

PODCZEŚĆ C – STRUKTURA

OGÓLNE

JAR 23.301 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). Gdy nie zaznaczono inaczej, podawane obciążenia są obciążeniami dopuszczalnymi.

(b) Gdy 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 przybliżyły w sposób konserwatywny albo dokładnie odtwarzały warunki rzeczywiste. Metody użyte do określenia wielkości obciążeń i ich rozkładu dla samolotów o układzie „kaczki” oraz posiadających skrzydła o układzie tandem muszą być uzasadnione przez pomiary, dokonane w trakcie prób w locie, chyba że udowodniono, że metody użyte do określenia warunków obciążenia są pewne albo konserwatywne dla danego układu.

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

(d) Uprozczone kryteria na temat wytrzymałości struktury mogą być wykorzystywane, jeżeli dają obciążenia do projektu nie mniejsze od tych, które są wymagane w JAR 23.331 do JAR 23.521. Dla konwencjonalnych samolotów wyposażonych w jeden silnik tłokowy. [o maksymalnym ciężarze startowym 2721 kg (6000 funtów) lub mniejszym], kryteria Załącznika A przepisów JAR 23 stanowią zatwierdzony ekwiwalent punktów JAR 23.321 do JAR 23.459. Jeżeli korzysta się z Załącznika A, to Załącznik A musi być użyty w całości, zamiast odpowiednich paragrafów JAR 23.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.302 Układ kaczki lub skrzydła w układzie tandem

Struktura przedniej powierzchni nośnej układu kaczki albo układu, gdzie skrzydła są ustawione w tandem musi -

(a) Spełniać wszystkie wymagania Podrozdziału C i Podrozdziału D JAR 23, odnoszące się do skrzydeł; oraz

(b) Spełniać wszystkie wymagania odnoszące się do funkcji pełnionych przez te powierzchnie.

JAR 23.303 Współczynnik bezpieczeństwa

Jeżeli nie ma innych wymagań, obowiązuje użycie współczynnika bezpieczeństwa 1.5.

JAR 23.305 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, z tym, że lokalne zniszczenia lub utraty stateczności pomiędzy obciążeniami - dopuszczalnym i niszczącymi są dopuszczalne tylko wtedy, gdy struktura jest w stanie wytrzymać wymagane obciążenie niszczące przez czas co najmniej trzech sekund. Jednakże gdy wytrzymałość jest dowiedziona na drodze prób dynamicznych, symulujących rzeczywiste warunki obciążenia, wymaganie trzech sekund nie ma zastosowania.

JAR 23.307 Dowód dla struktury
[(Patrz ACJ 23.307)]

(a) Spełnienie wymagań na temat wytrzymałości i odkształceń, zawartych w JAR 23.305, 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. Próby dynamiczne, włącznie z próbami struktury w locie, są akceptowalne, jeżeli zostały odtworzone projektowe warunki obciążenia.

(b) Pewne części struktury muszą być poddane próbom, opisanym w Podczęści D JAR 23.

[Popr. 1, 01.02.01]

OBCIĄŻENIA W LOCIE

JAR 23.321 Ogólne
[(Patrz ACJ 23.321(c))]

(a) Współczynniki obciążenia w locie przedstawiają stosunek składowej siły aerodynamicznej (działającej w kierunku prostopadłym do przyjętej osi podłużnej samolotu) do ciężaru samolotu. Dodatni współczynnik obciążenia odpowiada działaniu siły aerodynamicznej do góry w odniesieniu do samolotu.

(b) Spełnienie wymagań dotyczących obciążeń w locie dla niniejszego Podrozdziału musi zostać wykazane -

JAR 23.321(b) (ciąg dalszy)

(1) Przy każdej wysokości krytycznej w zakresie, w którym może być spodziewane użytkowanie samolotu;

(2) Przy każdym ciężarze, od minimalnego ciężaru projektowego do maksymalnego ciężaru projektowego;

(3) Dla każdej wymaganej wysokości i ciężaru, dla każdego mogącego wystąpić w praktyce rozkładu ładunku zmiennego w zakresie ograniczeń użytkowania podanych w JAR 23.1583 do JAR 23.1589.

(c) Wpływ ściślności musi być brany pod uwagę, gdy jest istotny.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.331 Warunki lotu symetrycznego

(a) Obciążenia usterzenia poziomego, odpowiadające stanowi równowagi, muszą być brane pod uwagę w sposób racjonalny albo konserwatywny (*z nadmiarem w stronę bezpieczeństwa - przypisek tłumacza*) gdy określa się obciążenia skrzydła i liniowe obciążenia od sił bezwładności, odpowiadające każdemu z symetrycznych stanów lotu, podanych w JAR 23.331 do JAR 23.341.

(b) Przyrosty obciążenia usterzenia poziomego, wywołane manewrami i podmuchami, muszą być zrównoważone przez moment bezwładności samolotu w sposób racjonalny albo konserwatywny.

(c) Przy określaniu obciążeń w locie musi być brany pod uwagę wzajemny wpływ powierzchni aerodynamicznych.

JAR 23.333 Obwiednia obciążeń w locie

(a) *Ogólne*. Spełnienie wymagań wytrzymałościowych niniejszego Podrozdziału musi być wykazane dla każdej kombinacji prędkości lotu i współczynnika obciążenia w granicach obwiedni obciążeń w locie, włącznie z samą obwiednią, (według przykładu podanego w punkcie (d) niniejszego punktu) która przedstawia obwiednię warunków obciążeń w locie wynikających odpowiednio z kryteriów obciążeń sterowanych (manewrowych) i podmuchów podpunktów (b) i (c) niniejszego paragrafu.

(b) *Obwiednia obciążeń sterowanych (manewrowych)*. Z wyjątkiem sytuacji, gdy występuje ograniczenie ze względu na maksymalny (statyczny) współczynnik siły nośnej, przyjmuje się, że samolot jest poddany obciążeniom symetrycznym, wynikającym z niżej podanych współczynników obciążenia dopuszczalnego:

(1) Dodatni współczynnik obciążeń sterowanych podany w JAR 23.337 przy prędkościach do V_D ;

(2) Ujemny współczynnik obciążeń sterowanych, podany w JAR 23.337, przy prędkości V_C ; oraz

JAR 23.333(b) (ciąg dalszy)

(3) Współczynniki zmieniające się liniowo z prędkością od wartości podanej dla V_C do 0.0 (zera) przy V_D dla kategorii normalnej i kategorii transportu lokalnego (*Commuter*) albo do -1.0 przy V_D dla kategorii akrobacyjnej i użytkowej.

(c) *Obwiednia obciążeń od podmuchów*

(1) Zakłada się, że samolot jest poddany symetrycznym podmuchom pionowym w locie poziomym. Wynikające współczynniki obciążenia dopuszczalnego muszą odpowiadać warunkom określonym poniżej:

(i) Dodatni (w górę) i ujemny (w dół) podmuchy o wielkości 50 stóp na sekundę przy V_C muszą być uwzględnione dla wysokości lotu pomiędzy poziomem morza a 20 000 stóp. Prędkość podmuchu może być zmniejszana liniowo od 50 stóp na sekundę na wysokości 20 000 stóp do 25 stóp na sekundę przy wysokości 50 000 stóp; oraz

(ii) Dodatni (w górę) i ujemny (w dół) podmuchy o wielkości 25 stóp na sekundę przy prędkości V_D muszą być uwzględnione dla wysokości lotu pomiędzy poziomem morza a 20 000 stóp. Prędkość podmuchu może być zmniejszana liniowo od 25 stóp na sekundę na wysokości 20 000 stóp do 12.5 stóp na sekundę przy wysokości 50 000 stóp.

(iii) Ponadto, dla samolotów kategorii transportu lokalnego dodatni (w górę) i ujemny (w dół) podmuchy o wielkości 66 stóp na sekundę przy V_B muszą być uwzględnione dla wysokości lotu pomiędzy poziomem morza a 20 000 stóp. Prędkość podmuchu może być zmniejszana liniowo od 66 stóp na sekundę na wysokości 20 000 stóp do 38 stóp na sekundę przy wysokości 50 000 stóp.

(2) Obowiązuje następujące założenie:

(i) Profil podmuchu jest opisany wzorem –

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi}{25C} \right)$$

gdzie -

s = droga samolotu od punktu wejścia w podmuch w stopach

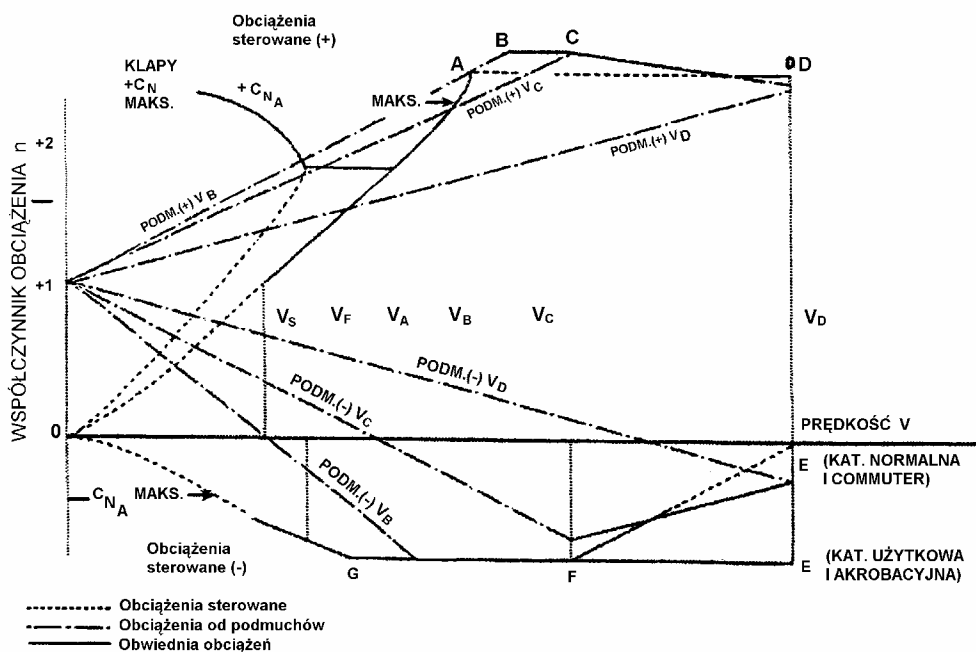
\bar{C} = średnia cięciwa geometryczna samolotu w stopach

U_{de} = obliczona prędkość podmuchu, o której mówi punkt (1) niniejszego paragrafu, zmieniająca się liniowo z prędkością pomiędzy V_C i V_D .

(ii) Współczynniki obciążenia od podmuchu zmieniają się liniowo z prędkością pomiędzy prędkościami V_C i V_D .

JAR 23.333 (ciąg dalszy)

(d) Obwiednia obciążeń w locie



Uwaga: Punkt G nie musi być rozpatrywany, gdy są uwzględnione dodatkowe warunki, podane w JAR 23.369.

JAR 23.335 Prędkości projektowe

Z wyjątkami podanymi w podpunkcie (a)(4) niniejszego paragrafu, wybrane prędkości projektowe są prędkościami równoważnymi (EAS).

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

(1) V_C (w węzłach) nie może być mniejsza od -

(i) $33 \sqrt{W/S}$ (dla kategorii normalnej, użytkowej i samolotów kategorii transportu lokalnego; oraz

(ii) $36 \sqrt{W/S}$ (dla samolotów kategorii akrobacyjnej).

gdzie W/S jest obciążeniem jednostkowym skrzydła, wyrażonym w funtach na stopę kwadratową przy maksymalnym ciężarze startowym.

(2) Dla wartości W/S większych od 20 współczynniki (mnożniki) mogą być zmniejszane liniowo ze zmianą W/S do wartości 28.6 dla $W/S=100$.

(3) V_C nie musi być większe od $0.9 V_H$ na poziomie morza.

(4) Na wysokościach, na których ustanawia się M_D , może być wybrana prędkość przelotowa M_C , limitowana ściśliwością.

[(b) Projektowa prędkość nurkowania V_D . Do V_D] odnosi się, co następuje:

(1) V_D/M_D nie może być mniejsze od 1.25 V_C/M_C ; oraz

(2) Przy zastosowaniu V_{Cmin} , która jest wymaganą minimalną prędkością projektową, V_D (w węzłach) nie może być mniejsze od -

(i) $1.40 V_{Cmin}$ (dla samolotów kategorii normalnej i transportu lokalnego);

(ii) $1.50 V_{Cmin}$ (dla samolotów kategorii użytkowej); oraz

(iii) $1.55 V_{Cmin}$ (dla samolotów kategorii akrobacyjnej).

(3) Dla wartości W/S wyższych od 20, mnożniki w podpunkcie (2) niniejszego punktu mogą być zmniejszone liniowo ze zmianą W/S do wartości 1.35 dla $W/S=100$.

(4) Spełnienie podpunktów (1) i (2) niniejszego punktu nie musi być wykazywane, jeżeli V_D/M_D jest tak dobrana, że minimalny margines prędkości pomiędzy V_C/M_C a V_D/M_D jest większy od następującego:

(i) Przyrostu prędkości, który występuje, gdy samolot z początkowego lotu ustabilizowanego przy V_C/M_C jest skierowany w dół, wykonuje w ciągu 20 sekund lot wzdłuż toru nachylonego o 7.5^0 poniżej początkowego toru lotu a następnie wyprowadzony jest przy współczynniku obciążenia 1.5 (0.5 g przyrostu obciążenia pionowego). Przyjąć należy moc co najmniej 75% mocy maksymalnej trwałej dla silników tłokowych, oraz maksymalną moc przelotową dla silników turbiniowych, albo - dla obydwóch rodzajów silników - moc, potrzebną do lotu z prędkością V_C/M_C , jeżeli ta moc jest mniejsza. Należy przyjąć, że moc ta jest utrzymana aż do

JAR 23.335(b) (ciąg dalszy)

chwili rozpoczęcia wyprowadzania, w której to chwili może nastąpić zmniejszenie mocy i użycie sterowanych przez pilota urządzeń zwiększających opór; oraz

(ii) 0.05 Ma dla samolotów kategorii normalnej, użytkowej i akrobacyjnej (na wysokościach, na dla których jest ustanawiane M_D).

(iii) 0.07 Ma dla samolotów kategorii transportu lokalnego (na wysokościach, dla których jest ustanawiane M_D), chyba że racjonalna analiza, wykonana z uwzględnieniem wpływu urządzeń automatycznych, zostanie wykonana dla uzasadnienia niższego marginesu. Jeżeli wykonywana jest racjonalna analiza, to minimalny zapas prędkości musi być wystarczający dla pokrycia wpływu zjawisk atmosferycznych, (jak podmuchy poziome, penetracja (wejście w) prąd strumieniowy (*jet stream*) albo front chłodny, błędy przyrządów, odchyłki produkcyjne samolotu i 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 $V_s \sqrt{n}$ gdzie

(i) V_s jest obliczeniową prędkością przeciągnięcia z klapami schowanymi przy ciężarze projektowym, normalnie określoną w oparciu o maksymalny współczynnik siły normalnej samolotu, C_{NA} ; oraz

(ii) n jest współczynnikiem dopuszczalnego obciążenia manewrowego użytym w projekcie.

(2) Wartość V_A nie musi być wyższa od wartości V_C użytej w projekcie.

(d) *Projektowa prędkość dla maksymalnej intensywności podmuchów*, V_B . Do V_B odnosi się, co następuje:

(1) V_B nie może być mniejsza niż prędkość określona przez przecięcie linii odpowiadającej maksymalnemu dodatniemu współczynnikowi siły nośnej C_{NMAKS} oraz linii przedstawiającej prędkość podmuchu w powietrzu burzliwym na wykresie V - n , albo $V_{S1} \sqrt{n_g}$, przy czym bierze się pod uwagę wartość mniejszą, gdzie -

(i) n_g jest dodatnim współczynnikiem obciążenia samolotu od podmuchów przy prędkości V_C (według JAR 23.341) oraz przy rozważanym ciężarze w locie; oraz

(ii) V_{S1} jest prędkością przeciągnięcia z klapami schowanymi oraz przy rozważanym ciężarze w locie.

(2) V_B nie musi być większa od V_C .

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.337 Współczynniki dopuszczalnego obciążenia manewrowego

(a) Dodatni współczynnik dopuszczalnego obciążenia manewrowego nie może być niższy od -

(1) $2.1 + \frac{24000}{W + 10000}$ dla samolotów kategorii

normalnej i transportu lokalnego (gdzie W = projektowy maksymalny ciężar do startu, w funtach) z tym, że n nie musi być większy od 3.8;

(2) 4.4 dla samolotów kategorii użytkowej; albo

(3) 6.0 dla samolotów kategorii akrobacyjnej.

(b) Ujemny współczynnik obciążenia manewrowego nie może być mniejszy od -

(1) 0.4 razy współczynnik obciążenia dodatniego dla samolotów kategorii normalnej, użytkowej i transportu lokalnego; albo

(2) 0.5 razy współczynnik obciążenia dodatniego dla samolotów kategorii akrobacyjnej.

(c) 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.

JAR 23.341 Współczynniki obciążenia od podmuchu

[(Patrz ACJ 23.343(b))]

(a) Każdy samolot musi być zaprojektowany z uwzględnieniem obciążeń od podmuchów podanych w JAR 23.333(c) na każdej powierzchni nośnej.

(b) Obciążenia od podmuchów dla układu kaczki albo skrzydeł w układzie tandem muszą być obliczone przy pomocy racjonalnej analizy, albo mogą być obliczone według punktu (c) niniejszego paragrafu, pod warunkiem że dla wynikających z tego obciążeń netto zostanie wykazane, że są one konserwatywne w odniesieniu do kryteriów podmuchów JAR 23.333(c).

(c) W braku bardziej racjonalnej analizy współczynniki obciążenia od podmuchów muszą być obliczone jak następuje:

$$[n = 1 \pm \frac{k_g \rho_0 U_{de} V_a}{2(W/S)}]$$

gdzie -

$$[k_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} = \text{współczynnik złagodzenia podmuchu}]$$

chu]

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho C_{ag}} = \text{masa względna samolotu}$$

JAR 23.341(c) (ciąg dalszy)

- U_{dc} = Obliczeniowe prędkości podmuchu, do których odnosi się JAR 23.333(c) w (m/s);
- $[\rho_o$ = Gęstość powietrza (kg/m^3) na poziomie morza];
- $[\rho$ = Gęstość powietrza (kg/m^3) na rozpatrywanej wysokości];
- W/S = Obciążenie skrzydła, odpowiadające danemu ciężarowi samolotu w poszczególnym przypadku obciążenia (N/m^2);
- \bar{C} = Średnia cięciwa geometryczna (m);
- g = Przyspieszenie ziemskie (m/s^2)
- V = Prędkość równoważna samolotu (m/s) oraz
- a = Nachylenie krzywej współczynnika siły normalnej samolotu C_{NA} na radian, jeżeli obciążenia od podmuchu są przykładane równocześnie na skrzydle i usterzeniu poziomym metodą racjonalną. Nachylenie krzywej współczynnika siły nośnej skrzydła C_L na radian może być użyte, gdy obciążenie od podmuchu jest przykładane tylko do skrzydła, zaś obciążenia usterzenia poziomego od podmuchu są traktowane jako osobny przypadek.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.343 Projektowe obciążenia od paliwa

[(Patrz ACJ 23.343(b))]

(a) Uwzględniane przypadki wielkości ładunku zmiennego muszą obejmować każdą ilość paliwa, od zera do wybranego maksymalnego ciężaru paliwa.

(b) Jeżeli paliwo jest przewożone w skrzydłach, maksymalny dozwolony ciężar samolotu bez jakiegokolwiek paliwa w zbiornikach skrzydłowych musi być ustanowiony jako „Maksymalny ciężar z zerowym paliwem”, jeżeli jest mniejszy od ciężaru maksymalnego.

(c) Nie wymagane dla JAR-23

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.345 Urządzenia do uzyskiwania wysokiej siły nośnej

[(Patrz ACJ 23.345(d))]

(a) Jeżeli kłapy albo podobne urządzenia do uzyskiwania wysokiej siły nośnej mają być używane do startu, podejścia lub lądowania, to zakłada się, że samolot, z klapami całkowicie wypuszczonymi przy V_F jest poddany symetrycznym manewrom i podmuchom w zakresie, który jest określony przez -

JAR 23.345(a) (ciąg dalszy)

(1) Manewrowanie aż do dodatniego współczynnika obciążenia dopuszczalnego, wynoszącego 2.0; oraz

(2) Dodatni i ujemny podmuch o wielkości 25 stóp na sekundę, działający prostopadle do toru lotu w locie poziomym.

(b) Wartość V_F musi być przyjęta jako nie mniejsza od $1.4 V_S$ lub $1.8 V_{SF}$, obowiązuje większa z powyższych, gdzie -

V_S jest obliczeniową prędkością przeciągnięcia z klapami schowanymi dla ciężaru projektowego, zaś V_{SF} jest obliczeniową prędkością przeciągnięcia dla kłap całkowicie wypuszczonych, dla ciężaru projektowego.

Jednakże, jeżeli użyte jest automatyczne urządzenie ograniczające obciążenia kłap, samolot może być zaprojektowany dla krytycznych kombinacji prędkości i położenia kłap, dozwolonych przez to urządzenie.

(c) Przy określaniu obciążeń zewnętrznych dla całego samolotu wolno zakładać, że ciąg zespołu napędowego, strumień zaśmigłowy oraz przyspieszenie obrotu względem osi poprzecznej są równe zeru.

(d) Kłapy, ich mechanizm napędowy, oraz struktura ich zawieszenia muszą być zaprojektowane na warunki określone przez punkt (a) niniejszego paragrafu. Ponadto, przy klapach całkowicie wypuszczonych, przy prędkości V_F należy uwzględnić następujące sytuacje, każdą z osobna:

(1) Podmuch czołowy o prędkości 25 stóp na sekundę (EAS) działający jednocześnie ze strumieniem zaśmigłowym odpowiadającym 75% maksymalnej mocy trwałej; oraz

(2) Wpływ strumienia zaśmigłowego przy maksymalnej mocy startowej.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.347 Warunki lotu niesymetrycznego

(a) Zakłada się, że samolot znajduje się w warunkach lotu niesymetrycznego JAR 23.349 i JAR 23.351. Niezrównoważone momenty aerodynamiczne względem środka ciężkości muszą być zrównoważone w sposób racjonalny lub konserwatywny, przy uwzględnieniu podstawowych mas, od których pochodzą równoważące siły bezwładności.

(b) Samoloty kategorii akrobacyjnej, certyfikowane na manewry szybkie (beczka szybka) muszą być zaprojektowane na dodatkowe obciążenia asymetryczne, działające na skrzydle i na usterzeniu poziomym.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.349 Warunki przechylenia

Skrzydło i jego podparcie muszą być zaprojektowane na następujące warunki obciążenia:

(a) Niesymetryczne obciążenia skrzydła odpowiednie dla kategorii. Jeżeli niżej podane wielkości nie prowadzą do nierealistycznych obciążeń, przyspieszenia przechylenia mogą być obliczone przez niżej podaną modyfikację warunków lotu symetrycznego podanych w JAR 23.333(d):

(1) Dla kategorii akrobacyjnej, w stanie lotu A i F, należy założyć, że 100% obciążenia aerodynamicznego półrozpiętości skrzydła działa po jednej stronie od płaszczyzny symetrii samolotu, zaś 60% tego obciążenia działa po drugiej stronie; oraz

(2) Dla kategorii normalnej, użytkowej i transportu lokalnego w stanie lotu A należy założyć, że 100% obciążenia aerodynamicznego półrozpiętości skrzydła działa po jednej stronie samolotu, zaś 75% tego obciążenia działa po drugiej stronie;

(b) Obciążenia wynikające z wychyleń lotek i prędkości podanych w JAR 23.455, w kombinacji ze współczynnikiem obciążeń samolotu wynoszącym co najmniej dwie trzecie dodatniego współczynnika obciążeń manewrowych, użytego do projektu. Jeżeli niżej podane wielkości nie prowadzą do nierealistycznych obciążeń, wpływ wychylenia lotek na skręcanie skrzydła może być uwzględniony przez dodanie niżej podanego przyrostu do momentu profilu podstawowego na lotkowej części skrzydła w krytycznych warunkach określonych w JAR 23.333(d).

$\Delta C_m = -0.01\delta$ gdzie -

$\Delta C_m =$ jest wzrostem współczynnika momentu; oraz

δ - jest wychyleniem lotki w dół, wyrażonym w stopniach, w warunkach krytycznych.

JAR 23.351 Warunki lotu z odchyleniem

Samolot musi być zaprojektowany na obciążenia od lotu z odchyleniem na powierzchniach pionowych, wynikające z obciążeń podanych w JAR 23.441 do JAR 23.445.

JAR 23.361 Moment obrotowy od silnika

(a) Każdy silnik i struktura stanowiąca jego zawieszenie muszą być zaprojektowane na działanie -

(1) Dopuszczalnego momentu obrotowego silnika, odpowiadającego maksymalnej mocy startowej i obrotom śmigła, odpowiadającym tej samej mocy, działającym równocześnie z obciążeniami, wynoszącymi 75% obciążeń dopuszczalnych, wynikających ze stanu lotu A według JAR 23.333(d).

JAR 23.361(a) (ciąg dalszy)

(2) Dopuszczalnego momentu obrotowego silnika, odpowiadającego maksymalnej mocy trwałej i maksymalnym trwałym obrotom śmigła, działającym równocześnie z obciążeniami dopuszczalnymi, wynikającymi ze stanu lotu A według JAR 23.333(d); oraz

(3) Dla zespołów turbośmigłowych, oprócz stanów podanych w podpunktach (a)(1) i (a)(2) niniejszego paragrafu, dopuszczalnego momentu obrotowego silnika, odpowiadającego maksymalnej 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 instalacji z silnikami turbinowymi zawieszenie silnika i podpierająca struktura muszą być tak zaprojektowane, aby wytrzymały każde z podanych niżej obciążeń:

(1) Obciążenie dopuszczalne w postaci momentu obrotowego, wywołanego nagłym zatrzymaniem silnika, spowodowanym niewłaściwym działaniem albo uszkodzeniem strukturalnym (takim jak zakleszczenie się / zablokowanie się, zatarcie / sprężarki); oraz

(2) Obciążenie dopuszczalne od momentu silnika, spowodowane maksymalnym przyspieszeniem silnika.

(c) Obciążenie dopuszczalne od momentu silnika, które musi być rozważane według punktu (b) niniejszego paragrafu, musi być obliczone przez mnożenie średniego momentu przez współczynnik -

(1) 1.25 dla zespołów turbośmigłowych

(2) 1.33 dla silników o liczbie cylindrów wynoszącej pięć albo więcej; oraz

(3) Dwa, trzy lub cztery, dla silników o liczbie cylindrów wynoszącej odpowiednio cztery, trzy lub dwa.

JAR 23.363 Obciążenie boczne zawieszenia silnika

(a) Każde zawieszenie silnika i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na współczynnik obciążeń dopuszczalnych działających w kierunku bocznym, jako na obciążenie boczne na zawieszeniu silnika, nie mniejsze niż -

(1) 1.33; albo

(2) Jedna trzecia współczynnika obciążenia dopuszczalnego dla przypadku lotu A.

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

JAR 23.365 Obciążenia kabin ciśnieniowych

Do każdego pomieszczenia hermetyzowanego z nadeściśnieniem 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.

(c) Jeżeli ma być wykonywane lądowanie w warunkach, gdy w kabine panuje nadeściśnienie, 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) Jeżeli kabina ciśnieniowa składa się z dwóch albo więcej pomieszczeń, oddzielonych wręgami albo podłogą, to podstawowa struktura musi być zaprojektowana na obciążenia wynikające z gwałtownego wypuszczenia powietrza z każdego z pomieszczeń, które mają zewnętrzne drzwi albo okna. Ten przypadek musi być przeanalizowany pod względem skutków uszkodzenia (zniszczenia) [pokrywy – *przy-pisek tłumacza*] największego otworu w pomieszczeniu. Wolno uwzględnić wpływ przepływu powietrza pomiędzy pomieszczeniami.

JAR 23.367 Niesymetryczne obciążenia wynikające z awarii silnika

(a) Samoloty o napędzie turbośmigłowym muszą być zaprojektowane na obciążenia niesymetryczne, wynikające z awarii krytycznego silnika, włącznie z niżej podanymi warunkami, 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 sprzężarki 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

JAR 23.367(a) (ciąg dalszy)

danej kombinacji silnik-śmigło; oraz

(4) Czas i wielkość prawdopodobnej reakcji 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 23.397 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 podanych warunków awarii silnika.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.369 Tylina podpora przenosząca siłę nośną

(a) Jeżeli jest użyta tylna podpora przenosząca siłę nośną, to musi być ona zaprojektowana dla warunków odwrotnego przepływu przy prędkości projektowej wynoszącej –

$$V = 8.7\sqrt{W/S} + 8.7 \text{ (węzłów)}$$

gdzie W/S jest obciążeniem powierzchni skrzydła dla maksymalnego startowego ciężaru w locie (lb/ft^2) (funty/stopa kwadratowa).

(b) Obowiązuje użycie albo danych aerodynamicznych dla konkretnego profilu, albo też wartość C_L musi być równa -0.8, przy trójkątnym rozkładzie wzdłuż cięciwy, z wierzchołkiem na krawędzi spływu i wartością zerową na krawędzi natarcia.

JAR 23.371 Obciążenia aerodynamiczne i żyroskopowe

[(Patrz ACJ 23.371(a))]

(a) Każde łożo silnika i podpierająca je struktura muszą być zaprojektowane na obciążenia żyroskopowe, od bezwładności oraz aerodynamiczne, które występują przy obrotach maksymalnych trwałych, jeżeli to ma zastosowanie, silnika i śmigła -

(1) W warunkach podanych w JAR 23.351 i 23.423; albo

(2) Przy wszystkich możliwych kombinacjach niżej podanych obciążeń:

(i) Prędkości odchylenia 2.5 radiana na sekundę;

(ii) Prędkości pochylenia 1.0 radiana na sekundę;

JAR 23.371(a) (ciąg dalszy)

(iii) Współczynnika obciążenia normalnego wynoszącym 2.5;

oraz

(iv) Maksymalnym ciągu trwałym.

(b) W dodatku do wymagań punktu (a) każde łożo silnika i jego struktura podpierająca samolotu, który jest zatwierdzony dla wykonywania manewrów akrobacji, muszą być zaprojektowane na maksymalne spodziewane prędkości odchylenia i pochylenia przy jednoczesnym działaniu odpowiednich współczynników obciążeń podczas takich manewrów.

(c) Ponadto, dla samolotów transportu lokalnego warunki obciążenia od podmuchu podane w JAR 23.341 muszą być dodane do warunków wymaganych przez punkt (a).

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.373 Urządzenia do sterowania prędkością

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

(a) Samolot musi być zaprojektowany na manewry symetryczne i podmuchy podane w JAR 23.333, 23.337 i 23.341, oraz manewry związane z odchyleniem i podmuchy boczne, podane w JAR 23.441 i 23.443, przy tych urządzeniach wychylonych i przy prędkościach 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 23.391 Obciążenia powierzchni sterowych

(a) Zakłada się, że obciążenia powierzchni sterowych, podane w JAR 23.397 do 23.459, działają w warunkach podanych w JAR 23.331 do 23.351.

JAR 23.393 Obciążenia równoległe do osi zawieszenia

[(Patrz ACJ 23.393(a) i ACJ 23.393(b))]

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

JAR 23.393 (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.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.395 Obciążenia układu sterowania

(a) Każdy układ sterowania i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na obciążenia, odpowiadające co najmniej 125% obliczonych momentów zawiasowych ruchomych powierzchni sterowych w warunkach podanych w JAR 23.391 do 23.459. Ponadto odnosi się, co podano niżej:

(1) Obciążenia dopuszczalne układu nie muszą być większe od obciążeń, które mogą zostać przyłożone przez pilota i urządzenia automatyczne, napędzające stery. Jednakże siły od autopilota nie muszą być dodawane do sił od pilota. Układ musi być zaprojektowany na maksymalne siły od pilota albo autopilota, którekolwiek są wyższe. Ponadto jeżeli pilot i autopilot działają w przeciwnych kierunkach, to ta część układu sterowania, która znajduje się między nimi, może być zaprojektowana na maksymalne siły tego z nich, który wywiera mniejsze siły. Siły od pilota użyte do projektu nie muszą przekraczać maksymalnych sił, podanych w JAR 23.397(b).

(2) Projekt musi w każdym przypadku zapewnić mocny i odporny układ dla użytkownika, z uwzględnieniem zacinania się, podmuchów na ziemi, kołowania z wiatrem z tyłu, bezwładności sterów i tarcia. Spełnienie tego punktu może być wykazane przez zaprojektowanie na siły wynikające z przyłożenia sił minimalnych, podanych w JAR 23.397(b).

(b) Współczynnik 125% w stosunku do obciążeń obliczeniowych musi być użyty do projektowania układów sterowania sterem wysokości, lotkami i sterem kierunku. Jednakże można użyć współczynnika nawet tak niskiego jak 1.0, jeżeli momenty zawiasowe są oparte na dokładnych danych z prób w locie, z tym że dokładna wartość redukcji zależna jest od dokładności i wiarygodności danych.

(c) Zakłada się, że siły pilota użyte do projektowania działają na odpowiednie uchwyty albo podkładki tak, jak działać będą w locie i że będą zrównoważone siłami na dźwigniach powierzchni sterowych, na które działa układ sterowania.

JAR 23.397 Dopuszczalne siły i momenty do sterowania

(a) W stanie obciążeń powierzchni sterowych wynikającym z lotu, siły aerodynamiczne na powierzchniach ruchomych i odpowiadające wychylenia nie potrzebują być większe od tych, które mogłyby wynikać z przyłożenia dowolnej siły w zakresie podanym w punkcie (b) niniejszego paragrafu. Przy stosowaniu tego kryterium muszą być uwzględnione wpływ wspomagania powierzchni sterowych i serwomechanizmów a także wpływ kłapek. Siły od autopilota muszą być wzięte pod uwagę, jeżeli te siły są większe od sił pochodzących od pilota-człowieka.

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

Sterowanie	Maksymalne siły albo momenty dla ciężaru projektowego, równego lub mniejszego od 2268 kg (5000 funtów) ¹	Minimalne siły lub momenty ²
Lotki:		
Drażek	300 N (67 lb).....	180 N (40 lb)
Wolant ³	220 D Nm (50 D cal) ⁴	180 D Nm (40 D cal) ⁴
Ster wysokości:		
Drażek	745 N (167 lb)	445 N (100 lb) ...
Wolant (symetrycznie)...	890 N (200 lb)...	445 N (100 lb) ...
Wolant (Niesymetrycznie) ⁵		445 N (100 lb)
Ster kierunku.....	890 N (200 lb)	667 N (150 lb)

¹ Dla ciężarów projektowych (W) wyższych [od 2268 kg (5000 funtów) podane] wartości maksymalne muszą być zwiększane liniowo wraz z ciężarem aż do wartości równych 1.18 razy wartości, podane przy ciężarze projektowym 5670 kg (12 500 funtów) zaś dla samolotów transportu lokalnego podane wartości maksymalne muszą być zwiększane liniowo wraz z ciężarem aż do wartości równych 1.35 razy wartości podane przy ciężarze projektowym 8618 kg (19 000 funtów).

² Jeżeli projekt jakiegokolwiek zestawu urządzeń sterujących czyni te podane wartości sił lub momentów niewłaściwymi (nie mającymi zastosowania) to mogą być użyte wartości, które uzyskuje się z wartości

JAR 23.397(b) (ciąg dalszy)

momentu, obliczonych według JAR 23.415, ale nie mniejsze od 0.6 razy podane wartości sił i momentów.

³ Krytyczne części układu sterowania lotkami muszą być także zaprojektowane na pojedynczą siłę styczną o wartości dopuszczalnej 1.25 razy siła odpowiadająca parze sił, określonej na podstawie powyższych kryteriów.

⁴ $D = \text{Średnica wolantu ((metry)/(cale))}$

⁵ Siła niesymetryczna musi być przyłożona do jednego z punktów, stanowiących normalne uchwyty na wolancie.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.399 Podwójny układ sterowania

(a) Każdy podwójny układ sterowania musi być zaprojektowany dla pilotów działających przeciwnie 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 23.395; albo

(2) Minimalne siły podane w JAR 23.397(b).

(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 23.395.

JAR 23.405 Drugorzędne układy sterowania

[(Patrz ACJ 23.405)]

Drugorzędne układy sterowania, jak sterowanie hamulcami kół, spoilerami i kłapkami wyważającymi, muszą być zaprojektowane na maksymalne siły, jakie pilot prawdopodobnie przyłoży do tych układów sterowania.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.407 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. Te wychylenia muszą odpowiadać maksymalnemu niewyważeniu, które jest spodziewane przy prędkości odpowiadającej rozważanemu przypadkowi obciążenia.

JAR 23.409 Klapki

Klapki na powierzchniach sterowych muszą być zaprojektowane na najbardziej niekorzystne kombinacje prędkości lotu i wychylenia klapki, które będą prawdopodobnie osiągnięte w zakresie obwiedni warunków lotu dla wszelkich użytkowych stanów załadowania.

JAR 23.415 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) Jeżeli sprawdzenie układu sterowania dla warunków podmuchu na ziemi nie jest wymagane przez podpunkt (2) niniejszego punktu, ale zgłaszający zdecyduje się na zaprojektowanie części układu sterowania na te obciążenia, to te obciążenia uwzględnia się tylko dla tej części układu sterowania, która znajduje się między dźwigniami na sterach, a najbliższymi ogranicznikami wychylenia (zderzakami), albo urządzeniami do blokowania układów sterowania, wraz z ich strukturą podpierającą.

(2) Jeżeli do projektowania użyto sił od pilota mniejszych od minimalnych podanych w JAR 23.397(b), to obciążenia powierzchni sterowych od podmuchów na ziemi i w czasie kołowania z wiatrem z tyłu muszą być brane pod uwagę dla całego układu sterowania zgodnie ze wzorem -

$$H = K c S q$$

gdzie -

- H = dopuszczalna wartość momentu zawiasowego (funtostopy)
- c = średnia ciężka powierzchni sterowej za osią obrotu (stopy)
- S = powierzchnia steru za osią obrotu (stopy²)
- q = ciśnienie dynamiczne (funty na stopę kwadratową) obliczone dla prędkości projektowej nie mniejszej od $14.6\sqrt{W/S} + 14.6$ (stóp na sekundę)
- gdzie W/S jest obciążeniem skrzydła przy maksymalnym ciężarze projektowym [(funty na stopę kwadratową) z tym, że] prędkość projektowa nie potrzebuje być większa od 88 (stóp na sekundę); oraz
- K = współczynnik dopuszczalnego momentu zawiasowego dla podmuchów naziemnych, określony w punkcie (b) niniejszego paragrafu. (Dla lotek i sterów wysokości dodatnia wartość K oznacza moment, który odchyła powierzchnię w dół, zaś ujemna wartość oznacza moment odchylający powierzchnię w górę).

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

JAR 23.415(b) (ciąg dalszy)

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

(c) Przy wszystkich ciężarach pomiędzy ciężarem samolotu pustego a maksymalnym ciężarem, zadeklarowanym jako dozwolony dla kotwiczenia samolotu w odpowiedniej instrukcji, wszystkie zadeklarowane punkty kotwiczenia i otaczająca struktura, układ sterowania i odpowiadające im urządzenia do blokowania przeciw podmuchom muszą być zaprojektowane na obciążenia dopuszczalne, powstające gdy samolot jest zakotwiczony, przy wietrze o prędkości do 65 węzłów więcej poziomo z każdego kierunku.

[Popr. 1, 01.02.01]

USTERZENIE POZIOME OGNOWE**JAR 23.421 Obciążenia do równowagi**

(a) Obciążeniem do równowagi na usterzeniu poziomym jest obciążenie wymagane dla utrzymania równowagi w każdym określonym stanie lotu bez przyspieszeń pochylających.

(b) Poziome powierzchnie zapewniające równowagę muszą być zaprojektowane na obciążenia do równowagi, które występują w każdym z punktów obwiedni obciążeń dopuszczalnych manewrowych, oraz w przypadkach odpowiadających wychyleniom klap, podanym w JAR 23.345.

JAR 23.423 Obciążenia manewrowe

[(Patrz ACJ 23.423)]

Każda powierzchnia pozioma i jej struktura podpierająca, a także skrzydło główne w układach kaczka albo tandem, jeżeli są wyposażone w organa sterowania podłużnego, muszą być zaprojektowane na obciążenia manewrowe, wynikające z następujących warunków:

(a) Nagłe wychylenie urządzenia do sterowania podłużnego przy prędkości V_A do maksymalnego wychylenia do tyłu, oraz do maksymalnego wychylenia do przodu, przy czym ograniczeniem mają być ograniczniki wychylenia sterów albo siła pilota, którekolwiek z tych ograniczeń jest bardziej krytyczne.

(b) Nagłe wychylenie urządzenia do sterowania podłużnego przy prędkościach powyżej V_A do tyłu, a następnie do przodu,

JAR 23.423(b) (ciąg dalszy)

które to wychylenia wywołują niżej podane kombinacje przyspieszenia normalnego i kąowego:

Warunek	Przyspieszenie normalne (n)	Przyspieszenie kąowe (radian/sek ²)
Zadzieranie nosa	1.0	$+\frac{39}{V} n_m (n_m - 1.5)$
Opuszczanie nosa	n_m	$-\frac{39}{V} n_m (n_m - 1.5)$

gdzie -

(1) n_m = dodatni współczynnik dopuszczalnego obciążenia manewrowego użyty przy projektowaniu samolotu; oraz

(2) V = prędkość początkowa w węzłach

Przypadki obciążeń, podane w tym paragrafie, stanowią obciążenia, które odpowiadają obciążeniom w trakcie „manewru kontrolowanego” (manewru, w trakcie którego organ sterowania podłużnego zostaje gwałtownie wychylony w jedną stronę, a następnie również gwałtownie w stronę przeciwną). Wychylenia i ich przebieg w czasie tego „manewru kontrolowanego” muszą być tak dobrane, aby nie nastąpiło przekroczenie dopuszczalnego współczynnika obciążeń manewrowych. Całkowite obciążenia usterzenia poziomego zarówno dla zadarcia jak i opuszczania nosa stanowi sumę obciążenia do równowagi w locie z prędkością V przy podanym współczynnikiem obciążenia pionowego n, plus przyrost obciążenia od manewru odpowiadający podanej wartości przyspieszenia kąowego.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.425 Obciążenia od podmuchów

(a) Każda powierzchnia pozioma, nie będąca głównym skrzydłem samolotu, musi być zaprojektowana na obciążenia wynikające z -

(1) Prędkości podmuchów podanych w JAR 23.333(c) z klapami schowanymi, oraz

(2) Dodatniego i ujemnego podmuchu o nominalnej intensywności 25 stóp na sekundę przy prędkości V_F w warunkach lotu określonych w JAR 23.345(a)(2).

(b) Zarezerwowany.

(c) Podczas określania całkowitego obciążenia na powierzchniach poziomych dla warunków podanych w punkcie (a) niniejszego paragrafu, początkowe obciążenie do równowagi dla lotu ustalonego bez przyspieszeń przy odnoszących się prędkościach projektowych V_F , V_C i V_D musi być uprzednio określone. Wzrost obciążenia, pochodzący od podmuchów, musi być dodany do początkowego obciążenia do równowagi dla otrzymania całkowitego obciążenia.

JAR 23.371(a) (ciąg dalszy)

(d) W braku bardziej racjonalnej analizy przyrost obciążenia od podmuchów musi być obliczony jak podano niżej, wyłącznie dla samolotów z powierzchniami poziomymi znajdującymi się z tyłu, chyba że zostanie wykazane, że użycie tych wzorów dla innej konfiguracji jest konserwatywne:

$$\Delta L_{ht} = \frac{\rho_0 K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{2} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

gdzie -

ΔL_{ht} = Wzrost obciążenia usterzenia poziomego (N)

ρ_0 = Gęstość powietrza na poziomie morza (kg/m³)

K_g = współczynnik złagodzenia podmuchu, określony w JAR 23.341;

U_{de} = odpowiadająca prędkość podmuchu (m/s);

V = prędkość równoważna samolotu (m/s);

a_{ht} = Nachylenie krzywej siły nośnej na usterzeniu poziomym (na radian);

S_{ht} = Powierzchnia usterzenia poziomego (m²); oraz

$$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = \text{Współczynnik odchylenia strug}$$

JAR 23.427 Obciążenia niesymetryczne

(a) Powierzchnie poziome, nie będące skrzydłem i jego strukturą podpierającą, muszą być zaprojektowane na obciążenia niesymetryczne wynikające ze ślizgu i wpływu strumienia zaśmigłowego, w kombinacji z obciążeniami wymaganymi dla warunków lotu ustalonych przez JAR 23.421 do 23.425.

(b) W braku bardziej racjonalnych danych dla samolotów, które są konwencjonalne pod względem rozmieszczenia silników, skrzydeł, powierzchni poziomych nie będących głównym skrzydłem, oraz kształtu kadłuba -

(1) 100% maksymalnego obciążenia wynikającego z przypadków lotu symetrycznego może być przyjęte jako działające na powierzchnie po jednej stronie płaszczyzny symetrii; oraz

(2) Niżej podany procent tego obciążenia musi być przyłożony do strony przeciwnej:

$\% = 100 - 10(n-1)$ gdzie współczynnik n jest podanym współczynnikiem obciążenia pionowego manewrowego, ale ta wartość nie może być większa od 80%.

(c) Dla samolotów, które nie są konwencjonalne (jak samoloty, w których powierzchnie poziome, nie będące skrzydłem głównym, mają wyraźny wznios,

JAR 23.427(c) (ciąg dalszy)

albo są podparte przez powierzchnie pionowe) powierzchnie i podpierająca je struktura muszą być zaprojektowane na kombinowane obciążenia powierzchni poziomych i pionowych, wynikające z każdego z wymaganych warunków lotu, branych osobno.

POWIERZCHNIE PIONOWE

JAR 23.441 Obciążenia manewrowe [(Patrz ACJ 23.441)]

(a) Przy prędkościach do V_A powierzchnie pionowe muszą być zaprojektowane tak, aby wytrzymały niższe podane warunki. Przy obliczaniu obciążeń wolno zakładać, że prędkość odchylenia jest równa zeru :

(1) Zakłada się, że podczas gdy samolot znajduje się w locie bez przyspieszeń i bez ślizgu, sterownica steru kierunku jest gwałtownie wychylana do maksymalnego wychylenia, limitowanego przez ograniczniki wychylenia albo przez dopuszczalne siły pilota.

(2) Przy sterze kierunku wychylenym jak podano w podpunkcie (1) niniejszego punktu zakłada się, że samolot odchyła się kierunkowo aż do ślizgu, przekraczającego kąt równowagi. W braku racjonalnej analizy, wolno zakładać, że kąt owego ślizgu przekraczającego kąt równowagi będzie 1.5 razy większy od kąta ślizgu ustalonego, wynikającego z podpunktu (3) niniejszego punktu.

(3) Kąt ślizgu 15^0 przy sterze kierunku utrzymanym w położeniu neutralnym (z ograniczeniem wynikającym z dopuszczalnej siły pilota).

(b) Ponadto, dla samolotów kategorii transportu lokalnego przy prędkościach od V_A do V_D/M_D musi być rozważony manewr następujący. Przy obliczaniu obciążeń usterzenia wolno zakładać, że prędkość odchylenia jest równa zeru; przy samolocie odchylonym do wielkości kąta ślizgu ustalonego, odpowiadającego maksymalnemu wychyleniu steru kierunku, ograniczonemu przez zderzaki steru, albo przez maksymalne siły, rozwijane przez urządzenie wspomagające, albo maksymalną siłę pilota na sterownicy steru kierunku, według JAR 23.397(b) przy V_A , oraz 2/3 maksymalnej siły pilota na sterownicy steru kierunku, według JAR 23.397(b) dla prędkości od V_C/M_C do V_D/M_D , z liniową zmianą pomiędzy V_A a V_C/M_C , zakłada się, że ster kierunku jest gwałtownie ustawiony w położeniu neutralnym.

(c) Kąty odchylenia, podane w podpunkcie (a)(3) niniejszego punktu, mogą być zmniejszone, jeżeli kąt odchylenia wybrany dla danej prędkości nie może być przekroczony -

(1) W warunkach ślizgu ustalonego;

(2) Przy nieskoordynowanych manewrach przechylenia podczas wyprowadzania z dużego przechylenia; lub

JAR 23.441(c) (ciąg dalszy)

(3) Nagłym zaprzestaniu działania krytycznego silnika i opóźnionym przeciwdziałaniu.
[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.443 Obciążenia od podmuchów [(Patrz ACJ 23.443)]

(a) Powierzchnie pionowe muszą być tak zaprojektowane, aby wytrzymały w locie bez przyspieszeń przy prędkości V_C , podmuchy poprzeczne o wartościach wymaganych dla V_C w JAR 23.333(c).

(b) Ponadto dla samolotów kategorii transportu lokalnego zakłada się, że podczas lotu bez przyspieszeń przy prędkościach V_B , V_C , V_D i V_F samolot jest poddany działaniu odpowiednich podmuchów działających prostopadle do płaszczyzny symetrii. Obowiązuje uwzględnienie prędkości lotu i podmuchów, jakie podano w JAR 23.341 i 23.345. Profil podmuchu musi być taki, jak podaje JAR 23.333(c)(2)(i).

(c) W braku bardziej racjonalnej analizy obciążenia od podmuchów muszą być obliczone jak następuje:

$$L_{vt} = \frac{\rho_0 K_{gt} U_{de} V_{avt} S_{vt}}{2}$$

gdzie -

L_{vt} = Obciążenia usterzenia pionowego (N)

$$K_{gt} = \frac{0.88 \mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}} = \text{współczynnik złagodzenia podmuchu}$$

$$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho C_{tga} S_{vt}} \left(\frac{K}{I_{vt}} \right)^2 = \text{stosunek mas dla kierunku poprzecznego;}$$

ρ_0 = Gęstość powietrza na poziomie morza (kg/m^3)

U_{de} = Odpowiadająca prędkość podmuchu (m/s);

ρ = Gęstość powietrza (kg/m^3)

W = Mający zastosowanie ciężar samolotu w danym przypadku obciążenia (N)

S_{vt} = Powierzchnia usterzenia poziomego (m^2);

\bar{C}_t = Średnia cięciwa geometryczna powierzchni pionowej (m);

a_{vt} = Nachylenie krzywej siły nośnej na powierzchni pionowej (na radian);

K = Promień bezwładności (m);

I_{vt} = Odległość od środka ciężkości samolotu do punktu przyłożenia wypadkowej siły nośnej na powierzchni pionowej (m);

g = Przyspieszenie ziemskie (m/s^2); oraz

V = Prędkość równoważna lotu samolotu (m/s);

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.445 Zewnętrzne usterzenia pionowe lub urządzenia rozpraszające wiry brzegowe (winglety)

(a) Jeżeli zewnętrzne usterzenia pionowe lub winglety są zastosowane na powierzchniach poziomych albo na skrzydłach, to te powierzchnie poziome albo skrzydła muszą być zaprojektowane na ich maksymalne obciążenia, w kombinacji z obciążeniami wywoływanymi przez te usterzenia pionowe albo winglety, oraz momenty i siły wywierane na powierzchnie poziome albo skrzydła przez te usterzenia pionowe albo winglety.

(b) Jeżeli usterzenia pionowe albo winglety rozciągają się zarówno nad, jak i pod powierzchnią poziomą, to krytyczne obciążenie powierzchni pionowej (obciążenie jednostkowe powierzchni, określone według JAR 23.441 i 23.443) musi być przyłożone do -

(1) Tej partii powierzchni pionowej, która znajduje się nad poziomą, przy jednoczesnym przyłożeniu 80% tego obciążenia do tej części, która znajduje się poniżej powierzchni poziomej; oraz

(2) Tej partii powierzchni pionowej, która znajduje się pod poziomą, przy jednoczesnym przyłożeniu 80% tego obciążenia do tej części, która znajduje się powyżej powierzchni poziomej;

(c) Wpływ płyty brzegowej pochodzący od zewnętrznego usterzenia pionowego lub wingletów musi być brany pod uwagę przy stosowaniu warunków obciążeń bocznych według JAR 23.441 i 23.443 do powierzchni pionowych w punkcie (b) niniejszego paragrafu.

(d) Gdy użyte są racjonalne metody obliczenia obciążeń, to obciążenia manewrowe według JAR 23.441 na powierzchniach pionowych i obciążenia odpowiadające 1 g na powierzchniach poziomych włącznie z obciążeniami indukowanymi na powierzchniach poziomych oraz momentami i siłami wywieranymi na powierzchnie poziome przez powierzchnie pionowe muszą być przykładane jednocześnie przy określaniu obciążeń struktury.

LOTKI I URZĄDZENIA SPECJALNE**JAR 23.455 Lotki**

[(Patrz ACJ 23.455(a)(2))]

(a) Lotki muszą być zaprojektowane na obciążenia, którym są poddane -

(1) W położeniu neutralnym w warunkach lotu symetrycznego; oraz

(2) Przy podanych niżej wychyleniach (z ograniczeniami wynikającymi z sił pilota) w niesymetrycznych warunkach lotu; []

(i) Nagłe maksymalne wychylenie organu sterowania lotkami przy V_A . Odpowiednio można uwzględnić odkształcenia układu sterowania.

JAR 23.455(a) (ciąg dalszy)

(ii) Wychylenie przy V_C , gdzie V_C jest większe od V_A , wystarczające dla wywołania prędkości przechylenia nie mniejszej od otrzymanej w podpunkcie (a)(2)(i) niniejszego paragrafu.

(iii) Wychylenie przy V_D , wystarczające dla wywołania prędkości przechylenia nie mniejszej od otrzymanej w podpunkcie (a)(2)(i) niniejszego paragrafu.

(b) Zarezerwowane.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.459 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 23.471 Ogólne**

Dopuszczalne obciążenia od ziemi, podane w niniejszym paragrafie, stanowią siły zewnętrzne i siły bezwładności, które działają na strukturę samolotu. W każdym z wymienionych warunków obciążeń od ziemi siły zewnętrzne muszą być zrównoważone siłami i momentami bezwładności w sposób racjonalny albo konserwatywny.

JAR 23.473 Warunki obciążeń od ziemi i założenia

(a) Wymagania na temat obciążeń od ziemi, zawarte w niniejszej Podczęści, muszą być spełnione przy maksymalnym ciężarze projektowym, z tym jednak, że JAR 23.479, 23.481 i 23.483 mogą być spełnione przy maksymalnym ciężarze do lądowania (maksymalnym ciężarze dla warunków lądowania przy maksymalnej prędkości opadania), dozwolonym według podpunktów (b) i (c) niniejszego paragrafu.

(b) Dolną granicą projektowego ciężaru do lądowania jest -

(1) 95% ciężaru maksymalnego, jeżeli minimalna ilość paliwa jest wystarczająca dla co najmniej pół godziny użytkowania przy maksymalnej mocy trwałej, plus ilość równa ciężarowi paliwa, która stanowi różnicę między maksymalnym ciężarem projektowym, a projektowym ciężarem do lądowania; albo

(2) Maksymalny ciężar projektowy minus ciężar 25% ogólnej ilości paliwa.

JAR 23.473 (ciąg dalszy)

(c) Projektowy ciężar do lądowania samolotu dwu-silnikowego może być niższy od tego, który jest dozwolony według punktu (b) niniejszego paragrafu, jeżeli -

(1) Samolot spełnia wymagania na temat wznoszenia na jednym silniku, podane w JAR 23.67, oraz

(2) Wykazane jest spełnienie wymagań na temat układu do wylądowania (zrzutu) paliwa, podane w JAR 23.1001.

(d) Wybrany współczynnik dopuszczalnego obciążenia pionowego od bezwładności w środku ciężkości samolotu dla warunków lądowania, nakazanych w niniejszej Podczęści, nie może być mniejszy od tego, który byłby osiągnięty podczas lądowania z prędkością opadania (V) w metrach na sekundę równą $4.4 (W/S)^{1/4}$ z tym, że ta prędkość nie musi być większa od 10 stóp na sekundę i nie może być mniejsza od 7 stóp na sekundę.

(e) Wolno przyjąć istnienie w momencie dotknięcia ziemi siły nośnej na skrzydle, nie przewyższającej dwóch trzecich ciężaru samolotu i przechodzącej przez środek ciężkości. Współczynnik obciążenia od reakcji ziemi może być równy współczynnikowi obciążenia pionowego od bezwładności w środku ciężkości samolotu minus stosunek podanego wyżej założonej siły nośnej na skrzydle do ciężaru samolotu.

(f) Jeżeli wykonuje się próby pochłaniania energii dla określenia współczynnika obciążenia dopuszczalnego, odpowiadającego wymaganym prędkościom opadania, to te próby muszą być wykonane według JAR 23.723(a).

(g) Żaden współczynnik obciążeń masowych, użyty do projektowania, nie może być mniejszy od 2.67, ani współczynnik dopuszczalnego obciążenia od reakcji przy lądowaniu nie może być mniejszy od 2.0 przy maksymalnym ciężarze projektowym, chyba że mniejsze wartości nie byłyby przekroczone przy kołowaniu, przy prędkościach aż do prędkości startu, wykonywanego po nawierzchni o takich nierównościach, jak ta, która jest spodziewana w użytkowaniu.

JAR 23.477 Układ podwozia

JAR 23.479 do 23.483, albo warunki podane w Załączniku C, odnoszą się do samolotów o konwencjonalnym układzie podwozia głównego i przedniego, albo głównego i tylnego.

JAR 23.479 Lądowanie poziome

(a) Dla lądowania poziomego zakłada się, że samolot jest w następujących położeniach:

(1) Dla samolotów z kółkiem tylnym, w normalnym położeniu w locie poziomym;

(2) Dla samolotów z podwoziem przednim, w położeniach, w których -

JAR 23.427(c) (ciąg dalszy)

(i) Koła przednie i główne stykają się z ziemią jednocześnie; oraz

(ii) Koła główne stykają się z ziemią, zaś koło przednie jest tuż nad ziemią.

Położenie użyte w podpunkcie (i) niniejszego paragrafu może być użyte w analizie, wymaganej przez podpunkt (ii) niniejszego punktu.

(b) Podczas analizowania warunków lądowania składowa odpowiadająca oporowi, symulująca siły potrzebne do rozpędzenia kół do prędkości lądowania („rozkrcenia kół”), musi być w odpowiedni sposób składowa z odpowiadającymi chwilowymi reakcjami pionowymi, oraz siły poziome, działające do przodu powstające przy gwałtownym zaniku sił oporu rozpędzających koła (odbicie sprężyste do przodu), muszą być złożone z pionowymi reakcjami od podłoża w chwili wystąpienia maksymalnych sił do przodu, z uwzględnieniem siły nośnej na skrzydle i współczynnika tarcia opony o ziemię przy ślizganiu, wynoszącego 0.8. Jednakże siły oporu nie mogą być mniejsze od 25% maksymalnej reakcji pionowej (bez uwzględnienia nośności skrzydła).

(c) W braku prób danego układu albo bardziej racjonalnej analizy dla określenia obciążeń od rozpędzania kół, oraz od odbicia sprężystego do przodu w warunkach lądowania, musi być użyta metoda, ustanowiona w Załączniku D. Jeżeli użyty jest Załącznik D, to składowe oporu użyte do projektowania muszą być nie mniejsze od podanych w Załączniku C.

(d) Dla samolotów ze zbiornikami na końcach skrzydeł albo dużymi masami na wysięgnikach (jak silniki turbośmigłowe lub odrzutowe), zawieszane na skrzydle, zbiorniki na końcach skrzydeł i struktura podpierająca te zbiorniki lub masy na wysięgnikach musi być zaprojektowana z uwzględnieniem odpowiedzi dynamicznej w warunkach lądowania poziomego, albo podpunktu (a)(1) lub (a)(2) (ii) niniejszego paragrafu. Przy rozważaniu wpływu efektu odpowiedzi dynamicznej można zakładać, że siła nośna samolotu jest równa jego ciężarowi.

JAR 23.481 Lądowanie z ogonem opuszczonym

(a) Dla lądowania z ogonem opuszczonym zakłada się, że samolot jest w następujących położeniach:

(1) Dla samolotów z kółkiem tylnym, w położeniu, w którym koła główne i kółko tylne stykają się z ziemią jednocześnie.

(2) Dla samolotów z kołem przednim, w położeniu odpowiadającym krytycznemu kątowi natarcia, albo maksymalnemu kątowi, przy którym żadna część samolotu nie dotyka ziemi, przy czym należy przyjmować wartość mniejszą.

JAR 23.481 (ciąg dalszy)

(b) Dla samolotów zarówno z kółkiem tylnym, jak i przednim, zakłada się, że reakcje od ziemi działają pionowo do góry, przy prędkościach kół aż do tej, przy której zostaje osiągnięte maksymalne obciążenie w kierunku pionowym.

JAR 23.483 Lądowanie na jedno koło

Dla lądowania na jedno koło zakłada się, że samolot znajduje się w położeniu poziomym i styka się z ziemią podwoziem głównym, znajdującym się po jednej stronie płaszczyzny symetrii. W tym położeniu reakcje od ziemi muszą być takie same jak te, które uzyskano dla tej strony według JAR 23.479.

JAR 23.485 Warunki obciążenia bocznego

(a) Dla warunków obciążenia bocznego zakłada się, że samolot jest w położeniu poziomym, przy czym tylko podwozie główne styka się z ziemią i amortyzatory i opony są w położeniach odpowiadających obciążeniu statycznemu.

(b) Współczynnik obciążenia dopuszczalnego pionowego musi wynosić 1.33, przy czym reakcja pionowa jest równo rozłożona na koła główne.

(c) Współczynnik obciążenia dopuszczalnego bocznego musi wynosić 0.83, przy czym reakcja boczna ziemi musi być rozłożona pomiędzy koła główne w sposób taki, że -

(1) 0.5 (W) działa po jednej stronie w kierunku do wewnątrz; oraz

(2) 0.33 (W) działa po drugiej stronie w kierunku na zewnątrz.

(d) Zakłada się, że obciążenia boczne, nakazane w punkcie (c) niniejszego paragrafu przyłożone są w punktach styku z ziemią, a obciążenia od oporu mogą być przyjmowane jako równe zeru.

JAR 23.493 Kołowanie z hamowaniem

W warunkach kołowania z hamowaniem, przy amortyzatorach i oponach w położeniach odpowiadających obciążeniu statycznemu, obowiązuje poniższe:

(a) Dopuszczalny współczynnik obciążenia pionowego musi wynosić 1.33.

(b) Położenia i stykanie się podwozia z ziemią należy przyjmować jak opisane w JAR 23.479 dla lądowań poziomych.

(c) Siła pozioma oporu równa reakcji pionowej na kole, pomnożonej przez współczynnik tarcia wynoszący 0.8 musi być przyłożona w punktach styku z ziemią wszystkich kół wyposażonych w hamulce, z tym, że reakcje odpowiadające oporowi nie muszą przekraczać maksymalnych wielkości wynikających z dopuszczalnego momentu hamulców.

JAR 23.497 Dodatkowe warunki dla kółek tylnych

Podczas określania obciążeń od ziemi na kółku tylnym i podpierającej go strukturze, stosuje się co podano niżej:

(a) Dla obciążenia od przeszkody, dopuszczalna reakcja uzyskana w warunkach lądowania z ogonem opuszczonym zakłada się, że działa do góry i do tyłu pod kątem 45° . Można przyjmować, że opona i amortyzator znajdują się w swoich położeniach statycznych.

(b) Dla obciążenia bocznego, przyjmuje się dopuszczalną reakcję pionową ziemi równą reakcji statycznej na kółku tylnym, w kombinacji ze składową boczna o tej samej wielkości. Ponadto -

(1) 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;

(2) Jeżeli jest użyte 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

(3) Przyjmuje się, że opona i amortyzator znajdują się w swoich położeniach statycznych.

(c) Jeżeli podwozie tylne, zderzak, albo urządzenie pochłaniające energię jest wymagane dla wykazania spełnienia JAR 23.925(b), to odnosi się poniższe:

(1) Muszą być ustalone odpowiednie obciążenia projektowe dla podwozia tylnego, zderzaka, albo urządzenia pochłaniającego energię; oraz

(2) Struktura podpierająca podwozia tylnego, zderzaka, albo urządzenia pochłaniającego energię musi być zaprojektowana tak, aby wytrzymała obciążenia, określone według podpunktu (c)(1) niniejszego paragrafu.

JAR 23.499 Warunki dodatkowe dla kół przednich

Przy określaniu obciążeń od ziemi dla kół przednich i objętej tymi obciążeniami struktury podpierającej i przy założeniu, że amortyzatory i opony są w swoich położeniach statycznych, obowiązuje uwzględnienie następujących warunków:

(a) Dla obciążeń do tyłu, dopuszczalne składowe siły na osi muszą wynosić -

(1) Składowa pionowa - 2.25 razy obciążenia statyczne na kole; oraz

JAR 23.499(a) (ciąg dalszy)

(2) Składowa siły oporu równa 0.8 razy obciążenie pionowe.

(b) Dla obciążenia do przodu, dopuszczalne składowe siły na osi muszą wynosić -

(1) Składowa pionowa - 2.25 razy obciążenie statyczne na kole; oraz

(2) Składowa siły do przodu - 0.4 razy obciążenie pionowe.

(c) Dla obciążenia w bok, dopuszczalne składowe siły na osi muszą wynosić -

(1) Składowa pionowa - 2.25 razy obciążenie statyczne na kole; oraz

(2) Składowa siły w bok - 0.7 razy obciążenie pionowe.

(d) Dla samolotów o sterowanym kole przednim, które jest sterowane przy pomocy układu hydraulicznego albo innej instalacji energetycznej, przy projektowym ciężarze startowym, przy kole przednim znajdującym się w dowolnym położeniu sterowanym, należy założyć działanie momentu, równego maksymalnemu momentowi do sterowania pomnożonemu przez 1.33 i jednocześnie działanie 1.33 maksymalnego obciążenia statycznego na podwoziu przednim. Jednakże jeżeli jest zainstalowane urządzenie ograniczające moment, to moment sterowania może być ograniczony do maksymalnej wartości, którą dopuszcza to urządzenie.

(e) Dla samolotów o sterowanym kole przednim, które jest bezpośrednio połączone mechanicznie z pedałami steru kierunku, moment sterowania musi być przyjęty w projektowaniu jako co najmniej równy maksymalnym siłom pilota podanym w JAR 23.397(b).

JAR 23.505 Warunki dodatkowe dla samolotów na nartach

Przy określaniu obciążeń od ziemi dla samolotów na nartach, przyjmując że samolot stoi na ziemi z przymarzną jedną nartą a pozostałe narty mają swobodę ślizgania się, przyjmuje się, że dopuszczalna siła boczna równa 0.036 maksymalnego ciężaru projektowego jest przyłożona w pobliżu zespołu ogona, przy współczynniku bezpieczeństwa wynoszącym 1.

JAR 23.507 Obciążenia od podnoszenia na podnośnikach

(a) Samolot musi być zaprojektowany na obciążenia, które powstają gdy samolot jest podparty na podnośnikach przy maksymalnym ciężarze projektowym przy założeniu następujących współczynników obciążenia dla punktów podparcia na podwoziu przy położeniu na trzech punktach, oraz dla punktów podparcia znajdujących się na podstawowej strukturze samolotu przy położeniu poziomym samolotu.

(1) Współczynnik obciążenia pionowego równy 1.35 reakcji statycznych.

JAR 23.507(a) (ciąg dalszy)

(2) Współczynniki obciążenia do przodu, do tyłu i w kierunku poprzecznym, wynoszące 0.4 reakcji statycznych pionowych.

(b) Obciążenia poziome w punktach podparcia muszą być zrównoważone siłami bezwładności tak, aby w rezultacie nie było żadnej zmiany w kierunku działania wypadkowego obciążenia w punktach podparcia.

(c) Obciążenia poziome muszą być uwzględniane we wszystkich kombinacjach z obciążeniem pionowym.

JAR 23.509 Obciążenia od holowania samolotu

Obciążenia od holowania według tego paragrafu muszą być użyte do projektowania okuć do holowania i ich bezpośrednio podpierającej struktury.

(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.

(b) Dla obciążeń od holowania punktów położonych nie na podwoziu ale w pobliżu płaszczyzny symetrii samolotu, odnoszą się składowe 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.

JAR 23.509(c) (ciąg dalszy)

(ii) Obciążenia muszą być zrównoważone siłami bezwładności samolotu.

(d) Nakazane obciążenia podane są poniżej, przy czym W jest maksymalnym ciężarem projektowym:
[

Punkt holowania	Polożenie	Obciążenie		
		Wielkość	Numer	Kierunek
Podw. główne		0.225 W na zespół podwozia głównego	1	Do przodu, równoległe do kierunku oporu
			2	Do przodu, 30° do osi oporu
			3	Do tyłu, równoległe do kierunku oporu
			4	Do tyłu, 30° do osi oporu
Podwozie pomocnicze	Obrócone do przodu	0.3 W	5	Do przodu
			6	Do tyłu
	Obrócone do tyłu	0.3 W	7	Do przodu
			8	Do tyłu
	Obrócone o 45° od położenia do przodu	0.15 W	9	Do przodu, w płaszczyźnie kółka
			10	Do tyłu, w płaszczyźnie kółka
	Obrócone o 45° od położenia do tyłu	0.15 W	11	Do przodu, w płaszczyźnie kółka
			12	Do tyłu, w płaszczyźnie kółka

] [(Popr. 1, 01.02.01)]

JAR 23.511 Obciążenia od ziemi; niesymetryczne obciążenia zespołów kół

(a) *Obciążenia od obrotu wokół zespołu podwozia.* Zakłada się, że samolot wykonuje zakręt wokół znajdującego się po jednej stronie zespołu podwozia przy -

(1) Zablockowanych hamulcach tego zespołu podwozia; oraz

(2) Obciążeniu odpowiadającym dopuszczalnemu współczynnikowi obciążenia pionowego równemu 1 i współczynnikowi tarcia, wynoszącemu 0.8, działającemu na podwozie główne i jego strukturę podpierającą.

JAR 23.511 (ciąg dalszy)

(b) *Nierównomierne obciążenie opon.* Obciążenia ustalone według JAR 23.471 do 23.483 muszą być przyłożone kolejno przy podziale 60/40% do podwójnych kół i opon każdego zespołu podwozia, który ma podwójne koła.

(c) *Obciążenia opony bez ciśnienia.* Dla obciążeń bez ciśnienia w oponie -

(1) 60% obciążenia ustalonego według JAR 23.471 do 23.483 musi być przyłożone kolejno do każdego koła i opony zespołu podwozia; oraz

(2) 60% dopuszczalnego obciążenia od oporu i obciążeń bocznych oraz 100% dopuszczalnego obciążenia pionowego, ustalonego według JAR 23.485 do 23.493, albo mniejszego obciążenia pionowego, określonego według podpunktu (1) niniejszego punktu musi być przyłożone kolejno do każdego koła zespołu podwozia wyposażonego w koła podwójne.

[(Popr. 1, 01.02.01)]

OBCIĄŻENIA NA WODZIE

JAR 23.521 Warunki obciążeń na wodzie

(a) Struktura wodnosamolotów i amfibii musi być zaprojektowana na obciążenia od wody, jakie powstają podczas startu i lądowania przy każdym położeniu wodnosamolotu, które może wystąpić w normalnym użytkowaniu przy odpowiadającej mu prędkości postępowej i prędkości opadania w najbardziej ciężkich warunkach morza (stanie morza), który może się zdarzyć.

(b) Jeżeli zgłaszający nie wykona racjonalnej analizy obciążeń od wody, zastosowanie mają paragrafy JAR 23.523 do 23.537.

JAR 23.523 Ciężary projektowe i położenia środka ciężkości

(a) *Ciężary projektowe.* Wymagania na temat obciążeń od wody muszą być spełnione przy każdym ciężarze użytkowym, aż do projektowego ciężaru do lądowania z tym jednak, że dla warunków startu, nakazanych w JAR 23.531, musi być przyjęty projektowy ciężar startowy na wodzie (maksymalny ciężar do „kołowania” po wodzie oraz do rozbiegu przy starcie).

(b) *Położenia środka ciężkości.* Krytyczne położenia środka ciężkości w granicach, dla których wnioskowana jest certyfikacja, muszą być uwzględniane, celem uzyskania maksymalnych obciążeń projektowych dla każdej części struktury samolotu.

JAR 23.525 Przyłożenie obciążeń

(a) Jeżeli nie nakazane jest cokolwiek innego, zakłada się, że wodnosamolot jako całość jest poddany obciążeniom, odpowiadającym współczynnikom obciążenia, podanym w JAR 23.527.

(b) Podczas przykładania obciążeń, wynikających ze współczynników obciążenia nakazanych w JAR 23.527, obciążenia te mogą być rozłożone na spodzie kadłuba albo pływaków głównego (dla uniknięcia nadmiernych lokalnych obciążeń ścinających oraz momentów gnących w miejscu przyłożenia obciążeń od wody) przy użyciu ciśnień nie mniejszych niż te, które nakazuje JAR 23.533(b).

(c) Dla wodnosamolotów o dwóch pływakach, każdy z pływaków musi być traktowany jako indywidualny kadłub fikcyjnego wodnosamolotu, którego ciężar jest równy połowie ciężaru wodnosamolotu o dwóch pływakach.

(d) Z wyjątkiem warunków startu podanych w JAR 23.531, zakłada się, że podczas uderzenia wielkość siły nośnej wodnosamolotu wynosi 2/3 ciężaru wodnosamolotu.

JAR 23.527 Współczynniki obciążenia kadłubów łodzi latających i pływaków głównych.

(a) Współczynniki obciążenia od działania wody N_w powinny być obliczone w następujący sposób:

(1) Dla przypadku wodowania na redan.

$$n_w = \frac{C_1 V_{s0}^2}{(\operatorname{tg}^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$

(2) Dla przypadków wodowania na dziób i rufę

$$n_w = \frac{C_1 V_{s0}}{(\operatorname{tg}^{2/3} \beta) W^{1/3}} \times \frac{K_1}{(1 + r_x^2)^{2/3}}$$

(b) Używa się następujących wartości:

(1) n_w = współczynnik obciążenia od reakcji wody (to jest, reakcja wody dzielona przez ciężar wodnosamolotu).

(2) C_1 = empiryczny współczynnik dla użytkowania wodnosamolotów wynoszący 0.012 (z tym, że ten współczynnik nie może być mniejszy, niż potrzebny do uzyskania minimalnej wartości współczynnika obciążenia redanu, wynoszącej 2.33).

(3) V_{s0} = Prędkość przeciągnięcia wodnosamolotu w węzłach, przy kłapach wychylonych do położenia odpowiedniego do lądowania, bez wpływu strumienia zaśmigłowego.

(4) β = Kąt podobnienia na współrzędnej podłużnej, przy której współczynnik obciążenia określa się zgodnie z rysunkiem 1 Załącznika I do JAR 23.

JAR 23.527(b) (ciąg dalszy)

(5) W = Ciężar do lądowania wodnosamolotu w funtach.

(6) K_1 = Empiryczny współczynnik „wyważający” dla współrzędnej kadłuba, zgodnie z rysunkiem 2 Załącznika I do JAR 23.

(7) r_x = Stosunek odległości, mierzonej równoległe do osi odniesienia kadłuba, od środka ciężkości wodnosamolotu do podłużnej współrzędnej kadłuba, przy której współczynnik obciążenia jest obliczany, do promienia bezwładności przy pochylaniu wodnosamolotu, przy osi odniesienia kadłuba będącej linią prostą w płaszczyźnie symetrii, styczną do stępki w miejscu, gdzie znajduje się główny redan.

(c) Dla wodnosamolotów na dwóch pływakach, z powodu efektu elastyczności zamocowania pływaków do wodnosamolotu, współczynnik K_1 może być zredukowany na dziobie i rufie do 0.8 wartości pokazanej na rysunku 2 Załącznika I do JAR 23. Ta redukcja odnosi się tylko do konstrukcji przenoszącej i struktury wodnosamolotu.

JAR 23.529 Warunki wodowania dla kadłubów łodzi latających i pływaków głównych.

(a) *Wodowanie symetryczne na redan, dziób i rufę.* Dla symetrycznych wodowań na redan, dziób i rufę, granicznymi współczynnikami obciążenia od reakcji wody są wielkości obliczone według JAR 23.527. Ponadto:

(1) Dla symetrycznych wodowań na redan, wynikające obciążenie od wody musi zostać przyłożone do stępki, przechodzić przez środek ciężkości i być skierowane prostopadłe do linii stępki;

(2) Dla symetrycznych wodowań na dziób, wynikające obciążenie od wody musi być przyłożone do stępki na jednej piątej odległości wzdłużnej od dziobu do redanu i musi być skierowane prostopadłe do linii stępki, oraz:

(3) Dla symetrycznych wodowań na rufę, wynikające obciążenie od wody musi być przyłożone do stępki w punkcie 85 procent podłużnej odległości od redanu do punktu rufowego i musi być skierowane prostopadłe do linii stępki.

(b) *Wodowanie asymetryczne dla kadłubów łodzi latających i wodnosamolotów jednopływakowych.*

Muszą być przeanalizowane przypadki asymetrycznego wodowania na redan, dziób i rufę. Ponadto:

(1) Obciążenia dla każdego warunków składają się ze składowej skierowanej w górę i składowej bocznej, równych odpowiednio 0.75 i $[0.25 \operatorname{tg} \beta]$ obciążenia wynikającego w] odpowiednim

JAR 23.529(b) (ciąg dalszy)

przypadku wodowania symetrycznego, oraz

(2) Punkt przyłożenia i kierunek składowej pionowej obciążenia jest taki sam, jak dla warunków symetrycznych, a punkt przyłożenia składowej bocznej jest na takiej samej podłużnej współrzędnej, jak składowa pionowa, ale skierowanej dośrodkowo, prostopadle do płaszczyzny w punkcie znajdującym się w połowie pomiędzy liniami stępki i obła pływaka.

(c) *Wodowanie asymetryczne; wodnosamoloty dwupływakowe.* Obciążenia nie symetryczne składają się z obciążeń skierowanych w górę na redanie każdego pływaka o wielkości 0.75 i obciążenia bocznego o wielkości 0.25 $tg\beta$ na jeden pływak, razy obciążenie przy wodowaniu na redan, uzyskane zgodnie z JAR 23.527. Obciążenie boczne jest skierowane dośrodkowo, prostopadle do płaszczyzny symetrii, w połowie pomiędzy liniami stępki i obła pływaka, na takiej samej współrzędnej podłużnej jak obciążenie w górę.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.531 Warunki startu dla kadłubów łodzi latających i pływaków głównych

Dla skrzydła i jego zamocowania do kadłuba łodzi latającej albo głównego pływaka -

(a) Aerodynamiczną siłę nośną skrzydła przyjmuje się za równą zero, oraz

(b) Musi być przyłożone obciążenie od bezwładności skierowane w dół, odpowiadające współczynnikowi obciążenia, obliczonemu według następującego wyrażenia:

$$n = \frac{C_{TO} V_{S1}^2}{(tg^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$

gdzie:

- n = współczynnik obciążenia pionowego od sił bezwładności
- C_{TO} = Współczynnik empiryczny dla użytkownika wodnosamolotów wynoszący 0.004
- V_{S1} = prędkość przeciągnięcia wodnosamolotu (w węzłach) przy projektowym ciężarze do startu i kłapach wychylonych do położenia odpowiedniego do startu
- β = Kąt podoblenia na głównym redanie (w stopniach), oraz
- W = projektowy ciężar do startu z wody w funtach.

JAR 23.533 Ciśnienie wody działające na dno kadłuba łodzi latającej i główny pływak.

(a) *Ogólne.* Struktura kadłuba łodzi latającej i głównego pływaka, włączając wręgi i grodzie, podłużnice i pokrycie dna, muszą być zaprojektowane według wymagań niniejszego paragrafu.

(b) *Ciśnienia lokalne.* Dla projektowania pokrycia dna i podłużnic, oraz ich zamocowań do podpierającej struktury, musi być stosowane następujące rozłożenie ciśnienia:

(1) Dla niewklęsłych spodów, ciśnienie na obłe przyjmuje się jako równe 0.75 ciśnienia na stępce, przyjmując liniową zmienność pomiędzy obłem i stępką, zgodnie z rysunkiem 3 w Załączniku I do tej Części. Ciśnienie na stępce (w p.s.i.) oblicza się następująco:

$$[P_k = \frac{C_2 K_2 V_{S1}^2}{tg \beta_k}]$$

gdzie:

- P_k = ciśnienie (funty na cal kwadratowy) na stępce;
- C_2 = 0.00213;
- K_2 = współczynnik „wyważający” dla współrzędnej kadłuba, zgodnie z rysunkiem 2 Załącznika I do JAR 23;
- V_{S1} = prędkość przeciągnięcia wodnosamolotu (w węzłach) przy projektowym ciężarze do startu z wody i kłapach wychylonych do położenia odpowiedniego do startu; oraz
- β_k = kąt podoblenia przy stępce, zgodnie z rysunkiem 1 Załącznika I do JAR 23.

(2) Dla spodów wklęsłych, ciśnienie na początku wklęsnięcia jest takie samo, jak dla spodów niewklęsłych, a ciśnienie pomiędzy obłem a początkiem wklęsnięcia zmienia się liniowo zgodnie z rysunkiem 3 Załącznika I do JAR 23. Rozkład ciśnienia jest taki sam jak nakazane w podpunkcie (b)(1) tego paragrafu dla spodów prostych, z tym że ciśnienie na obłe oblicza się następująco:

$$[P_{ch} = \frac{C_3 K_2 V_{S1}^2}{tg \beta}]$$

gdzie -

- P_{ch} = ciśnienie (w psi) na obłe;
- C_3 = 0.0016;

JAR 23.533(b) (ciąg dalszy)

- K_2 = współczynnik „wyważający” dla współrzędnej kadłuba zgodnie z rysunkiem 2 Załącznika I do JAR 23.
- V_{S1} = prędkość przeciągnięcia wodnosamolotu (w węzłach) przy obliczeniowym ciężarze do startu z wody i klapach wychylonych do położenia odpowiedniego do startu
- β = kąt podoblenia na odpowiedniej współrzędnej wzdłużnej.

Powierzchnia, do której te ciśnienia są przyłożone, musi symulować ciśnienia występujące w czasie silnych uderzeń lokalnych na kadłub łodzi latającej lub pływaka, ale nie musi wychodzić poza powierzchnię, która mogłaby wywoływać naprężenia krytyczne we wręgach lub całej strukturze.

(c) *Ciśnienia rozłożone*. Przy projektowaniu wręg, stępki i struktury obła stosuje się następujące rozkłady ciśnienia:

(1) Ciśnienia symetryczne oblicza się następująco:

$$[P = \frac{C_4 K_2 V_{S0}^2}{\text{tg } \beta}]$$

gdzie -

- P = ciśnienie (psi);
- C_4 = 0.078 C_1 (przy C_1 wyznaczonym zgodnie z JAR 23.527);
- K_2 = współczynnik „wyważający” dla współrzędnej kadłuba, określony zgodnie z rysunkiem 2 Załącznika I do JAR-23;
- V_{S0} = prędkość przeciągnięcia wodnosamolotu (w węzłach) przy klapach lądowania wychylonych do odpowiedniego położenia, bez wpływu strumienia zaśmigłowego; oraz:
- β = kąt podoblenia na odpowiedniej współrzędnej.

(2) Niesymetryczne rozłożenie ciśnienia składa się z ciśnień nakazanych w podpunkcie (c)(1) tego paragrafu po jednej stronie linii środkowej kadłuba łodzi latającej lub głównego pływaka i połowy tych ciśnień po drugiej stronie linii środkowej kadłuba łodzi latającej lub głównego pływaka, zgodnie z rysunkiem 3 Załącznika I do JAR-23.

Te ciśnienia są jednolite i muszą być przykładane jednocześnie do dna całego kadłuba łodzi latającej lub głównego pływaka. Otrzymane obciążenia muszą być przeniesione na strukturę ścian bocznych kadłuba, lecz nie jest potrzebne ich przenoszenie w kierunku przodu i tyłu jako obciążeń tnących i momentu gnącego.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.535 Obciążenia pływaków pomocniczych.

(a) *Ogólne*. Pływaki pomocnicze, ich zawieszenia i struktury podpierające muszą być zaprojektowane dla warunków podanych w tym paragrafie. W przypadkach wymienionych w punktach (b) do (e) tego paragrafu podane obciążenia od wody mogą być rozłożone na dno pływaka dla zapobieżenia nadmiernym obciążeniom lokalnym, przy zastosowaniu ciśnień działających na dno nie mniejszych niż nakazane w punkcie (g) tego paragrafu.

(b) *Obciążenia redana*. Wynikające obciążenia od wody muszą być przyłożone w płaszczyźnie symetrii pływaka w punkcie leżącym na trzech czwartych odległości od dzioba do redana i muszą być prostopadłe do stępki. Wynikłe obciążenie graniczne oblicza się następująco, z tym jednak, że wielkość L nie musi przekraczać trzykrotnego ciężaru wypartej wody, kiedy pływak jest całkowicie zanurzony:

$$L = \frac{C_5 V_{S0} W^{2/3}}{\text{tg}^{2/3} \beta_S (1 + r_y^2)^{2/3}}$$

gdzie -

- P = obciążenie dopuszczalne (funt);
- C_5 = 0.0053;
- V_{S0} = prędkość przeciągnięcia wodnosamolotu (w węzłach) przy klapach lądowania wychylonych do odpowiedniego położenia, bez wpływu strumienia zaśmigłowego;
- W = obliczeniowy ciężar do startu z wody w funtach;
- β_S = kąt podoblenia na współrzędnej 3/4 odległości od dzioba do redana, który jednak nie musi być mniejszy od 15° ; oraz
- r_y = stosunek poprzecznej odległości pomiędzy środkiem ciężkości i płaszczyzną symetrii pływaka do promienia bezwładności przy przechylaniu.

(c) *Obciążenia dzioba*. Wynikowe obciążenie dopuszczalne musi być przyłożone w płaszczyźnie symetrii pływaka, w punkcie na jednej czwartej odległości od dzioba do redana i musi być prostopadłe do stycznej do linii stępki w tym punkcie. Wielkość wynikowego obciążenia powinna być taka, jak wymieniono w punkcie (b) tego paragrafu.

(d) *Asymetryczne obciążenie redana*. Wynikowe obciążenie od wody składa się z składowej równej 0.75 obciążenia wymienionego w punkcie (a) tego paragrafu, oraz składowej bocznej równej 3.25 $\text{tg } \beta$ razy obciążenie wymienione w punkcie (b) tego paragrafu.

JAR 23.535(d) (ciąg dalszy)

Obciążenie boczne musi być przyłożone prostopadle do płaszczyzny symetrii pływaka w punkcie leżącym w połowie pomiędzy stępką i obłem.

(e) *Asymetryczne obciążenie dzioba*. Wynikowe obciążenie od wody składa się z składowej równej 0.75 obciążenia wymienionego w punkcie (b) tego paragrafu i składowej bocznej równej 0,25 tgβ razy obciążenie wymienione w punkcie (c) tego paragrafu. Obciążenie boczne musi być przyłożone prostopadle do płaszczyzny symetrii w punkcie leżącym w połowie pomiędzy stępką i obłem.

(f) *Stan pływaka zanurzonego*. Wynikowe obciążenie musi być przyłożone w środku ciężkości przekroju pływaka w punkcie położonym w odległości równej jednej trzeciej odległości od dzioba do redana. Składowe obciążenia dopuszczalnego są następujące:

$$[\text{pionowa} = \rho g V]$$

$$[\text{do tyłu} = \frac{C_x \rho V^{2/3} (KV_{SO})^2}{2}]$$

$$[\text{w bok} = \frac{C_y V^{2/3} (KV_{SO})^2}{2}]$$

gdzie -

ρ = gęstość masowa wody (ślug na stopę sześcienną)

V = objętość pływaka (stopy sześcienne)

C_x = współczynnik siły oporu, równy 0.133

C_y = współczynnik siły bocznej, równy 0.106

K = 0.8, z tym, że może być użyta niższa wartość, jeżeli jest wykazane, że pływaki są niezdolne do zanurzenia się przy prędkości 0.8 V_{SO} w normalnym użytkowaniu

V_{SO} = prędkość przeciągnięcia wodnosamolotu (w węzłach) przy kłapach lądowania wychylonych do odpowiedniego położenia, bez wpływu strumienia zaśmigłowego; oraz

g = przyspieszenie ziemskie (ft/s²)

(g) *Ciśnienia działające na dno pływaka*. Ciśnienia działające na dno pływaka muszą być ustalone według JAR 23.533, z tym że wartość K_2 we wzorach może być przyjmowana jako równa 1.0. Kąt podobienia, jaki winien być używany przy określaniu ciśnień działających na dno, jest przytoczony w punkcie (b) tego paragrafu.

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.537 Obciążenia pływaków przykadłubowych

Obciążenia obliczeniowe pływaków przykadłubowych muszą być oparte na odpowiednich danych doświadczalnych.

WARUNKI LĄDOWANIA AWARYJNEGO

JAR 23.561 Ogólne

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

(b) Struktura musi być zaprojektowana tak, aby dawała każdej osobie na pokładzie rozsądną szansę uniknięcia poważnych obrażeń, gdy -

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

(2) Osoba na pokładzie doświadcza statycznych obciążeń od sił bezwładności, odpowiadających niżej podanym niszczącym współczynnikom obciążenia:

(i) Do góry, 3.0 g dla kategorii normalnej, użytkowej i transportu lokalnego, albo 4.5 dla samolotów kategorii akrobacyjnej;

(ii) Do przodu, 9.0 g;

(iii) W bok, 1.5 g; oraz

(3) Elementy posiadające masę, znajdujące się w kabinie, które mogłyby zranić osoby na pokładzie, doświadczają statycznych obciążeń od sił bezwładności, odpowiadających niżej podanym niszczącym współczynnikom obciążenia:

(i) Do góry, 3.0 g;

(ii) Do przodu, 18.0 g; oraz

(iii) W bok, 4.5 g.

(c) Każdy samolot o chowanym podwoziu musi być tak zaprojektowany, by chronił osoby na pokładzie podczas lądowania -

(1) Z podwoziem schowanym;

(2) Przy umiarkowanej prędkości opadania; oraz

(3) Przy założeniu, w braku bardziej racjonalnej analizy -

(i) Siły bezwładności w kierunku do dołu odpowiadające 3 g; oraz

(ii) Współczynnik tarcia o ziemię wynoszący 0.5.

JAR 23.561 (ciąg dalszy)

(d) Jeżeli nie zostało udowodnione, że kapotaż w trakcie lądowania awaryjnego jest nieprawdopodobny, struktura musi być zaprojektowana tak, aby chroniła osoby na pokładzie podczas kompletnego kapotażu jak następuje:

(1) Prawdopodobieństwo kapotażu może być wykazane przy pomocy analizy, w której przyjęto następujące założenia:

(i) Najbardziej niekorzystna kombinacja ciężaru i położenia środka ciężkości;

(ii) Współczynnik obciążenia podłużnego 9.0 g;

(iii) Współczynnik obciążenia pionowego 1.0 g; oraz

(iv) Dla samolotów z podwoziem trójkołowym, zniszczona jest przednia goleń podwozia i nos samolotu styka się z ziemią.

(2) Dla określania obciążeń, które mają być przyłożone do samolotu przewróconego po kapotażu, muszą być użyte - współczynnik niszczonego obciążenia w kierunku do góry wynoszący 3.0 g i współczynnik tarcia o ziemię wynoszący 0.5.

(e) Z wyjątkami, jak podaje JAR 23.787(c), struktura podpierająca musi być zaprojektowana tak, by utrzymała pod obciążeniami, aż do obciążeń podanych punkcie (b)(3) niniejszego paragrafu, każdy element posiadający masę, który mógłby zranić osoby na pokładzie, gdyby oderwał się od zamocowania podczas lądowania z niewielkim rozbięciem.

JAR 23.562 Warunki dynamiczne lądowania awaryjnego.

[(Patrz ACJ 23.562)]

(a) Każdy układ fotel/uprząż musi być zaprojektowany tak, 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 statycznych obciążeń od sił bezwładności, odpowiadających podanym w niniejszym paragrafie współczynnikiem 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. Próby muszą być wykonane w taki sposób, że osoba jest symulowana przez antropomorficzny manekin (*antropomorphic test dummy, ATD*), jak opisano w Załączniku J, albo przez jego zatwierdzony ekwiwalent o nominalnym ciężarze 77 kg (170 funtów), który znajduje się w normalnej wyprostowanej pozycji siedzącej.

JAR 23.562(b) (ciąg dalszy)

(1) Dla pierwszej próby, zmiana prędkości nie może być mniejsza niż 31 stóp na sekundę. Układ fotel/uprząż musi być ustawiony w jego nominalnym położeniu w stosunku do samolotu i przy płaszczyźnie poziomej samolotu zadartej o 60° , bez odchylenia, w stosunku do wektora uderzenia. Dla układu fotel/uprząż, który ma być zainstalowany w pierwszym rzędzie samolotu, wartość szczytowa opóźnienia musi wystąpić po czasie nie dłuższym niż 0.05 sekundy po uderzeniu i musi osiągnąć minimum 19 g. Dla wszystkich innych układów fotel/uprząż wartość szczytowa deceleracji musi wystąpić po czasie nie dłuższym niż 0.06 sekundy po uderzeniu i musi osiągnąć minimum 15 g.

(2) Dla drugiej próby, zmiana prędkości musi być nie mniejsza niż 42 stopy na sekundę. Układ fotel/uprząż musi być zorientowany w jego nominalnym położeniu w stosunku do samolotu i przy pionowej płaszczyźnie samolotu odchylonej o 10° , bez pochylenia, w stosunku do wektora uderzenia w kierunku, który wywołuje największe obciążenie w pasach barkowych. Dla układu fotel/uprząż, zainstalowanego w pierwszym rzędzie samolotu, szczytowa wartość opóźnienia musi wystąpić po czasie nie dłuższym niż 0.05 sekundy po uderzeniu i musi osiągnąć minimum 26 g. Dla wszystkich innych układów fotel/uprząż, wartość szczytowa opóźnienia musi się pojawić nie później niż 0.06 sekundy po uderzeniu i musi osiągnąć minimum 21 g.

(3) Dla uwzględnienia utraty stateczności podłogi, szyny urządzeń używanych do mocowania układu fotel/uprząż do struktury płatowca muszą być obciążane wstępnie do odchylenia wzajemnego o co najmniej 10° w pionie (to jest odchylone podłużnie od pozycji równoległej) i jedna z szyn lub urządzeń mocujących musi zostać obciążona wstępnie do odchylenia o 10° w bok, zanim zostaną przeprowadzone próby określone w punkcie (b)(2) tego paragrafu.

(c) Musi być wykazane spełnienie następujących wymagań w trakcie prób dynamicznych, przeprowadzonych zgodnie z punktem (b) tego paragrafu.

(1) Układ fotel/uprząż musi zatrzymać manekina (*ATD*), aczkolwiek elementy tego układu mogą doświadczyć deformacji, ulec wydłużeniu, przemieszczeniu lub uszkodzeniu w miejscu przewidzianym przez konstrukcję.

(2) Połączenie pomiędzy układem fotel/uprząż i zamocowaniem do prób muszą pozostać nienaruszone, chociaż sama struktura fotela może być zdeformowana.

JAR 23.562(c) (ciąg dalszy)

(3) Każda taśma pasów barkowych musi pozostać na ramionach manekina (ATD) w czasie uderzenia.

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

(5) Wyniki prób dynamicznych muszą wykazywać, że użytkownik fotela jest zabezpieczony przed doznaniem poważnych obrażeń głowy.

(i) Jeżeli może wystąpić kontakt głowy z sąsiadującymi fotelami, strukturą, lub innymi elementami w kabinie, musi być wprowadzone takie zabezpieczenie, które nie pozwoli, ażeby uderzenie spowodowało przekroczenia wartości kryterium obrażeń głowy (*Head Injury Criteria, HIC*) wynoszącej 1000.

(ii) Wartość *HIC* jest definiowana jako:

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

gdzie:

- t_1 - jest początkowym czasem przedziału całkowania w sekundach,
- t_2 - jest czasem końcowym wyrażonym w sekundach,
- $(t_2 - t_1)$ - jest czasem trwania ważniejszego uderzenia głowy, wyrażonym w sekundach, zaś
- $a(t)$ - jest wynikową deceleracją w środku ciężkości zobrażenia głowy wyrażoną jako wielokrotność g (w jednostkach grawitacji).

(iii) Spełnienie granic *HIC* musi być wykazane przez pomierzenie uderzenia głowy w trakcie prób dynamicznych w sposób określony w punktach (b)(1) i (b)(2) tego paragrafu, lub przez oddzielne wykazanie spełnienia kryteriów obrażeń głowy przy pomocy prób lub procedur analitycznych.

(6) Obciążenia w poszczególnych pasach barkowych nie mogą przekraczać 794 kg siły, (1750 funtów). Jeżeli do przytrzymywania górnej części tułowia są używane pasy podwójne, łączne ich obciążenie nie może przekraczać 907 kg siły, (2000 funtów).

(7) Obciążenia ściskające, mierzone pomiędzy miednicą i kręgosłupem lędźwiowym manekina (ATD), nie mogą przekraczać 680 kg (1500 funtów).

(d) Alternatywne podejście, które pozwala uzyskać równorzędny lub wyższy poziom ochrony osoby w fotelu, niż wymagany przez niniejszy punkt, może być użyte, jeżeli zostanie uzasadnione na racjonalnej podstawie.

JAR 23.562 (ciąg dalszy)

(e) Nie wymagane dla JAR-23

[Popr. 1, 01.02.01]

OCENA ZMĘCZENIA MATERIAŁU

JAR 23.571 Metalowa struktura kabiny ciśnieniowej.

[(Patrz ACJ 23.571)]

(a) Wytrzymałość, konstrukcja poszczególnych elementów i wykonawstwo struktury kabiny ciśnieniowej muszą być ocenione zgodnie z jednym z niżej podanych punktów:

(1) Określenie wytrzymałości zmęczeniowej, w toku którego dla struktury zostanie wykazane drogą prób, albo na drodze analitycznej popartej próbami, że struktura jest w stanie wytrzymać powtarzające się obciążenia o zmiennej wielkości, przewidywane w użytkowaniu.

(2) Prześledzenie wytrzymałości w oparciu o zasadę bezpiecznych uszkodzeń, w którym wykazuje się na drodze analitycznej, przez próby, lub obydwojoma tymi sposobami, że katastrofalne zniszczenie struktury nie jest prawdopodobne po uszkodzeniu zmęczeniowym lub widocznym częściowym pęknięciu zasadniczego elementu konstrukcyjnego, oraz że pozostałe struktury są w stanie przenieść, jako obciążenie niszczące, 75 procent obciążenia dopuszczalnego przy prędkości V_c , uwzględniając połączone skutki ciśnień, spotykanych w normalnym użytkowaniu, zewnętrznych ciśnień aerodynamicznych i obciążeń w locie. Te obciążenia muszą być pomnożone przez współczynnik 1.15, chyba że dynamiczny efekt uszkodzenia pod obciążeniem statycznym jest uwzględniony w inny sposób.

[(3)] Analizę i badanie tolerancji uszkodzeń według JAR 23. 573(b)

(b) Przeglądy. 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, wymaganej przez JAR 23.1529.

[(c) Usunięty]

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.572 Metalowe skrzydło, usterzenie i współpracujące z nimi struktury nośne.

[(Patrz ACJ 23.572)]

a) Wytrzymałość, szczegóły rozwiązań konstrukcyjnych i sposób wytwarzania tych części samolotu, których uszkodzenie miałyby katastrofalne skutki, muszą być przeanalizowane przy pomocy jednej z niżej wymienionych metod, chyba że zostanie wykazane, że

JAR 23.572(a) (ciąg dalszy)

struktura, poziom działających naprężeń, materiały i spodziewane wykorzystania są porównywalne, z punktu widzenia zmęczenia, do podobnej konstrukcji, dla której istnieje szerokie i zadowalające doświadczenie użytkownika;

(1) Prześledzenie wytrzymałości zmęczeniowej, które wykazuje na drodze analitycznej albo przez próby, lub obydwoma sposobami, że struktura jest w stanie wytrzymać powtarzające się obciążenia o zmiennej wielkości, przewidywane w użytkowaniu. Sama metoda analityczna jest uważana za możliwą do zaakceptowania tylko wtedy, gdy ma charakter zachowawczy i odnosi się do struktur prostych, lub:

(2) Prześledzenie wytrzymałości w oparciu o zasadę bezpiecznych uszkodzeń, w którym wykazuje się na drodze analitycznej, przez próby, lub obydwoma tymi sposobami, że katastrofalne zniszczenie struktury nie jest prawdopodobne po uszkodzeniu zmęczeniowym lub widocznym częściowym pęknięciu zasadniczego elementu konstrukcyjnego, oraz że pozostałe struktury są w stanie przenieść obciążenie niszczące, równe 75 procent krytycznego obciążenia dopuszczalnego przy prędkości V_c . Te obciążenia muszą być pomnożone przez współczynnik 1.15, chyba że dynamiczne skutki uszkodzenia pod obciążeniem statycznym są rozpatrywane w inny sposób.

(3) Oszacowanie tolerancji uszkodzeń według JAR 23.573(b).

(b) Każda ocena wymagana przez ten paragraf musi:

(1) Zawierać typowe spektra obciążeń (np. kołowanie, cykle ziemia-powietrze-ziemia, manewry, podmuchy);

(2) Uwzględnić wszystkie znaczące wpływy w wyniku wzajemnych oddziaływań powierzchni aerodynamicznych, oraz:

(3) Brać pod uwagę każdy znaczący wpływ obciążeń od strumienia zaśmigłowego i buffetingu od oddziaływania zawirowań.

(c) Przeglądy. W oparciu o badania [wymagane przez ten paragraf, muszą być ustanowione przeglądy lub] inne procedury, potrzebne dla zapobieżenia katastrofalnemu zniszczeniu i muszą one być łączone do rozdziału Ograniczenia Zdatości do Lotu Instrukcji Ciągłej Zdatości do Lotu, wymaganej przez JAR 23.1529

[Popr. 1, 01.02.01]

JAR 23.573 Tolerancja uszkodzeń i szacowanie zmęczenia konstrukcji.

[(Patrz ACJ 23.573(a)(1) i (3), oraz ACJ 23.573(b))]

(a) *Płatowce o konstrukcji kompozytowej.* Struktura płatowca wykonana z kompozytu musi być oceniona według niniejszego paragrafu w miejsce JAR 23.571 i

JAR 23.573(a) (ciąg dalszy)

23.572. Zgłaszający musi ocenić, dla struktury płatowca wykonanej kompozytu, uszkodzenia które mogłyby spowodować katastrofalną utratę samolotu, w każdym skrzydle (włączając układ kaczka, tandem oraz z końcówkami rozpraszającymi wiry brzegowe), usterzeniu, ich strukturach przenoszenia sił i mocowania, ruchomych powierzchni sterowych i ich strukturach mocowania, kadłubie i kabynie ciśnieniowej, stosując kryteria tolerancji uszkodzeń, nakazane w podpunktach (1) do (4) tego paragrafu, chyba że wykazano, że są niepraktyczne. Jeżeli zgłaszający przyjmuje, że stosowanie kryteriów tolerancji uszkodzeń nie jest praktyczne dla danej struktury, wówczas ta struktura musi być oceniona zgodnie z podpunktami (1) i (6) tego paragrafu. Tam gdzie są zastosowane połączenia klejone, konstrukcja musi być także prześledzona zgodnie z podpunktem (5) tego paragrafu.

Przy ocenach wymaganych przez ten paragraf, musi być wzięty pod uwagę wpływ zmienności materiału i warunków środowiska na wytrzymałość i trwałość własności materiałów kompozytowych.

(1) Należy wykazać przez próby, albo przez analizy poparte przez próby, że konstrukcja jest zdolna do przeniesienia obciążenia doraźnego z uszkodzeniem aż progu wykrywalności odpowiadającego procedurze zastosowanej metody sprawdzania.

(2) Tempo propagacji lub brak propagacji uszkodzenia, które może wystąpić w wyniku zmęczenia, korozji, wad produkcyjnych, lub uszkodzeń dynamicznych, pod działaniem obciążeń powtarzalnych spodziewanych w użytkowaniu, musi być ustalone przez próby lub analizy, poparte przez próby.

(3) Należy wykazać przez próby pozostającej wytrzymałości, lub analizy poparte przez takie próby, że konstrukcja jest zdolna do przeniesienia krytycznych dopuszczalnych obciążeń w locie traktowanych jako obciążenia niszczące przy stopniu wykrywalnego uszkodzenia zgodnego z wynikami analizy tolerancji uszkodzeń. Kabiny ciśnieniowe muszą być zdolne do przeniesienia następujących obciążeń:

(i) Krytyczne dopuszczalne obciążenie w locie przy połączonym działaniu normalnego użytkowego ciśnienia i spodziewanych zewnętrznych ciśnień aerodynamicznych.

(ii) Spodziewane zewnętrzne ciśnienia aerodynamiczne w locie przy $1g$ połączone z różnicowym ciśnieniem kabiny równym 1.1 razy normalne użytkowe ciśnienie różnicowe bez jakiegokolwiek innego obciążenia.

JAR 23.573(a) (ciąg dalszy)

(4) Powiększanie uszkodzenia, pomiędzy początkową wykrywalnością i wartością wybraną dla wykazania pozostającej wytrzymałości pomnożone przez współczynnik dla otrzymania odstępów pomiędzy przeglądami, musi pozwolić na przyjęcie programu przeglądów odpowiedniego do stosowania przez personel użytkujący i obsługujący.

(5) Graniczny zakres obciążenia każdego połączenia klejonego, którego zniszczenie doprowadziłoby do katastrofalnej utraty samolotu, musi być udowodniony przy użyciu jednej z następujących metod:

(i) Maksymalne rozklejenie każdego połączenia klejonego, przy którym jest ono zdolne do przenoszenia obciążeń według punktu (a)(3) tego paragrafu, musi być określone przez analizę, próby lub jedno i drugie. Cechy konstrukcji muszą zapobiegać rozklejeniu większemu od tak określonego dla każdego połączenia klejonego; lub

(ii) Próby muszą być przeprowadzone na każdym seryjnym wyrobie, w toku których będzie przykładane krytyczne projektowe obciążenie dopuszczalne dla każdego krytycznego połączenia klejonego; lub

(iii) Musi być wprowadzona powtarzalna i niezawodna technika kontroli nieniszczącej, która zapewni wytrzymałość każdego połączenia.

(6) Dla elementów struktury, dla których wykazuje się, że metoda tolerancji uszkodzeń jest niepraktyczna, należy wykazać przez ich próby zmęczeniowe (lub analizy poparte próbami), że są zdolne wytrzymać obciążenie powtarzalne o zmiennej wielkości, przewidywane w użytkowaniu. Muszą być przeprowadzone dostateczne próby zespołów, podzespołów, detali lub wycinków dla ustalenia współczynnika rozrzutu zmęczenia i wpływu środowiska. Należy rozważyć w dowodzeniu uszkodzenie aż do progu wykrywalności i pozostałą zdolność do przeniesienia obciążenia niszczącego.

(b) Płatowce o konstrukcji metalowej. Jeżeli zgłaszający wybierze według [JAR 23.571(a)(3) lub JAR 23.572(a)(3) badanie tolerancji uszkodzeń, wówczas ta] 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.

JAR 23.573(a) (ciąg dalszy)

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 23.337 i 23.423, oba warunki przy odpowiadających im prędkościach, ale tylko do prędkości V_C , jak podaje JAR 23.345.

(2) Dopuszczalne obciążenia od podmuchu podane w JAR 23.341 i 23.425, oba warunki przy odpowiadających im prędkościach, ale tylko do prędkości V_C , jak podaje JAR 23.345.

(3) Warunki dopuszczalnego obciążenia od przechyłania, podane w JAR 23.349 oraz dopuszczalnego obciążenia niesymetrycznego podane w JAR 23.367 i 23.427, oba warunki przy odpowiadających im prędkościach, ale tylko do prędkości V_C .

(4) Warunki dopuszczalnego obciążenia od podmuchu poprzecznego, w JAR 23.443 i 23.445, oba warunki przy odpowiadających im prędkościach.

(5) Warunki dopuszczalnego obciążenia od manewru w kierunku odchylenia, w JAR 23.441 i 23.445, oba warunki przy podanych dla nich prędkościach.

(6) Dla kabin ciśnieniowych –

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

(ii) Spodziewane zewnętrzne ciśnienia aerodynamiczne przewidywane dla lotu przy 1g, połączone z różnicą ciśnień w kabinie równą 1.1 razy normalne różnicowe ciśnienie w kabinie bez jakiegokolwiek innego obciążenia.

(c) Przeglądy. W oparciu o analizy, [wymagane przez ten paragraf, muszą zostać ustalone przeglądy lub] inne procedury jako niezbędne dla zapobieżenia defektom katastrofalnym i muszą one zostać zawarte w [rozdziale Ograniczenia zdatności do lotu, Instrukcji ciągłej zdatności do lotu], wymaganej przez JAR 23.1529.

[Popr. 1, 01.02.01]

[JAR 23.574 Tolerancja uszkodzeń struktury metalowej i ocena zmęczenia samolotów kategorii transportu lokalnego

Nie wymagane dla JAR-23]

[JAR 23.575 Przeglądy i inne procedury

Nie wymagane dla JAR-23]

CELOWO POZOSTAWIONE NIEZAPISANE

CELOWO POZOSTAWIONE NIEZAPISANE