

## Podczęść C - Struktura

## OGÓLNE

## JAR 22.301 Obciążenia

(a) Wymagania na temat wytrzymałości są podane jako obciążenia dopuszczalne (Limit Loads) (maksymalne obciążenia, które są spodziewane w użytkowaniu) oraz obciążenia niszczące (Ultimate Loads) (obciążenia dopuszczalne mnożone przez współczynnik bezpieczeństwa). Jeżeli nie jest stwierdzone inaczej, to podane obciążenia są obciążeniami dopuszczalnymi.

(b) Jeżeli nie podano innych wymagań, obciążenia od oddziaływania sił aerodynamicznych i obciążenia od oddziaływania ziemi muszą być zrównoważone przez siły bezwładności, przy uwzględnieniu każdego elementu masy szybowca. Te obciążenia muszą być rozłożone w taki sposób, aby reprezentowały warunki rzeczywistego obciążenia, albo ich konserwatywne przybliżenie.

(c) Jeżeli ugięcia, spowodowane oddziaływaniem obciążeń, zmieniają w istotny sposób rozkład sił zewnętrznych lub wewnętrznych, ta zmiana musi być uwzględniana.

## JAR 22.303 Współczynnik bezpieczeństwa

Jeżeli nie ma innych wymagań, musi być przyjmowana wartość współczynnika bezpieczeństwa równa 1.5.

## JAR 22.305 Wytrzymałość i odkształcenia.

(a) Struktura musi być w stanie przenieść obciążenia dopuszczalne bez odkształceń trwałych. Przy żadnym obciążeniu, aż do obciążenia dopuszczalnego, odkształcenia nie mogą zagrażać bezpieczeństwu działania. Odnosi się to w szczególności do układów sterowania.

(b) Struktura musi być w stanie przenieść obciążenia niszczące bez zniszczenia przez czas co najmniej trzech sekund. Jednakże, jeżeli dowodzenie wytrzymałości odbywa się przy pomocy prób dynamicznych, symulujących rzeczywiste warunki obciążenia, limit trzech sekund nie ma zastosowania.

## JAR 22.307 Dowodzenie wytrzymałości struktury

(a) Zgodność z wymaganiami na temat wytrzymałości i odkształceń podanymi w JAR 22.305 musi być udowodniona dla każdego krytycznego stanu obciążeń. Analiza strukturalna może być wykorzystana tylko wtedy, gdy struktura jest tego rodzaju, dla którego doświadczenie wykazało, że dana metoda jest pewna. W innych przypadkach muszą być wykonane dowodowe próby obciążania konstrukcji.

*IEM 22.307*

(1) Dowodowe próby obciążania konstrukcji, które wykonuje się zgodnie z JAR 22.307(a), powinny normalnie być wykonywane do projektowych obciążeń niszczących.

(2) Wyniki otrzymane z prób wytrzymałościowych powinny być poprawione o odchyłki od własności mechanicznych i wymiarów przyjmowanych do obliczeń projektowych w taki sposób, aby zapewnić że prawdopodobieństwo, że jakakolwiek struktura ma wytrzymałość niższą od wartości projektowych, na skutek odchyłek [własności] materiału lub wymiarów, jest skrajnie niskie.

(b) Pewne elementy struktury muszą być badane w sposób podany w Podczęści D niniejszej Części.

UWAGA: Wymagania strukturalne, podane w Podczęści C, nie stanowią całości wymagań strukturalnych, które są potrzebne dla wykazania zgodności z JAR-22.

## OBCIĄŻENIA W LOCIE

## JAR 22.321 Ogólne

(a) Współczynniki obciążenia w locie stanowią stosunek składowej siły aerodynamicznej (działającej w kierunku normalnym do toru lotu szybowca) do ciężaru tego szybowca. Dodatni współczynnik obciążenia odpowiada sile działającej w górę, w stosunku do szybowca.

(b) Zgodność z wymaganiami niniejszej Podczęści na temat obciążeń w locie musi być wykazana:

(1) dla każdej krytycznej wysokości w zakresie, w którym spodziewane jest użytkowanie szybowca; oraz

(2) dla każdej praktycznie występującej kombinacji ciężaru i ładunku zmiennego.

*IEM 22.321(b)*

*Dla szybowców wysokość nie jest normalnie czynnikiem krytycznym, gdy chodzi o obciążenia w locie; dla motoszybowców moment obrotowy od śmigła i ciąg są normalnie największe na poziomie morza.*

P

**JAR 22.331 Warunki lotu symetrycznego**

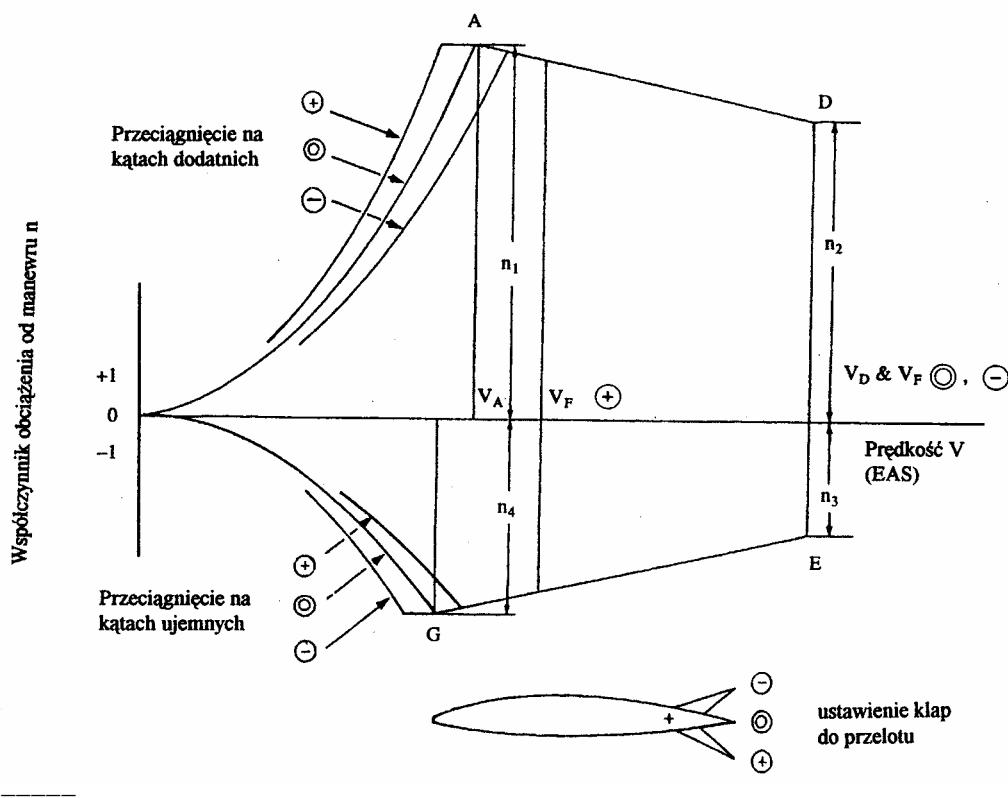
(a) Odpowiednie obciążenie, potrzebne do zapewnienia równowagi, przyłożone na usterzeniu poziomym, musi być uwzględnione w sposób racjonalny lub konserwatywny przy określaniu obciążeń skrzydła oraz obciążeń od sił bezwładności, wynikających z przyspieszeń liniowych odpowiadających każdemu ze stanów obciążeń w locie symetrycznym, podanemu w JAR 22.333 do 22.345.

(b) Dodatkowe obciążenia na usterzeniu poziomym, wynikające z manewrów oraz podmuchów, muszą być zrównoważone przez bezwładność szybowca w ruchu obrotowym, w sposób racjonalny lub konserwatywny.

(c) Przy obliczaniu obciążeń, wynikających z podanych wyżej warunków, przyjmuje się, że kąt natarcia zmienia się skokowo bez utraty prędkości lotu, aż do uzyskania nakazanego współczynnika obciążenia. Przyspieszenia kątowe mogą być pominięte.

(d) Dane aerodynamiczne, wymagane dla określenia warunków obciążenia, muszą być ustanowione drogą prób, obliczeń albo konserwatywnego oszacowania.

===== (Rysunek)



=====

**RYSUNEK 1 OBWIEDNIA OBCIĄŻEŃ OD MANEWRÓW**

**JAR 22.331(d)(c.d.)**

(1) W braku lepszej informacji, maksymalny ujemny współczynnik siły nośnej w konfiguracji normalnej może być przyjmowany jako równy -0.8.

(2) Jeżeli współczynnik momentu pochylającego  $C_{m_0}$  jest mniejszy od  $\pm 0.025$  to współczynnik wynoszący co najmniej -0.025 musi być stosowany do skrzydła i usterzenia poziomego.

**JAR 22.333 Obwiednia obciążeń w locie**

(a) *Ogólne.* Zgodność z wymaganiami niniejszej Podczęści na temat wytrzymałości musi być wykazana dla każdej kombinacji prędkości lotu i współczynnika obciążenia w granicach obwiedni obciążeń, określonej przez kryteria manewrów oraz podmuchów punktów odpowiednio (b) i (c) niniejszego paragrafu.

(b) *Obwiednia obciążeń od manewrów.* Kłapy skrzydłowe w położeniu przelotowym, hamulce aerodynamiczne schowane. (Patrz Rys 1)

JAR 22.333(c.d.)

(c) *Obwiednia od podmuchów.* Kłapy skrzydłowe w położeniu przelotowym. (Patrz Rys.2)

(1) Przy prędkości projektowej  $V_B$  szybowiec musi być w stanie przenieść podmuchy - dodatni (w górę) oraz ujemny (w dół) - o prędkości 15 m/s działające w kierunku normalnym do toru lotu.

(2) Przy prędkości projektowej  $V_D$  szybowiec musi być w stanie przenieść podmuchy - dodatni (w górę) oraz ujemny (w dół) - o prędkości 7.5 m/s, działające w kierunku normalnym do toru lotu.

### JAR 22.335 Prędkości projektowe

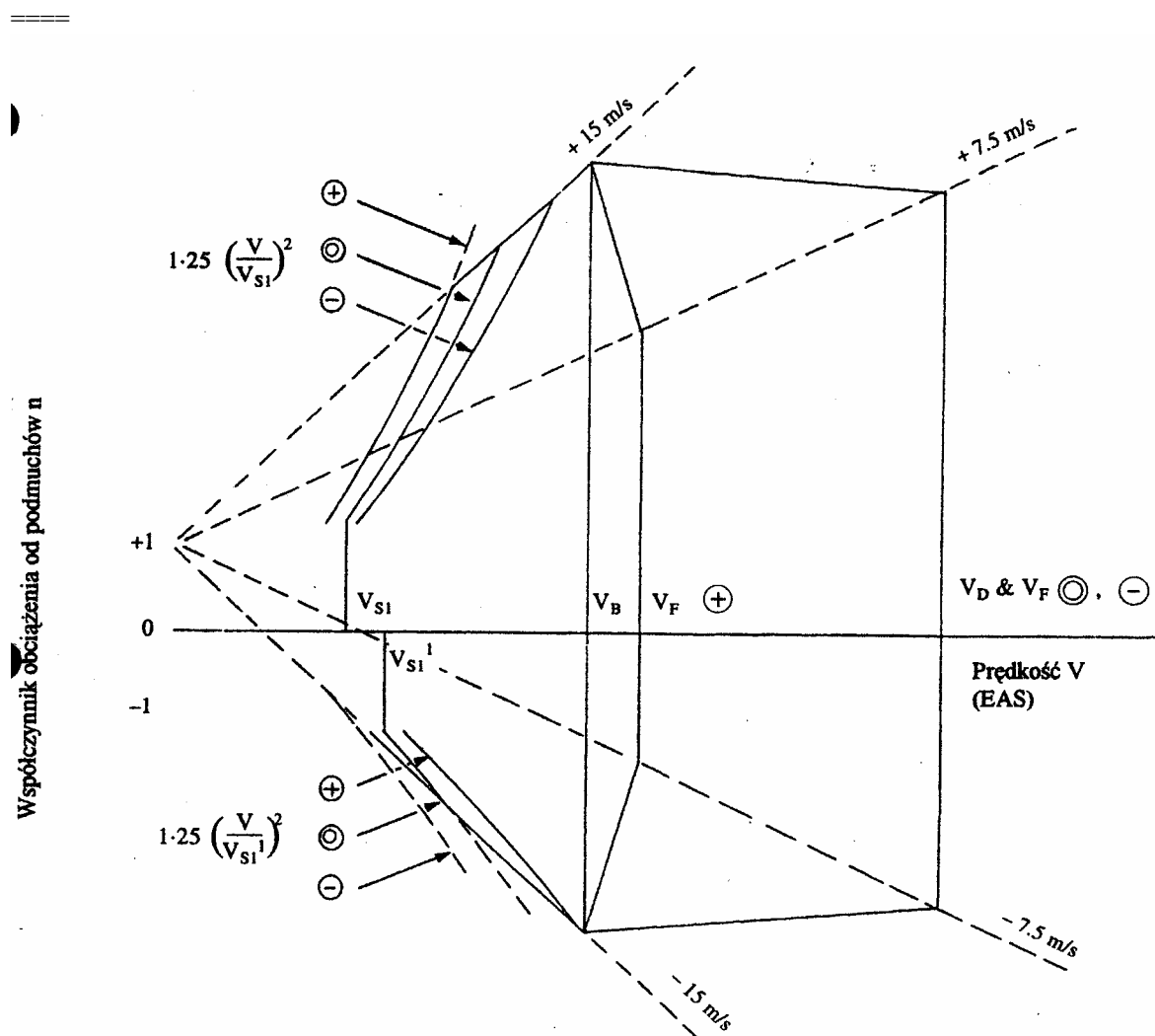
Wybranymi prędkościami projektowymi są prędkości równoważne (EAS)

(a) *Projektowa prędkość manewrowa  $V_A$*

$$V_A = V_{S1} \sqrt{n_1}$$

gdzie:

$V_{S1}$  = przewidywana prędkość przeciągnięcia przy maksymalnym ciężarze projektowym, przy kłapach skrzydłowych w położeniu neutralnym i schowanych hamulcach aerodynamicznych.



- RYSUNEK 2 OBWIEDNIA OBCIĄŻEN OD PODMUCHÓW

JAR 22.335(c.d.)

(b) Projektowa prędkość z klapami  $V_F$

(1) Dla każdego położenia klap, które jest położeniem do lądowania,  $V_F$  musi być nie mniejsze od większej z podanych niżej wartości:

(i)  $1.4 V_{S1}$ , gdzie  $V_{S1}$  jest obliczoną prędkością przeciągnięcia, przy klapach skrzydłowych w położeniu neutralnym, przy maksymalnym ciężarze.

(ii)  $2.0 V_{SF}$ , gdzie  $V_{SF}$  jest obliczoną prędkością przeciągnięcia przy klapach skrzydłowych w położeniu całkowicie wychylonym, przy maksymalnym ciężarze.

(2) Dla każdego dodatniego wychylenia przelotowego  $V_F$  musi być nie mniejsze od większej z podanych niżej wartości:

(i)  $2.7 V_{S1}$ , gdzie  $V_{S1}$  jest obliczoną prędkością przeciągnięcia przy danym dodatnim wychyleniu klap skrzydłowych, przy maksymalnym ciężarze projektowym.

(ii)  $1.05 V_A$  gdzie  $V_A$  jest prędkością określoną według punktu (a) niniejszego paragrafu, to jest przy klapach skrzydłowych w położeniu neutralnym.

(3) Dla wszystkich innych położ.  $V_F$  musi być równe  $V_D$ .

(c) Projektowa prędkość w burzliwej atmosferze,  $V_B$ .  $V_B$  musi być nie mniejsza od  $V_A$

(d) Projektowa prędkość holowania  $V_T$ .  $V_T$  musi być nie mniejsza od 125 km/h.

(e) Projektowa prędkość startu za wyciągarką  $V_W$ .  $V_W$  musi być nie mniejsza od 110 km/h.

(f) Projektowa prędkość maksymalna  $V_D$ . Projektowa prędkość maksymalna musi być wybrana przez wnioskującego, ale musi być nie mniejsza niż:

$$V_D = 18 \sqrt[3]{\left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1}{Cd_{min}}\right)}$$

(km/h) dla szybowców kategorii U

$$V_D = 3 \cdot 5 \left(\frac{W}{S}\right) + 200$$

(km/h) dla szybowców kategorii A

gdzie:

$\frac{W}{S}$  jest obciążeniem powierzchni skrzydła

(daN/m) przy projektowym ciężarze maksymalnym  $Cd_{min}$  jest najmniejszym możliwym współczynnikiem oporu szybowca.

Dla motoszybowca,  $V_D$  musi być także nie mniejsze od  $1.35 V_H$ .

IEMJ22.335

(1) Dla klap, których organy sterujące są przeznaczone do użycia zarówno przy dużych jak i małych prędkościach lotu, termin "Klapy skrzydłowe w położeniu neutralnym" w JAR 22.335(a) oraz JAR 22.335(b) jest zdefiniowany (jeżeli nie jest użyty znany profil, co określa położenie neutralne) jako to ustawienie klap skrzydłowych, które otrzymuje się po odjęciu jednej trzeciej całkowitego zakresu wychylenia klap od kąta, odpowiadającego najbardziej ujemnemu wychyleniu.

JAR 22.335(c.d.)

(2) Dla klap, których organy sterujące są przeznaczone do użycia wyłącznie przy małych niskich prędkościach lotu, jak klapy szczelinowe, klapy dzielone i

inne rodzaje klap, gdzie wychylenie jest konwencjonalne i odbywa się tylko w kierunku dodatnim, położenie "neutralne" jest tym położeniem, przy którym klapy są schowane lub wychylone maksymalnie w górę.

JAR 22.337 Dopuszczalne współczynniki obciążenia manewrowego

Dopuszczalne współczynniki obciążenia manewrowego na wykresie V-n (Patrz Rys1) muszą mieć wartości co najmniej jak podano niżej:

Kategoria	U	A
n <sub>1</sub>	+5.3	+7.0
n <sub>2</sub>	+4.0	+7.0
n <sub>3</sub>	-1.5	-5.0
n <sub>4</sub>	-2.65	-5.0

JAR 22.341 Obciążenia od podmuchów

(a) W braku bardziej racjonalnej analizy, współczynniki obciążenia od podmuchów mogą być obliczone jak następuje:

$$n = 1 \pm \left[ \frac{\left(\frac{k}{2}\right) \rho_o U V a}{\left(\frac{mg}{S}\right)} \right]$$

gdzie:

$\rho_o$  = gęstość powietrza na poziomie morza, (kg/m<sup>3</sup>)

U = prędkość podmuchu (m/s)

V = prędkość równoważna (m/s)

a = nachylenie krzywej współczynnika siły nośnej skrzydła na radian

m = masa szybowca (kg)

G = przyspieszenie ziemskie (m/s<sup>2</sup>)

S = projektowa powierzchnia skrzydła (m<sup>2</sup>)

k = współczynnik złagodzenia podmuchu, obliczony z poniższego wzoru:

$$k = \frac{0.88 \mu}{5.3 + \mu} \text{ gdzie: } \mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho l_m a}$$

(Bezwymiarowy stosunek masy szybowca)

gdzie:

$\rho$  = gęstość powietrza (kg/m<sup>3</sup>) na rozpatrywanej wysokości

$l_m$  = średnia cięciwa geometryczna skrzydła (m).

(b) Wartość n, obliczona z podanego wyżej wzoru, nie potrzebuje być wyższa od:

$$n = 1.25 \left(\frac{V}{V_{S1}}\right)^2$$

P

### JAR 22.345 Obciążenia przy wychylonych hamulcach aerodynamicznych i klapach skrzydłowych

(a) *Obciążenia przy wychylonych hamulcach aerodynamicznych*

(1) Struktura szybowca, włącznie z układem hamulców aerodynamicznych, musi być w stanie wytrzymać najbardziej niekorzystną kombinację niżej podanych parametrów:

Równoważna prędkość lotu	$V_D$ (EAS)
Hamulce aerodynamiczne	Od całkowicie schowanych do całkowicie wypuszczonych
Współczynnik obciążenia manewrowego	Od 0 do 3.5

(2) Przyjmuje się, że obciążenia usterzenia poziome odpowiadają warunkom równowagi statycznej

(3) Przy określaniu rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości muszą być uwzględnione zmiany obciążenia, spowodowane obecnością hamulców aerodynamicznych.

(b) *Obciążenia z wychylonymi klapami.* Jeżeli zainstalowane są klapy skrzydłowe, należy przyjąć, że szybowiec jest poddany niżej podanym manewrom i podmuchom:

(1) Przy klapach skrzydłowych we wszystkich położeniach do lądowania, przy prędkości do  $V_F$ :

(i) Manewrom przy dodatnim współczynniku obciążenia aż do wartości 4.0;

(ii) Dodatnim i ujemnym podmuchom o wielkości 7.5 m/s działającym w kierunku normalnym do toru lotu.

(2) Przy klapach w położeniu od największego wychylenia w kierunku dodatnim, stosowanego na przelocie, aż do największego wychylenia w kierunku ujemnym, warunki manewrów podane w JAR 22.333(b), oraz warunki podmuchów z JAR 22.333(c) z tym, że nie musi być uwzględnione co następuje:

(i) Prędkości większe od  $V_F$ , odpowiadającej danemu położeniu klap;

(ii) Współczynniki obciążenia manewrowego, odpowiadające punktom leżącym powyżej linii AD, albo poniżej linii GE na Rysunku 1.

(c) *Klapy ograniczające prędkość.* Jeżeli klapy skrzydłowe mają być używane jako urządzenia zwiększające opór w celu ograniczenia JAR 22.361 (ciąg dalszy)

JAR 22.345(c.d.)

prędkości, (hamulce aerodynamiczne) to warunki podane w JAR 22.345(a) muszą być spełnione przy wszystkich położeniach klap.

(d) Gdy stosowane jest automatyczne urządzenie ograniczające obciążenia klap, szybowiec musi być zaprojektowany z uwzględnieniem krytycznych kombinacji prędkości i położenia klap, dozwolonych przez to urządzenie.

### JAR 22.347 Warunki lotu niesymetrycznego

Zakłada się, że szybowiec jest poddany obciążeniom w locie niesymetrycznym według JAR 22.349 i JAR 22.351. Niezrównoważone momenty aerodynamiczne względem środka ciężkości muszą być przejęte w sposób racjonalny lub konserwatywny, z uwzględnieniem głównych mas, od których pochodzą równoważące siły bezwładności.

*IEM 22.347*

*Przyjmuje się, że szybowiec zachowuje swoje położenie po wychyleniu powierzchni sterowych, dokonany dla zmiany przechylenia albo odchylenia, aż do chwili, gdy przyrosty obciążen osiągną swoje najwyższe wartości.*

### JAR 22.349 Warunki przechylenia

Szybowiec musi być zaprojektowany na obciążenia od przechylenia, powstające na skutek wychyleń lotek podanych w JAR 22.455, przy podanych tamże prędkościach, przy jednoczesnym działaniu obciążeń, odpowiadających współczynnikowi równemu co najmniej dwóm trzecim dodatniego współczynnika obciążeń manewrowych, podanego w JAR 22.337

### JAR 22.351 Warunki odchylenia

Szybowiec musi być zaprojektowany na obciążenia od odchylenia na usterzeniu pionowym, podane w JAR 22.441 i JAR 22.443.

### JAR 22.361 Moment od silnika

(a) Zawieszenie silnika i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na działanie:

(1) Dopuszczalnego momentu, odpowiadającego mocy startowej i startowej prędkości obrotowej śmigła, przy równoczesnym działaniu 75% obciążeń dopuszczalnych odpowiadającym przypadkowi A według JAR 22.333(b).

(2) Dopuszczalnemu momentowi odpowiadającemu maksymalnej mocy trwałej i odpowiednim obrotom śmigła, równoczesnym działaniu obciążeń dopuszczalnych, odpowiadającym przypadkowi A JAR 22.333(b).

(b) Dla silników tłokowych dopuszczalny moment, który należy uwzględnić w JAR 22.361(a), oblicza się jako iloczyn średniego

Zm 4 (Popr.22/86/1, ważna 22.10.86)

**Podczęść C**

momentu i jednego z niżej podanych współczynników:

- (1) 1.33 dla silników o liczbie cylindrów 5 i większej;
- (2) 2 dla silników o liczbie cylindrów 4;
- (3) 3 dla silników o liczbie cylindrów 3;
- (4) 4 dla silników o liczbie cylindrów 2;

**P | JAR 22.363 Siła boczna obciążająca zawieszenie silnika**

(a) Zawieszenie silnika i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na obciążenia łoża siłą boczną, odpowiadającą współczynnikowi obciążenia dopuszczalnego w kierunku bocznym nie mniejszemu od jednej trzeciej współczynnika obciążenia dopuszczalnego dla przypadku A (1/3 n1)

(b) Siła boczna, nakazana w punkcie (a), może być przyjmowana jako działająca niezależnie od innych warunków lotu.

**P | JAR 22.371 Obciążenia od momentów żyroskopowych**

Dla motoszybowców o kategorii zdatności do lotu A łoża silnika i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na obciążenia od momentu żyroskopowego, odpowiadające maksymalnym obrotom trwałym.

**JAR 22.375 Winglety**

(a) Gdy winglety są zabudowane na szybowcu, muszą one być zaprojektowane na:

- (1) Obciążenia boczne odpowiadające maksymalnemu kątowi ślizgu wingleta przy  $V_A$ .
- (2) Obciążenia od podmuchów, działających prostopadle do powierzchni wingleta przy prędkościach  $V_B$  i  $V_D$ ;
- (3) Obciążenia aerodynamiczne, wynikające z wzajemnego oddziaływania skrzydła i wingletów;
- (4) Obciążenia wingletów od sił ręki; oraz
- (5) Obciążenia, wynikających z lądowania z podparciem końcówką skrzydła, jak podaje JAR 22.501, jeżeli winglet może dotknąć podłoża.

JAR 22.375(c.d.)

IEM 22.375(a)

*Dla skrzydła należy wziąć pod uwagę wzajemne oddziaływanie wingleta i skrzydła, gdyż występują -*

- (1) *Zmiany rozkładu siły nośnej na skrzydle;*
- (2) *Dodatkowe momenty zginające i skręcające w miejscach zamocowania wingleta, na skutek obciążeń aerodynamicznych i masowych wingleta;*
- (3) *Wpływ bezwładności; oraz*
- (4) *Wpływ oporu na momenty skręcające skrzydła.*

(b) W braku bardziej racjonalnej analizy obciążenia powinny być obliczone jak następuje:

(1) Siła nośna na wingletach wynikająca ze ślizgu przy  $V_A$  -

$$L_{W_m} = 1 \cdot 25 C_{L_{\max}} S_W \frac{\rho_0}{2} V_A^2$$

gdzie:  $C_{L_{\max}}$  = maksymalny współczynnik siły nośnej profilu wingleta

$S_W$  = Powierzchnia wingleta

(2) Siła nośna na wingletach, wynikająca z działania podmuchu przy  $V_B$  i  $V_D$ -

$$L_{W_g} = a_W S_W \frac{\rho_0}{2} V U k$$

gdzie:  $U$  = Prędkość podmuchu bocznego przy wartościach jak podaje JAR 22.33(c)

$a_W$  = nachylenie krzywej nośności wingleta na radian

$k$  = współczynnik złagodzenia podmuchu, określony jak w JAR 22.443(b)

Wyżej opisana wartość  $L_{W_g}$  nie musi być większa od

$$L_{W_{\max}} = 1 \cdot 25 C_{L_{\max}} S_W \frac{\rho_0}{2} V_{\max}^2$$

(3) Należy uwzględnić działanie na końcówkę wingleta siły 15 daN od ręki działającej -

(i) Poziomo w kierunku do wewnątrz i na zewnątrz równoległe do osi skrzydła leżącej wzdłuż jego rozpiętości; oraz

**JAR-22**

JAR 22.375(b)(3)(c.d.)

(ii) W kierunku poziomym do przodu i do tyłu, równoległe do osi podłużnej kadłuba.

Ponadto należy przyłożyć obciążenia, odpowiadające montażowi szybowca, podane w JAR 22.591, jeżeli płaszczyzna wingleta nie jest normalna do płaszczyzny skrzydła.

**POWIERZCHNIE STEROWE I UKŁADY STEROWANIA**

**JAR 22.395 Obciążenia układu sterowania**

(a) Każdy układ sterowania, włącznie z ogranicznikami ruchu, oraz struktura, na której jest zawieszony, muszą być zaprojektowane na obciążenia, odpowiadające co najmniej 125% obliczonych momentów zawiasowych powierzchni ruchomych, w warunkach określonych w JAR 22.415 do JAR 22.455 włącznie. Do obliczenia momentów zawiasowych muszą być użyte dane aerodynamiczne o wysokim stopniu wiarygodności. Musi być uwzględniony wpływ kłapek wyważających. W żadnym przypadku obciążenia jakiegokolwiek części układu nie mogą być mniejsze od tych, które wynikłyby z przyłożenia obciążeń, stanowiących 60% wysiłków pilota, określonych w JAR 22.397(a).

(b) Przyjmuje się, że siły wywierane przez pilota, przyjęte do projektowania, działają na odpowiednie uchwyty lub powierzchnie układu sterowania, tak jak działałyby w locie, oraz że są równoważone reakcjami w punktach zamocowania układu sterowania do dźwigni na powierzchniach sterowych.

**JAR 22.397 Obciążenia wynikające z dopuszczalnych wysiłków pilota**

(a) Oprócz wymagań JAR 22.395(a), układy sterowania służące do bezpośredniego sterowania szybowcem względem jego osi podłużnej, poprzecznej oraz pionowej, (główny układ sterowania) jak również inne układy sterowania, wpływające na zachowanie w locie, a także punkty, w których te układy są zawieszane, muszą być zaprojektowane tak, aby wytrzymały aż do ograniczników (włącznie z nimi) obciążenia dopuszczalne, wynikające z niżej podanych sił, wywieranych przez pilota:

Organ sterowania	Siła pilota daN	Sposób przyłożenia siły przy założeniu, że układ jest sterowany pojedynczą dźwignią
Ster wysokości	35	Pchanie i ciągnięcie rękojeści na drążku sterowym
Lotki	20	Przemieszczanie w kierunku bocznym uchwytu drążka

**Podczęść C**

JAR 22.397(a)(c.d.)

Organ sterowania	Siła pilota (daN)	Sposób przyłożenia siły przy założeniu, że układ jest sterowany pojedynczą dźwignią
Ster kierunku	90	Nacisk w kierunku do przodu na jeden pedał sterownicy steru kierunku
Hamulce aerodynamiczne Przerywacze strug Kłapy skrzydłowe dźwigni sterującej	35	Pchanie i ciągnięcie rękojeści
Zwalnianie liny holowniczej	35	Ciągnięcie uchwytu sterowania zaczepem

(b) Układ sterowania sterem kierunku musi być zaprojektowany na obciążenia 100 daN na pedał, działające jednocześnie na oba pedały w kierunku do przodu.

**JAR 22.399 Podwójny układ sterowania**

Podwójny układ sterowania musi być zaprojektowany na:

(a) Jednoczesne działanie pilotów w tym samym kierunku; oraz

(b) Działanie pilotów w przeciwnych kierunkach,

przy czym każdy z pilotów przykładają siły, równe 0.75 sił, podanych w JAR 22.397(a).

**JAR 22.405 Drugorzędne układy sterowania**

Drugorzędne układy sterowania, jak układy sterowania wypuszczaniem i chowaniem podwozia, sterowania wyważeniem itp. muszą być zaprojektowane na takie maksymalne siły, jakie pilot może przyłożyć do tych układów.

*IEM 22.405*

*Obciążenia od sił ręki i stopy, przyjęte do projektu, nie powinny być mniejsze od następujących:*

(1) *Obciążenia wywierane ręką na małe pokrętła, korbki itp., wywierane palcem albo dłonią  $P=15$  daN.*

(2) *Siły wywierane ręką na dźwignie i korbki wywierane siłą niepodpartego ramienia, bez wykorzystania ciężaru ciała:  $P=35$  daN.*

IEM 22.405(c.d.)

(3) *Obciążenia wywierane ręką na dźwignie i uchwyty, wywierane siłą podpartej ręki albo przy wykorzystaniu wagi ciała:  $P=60 \text{ daN}$ .*

(4) *Obciążenia wywierane stopą, gdy pilot zajmuje pozycję siedzącą i jest oparty plecami (np obciążenia hamulca, naciskanego czubkiem stopy)  $P=75 \text{ daN}$ .*

#### JAR 22.411 Sztywność i ugięcia układu sterowania

(a) Dostępna dla pilota wielkość przesunięcia (ruchu) jakiegokolwiek powierzchni sterowej nie może, w żadnych warunkach lotu, być nadmiernie ograniczona przez wydłużenie sprężyste (rozciągnięcie) układu sterowania.

Jeżeli w układzie są linki i naciąg może być regulowany, to do zademonstrowania zgodności z odpowiednimi wymaganiami musi być użyta minimalna wartość [tego naciągu].

AMC 22.411(a)

*Układy sterowania będą normalnie akceptowane, jako spełniające punkt 22.411(a), jeżeli spełniają poniższe:*

*Przy przyłożeniu obciążeń, podanych w JAR 22.395, żadna część układu sterowania nie może wydłużyć się ani skrócić o więcej niż 25%. Procentowe odkształcenie/wyciągnięcie jest określane jako  $De=100 a/A$  gdzie*

*$a$  = porównywane przemieszczenia układu sterowania w kabinie, gdy siły wywierane przez pilota są zrównoważone przez unieruchomienie powierzchni sterowych w ich położeniach odpowiadających zerowym wychyleniom.*

*$A$  = dodatnie lub ujemne przemieszczenia organów sterowania w kabinie (mierzone od ich położenia neutralnych) gdy powierzchnia sterowa i mechanizm sterowania są swobodne.*

*Jednakże, wydłużenie lub skrócenie przekraczające 25% mogą być akceptowalne, jeżeli zwrócona jest specjalna uwaga na spełnienie JAR 22.143 i JAR 22.629 w tych warunkach.*

(b) Dla układów linkowych musi być ustanowiony dopuszczalny naciąg [montażowy] linek, przy uwzględnieniu zmian temperatury (patrz JAR 22.689), jakie mogą wystąpić.

#### JAR 22.415 Warunki podmuchu na ziemi

Układ sterowania od powierzchni sterowych do ograniczników, a tam, gdzie są zainstalowane urządzenia blokujące, do tych urządzeń, musi być zaprojektowany na obciążenia dopuszczalne, odpowiadające momentom zawiasowym obliczonym ze wzoru:

JAR 22.415(c.d.)

$$M_R = k l_R S_R q$$

gdzie

$M_R$  = dopuszczalny moment zawiasowy

$l_R$  = średnia cięciwa powierzchni sterowej za osią zawieszenia

$S_R$  = powierzchnia steru za osią zawieszenia

$q$  = ciśnienie dynamiczne odpowiadające prędkości 100 km/h

$k$  = dopuszczalny współczynnik momentu zawiasowego dla podmuchu na ziemi, przyjmowany z niżej podanej tabeli:

Pow. Sterowa	k	Uwagi
Lotki	$\pm 0.75$	Sterownica w położeniu centralnym
	$\pm 0.50$	Lotki całkowicie wychylone Moment (+) na jednej, (-) na drugiej
Ster wysokości	$\pm 0.75$	Ster wysokości całkowicie wychylony do góry (-) lub całkowicie w dół (+), albo w położeniu, w którym może być zablokowany
Ster kierunku	$\pm 0.75$	Ster kierunku całkowicie wychylony w prawo albo w lewo, albo zablokowany w położeniu neutralnym

#### USTERZENIE POZIOME

##### JAR 22.421 Obciążenia do równowagi

(a) Obciążeniem do równowagi, występującym na usterzeniu poziomym, jest obciążenie, które jest potrzebne do utrzymania równowagi w danych warunkach lotu, bez przyspieszeń wokół osi poprzecznej.

(b) Usterzenie poziome musi być zaprojektowane na obciążenia do równowagi, występujące w każdym z punktów obwiedni obciążeń dopuszczalnych od manewrów, oraz przy takich położeniach hamulców aerodynamicznych i klap skrzydłowych, które są podane w JAR 22.333 i JAR 22.345.

##### JAR 22.423. Obciążenia od manewrowania

Usterzenie poziome musi być zaprojektowane na najbardziej ostre obciążenia, które mogą wystąpić podczas wykonywanych przez pilota manewrów, związanych ze zmianą pochylenia samolotu, przy wszystkich prędkościach aż do  $V_D$ .



AMC 22.423 (Akceptowalne sposoby spełnienia)

Metoda I - Obciążenia powinny być obliczone dla dokonanych skokowo wychyleń steru wysokości, przy uwzględnieniu poniższych przypadków:

(a) Prędkość  $V_A$ , maksymalne wychylenie do góry;

(b) Prędkość  $V_A$ , maksymalne wychylenie w dół;

(c) Prędkość  $V_D$ , wychylenie do góry, o wielkości równej jednej trzeciej maksymalnego;

(d) Prędkość  $V_D$ , wychylenie w dół, o wielkości równej jednej trzeciej maksymalnego;

Należy przyjąć następujące założenia:

(1) Szybowiec jest początkowo w locie poziomym i jego położenie oraz prędkość nie ulegają zmianom.

(2) Obciążenia są zrównoważone siłami bezwładności.

Dla szybowców kategorii A należy wziąć pod uwagę zarówno lot normalny, jak odwrócony.

Metoda II - Obciążenia powinny być obliczone dla skokowego wychylenia steru wysokości o taką wielkość, która powoduje, że przyspieszenie normalne zmienia się z wartości początkowej do wartości końcowej, przy czym należy uwzględnić następujące przypadki: (Patrz Rys. 3)

#### Kategorie U i A:

Prędkość	Stan wyjściowy	Stan końcowy	Przyrost współczynnika obciążenia
$V_A$	$A_1$	$A$	$n_1-1$
	$A$	$A_1$	$1-n_1$
	$A_1$	$G$	$n_4-1$
	$G$	$A_1$	$1-n_4$
$V_D$	$D_1$	$D$	$n_2-1$
	$D$	$D_1$	$1-n_2$
	$D_1$	$E$	$n_3-1$
	$E$	$D_1$	$1-n_3$

AMC 22.423(c.d.)

#### Kategoria A - Przypadki dodatkowe:

Prędkość	Stan wyjściowy	Stan końcowy	Przyrost współczynnika obciążenia
$V_A$	$A_{-1}$	$A$	$n_1+1$
	$A$	$A_{-1}$	$-(1+n_1)$
	$A_{-1}$	$G$	$n_4+1$
	$G$	$A_{-1}$	$-(1+n_4)$
$V_D$	$D_{-1}$	$D$	$n_2+1$
	$D$	$D_{-1}$	$-(1+n_2)$
	$D_{-1}$	$E$	$n_3+1$
	$E$	$D_{-1}$	$-(1+n_3)$

Dla celów niniejszego ACJ 22.423 różnica prędkości lotu pomiędzy wartością  $V_A$  i wartością odpowiadającą punktowi G obwiedni manewrów powinna być pominięta.

Należy przyjąć następujące założenia:

(1) Szybowiec znajduje się początkowo w locie poziomym i jego położenie ani prędkość nie ulegają zmianom;

(2) Obciążenia są zrównoważone siłami bezwładności;

(3) Przyrost sił aerodynamicznych na usterzeniu jest podany wzorem:

$$\Delta P = \Delta n m g \left[ \frac{x_{cg}}{h} - \frac{S_t a_h}{S a} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \frac{\rho_o}{2} \left( \frac{S_t a_h l_t}{m} \right) \right]$$

gdzie:

$\Delta P$  = przyrost obciążenia usterzenia poziomego, dodatni do góry (N)

$\Delta n$  = przyrost współczynnika obciążenia

$m$  = masa szybowca (kg)

$g$  = przyspieszenie ziemskie ( $m/s^2$ )

$x_{cg}$  = odległość pozioma środka ciężkości szybowca od środka aerodynamicznego szybowca bez usterzenia poziomego (m).

$S_t$  = powierzchnia usterzenia poziomego ( $m^2$ )

$a_h$  = nachylenie krzywej [współczynnika] siły nośnej usterzenia poziomego na radian

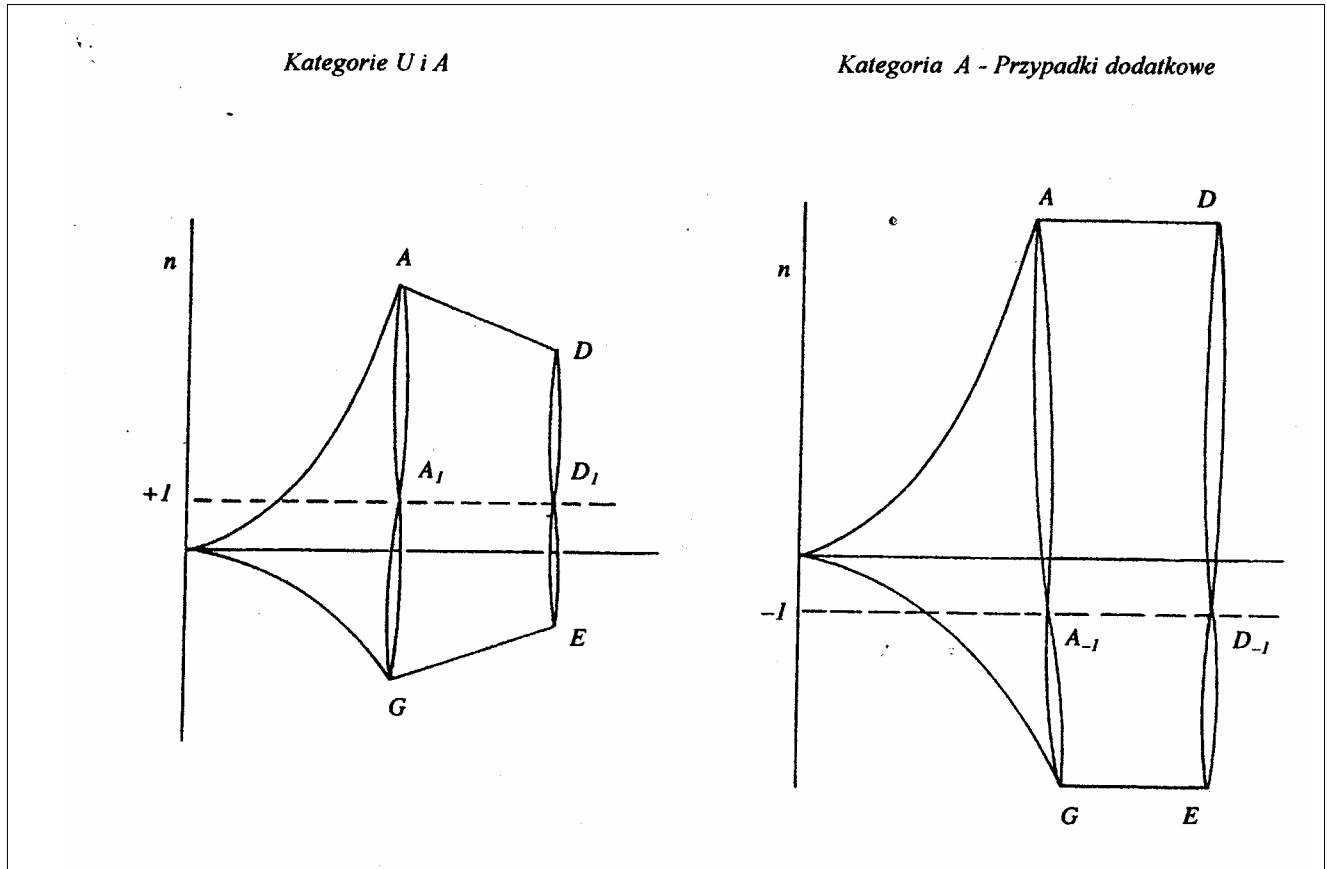
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  = pochodna kąta odchylenia strug względem kąta natarcia

$\rho_o$  = gęstość powietrza na poziomie morza ( $kg/m^3$ )

$l_t$  = ramię usterzenia (m)

$S$  = powierzchnia skrzydła ( $m^2$ )

$a$  = nachylenie krzywej [współczynnika] nośności skrzydła na radian



JAR 22.245(c.d.)

**JAR 22.425 Obciążenia od podmuchów**

W braku bardziej racjonalnej analizy, obciążenia usterzenia poziomego muszą być obliczone jak następuje:

$$P = P_o + \frac{\rho_o}{2} S_t a_h U k H V \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

gdzie:

- P = obciążenia usterzenia poziomego (N)
- $P_o$  = siła do równowagi, występująca na usterzeniu poziomym przed pojawieniem się podmuchu (N)
- $\rho_o$  = gęstość powietrza na poziomie morza ( $\text{kg/m}^3$ )
- $S_t$  = powierzchnia usterzenia poziomego ( $\text{m}^2$ )
- $a_h$  = nachylenie krzywej [współczynnika] nośności usterzenia na radian

- U = prędkość podmuchu (m/s)
- kH = współczynnik podmuchu. W braku bardziej racjonalnej analizy można przyjmować tę samą wartość, co dla skrzydła.
- V = prędkość lotu (m/s)
- $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  = pochodna kąta odchylenia strug względem kąta natarcia

**P | JAR 22.427 Niesymetryczne obciążenia dla motoszybowca**

Wpływ strumienia zaśmigłowego na powierzchnie nieruchome oraz na ster kierunku musi być uwzględniony, jeżeli takie obciążenia są spodziewane.

**USTERZENIA PIONOWE**

**JAR 22.441 Obciążenia od manewrów**

Usterzenia pionowe muszą być zaprojektowane na obciążenia od manewrów, wynikające z niżej podanych stanów lotu:

(a) Przy prędkości  $V_A$  lub  $V_T$ , którakolwiek jest większa, pełne wychylenie steru kierunku.

(b) Przy prędkości  $V_D$ , jedna trzecia pełnego wychylenia steru kierunku.

*IEM 22.441*

*Dla szybowców, gdzie usterzenie poziome jest podparte na usterzeniu pionowym, powierzchnie usterzeń i struktura ich zawieszenia włącznie z tylną częścią kadłuba, muszą być zaprojektowane tak, aby wytrzymały nakazane obciążenia usterzenia pionowego, oraz moment przechylający pochodzący od usterzenia poziomego, działający w tą samą stronę.*

*Dla usterzeń w układzie T, w braku bardziej racjonalnej analizy, moment przechylający, powodowany przez ślizg albo wychylenie steru kierunku, może być obliczony jak następuje:*

$$M_r = 0.2S_t \frac{\rho_0}{2} \beta V^2 b_h$$

gdzie:

$M_r$  = moment przechylający, pochodzący od usterzenia poziomego (Nm)

$b_h$  = rozpiętość usterzenia poziomego (m)

$\beta$  = kąt ślizgu (radiany)

**JAR 22.443 Obciążenia od podmuchów**

(a) Usterzenia pionowe muszą być zaprojektowane tak, aby wytrzymały podmuchy boczne o wielkościach podanych w JAR 22.333(c).

(b) W braku bardziej racjonalnej analizy, obciążenie od podmuchów musi być obliczone jak następuje:

$$P_f = a_v S_f \frac{\rho_0}{2} V U k$$

gdzie:

$P_f$  = obciążenie od podmuchu (N)

$a_v$  = nachylenie krzywej nośności usterzenia pionowego na radian

$S_f$  = powierzchnia usterzenia pionowego ( $m^2$ )

$\rho_0$  = gęstość powietrza na poziomie morza ( $kg/m^3$ )

$V$  = prędkość lotu (m/s)

$U$  = prędkość podmuchu (m/s)

$k$  = współczynnik podmuchu, należy przyjmować wartość 1.2.

*IEM 22.443*

*Dla szybowców, gdzie usterzenie poziome jest podparte na usterzeniu pionowym, powierzchnie usterzeń i struktura ich zawieszenia, włącznie z tylną częścią kadłuba, muszą być zaprojektowane tak, aby wytrzymały nakazane obciążenia pionowego oraz moment przechylający, pochodzący od usterzenia poziomego, działający w tą samą stronę.*

*Dla usterzeń w układzie T, w braku bardziej racjonalnej analizy, moment przechylający, powodowany przez podmuch, może być obliczony jak następuje:*

$$M_r = 0.2S_t \frac{\rho_0}{2} V U b_h k$$

gdzie:

$M_r$  = moment przechylający, pochodzący od usterzenia poziomego (Nm)

$b_h$  = rozpiętość usterzenia poziomego (m)

**DODATKOWE WARUNKI DLA USTERZEŃ**

**JAR 22.447 Składanie obciążeń na usterzeniach**

(a) Niesymetryczny rozkład obciążenia do równowagi na usterzeniu poziomym, który występuje w przypadkach A i D obwiedni V-n, musi być rozpatrywany jako działający równocześnie z odpowiednim obciążeniem usterzenia pionowego od manewru, jak podaje JAR 22.441, działającym w takim kierunku, że powiększa moment skracający od momentu pochylającego.

(b) Obowiązuje przyjęcie założenia, że jednocześnie działa 75% (dla Kategorii U) i 100 % (dla Kategorii A) obciążeń obliczonych według JAR 22.423 dla usterzenia poziomego i według JAR 22.441 dla usterzenia pionowego.

*IEM 22.447(a)*

*(1) W braku racjonalnych danych rozkład niesymetryczny powinien być uzyskany przez pomnożenie obciążeń aerodynamicznych po jednej stronie przez  $(1+x)$  a po przeciwnej przez  $(1-x)$ .*

**JAR-22**

IEM 22.447(c.d.)

(2) Dla punktu *A* obwiedni *V-n* wartość *x* powinna wynosić 0.34, a w przypadku szybowców kategorii akrobacyjnej, certyfikowanych dla gwałtownych, szybkich manewrów, wartość *x* powinna wynosić 0.5. Dla punktu *D* ta wartość *x* powinna wynosić 0.15

(3) Niesymetryczne obciążenie usterzenia poziomego nie musi być składane z momentem przechylającym, wywołanym przez usterzenia w układzie *T*.

**JAR 22.449 Dodatkowe obciążenia odnoszące się do usterzeń o układzie V.**

Szybowiec z usterzeniem w układzie *V* musi być zaprojektowany na podmuch działający prostopadłe do jednej z powierzchni usterzenia przy prędkości  $V_B$ .

**LOTKI****JAR 22.455 Lotki**

Lotki muszą być zaprojektowane na obciążenia od sterowania, odpowiadające niżej podanym warunkom:

- (a) Przy prędkości  $V_A$  lub  $V_T$ , którakolwiek jest większa, pełne wychylenie lotek; oraz
- (b) Przy prędkości  $V_D$ , jedna trzecia pełnego wychylenia lotek.

**OBCIĄŻENIA NAZIEMNE****JAR 22.471 Ogólne**

Obciążenia naziemne o wielkości dopuszczalnej podane w niniejszej Podczęści, są uważane za obciążenia zewnętrzne oraz siły bezwładności, które działają na strukturę szybowca. W każdym z podanych warunków obciążenia na ziemi, reakcje zewnętrzne muszą być zrównoważone przez liniowe i kątowe siły bezwładności w sposób racjonalny lub konserwatywny.

**JAR 22.473 Warunki i założenia dotyczące obciążeń na ziemi.**

(a) Wymagania na temat obciążeń na ziemi, podane w niniejszej Podczęści, muszą być spełnione przy maksymalnym ciężarze projektowym.

(b) Wybrany współczynnik dopuszczalnego obciążenia pionowego w środku ciężkości szybowca dla warunków obciążenia na ziemi, podanych w niniejszej Podczęści, nie może być mniejszy niż ten, który zostałby osiągnięty przy lądowaniu z prędkością opadania 1.5 m/s.

(c) Można przyjmować istnienie siły nośnej na skrzydle, równoważącej ciężar szybowca, która występuje w procesie spotkania się szybowca z ziemią i której oś działania przechodzi przez środek ciężkości. Współczynnik obciążenia od reakcji ziemi może być równy współczynnikowi obciążeń od bezwładności, minus jeden.

**JAR 22.477 Układ podwozia**

JAR 22.479 do JAR 22.499 włącznie mają zastosowanie do szybowców o konwencjonalnym układzie podwozia. Dla układów niekonwencjonalnych może być konieczne przeanalizowanie dodatkowych warunków lądowania, zależnie od układu i rozwiązań konstrukcyjnych zespołów podwozia.

**IEM 22.477**

Dla celów niniejszych wymagań podwozia są uważane za konwencjonalne, jeżeli składają się z:

(1) Jednego koła, albo dwóch kół umieszczonych współosiowo, znajdujących się w pobliżu spodu kadłuba, albo dwóch kół pojedynczych, rozstawionych w kierunku bocznym, (z amortyzatorami lub bez nich) umieszczonych bezpośrednio pod środkiem ciężkości szybowca lub w pobliżu niego, wraz z kołem przednim, albo z dodatkowymi płozami zamocowanymi na dolnej części kadłuba, przy czym jedna z dodatkowych płóz biegnie od koła (lub kół) głównych do przodu, zaś druga biegnie do tyłu, do punktu znajdującego się w przybliżeniu pod krawędzią spływu skrzydła. Tylna płoza może być zastąpiona lub uzupełniona przez odpowiednią płoze ogonową. Obie płozy mogą być zastąpione odpowiednimi wzmocnieniami struktury kadłuba.

(2) Pojedyncza elastyczna płoza główna na dolnej części kadłuba biegnąca od nosa szybowca do punktu znajdującego się w przybliżeniu pod krawędzią spływu skrzydła. Ta płoza może być uzupełniona przez odpowiednią płoze ogonową lub kółko ogonowe.

(3) Płozy na końcach skrzydła.

**JAR 22.479 Warunki lądowania poziomego**

(a) Przy lądowaniu poziomym zakłada się, że szybowiec znajduje się w niżej podanych położeniach:

(1) Dla szybowców z płożą tylną oraz/lub kołem, w normalnym położeniu odpowiadającym lotowi poziomemu.

(2) Dla szybowców z kołami przednimi, w położeniach w których -

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

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

(b) Składowa pionowa obciążenia na kołach głównych  $P_{VM}$  musi być określana dla warunków jak w JAR 22.725.

(c) Składowa pionowa obciążenia na kołach głównych  $P_{VM}$  musi być rozpatrywana jako działająca równocześnie z działającą do tyłu składową poziomą  $P_H$ , tak aby wypadkowa siła działała pod kątem  $30^\circ$  od pionu.

**JAR-22**

ACJ 22.479(c.d.)

(d) Dla szybowców z kołami przednimi, pionowa składowa  $P_{VN}$  siły na kole przednim w położeniu jak w punkcie (a)(2)(i) niniejszego paragrafu, musi być obliczana jak podano niżej i musi być przykładana jednocześnie ze składową poziomą, działającą do tyłu, zgodnie z punktem (c) niniejszego paragrafu, przy uwzględnieniu JAR 22.725(a):

$$P_{VN}=0.8 mg$$

gdzie

m = masa szybowca (kg)

g = przyspieszenia ziemskie (m/s<sup>2</sup>)**JAR 22.481 Warunki lądowania z ogonem opuszczonym**

Dla projektowania płozy tylnej oraz tych części struktury, których to dotyczy, jak również usterzeń, włącznie z zamocowaniami ciężarków wyważających, obciążenia płozy tylnej przy lądowaniu z opuszczonym ogonem (podwozie główne nie dotyka ziemi) muszą być obliczone jak następuje:

$$P = 4mg \left( \frac{i_y^2}{i_y^2 + L^2} \right)$$

gdzie

P = Obciążenia płozy tylnej (N)

m = masa szybowca (kg)

g = przyspieszenie ziemskie (m/s<sup>2</sup>) $i_y$  = promień bezwładności szybowca (m)

L = odległość pomiędzy płozą tylną a środkiem ciężkości szybowca (m).

**AMC 22.481**

Gdzie  $i_y$  nie może być określone sposobem bardziej racjonalnym, wartość

$$i_y = 0.225 L_R$$

może być użyta:

$L_R$  w tym przypadku ma być przyjmowane jako równe całkowitej długości kadłuba bez steru kierunku.

Przy projektowaniu płozy tylnej należy, oprócz określonych jak podano wyżej sił pionowych, uwzględnić siły boczne.

**JAR 22.483 Lądowanie na jedno koło**

Jeżeli dwa koła podwozia głównego są rozstawione w kierunku bocznym, (patrz ACJ 22.477, (1)), to warunki podane w JAR 22.479(a)(2) (b) i (c) muszą być zastosowane do każdego z kół z osobna, z uwzględnieniem ograniczającego wpływu przechylenia. W braku bardziej racjonalnej analizy dopuszczalna energia kinetyczna musi być obliczona jak następuje:

ACJ 22.483(c.d.)

$$A = \frac{1}{2} m_{red} V_v^2$$

gdzie:

$$m_{red} = m \frac{1}{1 + \frac{a^2}{i_x^2}}$$

 $V_v$  = prędkość opadania = 1.5 (m/s)

m = masa szybowca (kg)

a = połowa rozstawu podwozia (m)

 $i_x$  = promień bezwładności szybowca (m)**JAR 22.485 Warunki obciążeń bocznych**

Należy uwzględnić siłę boczną, działającą po jednej stronie podwozia głównego (zarówno z lewej strony, jak i z prawej), normalną do płaszczyzny symetrii szybowca, przyłożoną w środku powierzchni styku opony albo płozy z nawierzchnią. Przykładane obciążenie wynosi 0.3  $P_v$  i musi być przyłożone jednocześnie z obciążeniem pionowym o wielkości 0.5 $P_v$  gdzie  $P_v$  jest obciążeniem pionowym, określonym według JAR 22.473.

**JAR 22.497 Uderzenie płozy tylnej**

(a) Z wyjątkiem podanym w (b), jeżeli środek ciężkości szybowca niezaladowanego jest położony - w rzucie bocznym - za strefą styku podwozia głównego z ziemią, to tylna część kadłuba, płoza tylna oraz usterzenia muszą być tak zaprojektowane, aby wytrzymały obciążenia, jakie powstaną, gdy podwozie ogonowe szybowca zostanie podniesione do najwyższego możliwego położenia, któremu odpowiada takie położenie kół głównych, że znajdują się one w styku z ziemią, a następnie wypuszczone i będzie mogło opaść swobodnie.

(b) Jeżeli środek ciężkości we wszystkich warunkach załadowania jest położony za strefą styku podwozia głównego z ziemią, to punkt (a) nie musi być stosowany.

**JAR 22.499 Dodatkowe warunki dla koła przedniego**

Przy określaniu obciążeń naziemnych dla koła przedniego i tych części struktury podpierającej, na które one wpływają, przy założeniu, że amortyzator i opona znajdują się w swoich położeniach statycznych, muszą być spełnione następujące warunki:

(a) Dla obciążeń do przodu, jako dopuszczalne składowe obciążenia osi koła należy przyjmować:

(1) Składowa pionowa o wielkości 2.25 razy obciążenia statyczne koła; oraz

(2) Składowa do przodu, równa 0.4 razy składowa pionowa.

(b) Dla sił bocznych, jako dopuszczalne składowe obciążenia w punkcie zetknięcia koła z ziemią należy przyjmować:

(1) Składowa pionowa o wielkości 2.25 razy obciążenia statyczne koła; oraz

(2) Składowa działająca w bok, równa 0.7 razy składowa pionowa.

#### JAR 22.501 Obciążenia końcówek skrzydeł od lądowania

Muszą istnieć środki zapewniające, że obciążenia od podłoża, działające na końcu skrzydła, są we właściwy sposób przejęte. Należy przyjąć, że obciążenie dopuszczalne o wielkości  $T=40$  daN działa do tyłu w punkcie styku jednej z końcówek skrzydła z ziemią, w kierunku równoległym do osi podłużnej szybowca, a spowodowany przez nią moment odchyłający musi być zrównoważony przez siłę boczną  $R$  na kole/płozie tylnej lub kole/płozie przedniej (Patrz Rys 4).

#### WARUNKI LĄDOWANIA AWARYJNEGO

##### JAR 22.561 Ogólne

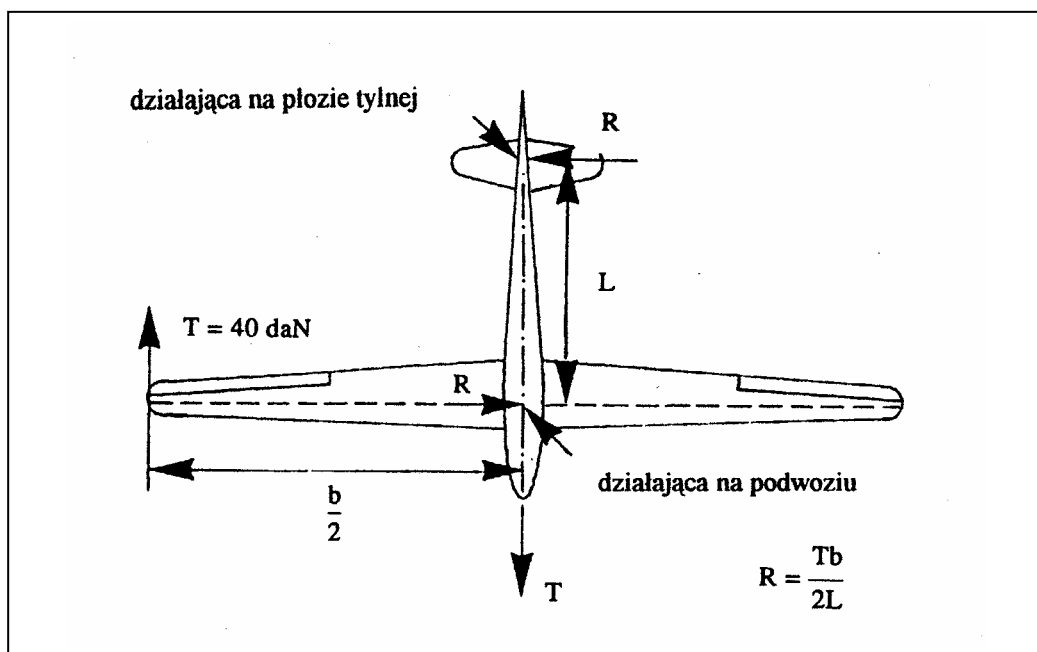
(a) Szybowiec, choć może być uszkodzony w warunkach lądowania awaryjnego, musi być zaprojektowany tak, jak tego wymaga niniejszy paragraf, aby chronił każdą osobę na pokładzie w tych warunkach.

(b) Struktura musi być zaprojektowana tak, aby zapewniała każdej osobie na pokładzie rozsądną szansę na uniknięcie poważnych obrażeń przy lądowaniu z rozbiciem, przy właściwym użyciu pasów biodrowych i barkowych, w następujących warunkach:

(1) Osoba na pokładzie doświadcza, osobno, działania sił bezwładności (są to siły niszczące) odpowiadających podanym niżej wielkościom przyspieszeń:

Kierunek działania siły bezwładności	Wielkość przyspieszenia
Do góry	4.5 g
Do przodu	9.0 g
W bok	3.0 g
W dół	4.5 g

(2) Siła niszcząca o wielkości równej sześciokrotnemu ciężarowi szybowca działa do tyłu i do góry pod kątem 45 stopni do osi podłużnej szybowca na przednią część kadłuba, w najbardziej wysuniętym do przodu punkcie (punktach), nadającym się do przyłożenia takiego obciążenia.



RYSUNEK 4 LĄDOWANIE Z PODPARCIEM  
KOŃCÓWKĄ SKRZYDŁA

**JAR-22**

JAR 22.561(c.d.)

(c) Każdy szybowiec, który ma chowane podwozie, musi być zaprojektowany tak, aby chronił wszystkie osoby na pokładzie przy lądowaniu z kołem/kołami schowanymi w następujących warunkach:

- (1) przy niszczącej sile bezwładności odpowiadającej 3 g do dołu;
- (2) współczynnika tarcia 0.5 w punkcie styku z ziemią.

(d) Z wyjątkiem, jak podaje JAR 22.787, struktura podpierająca musi być zaprojektowana tak, by utrzymywała w miejscu, pod obciążeniem o wielkości aż do podanych w podpunkcie (b) (1) niniejszego paragrafu, każdy element masy, który mógłby spowodować obrażenia osoby na pokładzie, gdyby się oderwał od zamocowania przy lądowaniu z niewielkim rozbićciem.

(e) W odniesieniu do motoszybowca z silnikiem umieszczonym z tyłu za fotelem pilota i powyżej niego, należy przyjmować niszczące obciążenia bezwładnościowe, wynoszące 15 g, działające w kierunku do przodu.

**OBCIĄŻENIA OD HOLOWANIA I STARTU****JAR 22.581 Obciążenia w locie na holu**

(a) Należy przyjmować, że szybowiec znajduje się początkowo w ustabilizowanym locie poziomym, przy prędkości  $V_T$  i siła od liny działa na zaczep w niżej podanych kierunkach:

- (1) poziomo do przodu
- (2) w płaszczyźnie symetrii do przodu i do góry, pod kątem 20 stopni do poziomu;
- (3) w płaszczyźnie symetrii do przodu i w dół pod kątem 40 stopni do poziomu; oraz
- (4) poziomo do przodu i w bok, pod kątem 30 stopni do płaszczyzny symetrii.

(b) Przy założeniu, że szybowiec początkowo znajduje się w tych samych warunkach, jakie są podane w JAR 22.581(a), siła w linie, na skutek przypadkowego szarpnięcia gwałtownie zwiększa się do wielkości  $1.2 Q_{nom}$ .

(1) Wynikający stąd wzrost siły w linie musi być zrównoważony przez siły bezwładności, wynikające z przyspieszeń liniowych i kątowych. Dodatkowe obciążenia muszą być nałożone na te, które wynikają z warunków JAR 22.581(a).

(2)  $Q_{nom}$  jest nominalną dopuszczalną wytrzymałością liny do holowania (albo bezpiecznika zrywowego, jeżeli został zastosowany). Dla celów niniejszych wymagań, należy przyjmować, że wynosi ona nie mniej, niż 1.3 razy ciężar maksymalny szybowca i nie mniej niż 500 daN.

**JAR 22.583 Start za wyciągarką**

(a) Należy przyjmować, że szybowiec znajduje się początkowo w locie poziomym, przy prędkości  $V_W$  i siła od liny działa na zaczep do przodu i do dołu, w kierunkach w zakresie kąta od zera do 75 stopni do poziomu.

(b) Obciążenia od liny muszą być określone jako mniejsza z dwóch wartości:

- (1)  $1.2 Q_{nom}$  jak określa JAR 22.581(b), albo
- (2) obciążenia, przy których istnieje stan równowagi, przy jednym z podanych warunków:

(i) ster wysokości wychylony całkowicie do góry, albo

(ii) skrzydło rozwija swoją maksymalną siłę nośną.

Można przyjmować, że istnieje taka siła pozioma od bezwładności, jaka jest potrzebna do równowagi sił poziomych.

(c) W warunkach jak w JAR 22.583(a) zakłada się wystąpienie nagłego wzrostu siły w linie do wartości  $1.2 Q_{nom}$  jak podaje JAR 22.581(b). Wynikające przyrosty sił muszą być zrównoważone przez siły bezwładności wynikające z przyspieszeń liniowych i kątowych.

**JAR 22.585 Wytrzymałość mocowania zaczepu**

(a) Zamocowanie zaczepu holowniczego musi być zaprojektowane tak, aby przeniosło obciążenie dopuszczalne o wielkości  $1.5 Q_{nom}$ , jak podaje JAR 22.581(b), działającą w kierunkach podanych w JAR 22.581 i JAR 22.583.

(b) Struktura zamocowania zaczepu holowniczego musi być tak zaprojektowana, by była w stanie przenieść obciążenie dopuszczalne, równe maksymalnemu ciężarowi szybowca, działające pod kątem 90 stopni do płaszczyzny symetrii.

**INNE OBCIĄŻENIA****JAR 22.591 Obciążenia przy montażu i demontażu**

Dopuszczalne obciążenie przy montażu, wynoszące plus lub minus dwukrotną reakcję na końcu skrzydła, określoną dla sytuacji, gdy albo jedno skrzydło, o długości równej połowie rozpiętości, jest w prosty sposób podparte przy nasadzie i na końcu, albo gdy całe skrzydło jest w prosty sposób podparte na końcach, gdzie taka sytuacja ma odpowiadać warunkom przy montażu, musi być przyjęte, jako przyłożone na końcach skrzydła i zrównoważone przez skrzydło, podparte reakcją i parą sił u nasady.

**JAR 22.593 Siły od ręki na usterzeniu poziomym**

Dopuszczalna siła ręki, wynosząca 3% maksymalnego ciężaru projektowego szybowca, ale nie mniej od 15 daN, musi być przyjęta jako działająca na jednej z końcówek usterzenia poziomego:

- (a) w kierunku pionowym;
- (b) w kierunku poziomym, równoległe do osi podłużnej.

**JAR 22.595 Obciążenia w punkcie zaczepienia liny spadochronowej**

Punkt zaczepienia liny spadochronowej (jeżeli jest zainstalowany) musi być zaprojektowany na obciążenie dopuszczalne 300 daN działające we wszystkich możliwych kierunkach.

**JAR 22.597 Obciążenia od mas skupionych**

Środki służące do mocowania wszelkich mas skupionych, które stanowią element wyposażenia szybowca, muszą być tak zaprojektowane, aby były w stanie wytrzymać obciążenia, odpowiadające maksymalnemu projektowemu współczynnikowi obciążenia, którego należy oczekiwać w locie ustalonym i w trakcie obciążeń naziemnych.



