

ZAŁĄCZNIKI

Załącznik A - Uproszczone kryteria określania obciążeń projektowych dla konwencjonalnych samolotów jednosilnikowych o ciężarze maksymalnym 6000 funtów lub mniejszym

A23.1 Ogólne

[(Patrz ACJ 23.1)]

(a) Kryteria określania obciążeń projektowych, podane w niniejszym Załączniku stanowią zatwierdzony równoważnik wymagań podanych w JAR 23.321 do 23.459 dla certyfikacji jednosilnikowych samolotów z silnikami tłokowymi o maksymalnym ciężarze 2721 kg (6000 funtów) lub mniejszym, o następującej konfiguracji:

Samolot zaprojektowany ze skrzydłem z przodu i usterzeniem z tyłu, zamocowanym na kadłubie, którego powierzchnie nośne są albo pozbawione zbieżności, albo mają zasadniczo stałą zbieżność przy skosie linii 25% cięciw nie większą od 15° do przodu albo do tyłu i są wyposażone w powierzchnie sterowe na krawędzi spływu. Mogą być wyposażone w kłapy na krawędzi spływu.

Wydłużenie skrzydła musi być nie większe od 7.

Wydłużenie usterzenia poziomego jest ograniczone do 4 a cecha objętościowa usterzenia nie może być mniejsza od 0.5.

Wydłużenie usterzenia pionowego nie może przekraczać wartości 2, zaś powierzchnia jego nie może być większa od 10% powierzchni skrzydła.

Profile usterzenia poziomego i pionowego muszą być symetryczne.

Konfiguracje, dla których użycie Załącznika A jest zakazane, obejmują:

(1) Układ kaczki, skrzydła w układzie tandem, połączone powierzchnie nośne oraz układy bezogonowe;

(2) Wolnonośne dwupłaty i wielopłaty;

(3) Samoloty z usterzeniem w układzie T, V lub krzyżowym (+);

(4) Z powierzchniami o dużym skosie (ponad 15° skosu linii 25% cięciwy), o układzie „delta” oraz z powierzchniami nośnymi wyposażonymi w sloty;

(5) Z rozpraszaczami wirów („wingletami”) lub innymi urządzeniami na końcówkach, włącznie z zewnętrznymi usterzeniami pionowymi.

(b) Jeżeli nie ma stwierdzeń, że jest inaczej, nazewnictwo i symbole w niniejszym Załączniku są te same, jak odpowiadające nazewnictwo i symbole w tekście przepisów JAR-23.

[Popr. 1, 01.10.01]

A23.3 Symbole specjalne

- n_1 = Współczynnik dodatniego manewrowego obciążenia dopuszczalnego samolotu.
- n_2 = Współczynnik ujemnego manewrowego obciążenia dopuszczalnego samolotu.
- n_3 = Współczynnik dodatniego obciążenia dopuszczalnego samolotu od podmuchu przy V_c .
- n_4 = Współczynnik ujemnego obciążenia dopuszczalnego samolotu od podmuchu przy V_c .
- n_{flap} = Współczynnik dodatniego obciążenia dopuszczalnego samolotu z całkowicie wychylonymi kłapami przy V_F .

* V_{Fmin} = Minimalna projektowa prędkość z kłapami
 $= 11.0 \sqrt{n_1 W/S}$ węzłów

* V_{Amin} = Minimalna projektowa prędkość manewrowa
 $= 15.0 \sqrt{n_1 W/S}$ węzłów

* V_{Cmin} = Minimalna projektowa prędkość przelotowa
 $= 17.0 \sqrt{n_1 W/S}$ węzłów

* V_{Dmin} = Minimalna projektowa prędkość nurkowania
 $= 24.0 \sqrt{n_1 W/S}$ węzłów

* Należy uwzględnić także podpunkt A23.7(e)(2) niniejszego Załącznika.

A23.5 Certyfikacja w więcej niż jednej kategorii

Kryteria niniejszego Załącznika mogą być stosowane do certyfikacji w kategorii Normalnej, Użytkowej i Akrobacyjnej, lub dowolnej kombinacji tych kategorii. Jeżeli samolot ma być certyfikowany w więcej niż jednej kategorii, to konieczny jest taki dobór ciężarów projektowych dla każdej z kategorii, aby iloczyn „ $n_1 W$ ” był stały dla wszystkich kategorii, albo większy dla jednej z kategorii, niż dla innych. Skrzydła i powierzchnie sterowe (włącznie z kłapami skrzydłowymi i kłapkami) trzeba sprawdzać tylko dla maksymalnej wartości „ $n_1 W$ ” albo dla kategorii, w której ciężar w locie jest maksymalny, jeżeli „ $n_1 W$ ” jest dla kilku kategorii jednakowe.

Jeżeli wybrana jest kategoria akrobacyjna, to musi być wykonana specjalna analiza niesymetrycznych obciążeń w locie zgodnie z punktami A23.9(c)(2) i A23.11(c)(2) niniejszego Załącznika. Dla tego przypadku muszą być sprawdzone

Załącznik A (ciąg dalszy)

skrzydło, struktura łącząca skrzydła ze sobą, oraz usterzenie poziome. Podstawowa struktura kadłuba musi być sprawdzana tylko dla tej kategorii, dla której jest najwyższy współczynnik obciążenia. Lokalna struktura zawieszenia mas skupionych musi być sprawdzana na najwyższy współczynnik obciążenia, który ma zastosowanie, gdy dane elementy są zabudowane na samolocie. Zawieszenie silnika musi jednakże być zaprojektowane na wyższe obciążenie od sił bocznych, jeżeli wnioskuje się o certyfikację w kategorii akrobacyjnej, niż wartość wymagana do certyfikacji w kategorii normalnej i użytkowej. Podczas projektowania na obciążenia od lądowania zarówno podwozie, jak i cały samolot, muszą być sprawdzane dla tej kategorii, w której ciężar projektowy jest największy. Powyższe uproszczenia odnoszą się do konwencjonalnych samolotów jednosilnikowych, dla których dostępne jest doświadczenie, natomiast dla samolotów o nietypowych cechach konstrukcyjnych Nadzór może wymagać dodatkowych analiz czy badań.

A23.7 Obciążenia w locie

(a) Każde z obciążeń w locie może być uważane za niezależne od wysokości i, z wyjątkiem lokalnej struktury stanowiącej zawieszenie elementów stanowiących masy skupione, obowiązuje uwzględnienie tylko przypadków obciążenia dla ciężaru maksymalnego.

(b) Tabela 1 i rysunki 3 i 4 niniejszego Załącznika muszą być użyte do określenia wartości n_1 , n_2 , n_3 i n_4 , według maksymalnych ciężarów projektowych dla wybranych kategorii.

(c) Rysunki 1 i 2 niniejszego Załącznika muszą być użyte do określenia wartości n_3 i n_4 , według minimalnych ciężarów projektowych dla wybranych kategorii i jeżeli te obciążenia są większe od współczynników dla ciężaru projektowego, to dla lokalnej struktury stanowiącej zawieszenie elementów, będących masami skupionymi, musi zostać przedstawione uzasadnienie wytrzymałości dla większych współczynników obciążenia.

(d) Każde z podanych obciążeń skrzydła i usterzenia jest niezależne od zakresu położenia środka ciężkości. Wnioskujący o certyfikację musi jednak wybrać zakres położenia środka ciężkości i podstawowa struktura kadłuba musi być sprawdzona na najbardziej niekorzystne warunki rozmieszczenia mas skupionych w wybranym zakresie położenia środka ciężkości.

(e) Niżej podane obciążenia i warunki stanowią minimum wymagań wytrzymałości struktury:

(1) *Równowaga samolotu.* Można przyjmować, że obciążenia aerodynamiczne skrzydła działają prostopadle do względnego kierunku opływu i mają wielkość 1.05 raza obciążenie normalne samolotu (jakie określono w punktach

A23.9(b) i (c) niniejszego Załącznika dla dodatkowych wielkości obciążenia w locie, oraz wielkość równą normalnym obciążeniom samolotu dla obciążeń ujemnych. Musi być uwzględniona każda składowa styczna i normalna tego obciążenia.

(2) *Minimalne projektowe prędkości lotu.* Minimalne projektowe prędkości lotu mogą być wybrane przez wnioskodawcę z tym, że nie mogą one być mniejsze od minimalnych prędkości znalezionych z rysunku 3 niniejszego Załącznika. Ponadto V_{Cmin} nie musi przekraczać wartości $0.9 V_H$ rzeczywiście osiągniętej na poziomie morza, dla tej z pośród kategorii w których wnioskuje się o certyfikację, dla której ciężar projektowy jest najmniejszy. Przy obliczaniu tych minimalnych prędkości lotu n_1 nie może być mniejsze od 3.8.

(3) *Współczynnik obciążenia w locie.* Współczynniki dopuszczalnego obciążenia w locie, podane w Tabeli 1 niniejszego Załącznika, przedstawiają stosunek składowej siły aerodynamicznej (działającej prostopadle do kierunku założonej osi podłużnej samolotu) do ciężaru samolotu. Dodatni współczynnik obciążenia odpowiada sile aerodynamicznej działającej do góry w odniesieniu do samolotu.

A23.9 Warunki obciążenia w locie

(a) *Ogólne.* Każdy z przypadków obciążenia podanych w punkcie (b) i (c) musi być rozpatrzony, aby była zapewniona odpowiednia wytrzymałość dla każdego warunków prędkości i współczynnika obciążenia w granicach podanej na rys 4 niniejszego Załącznika obwiedni V_n i na samej obwiedni. Ten wykres musi być również użyty do ustalania ograniczeń użytkowania podanych w JAR 23.1501(c) do 23.1513 i 23.1519.

(b) *Warunki lotu symetrycznego.* Samolot musi być zaprojektowany na warunki lotu symetrycznego, jak podano niżej:

(1) Samolot musi być zaprojektowany na co najmniej cztery podstawowe przypadki „A”, „D”, „E” i „G”, według oznaczeń na rysunku 4 niniejszego Załącznika. Ponadto odnoszą się następujące wymagania:

(i) Projektowy współczynnik dopuszczalnego obciążenia w locie odpowiadający warunkom „D” i „E” rysunku 4 niniejszego Załącznika musi być co najmniej równy podanym w Tabeli 1 i na rysunku 4 niniejszego Załącznika, zaś prędkość projektowa dla tych warunków musi być co najmniej równa prędkości V_D , znalezionej z rysunku 3 niniejszego Załącznika.

Załącznik A (ciąg dalszy)

(ii) Dla warunków „A” i „G” rysunku 4 współczynniki obciążenia muszą odpowiadać podanym w Tabeli 1 niniejszego Załącznika, zaś prędkości projektowe muszą być obliczone na podstawie tych współczynników dla maksymalnego współczynnika siły nośnej C_{NA} , określonego przez wnioskodawcę. Jednak w braku bardziej dokładnych obliczeń, te ostatnie warunki mogą być oparte na wartości $C_{NA} = \pm 1.35$, a prędkość projektowa dla warunku „A” może być mniejsza od V_{Amin} .

(iii) Warunki „C” i „F” rysunku 4 powinny być rozpatrywane tylko w przypadku, gdy n_3 W/S lub n_4 W/S są większe niż, odpowiednio, n_1 W/S lub n_2 W/S niniejszego Załącznika.

(2) Jeżeli zainstalowane są kłapy albo inne urządzenia, które mają być używane przy stosunkowo niskich prędkościach lotu przy podejściu, lądowaniu i starcie, to samolot musi być zaprojektowany na dwa warunki lotu odpowiadające wartościom dopuszczalnych obciążeń z kłapami wypuszczonymi, podanymi w Tabeli 1 niniejszego Załącznika przy kłapach całkowicie wypuszczonych i dla prędkości nie mniejszej od prędkości projektowej z kłapami V_{Fmin} z rysunku 3 niniejszego Załącznika.

(c) *Warunki obciążeń niesymetrycznych.* Każdy z poddanych obciążeniom elementów struktury musi być zaprojektowany na niżej podane obciążenia niesymetryczne:

(1) Tylne okucie łączące skrzydło z kadłubem musi być zaprojektowane na krytyczne obciążenie pionowe powierzchni określone według punktów A23.11(c)(1) i (2) niniejszego Załącznika.

(2) Struktura skrzydła i struktura łącząca skrzydła ze sobą muszą być zaprojektowane na 100% obciążenia dla przypadku „A” po jednej stronie płaszczyzny symetrii samolotu, zaś 70% po stronie przeciwnej dla certyfikacji w kategorii normalnej i użytkowej, zaś 60% dla certyfikacji w kategorii akrobacyjnej.

(3) Struktura skrzydła i struktura łącząca skrzydła ze sobą muszą być zaprojektowane na obciążenia wynikające z kombinacji 75% obciążenia dodatniego dla przypadku manewrowania po obu stronach płaszczyzny symetrii i maksymalne skręcanie skrzydła wynikające z wychylenia lotki. Wpływ wychylenia lotki na skręcanie skrzydła przy V_C lub V_A z użyciem podstawowego współczynnika momentu profilu, zmodyfikowanego na lotkowej części skrzydła, musi być obliczony jak następuje:

(i) $C_m = C_m + 0.01\delta_u$ (lotka wychylona w górę) dla podstawowego profilu skrzydła.

(ii) $C_m = C_m + 0.01\delta_d$ (lotka wychylona w dół) dla podstawowego profilu skrzydła, gdzie δ_u jest kątem wychylenia lotki w górę, a δ_d w dół.

(4) Krytyczna wartość Δ , która jest sumą $\delta_u + \delta_d$, musi być obliczona jak następuje:

(i) Obliczyć Δ_a i Δ_b ze wzorów:

$$\Delta_a = \frac{V_A}{V_C} \times \Delta_p \text{ oraz}$$

$$\Delta_b = 0.5 \frac{V_A}{V_D} \times \Delta_p$$

gdzie

Δ_p = maksymalne łączne wychylenie (suma wychylenia obydwóch lotek) przy V_A , przy czym V_A , V_C i V_D są opisane w podpunkcie (2) paragrafu A 23.7(e) niniejszego Załącznika.

(ii) Obliczyć K ze wzoru

$$K = \frac{(C_m - 0.01\delta_b)V_D^2}{(C_m - 0.01\delta_a)V_C^2}$$

gdzie δ_a jest wychyleniem lotki w dół odpowiadającym Δ_a , zaś δ_b jest wychyleniem lotki w dół odpowiadającym Δ_b obliczonym w punkcie (i)

(iii) Jeżeli K jest mniejsze od 1.0, to Δ jest krytyczną wartością Δ i musi być użyte do obliczenia δ_u i δ_d . W takim przypadku V_C jest krytyczną wartością prędkości, która musi być użyta do obliczenia obciążeń skręcających skrzydła w części lotkowej.

(iv) Jeżeli K jest równe lub większe od 1.0, to δ_b jest krytyczną wartością Δ i musi być użyte do obliczenia δ_u i δ_d . W takim przypadku V_D jest krytyczną wartością prędkości, która musi być użyta do obliczenia obciążeń skręcających skrzydła w części lotkowej.

(d) *Warunki dodatkowe; tylna podpora przenosząca siłę nośną; moment silnika; siła boczna na łożu silnika.* Musi być rozpatrzony każdy z niżej podanych warunków dodatkowych:

(1) Przy projektowaniu tylnej podpory przenoszącej siłę nośną można zamiast warunku „G” według rysunku 4 niniejszego Załącznika rozpatrzeć warunek specjalny podany w JAR 23.369. Jeżeli przyjęto ten tryb postępowania i jeżeli wnioskowana jest certyfikacja w więcej niż jednej kategorii, to wartość W/S użyta we wzorze podanym w JAR 23.369 musi być przyjmowana dla tej kategorii, w której całkowity ciężar jest największy.

Załącznik A (ciąg dalszy)

(2) Każde łożo silnika i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na maksymalną dopuszczalną wartość momentu i obroty śmigła, które odpowiadają mocy METO działające jednocześnie z obciążeniami dopuszczalnymi, wynikającymi z maksymalnego dodatniego współczynnika obciążeń manewrowych n_1 . Dopuszczalny moment musi być uzyskany przez pomnożenie momentu średniego przez współczynnik 1.33 dla silników o liczbie cylindrów pięć lub większej. Dla 4, 3 i 2 cylindrów współczynnik musi wynosić odpowiednio 2, 3 i 4.

(3) Każde łożo silnika i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na obciążenia wynikające ze współczynnika dopuszczalnego obciążenia bocznego nie mniejszego od 1.47 dla samolotów kategorii normalnej i użytkowej, albo 2.0 dla kategorii akrobacyjnej.

[Popr. 1, 01.10.01]

A23.11 Obciążenia powierzchni sterowych

(a) *Ogólne*. Każde obciążenie powierzchni sterowej musi być określone przy użyciu kryteriów punktu (b) niniejszego paragrafu i musi znajdować się w granicach uproszczonych obciążeń punktu (c) niniejszego paragrafu.

(b) *Dopuszczalne siły pilota*. W każdym przypadku obciążenia powierzchni sterowej, opisanym w punktach (c) do (e) niniejszego paragrafu, obciążenia aerodynamiczne powierzchni ruchomej i odpowiadające wychylenia nie muszą być wyższe od tych, które mogłyby być uzyskane przy użyciu maksymalnych dopuszczalnych sił pilota podanych w tabeli w JAR 23.397(b). Jeżeli te obciążenia powierzchni są ograniczone przez maksymalne dopuszczalne siły pilota, to kłapki wyważające muszą być uważane albo za wychylone do maksymalnego wychylenia w kierunku, w którym pomagają pilotowi, albo ich wychylenie musi odpowiadać maksymalnemu niewyważeniu, spodziewanemu przy prędkości, która odpowiada rozpatrywanemu przypadkowi. Obciążenie kłapki nie musi jednakże przekraczać wartości podanej w Tabeli 2 niniejszego Załącznika.

(c) *Warunki obciążeń powierzchni*. Każdy warunek obciążenia powierzchni musi być przeanalizowany w sposób następujący:

(1) Uprozczone obciążenia dopuszczalne powierzchni dla usterzenia poziomego, usterzenia pionowego, lotek, kłapek i kłapek wyważających są podane na wykresach (A)5 i (A)6 niniejszego Załącznika.

(i) Rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości powierzchni niezależnie od rozkładu wzdłuż cięciwy musi być założony jako proporcjonalny do całkowitego obciążenia, za wyjątkiem powierzchni wyważenia rogowego.

(ii) Obciążenia na stateczniku i sterze oraz obciążenia statecznika kierunku i steru

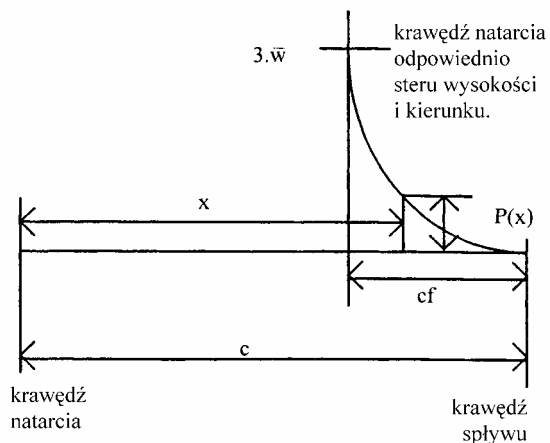
kierunku muszą być rozkładane wzdłuż cięciwy jak podano na Rys. A7 niniejszego Załącznika.

(iii) Dla zapewnienia odpowiedniej sztywności skrętnej, oraz aby objąć manewry i podmuchy, najostrzejsze obciążenia muszą być rozważane przy każdym położeniu środka parcia w zakresie pomiędzy krawędzią natarcia i połową cięciwy powierzchni (statecznika i steru wysokości albo statecznika i steru kierunku).

(iv) Dla zapewnienia odpowiedniej wytrzymałości przy dużych obciążeniach krawędzi natarcia, najostrzejsze obciążenia statecznika i steru kierunku muszą być dalej rozważane jako powiększone o 50% w zakresie początkowych 10% cięciwy, przy obciążeniach pozostałej części odpowiednio zmniejszonych, dla zachowania tego samego obciążenia całkowitego.

(v) Najostrzejsze obciążenia statecznika wysokości i steru wysokości muszą być dalej traktowane jako rozłożone parabolicznie od wartości równej trzykrotnemu obciążeniu średniemu powierzchni (statecznika i steru wysokości albo statecznika i steru kierunku) na krawędzi natarcia odpowiednio steru wysokości albo kierunku do zera na krawędzi spływu, zgodnie ze wzorem -

$$P(x) = 3 \cdot \bar{w} \left(\frac{c-x}{cf} \right)^2$$



Gdzie -

$P(x)$ = Ciśnienie lokalne w punkcie o współrzędnej x

c = Długość cięciwy usterzenia

cf = Długość cięciwy odpowiednio steru wysokości i kierunku, oraz

Załącznik A (ciąg dalszy)

\bar{w} = średnie obciążenie powierzchni jak podano na Rysunku A5

(vi) Rozkład obciążenia wzdłuż cięciwy dla lotek, klap skrzydłowych i kłapek wyważających jest podany w Tabeli 2 niniejszego Załącznika.

(2) Jeżeli wnioskowana jest certyfikacja w kategorii akrobacyjnej, to usterzenie poziome musi być sprawdzone na obciążenie niesymetryczne o wielkości 100% po jednej stronie osi samolotu, zaś 50% po drugiej stronie osi samolotu.

(d) *Zewnętrzne usterzenia kierunku.* Zewnętrzne usterzenia kierunku muszą spełniać wymagania JAR 23.455.

(e) *Urządzenia specjalne.* Urządzenia specjalne muszą spełniać wymagania JAR 23.459.

A23.13 Obciążenia układu sterowania

(a) *Podstawowe organa i układy sterowania.* Każdy podstawowy organ i układ sterowania muszą być zaprojektowane jak następuje:

(1) Każdy podstawowy organ i układ sterowania i jego struktura podpierająca muszą być zaprojektowane na obciążenia odpowiadające 125% obliczonych momentów zawiasowych powierzchni ruchomej w warunkach podanych w A23.11 niniejszego Załącznika. Ponadto -

(i) Obciążenia dopuszczalne układu nie muszą przekraczać tych, które mogą być wywarowane przez pilota i urządzenia automatyczne napędzające układ sterowania; oraz

(ii) Projekt musi zapewniać mocną konstrukcję układu, odporną na warunki użytkowania, włącznie z zacinaniem się, podmuchami na ziemi, kołowaniem z tylnym wiatrem, bezwładnością układu i tarciami.

(2) Akceptowalne minimalne i maksymalne siły pilota do sterowania organami sterowania sterem wysokości, lotkami i sterem kierunku są podane w tabeli w JAR 23.397(b). Należy zakładać, że te obciążenia działają na odpowiednie uchwyty albo inne stosowne miejsca tak, jak to ma miejsce w locie, oraz że są zrównoważone w miejscach, gdzie układ sterowania łączy się z dźwigniami powierzchni sterowych.

(b) *Dwuster.* Jeżeli sterownica jest podwójna, układy muszą być zaprojektowane na działanie pilotów w przeciwnych kierunkach, przy czym siła każdego z nich wynosi 75% obciążenia uzyskanego zgodnie z punktem (a) niniejszego paragrafu, z tym, że indywidualne obciążenia od pilota nie mogą być mniejsze od minimalnych sił pilota podanych w tabeli w JAR 23.397(b).

(c) *Warunki podmuchu na ziemi.* Warunki podmuchu na ziemi muszą być zgodne z wymaganiami JAR 23.415.

(d) *Drugorzędne organa i układy sterowania.* Drugorzędne organa i układy sterowania muszą spełniać wymagania JAR 23.405.

TABELA 1. Współczynniki obciążenia dopuszczalnego w locie

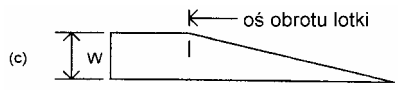
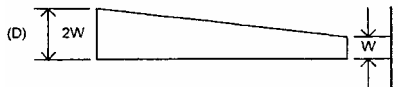
Współczynniki obciążenia dopuszczalnego w locie			Kateg. Normalna	Kateg. Użytkowa	Kateg. Akrobacyjna
Współczynniki obciążenia w locie	Kłapy schowane	n_1	3.8	4.4	6.0
		n_2	-0.5 n_1		
		n_3	Znaleźć n_3 z rys. 1		
		n_4	Znaleźć n_4 z rys. 2		
	Kłapy wypuszczone.	n_{nap}	0.5 n_1		
n_{nap}		Zero*			

*Obciążenie pionowe skrzydła może być przyjęte jako równe zero i tylko ta część skrzydła, na której są kłapy, musi być sprawdzana dla tego warunku.

CELOWO POZOSTAWIONE NIEZAPISANE

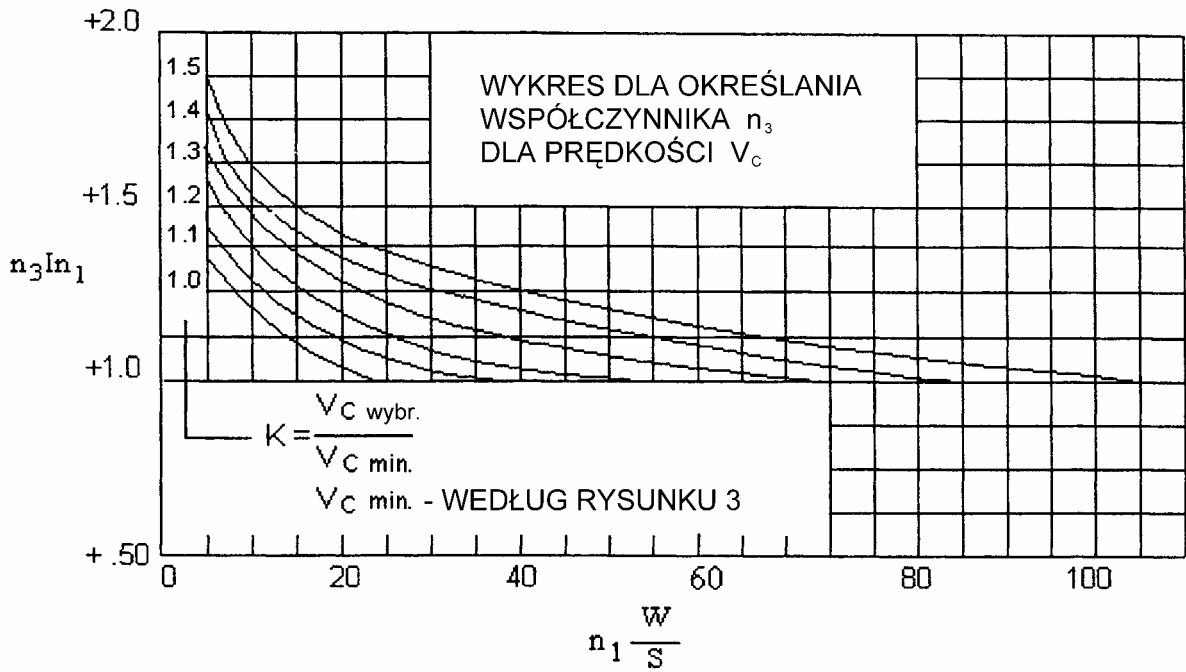
Załącznik A (ciąg dalszy)

TABELA 2 Średnie obciążenia dopuszczalne powierzchni sterowych

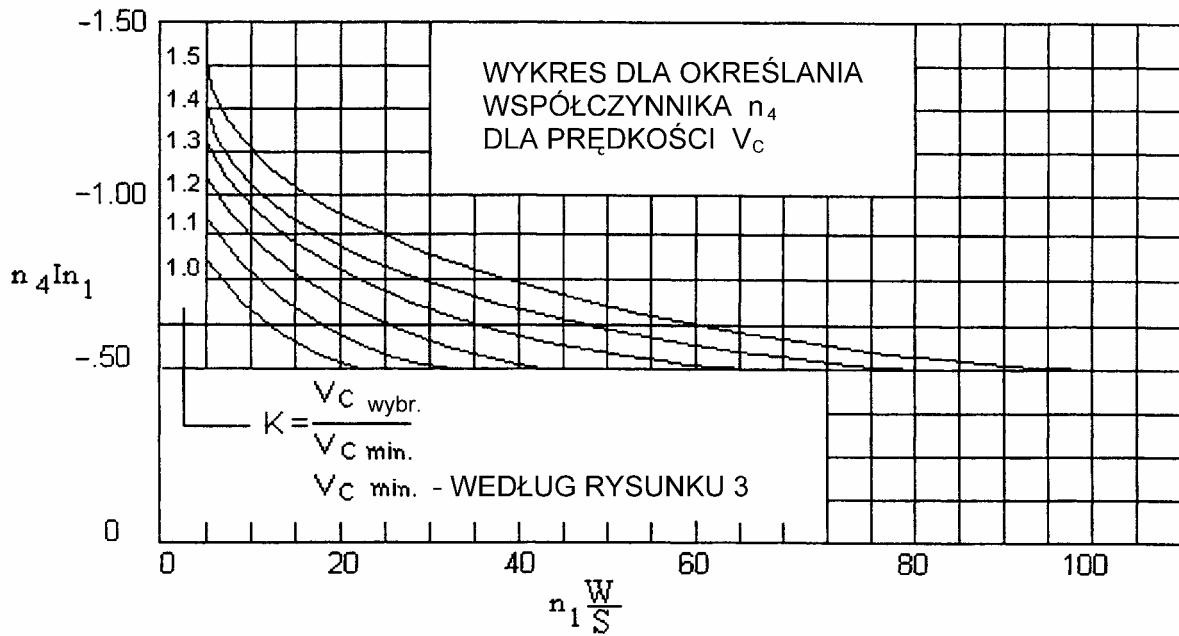
ŚREDNIE OBCIĄŻENIA DOPUSZCZALNE POWIERZCHNI STEROWYCH			
POWIERZCHNIA	KIERUNEK OBCIĄŻENIA	WIELKOŚĆ OBCIĄŻENIA	ROZKŁAD WZDŁUŻ CIĘGIWY
USTERZENIE POZIOME I	(a) W górę i w dół	Rysunek A5 Krzywa (2)	Patrz Rysunek A7
	(b) Obciążenie niesymetryczne (w górę i w dół)	100% \bar{w} po jednej stronie osi symetrii samolotu, zaś 65% \bar{w} po drugiej stronie dla kategorii Normalnej i Użytkowej. Dla akrobacyjnej patrz A3.11(C).	
USTERZENIE PIONOWE II	W prawo i w lewo	Rysunek A5 Krzywa (1).	Jak wyżej
LOTKI III	(a) W górę i w dół	Rysunek A6 Krzywa (5)	(c) 
KLAPY SKRZYDŁOWE IV	(a) W górę	Rysunek A6 Krzywa (4)	(D) 
	(b) W dół	0.25×Obciążenie do góry (a)	
KLAPKI WYWAŻAJĄCE V	(b) W górę i w dół	Rysunek A6 Krzywa (3)	Jak (D), powyżej
<p>UWAGA: Obciążenia powierzchni oznaczone I, II, III oraz V są oparte na wielkościach $V_{A \min}$ i $V_{C \min}$. Obciążenie oznaczone IV jest oparte na $V_F \min$. Jeżeli do projektu są przyjęte wartości większe od minimalnych, odpowiednie obciążenie powierzchni musi być pomnożone przez stosunek</p> $\left[\frac{V_{wybrana}}{V_{minimum}} \right]^2$ <p>Dla warunków I, II, III oraz V, mnożnik musi być równy większej z wartości:</p> $\left[\frac{V_{A \text{ wybr}}}{V_{A \min}} \right]^2 \quad \text{lub} \quad \left[\frac{V_{C \text{ wybr}}}{V_{C \min}} \right]^2$			

Załącznik A (ciąg dalszy)

ZAŁĄCZNIK A



RYСУNEK A1 – Wykres dla określania współczynnika n_3 przy prędkości V_C



RYСУNEK A2 – Wykres dla określania współczynnika n_4 przy prędkości V_C

Załącznik A (ciąg dalszy)

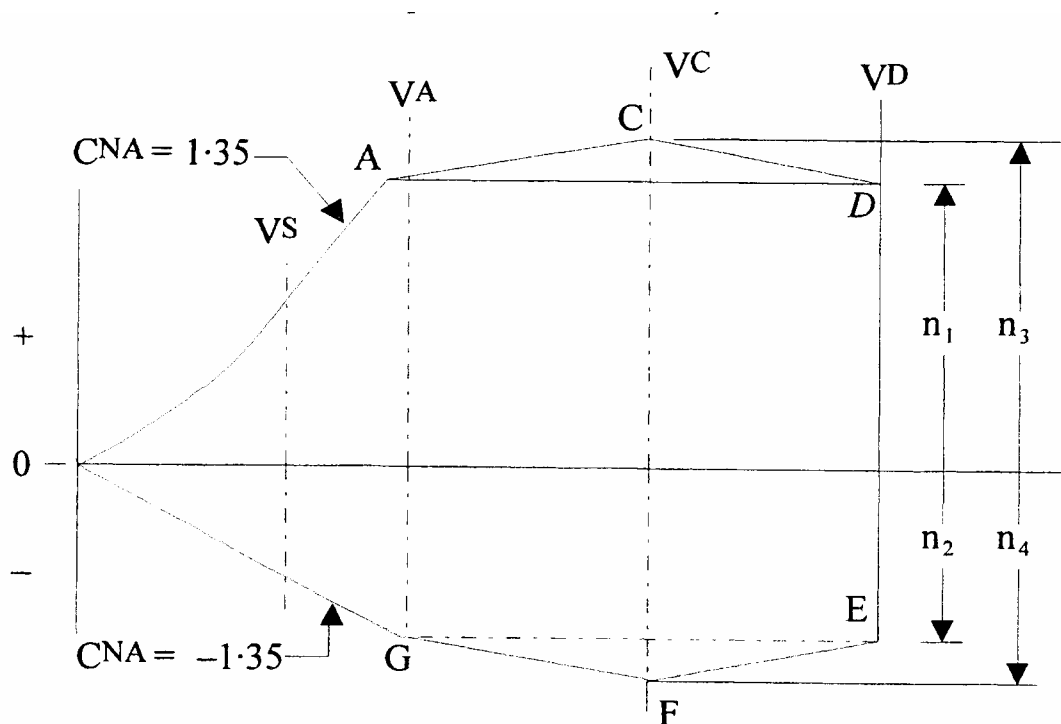
$$V_{Dmin} = 24.0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}} \text{ ale nie więcej niż } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{Cmin}$$

$$V_{Cmin} = 17.0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}} \text{ ale nie więcej niż } 0.9 V_H$$

$$V_{Amin} = 15.0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}} \text{ ale nie więcej niż } V_C \text{ przyjęte w projekcie}$$

$$V_{Fmin} = 11.0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$$

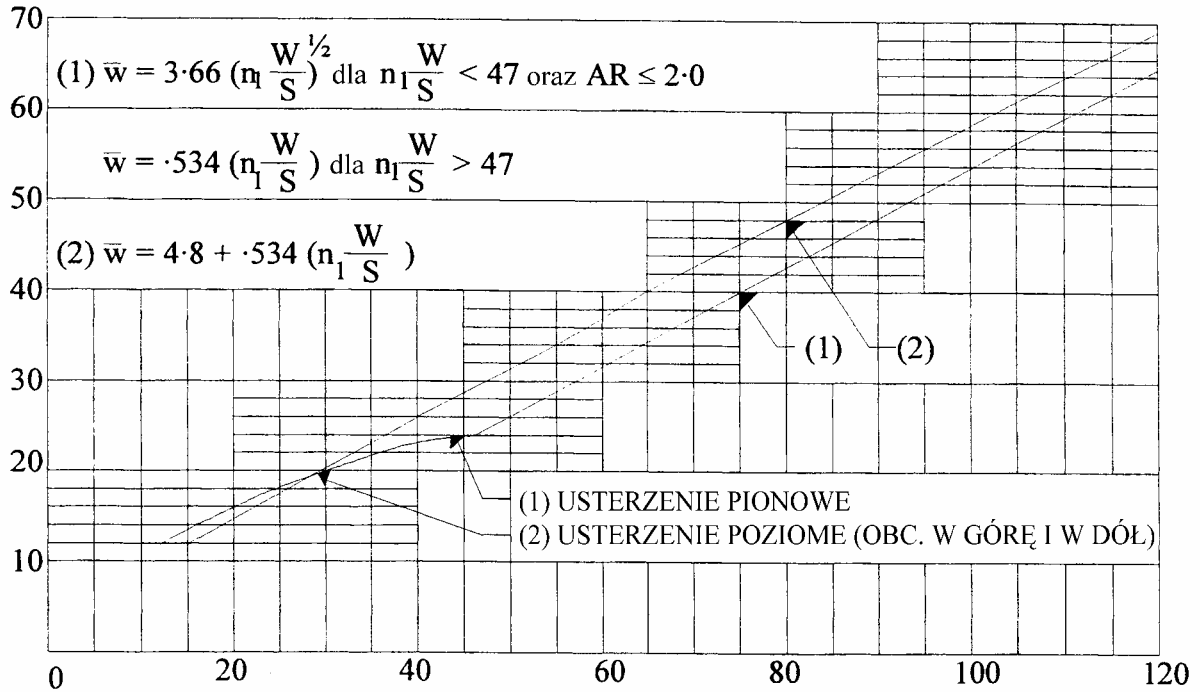
RYSUNEK A3 – Określanie minimalnych prędkości projektowych – równania
(Prędkości są podane w węzłach)



- Warunki „C” lub „F” muszą być sprawdzane tylko w przypadku, gdy $n_3 \frac{W}{S}$ lub $n_4 \frac{W}{S}$ są większe od, odpowiednio, $n_1 \frac{W}{S}$ lub $n_2 \frac{W}{S}$.
- Warunek „G” nie musi być rozpatrywany, gdy rozpatrywane są warunki pomocnicze, podane w JAR 23.369.

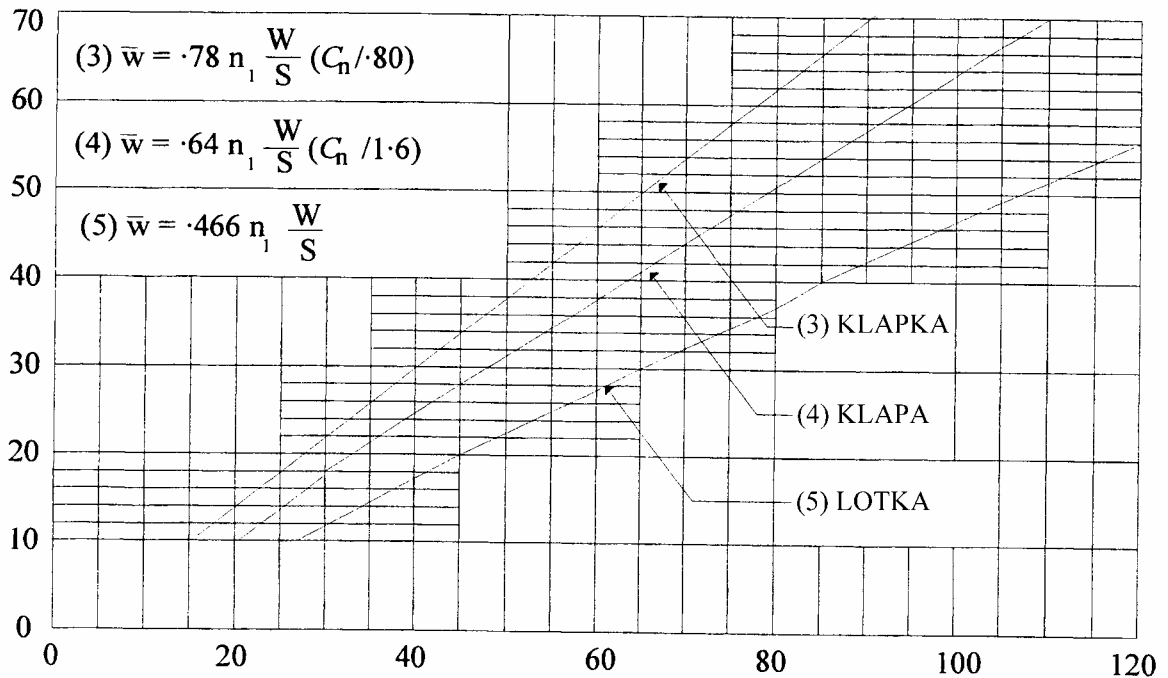
RYSUNEK A4 – Obwiednia obciążeń w locie

Załącznik A (ciąg dalszy)



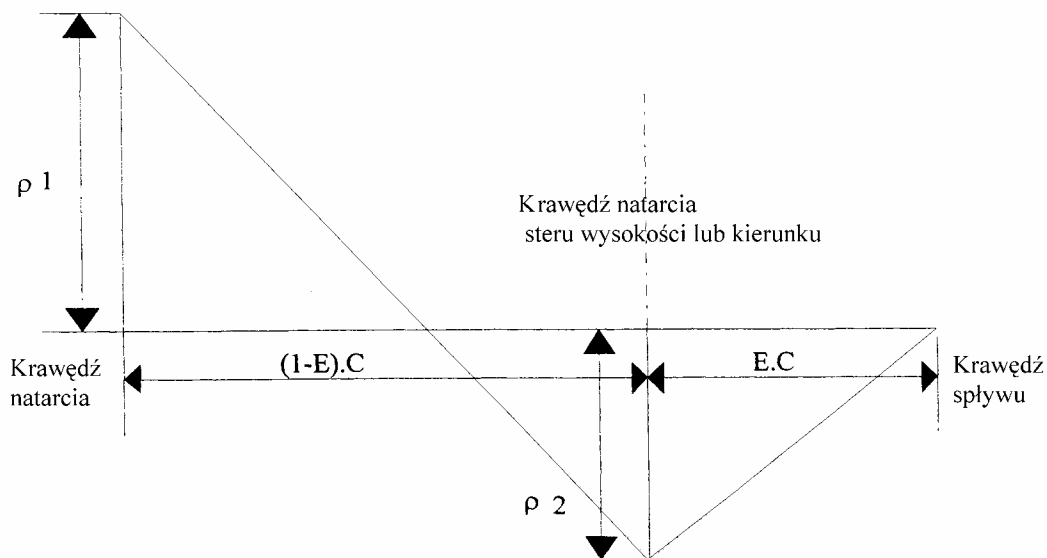
PROJEKTOWE OBCIĄŻENIE SKRZYDŁA OD MANEWRÓW $n_1 \frac{W}{S}$ FUNTÓW NA STOPEĆ KWADRATOWĄ

RYSUNEK A5 – Średnie dopuszczalne obciążenie powierzchni sterowych



PROJEKTOWE OBCIĄŻENIE SKRZYDŁA OD MANEWRÓW $n_1 \frac{W}{S}$ FUNTÓW NA STOPEĆ KWADRATOWĄ

RYSUNEK A6 – Średnie dopuszczalne obciążenie powierzchni sterowych



$$\rho_1 = 2 \cdot \bar{w} \cdot \left(\frac{2 - E - 3d'}{1 - E} \right)$$

$$\rho_2 = 2 \cdot \bar{w} \cdot (3d' + E - 1)$$

- gdzie:
- \bar{w} = średnie obciążenie powierzchni (jak podaje Rysunek A.5).
 - E = Stosunek cięciwy steru wysokości (lub steru kierunku) do cięciwy (łącznie) statecznika i steru wysokości (lub statecznika kierunku i steru kierunku).
 - d' = stosunek odległości środka parcia jednostkowej długości łącznie statecznika i steru wysokości (lub statecznika i steru kierunku) mierzonej od krawędzi natarcia do długości cięciwy lokalnej.
 - c = cięciwa lokalna

Uwaga: Dodatnie wielkości \bar{w} , ρ_1 oraz ρ_2 są mierzone wszystkie w tą samą stronę.

RYSUNEK A7 Rozkład wzdłuż cięciwy obciążenia na stateczniku poziomym i sterze wysokości lub stateczniku kierunku i sterze kierunku