wyważającymi, stabilizatorem, spoilerami i podwoziem.

JAR 25.407 Wpływ kłapek wyważających

Wpływ kłapek wyważających na przyjmowane do projektu warunki obciążeń powierzchni sterowych musi być uwzględniony tylko wtedy, gdy obciążenia powierzchni sterowych są limitowane maksymalnymi siłami pilota. W tych przypadkach przyjmuje się, że klapki są wychylone w taką stronę, że pomagają pilotowi, a wychylenia są -

(a) Dla kłapek wyważających steru wysokości, takie, jakie są wymagane dla wyważenia samolotu w dowolnym punkcie w zakresie dodatnich współczynników mającej zastosowanie obwodni obciążeń w locie według JAR 25.333(b), w zakresie w jakim umożliwiają ograniczniki; oraz

(b) Dla kłapek wyważających lotek i steru kierunku, takie jakie są wymagane dla wyważenia samolotu w krytycznych warunkach mocy i załadowania, z odpowiednim zapasem na tolerancje regulacji.

JAR 25.409 Klapki

(a) *Klapki wyważające*. Klapki wyważające muszą być zaprojektowane tak, aby wytrzymały obciążenia wynikające ze wszystkich prawdopodobnych kombinacji ustawienia kłapek, położeń podstawowych organów sterowania, i prędkości samolotu (uzyskiwane bez przekraczania warunków lotu, nakazanych dla samolotu jako całości), gdy wpływ kłapek jest równoważony przez siły pilota, aż do wielkości, podanych w JAR 25.397(b).

(b) *Klapki odciążające*. Klapki odciążające muszą być zaprojektowane na wychylania odpowiadające warunkom obciążenia powierzchni podstawowych układów sterowania.

(c) *Klapki wspomagające działania pilota (servotabs)*. Klapki wspomagające działania pilota muszą być zaprojektowane na wychylania odpowiadające warunkom obciążenia powierzchni podstawowych układów sterowania osiągnięte w zakresie sił pilota używanych do sterowania przy uwzględnieniu ewentualnego przeciwnego oddziaływania kłapek wyważających.

JAR 25.415 Obciążenia od podmuchów na ziemi

(a) Układ sterowania musi być sprawdzany w podany niżej sposób na obciążenia powierzchni sterowych od podmuchów na ziemi i w czasie kołowania z wiatrem z tyłu:

(1) Układ sterowania pomiędzy ogranicznikiem najbliższym powierzchni sterowej i sterownicami w kabinie pilota muszą być zaprojektowane na obciążenia odpowiadające dopuszczalnym momentom zawiasowym H z podpunktu (a)(A2) niniejszego paragrafu. Te obciążenia nie muszą przekraczać –

(i) Obciążeń odpowiadających maksymalnym siłom pilota według JAR 25.397(c) dla każdego pilota działającego pojedynczo; albo

(ii) 0.75 razy maksymalne siły każdego z pilotów, gdy siły pilotów są przyłożone w tym samym kierunku.

(2) Ograniczniki układu sterowania znajdujące się najbliżej powierzchni sterowych, urządzenia do blokowania układów sterowania, oraz te części układów (jeżeli takie są), które znajdują się pomiędzy tymi ogranicznikami i urządzeniami do blokowania układu sterowania, oraz dźwigniami na powierzchniach sterowych, muszą być [zaprojektowane na dopuszczalne momenty zawiasowe H, w funtostopach, uzyskane ze wzoru,

$$H = 0.0034KV^2 c S$$

gdzie –

- V = 65 (prędkość wiatru w węzłach)
- K = współczynnik dopuszczalnego momentu zawiasowego dla podmuchów naziemnych, określony w punkcie (b) niniejszego paragrafu.
- c = średnia cięciwa powierzchni sterowej za osią obrotu (stopy)
- S = powierzchnia steru za osią obrotu (stopy²)

(b) Współczynnik dopuszczalnego momentu zawiasowego dla podmuchów naziemnych musi być określony w sposób następujący:

| Powierzchnia | K | Położenie sterów |
|----------------|--------|---|
| (a) Lotka | 0.75 | Sterownica zablokowana lub przywiązana w położeniu środkowym |
| (b) Lotka | *±0.50 | Lotki wychylone całkowicie; |
| (c) } (d) } | *±0.75 | (c) Ster wys. wychylony maksymalnie w górę (-) (d) Ster wys. wychylony maksymalnie w dół (+) |
| (e) } (f) } | | (e) Ster kier. w położeniu neutralnym (f) Ster kier. w skrajnym położeniu |
| | ±0.75 | |

* Dodatnia wartość K oznacza moment, który działa na powierzchnię w kierunku „w dół”, zaś wartość ujemna oznacza moment działający na powierzchnię w kierunku „w górę”.

JAR 25.427 Obciążenia niesymetryczne

[(a) Przy projektowaniu samolotu na podmuchy boczne, manewry kierunkowe i poprzeczne, muszą być uwzględnione niesymetryczne obciążenia na usterzeniach, wynikające z wpływów takich, jak strumień zaśmigłowy oraz oddziaływanie aerodynamiczne skrzydła, statecznika pionowego i innych powierzchni aerodynamicznych.

(b) Należy przyjąć, że usterzenia są poddane niesymetrycznym obciążeniom, zdefiniowanym jak następuje:

(1) 100% maksymalnego obciążenia wynikającego z przypadków manewru symetrycznego według JAR 25.331 i podmuchu pionowego według JAR 25.341(a) działające oddzielnie na powierzchnie po jednej stronie płaszczyzny symetrii; oraz

(2) 80% tych obciążeń, działające po drugiej stronie.

(c) Dla układów usterzenia, w których powierzchnie poziome mają wznios przekraczający plus lub minus 10 stopni, lub które są podparte na stateczniku pionowym, usterzenie i podpierająca struktura muszą być zaprojektowane na prędkości podmuchów podane w JAR 25.341(a) działających w każdym kierunku prostopadle do kierunku lotu.]

JAR 25.445 Zewnętrzne usterzenia pionowe

[(a) Jeżeli ma to istotne znaczenie, to oddziaływanie aerodynamiczne pomiędzy pomocniczymi powierzchniami aerodynamicznymi, jak zewnętrzne usterzenia pionowe lub winglety, a powierzchniami aerodynamicznymi, na których są zamocowane, musi być uwzględnione dla wszystkich przypadków obciążenia, włącznie z manewrami względem osi podłużnej, poprzecznej i pionowej, oraz podmuchów, jak podaje JAR 25.341(a) działających w każdym kierunku prostopadle do kierunku lotu.]

(b) Dla uwzględnienia niesymetrycznych obciążeń, gdy usterzenia pionowe rozciągają się zarówno nad, jak i pod powierzchnią poziomą, krytyczne obciążenie powierzchni pionowej (obciążenie jednostkowe powierzchni), określone według JAR 25.391 musi być przyłożone w sposób następujący -

(1) 100% do tej partii powierzchni pionowej, która znajduje się nad (lub pod) powierzchnią.

(2) 80% do tej części, która znajduje się poniżej (lub powyżej) powierzchni poziomej.

JAR 25.457 Klapy skrzydłowe

Klapy skrzydłowe, ich mechanizm napędzający i ich struktura zawieszenia muszą być zaprojektowane na krytyczne obciążenia, występujące w warunkach podanych w JAR 25.345, z uwzględnieniem obciążeń, które występują podczas przejścia z jednego położenia klap skrzydłowych i prędkości lotu w drugie (*położenie i prędkość – przypisek tłumacza.*)

JAR 25.459 Urządzenia specjalne

Obciążenia dla urządzeń specjalnych, obejmujących powierzchnie aerodynamiczne (jak sloty i spoiler), muszą być określone na podstawie danych z prób.

OBCIĄŻENIA OD ZIEMI**JAR 25.471 Ogólne**

(a) *Obciążenia i równowaga.* Do dopuszczalnych obciążeń od ziemi odnosi się co następuje –

(1) Dopuszczalne obciążenia od ziemi, określone według niniejszego paragrafu, stanowią siły zewnętrzne, które działają na strukturę samolotu; oraz

(2) W każdym z wymienionych warunków obciążeń od ziemi siły zewnętrzne muszą być zrównoważone siłami i momentami bezwładności w sposób racjonalny albo konserwatywny.

(b) *Krytyczne położenia środka ciężkości.* Muszą być określone krytyczne położenia środka ciężkości, w zakresie tych położeni, dla których wnioskowana jest certyfikacja, tak aby określić maksymalne obciążenia dla każdego z elementów podwozia. Muszą być uwzględnione przednie, tylne, pionowe i boczne położenia środka ciężkości. Poprzeczne przemieszczenia środka ciężkości od płaszczyzny symetrii samolotu, które powodowałyby obciążenia podwozia głównego nie większe od 103% krytycznych obciążeń projektowych dla warunków symetrycznych mogą być przyjmowane bez uwzględniania wpływu tych poprzecznych przemieszczeń środka ciężkości na obciążenia elementów podwozia głównego albo na strukturę samolotu, pod warunkiem, że –

(1) Poprzeczne przemieszczenie środka ciężkości wynika z przypadkowego rozmieszczenia pasażerów i ładunku wewnątrz kadłuba lub z przypadkowego niesymetrycznego zatankowania lub zużycia paliwa; oraz

(2) Odpowiednie instrukcje na temat załadowania dotyczące ładunków zużywanych są włączone zgodnie z wymaganiami JAR 25.1583(c)(1) dla zapewnienia, że poprzeczne przemieszczenie środka ciężkości jest utrzymane w zakresie tych ograniczeń.

JAR 25.471 (ciąg dalszy)

(c) *Dane wymiarowe podwozia.* Rysunek 1 Załącznika A zawiera podstawowe dane wymiarowe podwozia.

JAR 25.473 Warunki obciążeń od ziemi i założenia

(a) W warunkach lądowania, podanych w [JAR 25.479 do 25.485, zakłada się, że samolot styka się z ziemią:

(1) W położeniach, zdefiniowanych w JAR 25.479 i JAR 25.481.

(2) Z dopuszczalną prędkością opadania 3.05 m/s (10 stóp na sekundę) przy projektowym ciężarze do lądowania (maksymalnym ciężarze dla warunków lądowania z maksymalną prędkością opadania); oraz

(3) Z dopuszczalną prędkością opadania 1.83 m/s (6 stóp na sekundę) przy projektowym ciężarze startowym (maksymalnym ciężarze dla warunków lądowania przy zredukowanej prędkości opadania).

(4) Nakazane prędkości opadania mogą być modyfikowane jeżeli zostanie wykazane, że samolot posiada cechy konstrukcyjne, które czynią niemożliwym osiągnięcie tych wielkości.

(b) Siła nośna samolotu, nie przekraczająca ciężaru samolotu, może być przyjmowana, jeżeli istnienie układów lub procedur nie zmniejsza w istotny sposób siły nośnej.

(c) Metoda analizowania obciążeń samolotu i podwozia musi uwzględniać co najmniej niżej podane czynniki:

(1) Charakterystykę dynamiczną podwozia

(2) Rozkręcanie kół i odbicie.

(3) Odpowiedź ciała sztywnego (*ruch samolotu jako ciała sztywnego przypisek tłumacza.*)

(4) Dynamiczną odpowiedź konstrukcji samolotu, o ile jest to istotne.

(d) Charakterystyka dynamiczna podwozia musi być sprawdzona drogą prób, jak definiuje JAR 25.723(a).

(e) Współczynnik tarcia pomiędzy oponą a ziemią może być ustalany z uwzględnieniem wpływu prędkości poślizgu i ciśnienia w oponie. Jednak ten współczynnik tarcia nie musi być większy od 0.8.]

JAR 25.477 Układ podwozia

JAR 25.479 do 25.485 odnoszą się do samolotów o konwencjonalnym układzie podwozia głównego i przedniego, albo głównego i tylnego, gdy stosowana

jest normalna technika użytkowania.

JAR 25.479 Lądowanie poziome

(a) Dla lądowania poziomego zakłada się, że samolot styka się z ziemią przy składowej prędkości do przodu, leżącej w zakresie V_{L1} do $1.25V_{L2}$ równoległej [do ziemi w warunkach nakazanych w JAR 25.473 przy:]

(1) V_{L1} równej V_{S0} (TAS) przy odpowiadającym ciężarze do lądowania i w warunkach atmosfery wzorcowej na poziomie morza; oraz

(2) V_{L2} równej V_{S0} (TAS) przy odpowiadających - ciężarze do lądowania i wysokościach, [w temperaturze gorącego dnia, 22.8°C (41°F) powyżej] atmosfery wzorcowej.

(3) Wpływ podwyższonej prędkości w chwili zetknięcia musi być rozpatrywany, jeżeli wnioskowane jest zatwierdzenie warunków lądowania z wiatrem tylnym o wielkości ponad 10 węzłów.

(b) Dla poziomego położenia przy lądowaniu dla samolotów z kółkiem tylnym, warunki podane w niniejszym paragrafie muszą być rozważane przy poziomym położeniu linii odniesienia samolotu zgodnie z rysunkiem 2 Załącznika A do JAR 25.

(c) Dla poziomego położenia przy lądowaniu dla samolotów z kółkiem przednim, pokazanym na Rysunku 2 Załącznika A do JAR 25, warunki podane w niniejszym paragrafie muszą być rozważane przy następujących położeniach:

(1) Położenia, w którym koła główne stykają się z ziemią, zaś koło przednie jest tuż nad ziemią; oraz

(2) Jeżeli to jest w rozsądny sposób osiągalne dla danych prędkości opadania i prędkości postępowej, położenie w którym koła przednie i główne stykają się z ziemią jednocześnie.

(d) Oprócz warunków lądowania, nakazanych w punkcie (a) niniejszego paragrafu, ale przy maksymalnych reakcjach pionowych od ziemi obliczonych z punktu (a) niniejszego paragrafu, odnosi się, co następuje:

(1) Podwozie i struktura, której to bezpośrednio dotyczy, muszą być zaprojektowane na maksymalną reakcję pionową i działającą razem z nią składową oporu, działającą w kierunku do tyłu, nie mniejszą niż 25% tej maksymalnej reakcji pionowej.

JAR 25.479(d) (ciąg dalszy)

(2) Najbardziej krytyczna kombinacja obciążeń, które mogą wystąpić przy lądowaniu ze znoszeniem w bok musi być uwzględniona. Przy braku bardziej racjonalnej analizy tego przypadku obciążenia, musi być rozpatrzone co następuje:

(i) Obciążenie pionowe równe 75% maksymalnej reakcji ziemi według JAR 25.473(a)(2) musi być uwzględnione w kombinacji z oporem i siłą boczną o wielkościach odpowiednio 40% i 25%, tego obciążenia pionowego.

(ii) Ugięcia amortyzatora i opony muszą być przyjęte jako równe 75% ugięcia odpowiadającego maksymalnej reakcji pionowej z JAR 25.473(a)(2). Ten przypadek obciążenia nie musi być rozpatrywany przy uwzględnieniu opon bez powietrza.

(3) Przyjmuje się, że kombinacja [składowej pionowej i oporu działa w środku osi koła.]

JAR 25.481 Lądowanie z ogonem opuszczonym

(a) Dla lądowania z ogonem opuszczonym, zakłada się, że samolot styka się z ziemią przy składowej prędkości do przodu, leżącej w zakresie V_{L1} do V_{L2} równoległej do [ziemi w warunkach nakazanych w JAR 25.473 przy:]

(1) V_{L1} równej V_{S0} (TAS) przy odpowiadającym ciężarze do lądowania i w warunkach atmosfery wzorcowej na poziomie morza; oraz

(2) V_{L2} równej V_{S0} (TAS) przy odpowiadających - ciężarze do lądowania i wysokościach, w temperaturze gorącego dnia, 41°F powyżej atmosfery wzorcowej.

Przyjmuje się, że kombinacja [składowej pionowej i oporu działa w środku osi koła.]

(b) Dla warunków lądowania z ogonem opuszczonym, w odniesieniu do samolotów z kółkiem tylnym, zakłada się że koła główne i tylne stykają się z ziemią równocześnie, zgodnie z Rysunkiem 3 Załącznika A. Przyjmuje się, że reakcje ziemi na kółku tylnym działają –

(1) Pionowo; oraz

(2) Do góry i do tyłu w zakresie kąta 45° w stosunku do poziomu ziemi.

(c) Dla lądowania z ogonem opuszczonym samolotów z kołem przednim, przyjmuje się że samolot jest w położeniu odpowiadającym albo kątowi przeciągnięcia, albo maksymalnemu kątowi, przy którym żadna z części samolotu, oprócz kół

JAR 25.481 (ciąg dalszy)

głównych, nie styka się z ziemią, zgodnie z Rysunkiem 3 Załącznika A, którykolwiek z tych kątów jest mniejszy.

JAR 25.483 [Lądowanie na jedno koło

Dla lądowania na jedno koło zakłada się, że samolot znajduje się w położeniu poziomym i styka się z ziemią jednym zespołem podwozia głównego, zgodnie z Rysunkiem 4 Załącznika A do JAR-25. W tym położeniu –

(a) Reakcje od ziemi muszą być takie same jak te, które uzyskano dla tej strony według JAR 25.479(d)(1), oraz]

(b) Każde niezrównoważone obciążenie zewnętrzne musi być zrównoważone przez bezwładność samolotu w sposób racjonalny lub konserwatywny.

JAR 25.485 Warunki obciążenia bocznego

[Oprócz podanych w JAR 25.479(d)(2), muszą być rozważone poniższe warunki:]

(a) Dla warunków obciążenia bocznego zakłada się, że samolot jest w położeniu poziomym, przy czym tylko koła główne stykają się z ziemią zgodnie z Rysunkiem 5 Załącznika A.

(b) Obciążenia boczne o wielkości 0.8 reakcji pionowej (na podwoziu po jednej stronie), działające do wewnątrz oraz 0.6 reakcji pionowej (na podwoziu po drugiej stronie), działające na zewnątrz musi być uwzględnione jednocześnie z połową maksymalnych reakcji pionowych uzyskiwanych w warunkach lądowania poziomego. Przyjmuje się, że te obciążenia są przyłożone w punktach styku z ziemią i muszą być zrównoważone przez bezwładność samolotu. Obciążenia od oporu można przyjmować jako równe zeru.

JAR 25.487 Odbicie przy lądowaniu

(a) Podwozie i jego struktura podpierająca musi być przeanalizowana na obciążenia powstające przy odbiciu się samolotu od powierzchni, na której ląduje.

(b) Przy całkowicie wysuniętym podwoziu i nie będącym w styku z ziemią, przyjmuje się że współczynnik obciążenia 20.0 działa na odbijające sprężyste masy podwozia. Ten współczynnik musi działać w kierunku poruszania się odbijających sprężyste mas podwozia w chwili gdy one osiągają swoje skrajne wyznaczone przez ograniczniki położenia przy wysuwaniu się w stosunku do nieruchomych części podwozia.

JAR 25.489 Przetaczanie na ziemi

Jeżeli nie jest nakazane co innego, podwozie i struktura samolotu muszą być sprawdzone dla warunków JAR 25.491 do JAR 25.509 przy ciężarze samolotu równemu ciężarowi płytowemu (maksymalnemu ciężarowi dla warunków poruszania się na ziemi). Nie może być uwzględniana siła nośna. Można przyjąć, że amortyzatory i opony podwozia mają ugięcia statyczne.

JAR 25.491 [Kołowanie, rozbieg i dobieg

Przyjmuje się, że w zakresie odpowiednich prędkości i zatwierdzonych ciężarów, struktura samolotu i podwozie są poddane obciążeniom nie mniejszym od tych, które powstają, gdy samolot jest użytkowany na najbardziej nierównym terenie jak może w rozsądny sposób być oczekiwany w normalnym użytkowaniu.]

JAR 25.493 Kołowanie z hamowaniem

(a) Przyjmuje się, że samolot z kółkiem tylnym jest w położeniu poziomym, a obciążenia na kołach głównych są takie jak podaje Rysunek 6 Załącznika A. Dopuszczalny współczynnik obciążenia pionowego wynosi 1.2 dla projektowego ciężaru do lądowania i 1.0 dla projektowego ciężaru płytowego. Obciążenie od oporu jest równe reakcji pionowej pomnożonej przez współczynnik tarcia wynoszący 0.8 i musi być przyłożone razem z pionową reakcją ziemi, a punktem przyłożenia jest punkt styku z ziemią.

(b) Dla samolotu z kołem przednim dopuszczalny współczynnik obciążenia pionowego wynosi 1.2 dla projektowego ciężaru do lądowania i 1.0 dla projektowego ciężaru płytowego. Obciążenie od oporu jest równe reakcji pionowej pomnożonej przez współczynnik tarcia wynoszący 0.8 i musi być przyłożone razem z pionową reakcją ziemi, a punktem przyłożenia jest punkt styku z ziemią. Muszą być rozważone niżej podane dwa położenia:

(1) Położenie poziome z kołami w styku z ziemią i obciążeniami rozłożonymi pomiędzy podwozie główne i przednie. Przyjmuje się, że przyspieszenie wokół osi poprzecznej jest równe zeru.

(2) Położenie poziome, przy czym tylko koła główne są w styku z ziemią, a moment pochylający jest równoważony przez przyspieszenie kątowe.

[(c) Obciążenie od oporu (reakcja pozioma) mniejsze od nakazanego w tym paragrafie może być użyte, jeżeli jest uzasadnienie, że efektywne obciążenie od oporu wynoszące 0.8 reakcji pionowej nie może być osiągnięte]

JAR 25.493(c) (ciąg dalszy)

[w żadnych prawdopodobnych warunkach lądowania. (Patrz ACJ 25.493(c)).

(d) Samolot wyposażony w podwozie przednie musi być zaprojektowany tak, aby wytrzymał obciążenia powstające w wyniku dynamicznego ruchu pochylania samolotu wywołanego nagłym użyciem maksymalnej siły hamowania. Przyjmuje się, że ciężar samolotu jest równy projektowemu ciężarowi startowemu, podwozie przednie i główne są w styku z ziemią, zaś ustalony współczynnik obciążenia pionowego wynosi 1.0. Ustalona reakcja statyczna na podwoziu przednim musi być sumowana z maksymalnym wzrostem reakcji na podwoziu przednim, wywołanym nagłym użyciem maksymalnej siły hamowania jak opisano w punktach (b) i (c) niniejszego paragrafu.

(e) Przy braku bardziej racjonalnej analizy, reakcja pionowa na podwoziu przednim nakazana przez punkt (d) niniejszego paragrafu może być obliczona z poniższego wzoru

$$V_N = \frac{W_T}{A+B} \left\{ B + \frac{f\mu AE}{A+B+\mu E} \right\}$$

Gdzie:

- V_N = Reakcja pionowa na podwoziu przednim
 W_T = Projektowy ciężar startowy
 A = Odległość pozioma pomiędzy środkiem ciężkości samolotu i kołem przednim
 B = Odległość pozioma pomiędzy środkiem ciężkości samolotu a linią łączącą środki kół głównych.
 E = Wysokość środka ciężkości samolotu nad powierzchnią ziemi w warunkach statycznych przy 1g.
 μ = Współczynnik tarcia, wynoszący 0.8
 f = współczynnik odpowiedzi dynamicznej; jeżeli nie jest uzasadniona niższa wartość, należy używać współczynnika 2.0

Przy braku innych informacji, współczynnik odpowiedzi dynamicznej f może być określony z równania

$$f = 1 + \exp \left[\frac{-\pi \zeta}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \right]$$

Gdzie: ζ jest krytycznym współczynnikiem tłumienia dla postaci pochylania ciała sztywnego – wokół efektywnego punktu styku z ziemią podwozia głównego.]

JAR 25.495 Zakręty

W położeniu statycznym, zgodnie z Rysunkiem 7 Załącznika A, przyjmuje się że samolot wykonuje ustalony zakręt przy użyciu sterowania podwoziem przednim, albo przy pomocy odpowiedniej różnicy mocy, tak że dopuszczalne współczynniki obciążenia wynoszą 1.0 pionowo i 0.5 w kierunku bocznym. Reakcja boczna na każdym kole musi wynosić 0.5 reakcji pionowej.

JAR 25.497 Obciążenie boczne kółka tylnego

(a) Przyjmuje się, że działa pionowa reakcja od ziemi równa statycznemu obciążeniu kółka tylnego, wraz ze składową boczną o równej wielkości.

(b) Jeżeli kółko jest nastawne, to przyjmuje się że jest wychylone o 90° w stosunku do osi podłużnej samolotu, przy czym wypadkowa obciążenia od ziemi przechodzi przez oś kółka;

(c) Jeżeli jest urządzenie do blokowania, sterowania albo tłumik oscylacji kierunkowych kółka („shimmy”), to przyjmuje się także, że kółko tylne jest w położeniu symetrycznym, przy czym siła boczna działa w punkcie styku opony z ziemią; oraz

JAR 25.499 Obciążenia boczne koła przedniego i sterowanie

(a) Przyjmuje się, że współczynnik obciążenia pionowego w środku ciężkości samolotu wynosi 1.0 a składowa boczna obciążenia na kole przednim, przyłożona w punkcie styku z ziemią, wynosi 0.8 reakcji pionowej w tym punkcie.

(b) Przyjmując, że samolot znajduje się w stanie równowagi z obciążeniami wynikającymi z użycia hamulców po jednej stronie na podwoziu głównym,, podwozie przednie, jego struktura mocująca oraz struktura kadłuba przed środkiem ciężkości muszą być zaprojektowane na następujące obciążenia:

(1) Współczynnik obciążenia pionowego w środku ciężkości równy 1.0

(2) Obciążenie działające w kierunku do przodu w środku ciężkości samolotu równe 0.8 razy obciążenie pionowe na jednym zespole podwozia głównego.

(3) Obciążenie boczne i pionowe w punkcie styku z ziemią podwozia przedniego – takie, jakie są potrzebne do równowagi statycznej.

(4) Współczynnik obciążenia bocznego w środku ciężkości samolotu równy zero.

(c) Jeżeli obciążenia nakazane w punkcie (b) niniejszego paragrafu prowadzą do uzyskania obciążenia bocznego na podwoziu przednim wyższego niż 0.8 obciążenia pionowego tego podwozia, to projektowe obciążenie boczne tego podwozia może być ograniczone do 0.8 razy obciążenie pionowe przy

czym przyjmuje się, że nierównoważone momenty są zrównoważone przez siły bezwładności samolotu.

(d) Dla części innych niż podwozie przednie, jego struktura mocująca i struktura przedniej części kadłuba, warunkami obciążenia są warunki nakazane w punkcie (b) niniejszego paragrafu, z tym, że –

(1) Może być użyta niższa wartość siły oporu, jeżeli efektywna siła oporu wynosząca 0.8 reakcji pionowej nie może być osiągnięta w żadnych prawdopodobnych warunkach obciążenia; oraz

(2) Obciążenie działające do przodu w środku ciężkości samolotu nie musi przekraczać maksymalnej reakcji poziomej na jednym podwoziu głównym, określonym według JAR 25.493(b).

(e) [Przy ciężarze płytowym samolotu i podwoziu przednim w dowolnym możliwym do wystereowania położeniu, należy uwzględnić jednoczesne przyłożenie pełnej wartości normalnego momentu sterującego i siły pionowej o wielkości 1.33 razy maksymalna reakcja statyczna. To obciążenie musi być uwzględnione przy projektowaniu podwozia przedniego, jego struktury mocującej oraz struktury przedniej części kadłuba.]

JAR 25.503 Obracanie

(a) Zakłada się, że samolot jest obracany wokół jednego zespołu podwozia głównego przy zahamowanych całkowicie hamulcach na tym zespole. Współczynnik dopuszczalnego obciążenia pionowego musi wynosić 1.0, zaś współczynnik tarcia 0.8.

(b) Zakłada się, że samolot jest w równowadze statycznej, obciążenia są przyłożone w punktach styku z ziemią, zgodnie z Rysunkiem 8 Załącznika A.

JAR 25.507 Hamowanie przy ruchu do tyłu

Przyjmuje się, że samolot stoi na ziemi w położeniu na trzech punktach. Reakcje poziome równoległe do powierzchni ziemi skierowane do przodu muszą być przyłożone w punktach styku z ziemią do każdego koła, które posiada hamulec. Siły dopuszczalne muszą być równe 0.55 obciążenia pionowego na każdym kole, albo sile jaka może powstać przy momencie hamowania wynoszącym 1.2 nominalnej wartości maksymalnego momentu hamowania, którakolwiek jest mniejsza.

(b) Dla samolotów z kołem przednim, moment pochylający musi być zrównoważony przez bezwładność w ruchu obrotowym.

(c) Dla samolotów z kołem tylnym wypadkowa reakcji ziemi musi przechodzić przez środek ciężkości samolotu.

JAR 25.509 Obciążenia od holowania samolotu

(a) Obciążenia od holowania podane w punkcie (d) niniejszego paragrafu muszą być rozważane osobno. Obciążenia te muszą być przykładane do okuć służących do holowania i muszą działać równoległe do ziemi. Ponadto –

(1) Współczynnik obciążenia pionowego wynoszący 1.0 musi być przyjmowany jako działający w środku ciężkości; oraz

(2) Amortyzatory i opony muszą być w położeniach odpowiadających obciążeniu statycznemu.

(3) Gdy W_T jest projektowym ciężarem RAMP,?? obciążenie od holowania, F_{TOW} wynosi –

(i) $0.3 F_{TOW}$ dla W_T mniejszego od 30 000 funtów

(ii) $\frac{6W_T + 450\,000}{70}$ dla W_T w zakresie 30 000 i 100 000 funtów; oraz

(iii) $0.15 W_T$ dla W_T większych od 100 000 funtów.

(b) Do punktów położonych nie na podwoziu, ale w pobliżu płaszczyzny symetrii samolotu, mają zastosowanie obciążenia od oporu i siły bocznej, podane dla podwozia pomocniczego. Dla obciążeń od holowania punktów położonych na zewnątrz od podwozia głównego mają zastosowanie składowe oporu i siły bocznej podane dla podwozia głównego. W przypadku, gdy podany kąt wychylenia nie może być osiągnięty, należy przyjmować maksymalny kąt, dający się osiągnąć.

(c) Obciążenia od holowania podane w punkcie (d) niniejszego paragrafu muszą być zrównoważone reakcjami jak podano niżej:

(1) Składowa boczna obciążenia od holowania na podwoziu głównym musi być zrównoważona siłą boczną na poziomie ziemi przy ugięciu statycznym podwozia, do którego jest przyłożone obciążenie.

(2) Obciążenia od holowania na podwoziu pomocniczym oraz składowe od oporu na podwoziu głównym muszą być zrównoważone jak następuje:

(i) Reakcja o maksymalnej wartości równej reakcji pionowej musi być przyłożona do osi koła, do którego jest przyłożone obciążenie. Musi być też uwzględniona bezwładność samolotu w stopniu potrzebnym dla równowagi.

(ii) Obciążenia muszą być zrównoważone siłami bezwładności samolotu.

(d) Nakazane obciążenia podane są w poniższej Tabeli

| Punkt holowania | Położenie | Obciążenie | | |
|---------------------|--|--|-------|---|
| | | Wielkość | Numer | Kierunek |
| Podw. główne | | 0.75 F_{TOW} na zespół podwozia głównego | 1 | Do przodu, równoległe do kierunku oporu |
| | | | 2 | Do przodu, 30^0 do osi oporu |
| | | | 3 | Do tyłu, równoległe do kierunku oporu |
| | | | 4 | Do tyłu, 30^0 do osi oporu |
| Podwozie pomocnicze | Obrócone do przodu | 1.0 F_{TOW} | 5 | Do przodu |
| | Obrócone do tyłu | | 6 | Do tyłu |
| | Obrócone o 45^0 od położenia do przodu | 0.5 F_{TOW} | 7 | Do przodu |
| | | | 8 | Do tyłu |
| | Obrócone o 45^0 od położenia do tyłu | | 9 | Do przodu, w płaszczyźnie kółka |
| | | | 10 | Do tyłu, w płaszczyźnie kółka |
| | | | 11 | Do przodu, w płaszczyźnie kółka |
| | | | 12 | Do tyłu, w płaszczyźnie kółka |

JAR 25.511 (ciąg dalszy)

JAR 25.511 Obciążenia od ziemi: niesymetryczne obciążenia zespołów wielokołowych

(a) *Ogólne.* Zakłada się, że wielokołowe zespoły podwozia są poddane obciążeniom dopuszczalnym nakazanym w niniejszej Podczęści w punktach (b) do (d) włącznie niniejszego paragrafu. Ponadto –

(1) Podwozie o kołach w układzie tandem stanowi zespół wielokołowy; oraz

(2) Przy określaniu całkowitego obciążenia na zespół podwozia w odniesieniu do wymagań punktów (b) do (f) włącznie niniejszego paragrafu, przesunięcie boczne linii działania siły, wynikające z niesymetrii rozkładu obciążenia na koła, może być pomijane.

(b) *Rozkład obciążenia na koła; opony z ciśnieniem.* Rozkład obciążenia dopuszczalnego na koła podwozia musi być ustalony dla każdego przypadku lądowania, kołowania i przetaczania na ziemi, z uwzględnieniem wpływu niżej podanych czynników:

(1) Liczba kół i ich wzajemne ustawienie. Dla zespołów wózkowych wpływ każdego obrotu wózka podczas uderzenia przy lądowaniu musi

być wzięty pod uwagę przy określaniu maksymalnych obciążeń projektowych dla przedniej i tylnej pary kół.

(2) Wszelkie różnice średnicy opon wynikające z kombinacji tolerancji wykonawczych, powiększania się opony oraz zużycia opony. Można przyjmować, że maksymalna różnica średnicy opon będzie wynosiła dwie trzecie najbardziej niekorzystnej kombinacji zmiany średnicy, która może być uzyskana przy uwzględnieniu tolerancji wykonawczych, powiększania się opony oraz zużycia opony.

(3) Wszelkie różnice ciśnienia w oponach, przy założeniu, że maksymalna różnica wynosi $\pm 5\%$ nominalnego ciśnienia w oponie.

(4) Wypukłość pasa startowego równa zeru oraz o pochyleniu 1.5% w stosunku do poziomu. Wpływ wypukłości pasa musi być uwzględniony przy zespole podwozia przedniego na każdej ze stron wypukłości.

(5) Położenia samolotu.

(6) Wszelkich ugięć struktury.

JAR 25.511 (ciąg dalszy)

(c) *Opony bez ciśnienia.* Wpływ braku ciśnienia w oponach musi być wzięty pod uwagę w odniesieniu do warunków obciążenia podanych w punktach (d) do (f) włącznie niniejszego paragrafu, przy uwzględnieniu wzajemnego ustawienia elementów podwozia. Ponadto –

(1) Musi być uwzględniony brak ciśnienia w każdej pojedynczej oponie dla podwozia wielokołowego, oraz brak ciśnienia w dwóch krytycznych oponach dla podwozia, które ma cztery lub więcej kół w zespole; oraz

(2) Reakcje ziemi muszą być przyłożone do podwozia z oponami z ciśnieniem, jednakże dla podwozia wielokołowego, które mają więcej niż jeden amortyzator można przyjąć racjonalny podział reakcji od ziemi pomiędzy oponami z ciśnieniem i bez ciśnienia, biorąc pod uwagę różnice w ugięciach amortyzatorów, wynikające z braku ciśnienia w jednej z opon.

(d) *Warunki lądowania.* Dla jednej i dwóch opon bez ciśnienia, obciążenie na każdym zespole podwozia przyjmuje się równe odpowiednio 60% i 50% obciążenia dopuszczalnego na każdym podwoziu dla nakazanych warunków lądowania. Jednakże, dla lądowania ze znoszeniem bocznym, w warunkach jak w JAR 25.485, musi być przyłożone 100% obciążenia pionowego.

(e) *Kołowanie i przetaczanie na ziemi.* Dla jednej i dwóch opon bez ciśnienia –

(1) Współczynniki obciążenia bocznego lub poziomego (opór), albo jeden i drugi, w środku ciężkości, muszą być najbardziej krytycznymi wielkościami do 50% i 40%, odpowiednio, dopuszczalnych współczynników obciążenia bocznego lub poziomego, lub obu współczynników, odpowiadających najbardziej krytycznym warunkom wynikającym z uwzględnienia nakazanych warunków kołowania i przetaczania na ziemi.

(2) Dla warunków kołowania z hamowaniem według JAR 25.493(a) i (b)(2), obciążenie od oporu na każdej oponie z ciśnieniem nie mogą być mniejsze niż te, które przypadają na każdą oponę dla symetrycznego rozkładu obciążenia gdy wszystkie opony mają ciśnienie;

(3) Współczynnik obciążenia pionowego w środku ciężkości musi wynosić 60% i 50%, odpowiednio, współczynnika dla wszystkich opon z ciśnieniem, jednak nie może on być mniejszy niż 1g; oraz

(4) Obracanie (*wokół jednego zespołu podwozia – przyp. tłum*) nie musi być uwzględniane.

(f) *Warunki holowania.* Dla jednej i dwóch opon bez ciśnienia, obciążenie od holowania F_{TOW} , musi wynosić 60% i 50%, odpowiednio, nakazanego obciążenia.

[JAR 25.519 Podnoszenie i kotwiczenie

(a) *Ogólne.* Samolot musi być zaprojektowany na obciążenia, traktowane jako obciążenia dopuszczalne, pochodzące od statycznych obciążeń na ziemi według punktu (b) niniejszego paragrafu, oraz, gdy to ma zastosowanie, punktu (c) niniejszego paragrafu przy najbardziej krytycznych kombinacjach ciężaru i położenia środka ciężkości. Maksymalne dopuszczalne obciążenie dla każdego z punktów gdzie są podstawiane podnośniki musi być podane.

(b) *Podnoszenie na podnośnikach.* Samolot musi być zaprojektowany z uwzględnieniem podnoszenia na podnośnikach i musi wytrzymać niżej podane obciążenia dopuszczalne gdy jest podparty na podnośnikach:

(1) Dla podnoszenia za podwozie przy maksymalnym ciężarze płytowym samolotu, struktura samolotu musi być zaprojektowana na obciążenie pionowe o wielkości 1.33 razy pionowa reakcja statyczna w każdym punkcie dla podpierania działające osobno oraz w kombinacji z obciążeniem poziomym o wielkości 0.33 statycznej reakcji pionowej, przyłożonym w dowolnym kierunku.

(2) Dla podnoszenia za inne części struktury samolotu przy maksymalnym zatwierdzonym ciężarze do podnoszenia:

(i) Struktura samolotu musi być zaprojektowana na obciążenie pionowe odpowiadające dwukrotnej wartości reakcji pionowych w każdym z punktów podpierania, działające jako jedyne, oraz w kombinacji z obciążeniem poziomym o wielkości 0.33 pionowej reakcji statycznej przyłożonym w każdym kierunku.]

(ii) Miejsca do podpierania podnośnikami i lokalna struktura musi być zaprojektowana na obciążenie pionowe o wielkości 2.0 razy pionowa reakcja statyczna w każdym punkcie dla podpierania działające osobno oraz w kombinacji z obciążeniem poziomym o wielkości 0.33 statycznej reakcji pionowej, przyłożonym w dowolnym kierunku.]

[(c) *Kotwiczenie.* Jeżeli są przewidziane punkty do kotwiczenia, to główne punkty do kotwiczenia oraz lokalna struktura muszą wytrzymać obciążenia dopuszczalne pochodzące od wiatru o prędkości 65 węzłów, z dowolnego kierunku.]

WARUNKI ŁADOWANIA AWARYJNEGO

JAR 23.561 Ogólne

(Patrz ACJ 25.561.)

(a) Samolot, choć może ulec uszkodzeniu w warunkach lądowania awaryjnego na lądzie lub na wodzie, musi być zaprojektowany tak, jak podano w niniejszym paragrafie, aby zapewniał w tych warunkach ochronę dla każdej osoby na pokładzie.

(b) Struktura musi być zaprojektowana tak, aby dawała każdej osobie na pokładzie rozsądną szansę uniknięcia poważnych obrażeń w trakcie lądowania z nieznacznym rozbitciem, gdy -

(1) Czyniony jest właściwy użytek z foteli, pasów bezpieczeństwa i innych zabezpieczeń, które zastosowano w danym projekcie;

(2) Podwozie jest schowane (gdzie to ma zastosowanie); oraz

(3) Osoba na pokładzie doświadcza obciążeń od sił bezwładności, działających każde osobno względem otaczającej struktury, odpowiadających niżej podanym niszczącym współczynnikom obciążenia:

(i) Do góry, 3.0 g

(ii) Do przodu, 9.0 g

(iii) W bok, 3.0 g na płatowiec oraz 4.0 na fotele i ich mocowanie

(iv) W dół, 6.0g

(v) Do tyłu, 1.5g

(Patrz AMJ 25.561(b)(3).)

(c) ¹ Do wyposażenia, ładunku znajdującego się w pomieszczeniach dla pasażerów oraz każdej większej masy, odnosi się, co następuje:

(1) Te elementy muszą być tak umieszczone, aby w razie gdyby się zerwały z zamocowania, nie było prawdopodobne, by one:

(i) Spowodowały bezpośrednie obrażenia osób na pokładzie;

(ii) Przebiły zbiorniki paliwa lub przewody paliwowe lub spowodowały niebezpieczeństwo pożaru lub wybuchu przez uszkodzenie przyległych instalacji; lub

(iii) Uniemożliwiły wykorzystanie któregośkolwiek ze środków ewakuacji, które są przeznaczone do wykorzystania po awaryjnym lądowaniu.

(2) Gdy takie umieszczenie nie jest praktyczne (np. silniki mocowane na kadłubie, albo pomocnicze zespoły napędowe) to taki element masy musi być wystarczająco zamocowany dla wszystkich obciążeń, podanych w punkcie (b)(3) niniejszego paragrafu. Lokalne zamocowania takich elementów powinny być tak zaprojektowane, aby wytrzymały

podane obciążenia pomnożone przez 1.33 jeżeli te elementy podlegają silnemu zużyciu i wytarciu na skutek częstego demontażu (np. szybko wymienne elementy wnętrza kabiny).]

(d) Fotele i elementy masy (i ich struktura podpierająca) nie mogą ulegać pod żadnym z obciążeń podanych w podpunkcie (b)(3) niniejszego paragrafu deformować się w taki sposób, aby mogło to utrudnić późniejszą szybką ewakuację osób znajdujących się na pokładzie. (Patrz ACJ 25.561(d).)

JAR 25.562 Warunki dynamiczne lądowania awaryjnego

(a) Każdy układ fotel/uprząż w samolocie musi być zaprojektowany tak, jak to nakazuje niniejszy paragraf, ażeby chronił każdą siedzącą na nim osobę w trakcie awaryjnego lądowania, kiedy -

(1) Czyniony jest właściwy użytek z foteli i pasów bezpieczeństwa, włącznie z pasami barkowymi, które zastosowano w danym projekcie;

(2) Osoba na pokładzie doświadcza obciążeń od sił bezwładności, odpowiadających podanym w niniejszym paragrafie współczynnikom obciążenia.

(b) Każdy układ fotel/uprząż dla załogi lub pasażerów, przeznaczony do korzystania w trakcie startu i lądowania, musi pozytywnie przejść próby dynamiczne, albo musi być dla niego wykazane na drodze racjonalnej analizy, popartej przez próby dynamiczne, spełnienie każdego z podanych niżej warunków lądowania awaryjnego. Próby muszą być wykonane w taki sposób, że osoba jest symulowana przez antropomorficzny manekin o nominalnym ciężarze 77.11 kg (170 funtów), który znajduje się w normalnej wyprostowanej pozycji siedzącej.

(1) Zmiana prędkości pionowej w dół, (Δv) nie mniejsza niż 35 stóp na sekundę (10.67 m/s), przy osi samolotu pochylonej o 30^0 w stosunku do poziomu i bez przechylenia samolotu w bok. Wartość szczytowa opóźnienia dla podłogi musi wystąpić po czasie nie dłuższym niż 0.08 sekundy po uderzeniu i musi osiągnąć minimum 14 g.

(2) Zmiana prędkości pionowej w dół, (Δv) nie mniejsza niż 44 stopy na sekundę (13.41 m/s), przy osi samolotu poziomej, odchylonej o 10^0 w lewo lub w prawo, którykolwiek z kierunków spowoduje największe prawdopodobieństwo, że układ przytrzymujący górną część korpusu (gdy jest zainstalowany) zsunie się z ramienia osoby na pokładzie, bez przechylenia boczego. Stosunku do poziomu. Szczytowa wartość opóźnienia musi wystąpić po czasie nie dłuższym niż 0.09 sekundy po uderzeniu i musi osiągnąć minimum 16 g.

Gdy szyny podłogowe lub okucia podłogowe są użyte do mocowania foteli do urządzeń stoiskowych, to te szyny lub okucia muszą być wykrzywione w stosunku do przylegających szyn lub okuć co najmniej 10^0 w pionie (to jest odchylenie podłużnie od pozycji równoległej) i jedna z szyn lub urządzeń mocujących musi być odchylona o 10^0 .

(c) Musi być wykazane, że następujące wymagania co do wyników nie zostały przekroczone w trakcie prób dynamicznych, przeprowadzonych zgodnie z punktem (b) tego paragrafu.

(1) Gdy są zastosowane pasy przytrzymujące górną część korpusu, siła rozciągająca w poszczególnych taśmach nie może przekroczyć 1750 funtów (793.78 kg). Jeżeli są użyte dwa pasy przytrzymujące górną część korpusu, łączna siła rozciągająca w taśmach nie może przekroczyć 2000 funtów (907.18 kg).

(2) Maksymalne obciążenie ściskające pomiędzy miednicą a kręgosłupem lędźwiowym manekina antropomorficznego nie może przekroczyć 1500 funtów (630.38 kg).

(3) Taśmy pasów barkowych (gdy są zainstalowane) muszą pozostawać na ramionach osoby w czasie uderzenia.

(4) Pas biodrowy musi pozostawać na miednicy manekina (ATD) w czasie uderzenia.

(5) Każda osoba na pokładzie musi być zabezpieczona przed doznaniem poważnych obrażeń głowy w warunkach nakazanych w punkcie (b) niniejszego paragrafu. Jeżeli może wystąpić kontakt głowy z fotelami lub inną strukturą, musi być wprowadzone takie zabezpieczenie, które nie pozwoli, ażeby uderzenie spowodowało przekroczenie wartości kryterium obrażeń głowy (*Head Injury Criteria, HIC*) wynoszącej 1000. Wartość *HIC* jest definiowana przez równanie:

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{\max}$$

Gdzie -

t_1 jest początkowym czasem przedziału całkowania w sekundach,

t_2 jest czasem końcowym wyrażonym w sekundach,

$a(t)$ jest wynikową krzywą przyspieszenia w funkcji czasu dla uderzenia głową, oraz

(t) jest w sekundach, a (a) jest w jednostkach grawitacji (g).

(6) Gdy od zetknięcia z fotelem lub inną strukturą mogą nastąpić obrażenia nóg, musi być zastosowane zabezpieczenie, dla zapobieżenia wystąpieniu obciążeń ściskających osiowych przekraczających 2250 funtów (1020.58 kg) w każdej kości udowej.

(7) Fotel musi pozostać zamocowany we wszystkich punktach zamocowania, aczkolwiek jego struktura może doświadczyć deformacji.

(8) Podczas prób podanych w podpunktach (b)(1) i (b)(2) niniejszego paragrafu fotel nie może ulec takim deformacjom, które utrudniłyby szybką ewakuację osób znajdujących się na pokładzie samolotu.

JAR 25.563 Wymagania do struktury wykonujące z wodowania

Uwzględnienie w strukturze wymagań, wynikających z wodowania, musi być zgodne z JAR 25.801(e).

OCENA WYTRZYMAŁOŚCI ZMĘCZENIOWEJ

JAR 25.571 Tolerancja uszkodzeń i ocena wytrzymałości zmęczeniowej struktury

(a) *Ogólne*. Ocena wytrzymałości, konstrukcji poszczególnych elementów i wykonawstwa struktury kabiny ciśnieniowej musi wykazać, że katastrofalne zniszczenie czy uszkodzenie na skutek zmęczenia materiału, korozji lub przypadkowego uszkodzenia nie wystąpi w całym zakresie użytkowania samolotu. Ta ocena musi być dokonana zgodnie z wymaganiami punktów (b) i (e) niniejszego paragrafu, z wyjątkiem tego co podaje punkt (c) niniejszego paragrafu, dla każdej części struktury, która mogłaby przyczynić się do katastrofального zniszczenia (jak skrzydło, usterzenie, powierzchnie sterowe i ich układy, kadłub, zawieszenie silników, podwozie i bezpośrednie mocowanie tych zespołów. (Patrz ACJ 25.571(a).) Dla samolotów turbiniowych, te części, które mogłyby przyczynić się do katastrofального uszkodzenia, muszą także być ocenione według punktu (d) niniejszego paragrafu. Ponadto odnosi się, co następuje:

(1) Każda ocena, wymagana przez niniejszy paragraf, musi obejmować -

(i) Typowe spektra obciążeń, temperatury i wilgotności spodziewane w użytkowaniu;

(ii) Identyfikację podstawowych elementów strukturalnych i poszczególnych punktów konstrukcji, których uszkodzenie spowodowałoby katastrofalne uszkodzenie czy zniszczenie samolotu

(iii) Analizę, popartą dowodami z prób, podstawowych elementów strukturalnych i poszczególnych punktów konstrukcji, określonych według podpunktu (a)(1)(ii) niniejszego paragrafu.

(2) Doświadczenie z użytkowania samolotów o podobnych rozwiązaniach konstrukcyjnych struktury, z uwzględnieniem różnic w warunkach użytkowania i procedurach, może być uwzględniane w ocenie wymaganej przez niniejszy paragraf.

(3) W oparciu o badania wymagane przez ten paragraf, muszą być ustanowione przeglądy lub inne procedury potrzebne dla zapobieżenia katastrofalnemu zniszczeniu i muszą one być włączone do rozdziału Ograniczenia Zdatości do Lotu Instrukcji Ciągłej Zdatości do Lotu, wymaganej przez JAR 25.1529.

(b) Analiza tolerancji uszkodzeń (własności fail-safe). Analiza tolerancji uszkodzeń musi obejmować określenie prawdopodobnych miejsc i postaci uszkodzenia w wyniku zmęczenia, korozji, lub przypadkowego uszkodzenia. Określenie musi nastąpić przez analizę popartą próbami dowodowymi i jeśli to możliwe, doświadczeniem eksploatacyjnym. Uszkodzenie zmęczeniowe w wielu miejscach musi być również wzięte pod uwagę, jeżeli mamy do czynienia z konstrukcją, w której można się spodziewać, że wystąpi ten typ uszkodzenia. Analiza musi obejmować obciążenia powtarzalne i analizy statyczne poparte próbami dowodowymi.

Zakres uszkodzeń, dla badania utrzymującej się wytrzymałości w dowolnym momencie okresu użytkowania samolotu, musi być powiązany z ich początkową wykrywalnością i późniejszym wzrostem pod powtarzalnymi obciążeniami. Badanie wytrzymałości pozostającej musi wykazać, że pozostała struktura jest zdolna do przeniesienia obciążeń w locie, traktowanych jako statyczne niszczące), dla następujących warunków:

(1) Dopuszczalne symetryczne obciążenia od manewru, podane w JAR 25.337 do prędkości V_C , oraz w JAR 25.345.

(2) Dopuszczalne obciążenia od podmuchu podane [w JAR 25.341, przy podanych prędkościach, do prędkości] V_C , jak podaje JAR 25.345.

(3) Warunki dopuszczalnego obciążenia od przechylania, podane w JAR 25.349 oraz dopuszczalnego obciążenia niesymetrycznego

podane w JAR [25.367 i 25.427 (a) do (c), oba warunki przy podanych prędkościach, do prędkości V_C .

(4) Warunki dopuszczalnego obciążenia od manewru w kierunku odchylenia, podane w JAR 25.351, przy podanych prędkościach do prędkości V_C .

(5) Dla kabin ciśnieniowych, następujące warunki:

(i) Normalna użytkowa różnica ciśnień połączona z przewidywanymi zewnętrznymi ciśnieniami aerodynamicznymi przyłożonymi jednocześnie z warunkami obciążeń w locie wymienionymi w podpunktach (b)(1) do (b)(4) tego paragrafu, jeżeli ich wpływ jest znaczący.

(ii) Maksymalna wartość normalnej użytkowej różnicy ciśnień (włącznie z przewidywanymi zewnętrznymi ciśnieniami aerodynamicznymi odpowiadającymi stanowi lotu ustalonego przy 1g) pomnożona przez współczynnik 1.15, z pominięciem pozostałych obciążeń.

(6) Dla obciążeń podwozia i tych części płatowca, które są bezpośrednio obciążone od podwozia, dopuszczalne obciążenia od ziemi podane w JAR 25.473, JAR 25.491 i JAR 25.493.

Jeżeli zniszczenie lub uszkodzenie struktury powoduje istotne zmiany w sztywności struktury lub geometrii, to wpływ tego na tolerancję obciążeń musi być dalej oceniony. (Patrz ACJ 25.571(b).)

Wymagania na temat utrzymującej się wytrzymałości, podane w niniejszym podpunkcie (b) mają zastosowanie, gdy krytyczne uszkodzenie nie jest łatwo wykrywalne. Z drugiej strony, w przypadku uszkodzenia, które jest łatwo wykrywalne w krótkim czasie, mniejsze obciążenia, niż te, które podane w podpunktach (b)(1) do (b)(6) włącznie, mogą być użyte, po uzgodnieniu z Nadzorem. W tych ostatnich ocenach można posłużyć się rachunkiem prawdopodobieństwa, dla uzasadnienia, że katastrofalne zniszczenie jest skrajnie nieprawdopodobne. (Patrz ACJ 25.571(a) punkt 2.1.2)

(c) Ocena własności zmęczeniowych (safe life). Spełnienie wymagań na temat tolerancji uszkodzeń podanych w punkcie (b) niniejszego paragrafu nie jest wymagane, jeżeli zgłaszający ustali, że stosowanie kryteriów tolerancji uszkodzeń nie jest praktyczne dla danej struktury. Wówczas dla tej struktury musi być wykazane na drodze analitycznej popartej dowodami z prób, że jest w stanie wytrzymać powtarzające się obciążenia o zmiennej wielkości, przewidywane w całym okresie jej użytkowania bez wykrywalnych pęknięć. Muszą być zastosowane odpowiednie współczynniki rozrzutu.

JAR 25.571 (ciąg dalszy)

(d) *Wytrzymałość na zmęczenie pochodzące od hałasu.* Musi być wykazane na drodze analitycznej popartej dowodami z prób, lub na podstawie doświadczenia z użytkowania samolotów o podobnych rozwiązaniach struktury i podobnych warunkach oddziaływań od hałasu, że –

(1) Wystąpienie pęknięć zmęczeniowych od oddziaływania hałasu nie jest prawdopodobne w żadnej części struktury, narażonej na działanie hałasu; lub

(2) Katastrofalne uszkodzenie spowodowane przez pęknięcia zmęczeniowe spowodowane oddziaływaniem hałasu nie jest prawdopodobne przy założeniu, że obciążenia nakazane w punkcie (b) niniejszego paragrafu są przyłożone do wszystkich obszarów, na których mogą wystąpić takie pęknięcia.

(e) Ocena tolerancji uszkodzeń (zdarzenia pojedyncze). Samolot musi być w stanie zakończyć z powodzeniem lot, w trakcie którego wystąpi prawdopodobne uszkodzenie struktury, jako wynik –

(1) Zderzenia z ptakiem jak podaje JAR 25.561;

(2) Zarezerwowane

(3) Zarezerwowane

(4) Nagłej dekompresji pomieszczeń, jak podaje JAR 25.365(e) i (f).

Uszkodzona struktura musi być w stanie wytrzymać obciążenia statyczne (traktowane jak obciążenia niszczące), których wystąpienie w takiej sytuacji jest w rozsądny sposób spodziewane, podczas dalszej części lotu do jego zakończenia. Wpływy dynamiki tych obciążeń statycznych nie muszą być uwzględniane. Może być uwzględnione działanie pilota po takim zdarzeniu, zmierzające do poprawy sytuacji, przez ograniczenie manewrowania, unikanie turbulencji i zmniejszenie prędkości. Jeżeli zniszczenie lub uszkodzenie struktury powoduje istotne zmiany w sztywności struktury lub geometrii, to wpływ tego na tolerancję obciążeń musi być dalej oceniony. (Patrz ACJ 25.571(a), punkt 2.7.2 i ACJ 25.571(b).)

ZABEZPIECZENIE PRZED SKUTKAMI WYŁADOWAŃ

JAR 25.581 Zabezpieczenie przed skutkami wyładowań

(a) Samolot musi być zabezpieczony przed katastrofalnymi skutkami wyładowań atmosferycznych. (Patrz JAR 25X899 i ACJ 25.581.)

(b) Dla metalowych elementów składowych, spełnienie punktu (a) niniejszego paragrafu może być wykazane przez –

(1) Właściwe umasienie elementów składowych do struktury; lub

(2) Takie zaprojektowanie elementów składowych, że uderzenie (wyładowanie atmosferyczne) nie spowoduje zagrożenia dla samolotu.

(c) Dla elementów niemetalowych, spełnienie punktu (a) niniejszego paragrafu może być wykazane przez –

(1) Takie zaprojektowanie elementów składowych, aby zmniejszyć do minimum skutki uderzenia (wyładowania atmosferycznego); lub

(2) Zastosowanie akceptowalnych środków dla takiego skierowania prądu, wywołanego wyładowaniem, aby nie stanowił zagrożenia dla struktury.

CELOWO POZOSTAWIONE NIEZAPISANE

CELOWO POZOSTAWIONE NIEZAPISANE