

DODATKI

Dodatek A

Uproszczone kryteria obciążeń projektowych dla konwencjonalnych bardzo lekkich samolotów**A1 Ogólne**

(a) Kryteria obciążeń projektowych w niniejszym Dodatku są zatwierdzone jako równoważne kryteriom w JAR-VLA 321 do 459 niniejszego dokumentu dla certyfikacji konwencjonalnych bardzo lekkich samolotów, zdefiniowanych jak w JAR-VLA 1 i 301(d) oraz ACJ 301(d).

(b) Jeśli nie podano inaczej, terminologie i symbole w niniejszym Dodatku są takie same jak odpowiednia terminologia i symbole w JAR-VLA.

A3 Symbole specjalne

n_1 = dodatni dopuszczalny współczynnik obciążeń sterowanych samolotu.

n_2 = ujemny dopuszczalny współczynnik obciążeń sterowanych samolotu.

n_3 = dodatni współczynnik obciążeń samolotu od podmuchów dopuszczalnych przy V_C .

n_4 = ujemny współczynnik obciążeń samolotu od podmuchów dopuszczalnych przy V_D .

n_{flap} = dodatni dopuszczalny współczynnik obciążeń samolotu z klapami w pełni wysuniętymi przy V_F .

* V_{Fmin} = minimalna projektowa prędkość z klapami wysuniętymi
 $4.98\sqrt{n_1W / sknots}$

* V_{Amin} = minimalna projektowa prędkość manewrowa = $6.79\sqrt{n_1W / sknots}$

* V_{Cmin} = minimalna projektowa prędkość przelotowa = $7.69\sqrt{n_1W / sknots}$

* V_{Dmin} = minimalna projektowa prędkość nurkowania = $10.86\sqrt{n_1W / sknots}$

*Patrz także podpunkt A7(e)(2) niniejszego Dodatku. (Prędkości w knots, W w kg, S w m².)

A7 Obciążenia w locie

(a) Każde obciążenie w locie może być rozważane niezależnie od wysokości, oraz z wyjątkiem lokalnej struktury podpierającej elementy masy własnej, należy rozważyć tylko warunki maksymalnego ciężaru projektowego.

(b) Dla określenia wartości n_1 , n_2 , n_3 i n_4 , odpowiadających maksymalnym ciężarom projektowym w żądanych kategoriach należy zastosować tabele 1 i 3 oraz rysunek A3 niniejszego Dodatku.

(c) Dla określenia wartości n_3 i n_4 odpowiadających minimalnym ciężarom w locie w żądanych kategoriach należy zastosować rysunki A1 i A2 niniejszego Dodatku oraz, jeśli te współczynniki obciążeń są większe od współczynników obciążeń przy {maksymalnym} ciężarze projektowym, to dla struktury podpierającej należy przeprowadzić dowód dla wyższych wyników współczynników.

(d) Każde określone obciążenie skrzydła i usterzeń jest niezależne od zakresu położenia środka ciężkości. Zgłaszający musi jednak wybrać zakres ś.c., a podstawowa struktura kadłuba musi być zbadana dla najbardziej niekorzystnych warunków obciążeń od masy własnej dla wybranego zakresu ś.c.

(e) Następujące stany obciążeń i załadowań stanowią minimum, dla którego należy zapewnić wytrzymałość struktury:

(1)Równowaga samolotu. Można przyjąć iż aerodynamiczne obciążenia skrzydła działają prostopadle do względnego ruchu powietrza, oraz przyjmują wielkość równą 1.05 normalnych obciążeń samolotu (określonych na podstawie podpunktu A9(b) i (c) niniejszego Dodatku) dla dodatnich warunków lotu, oraz wielkość równą obciążeniom normalnym dla warunków ujemnych. Każdy składnik tego obciążenia skrzydła {działający} stycznie i prostopadle do cięciwy musi być uwzględniony.

(2)Minimalne projektowe prędkości lotu. Minimalne projektowe prędkości lotu mogą być wybrane przez zgłaszającego, z zastrzeżeniem iż nie mogą być mniejsze niż minimalne prędkości znalezione z wykorzystaniem Tabeli 3 niniejszego Dodatku. Ponadto, V_{Cmin} nie musi przekraczać wartości 0.9VH uzyskanej w rzeczywistości na poziomie morza dla najniższej kategorii ciężarowej, dla której wystąpiono o certyfikację. W obliczaniu tych minimalnych prędkości projektowych n_1 nie może być mniejsze niż 3.8.

(3)Współczynnik obciążeń w locie. Dopuszczalny współczynnik obciążeń w locie określony w Tabeli 1 niniejszego Dodatku odpowiada stosunkowi składowej siły aerodynamicznej (działającej prostopadle do przyjętej podłużnej osi samolotu) do ciężaru samolotu. Dodatniemu współczynnikowi obciążeń odpowiada siła aerodynamiczna działająca do góry, w odniesieniu do samolotu.

DODATKI

Dodatek A

A9 Warunki lotu

(a) Ogólne. Należy zastosować każdy z warunków projektowych podpunktów (b) (c) niniejszego punktu dla zapewnienia dostatecznej wytrzymałości dla każdego warunków prędkości i współczynnika obciążeń na, lub wewnątrz ograniczeń krzywej V-n dla samolotu, podobnej do krzywej na rys A3 niniejszego Dodatku. Wykresu tego należy także użyć dla określenia konstrukcyjnych ograniczeń użytkowych samolotu określonych jak w JAR-VLA 1501(c) do 1511 i 1519.

(b) Warunki lotu symetrycznego. Samolot należy zaprojektować dla następujących warunków lotu symetrycznego:

(1) Samolot należy zaprojektować dla co najmniej czterech podstawowych stanów lotu "A", "D", "E", "I", "G" zgodnie z oznaczeniami na obwiedni obciążeń w locie rysunku A3 niniejszego Dodatku. Ponadto, zastosowanie znajdują następujące wymagania:

(i) Dopuszczalne projektowe współczynniki obciążeń odpowiadające stanowi "D" i "E" wg rysunku A3 muszą być co najmniej tak duże jak te, określone w Tabeli 1 i rysunku A3 niniejszego Dodatku, a projektowe prędkości dla tych stanów muszą być co najmniej równe V_{Dmin} znalezionej zg. z Tabelą 3 niniejszego Dodatku.

(ii) Dla stanów "A" i "G" wg rysunku A3 współczynniki obciążeń muszą odpowiadać tym określonym w Tabeli 1 niniejszego Dodatku, a prędkości projektowe należy obliczyć używając tych współczynników obciążeń wraz z maksymalnym statycznym współczynnikiem siły nośnej CNA określonym przez zgłaszającego. Jednak wobec braku bardziej precyzyjnych obliczeń, ten ostatni warunek może być oparty na wartości $C_{NA} = + 1.35$, a prędkość projektowa dla stanu "A" nie może być mniejsza niż V_{Amin} .

(iii) Stany "C" i "F" wg rysunku A3 muszą być rozważane tylko jeśli $n3$ W/S lub $n4$ W/S są większe odpowiednio, od $n1$ W/S lub $n2$ W/S niniejszego Dodatku. Stosowalność rysunków A1 i A3 dla punktów "C" i "F" ograniczona jest do skrzydeł o wydłużeniu 7 lub mniejszym. W innych przypadkach należy zastosować metodę wg JAR-VLA 341

(2) Jeśli zabudowano klapy lub inne urządzenie zwiększające nośność, planowane do wykorzystywania przy względnie niskich prędkościach podejścia, lądowania i startu, samolot należy zaprojektować dla dwu stanów lotu odpowiadających wartościom współczynników przy dopuszczalnym wychyleniu klap w dół określonym w Tabeli 1 niniejszego Dodatku z klapami całkowicie wysuniętymi przy prędkości nie mniejszej niż projektowa prędkość z klapami wysuniętymi V_{Fmin} z Tabeli 3 niniejszego Dodatku.

(c) Warunki lotu niesymetrycznego. Każdą odnośną strukturę należy zaprojektować dla obciążeń niesymetrycznych, jak następuje:

(1) Tylne połączenie kadłub-skrzydła należy zaprojektować dla krytycznych obciążeń powierzchni usterzenia pionowego, określonych zgodnie z z pod punktem A11(c)(1) i (2) niniejszego Dodatku.

(2) Strukturę skrzydła i jego zawieszenia należy zaprojektować dla 100% obciążeń stanu "A" po jednej stronie płaszczyzny symetrii i 70% po stronie przeciwnej.

(3) Strukturę skrzydła i zawieszenia skrzydła należy zaprojektować dla obciążeń wynikających ze złożenia 75% dodatnich obciążeń sterowanych skrzydła po obu stronach płaszczyzny symetrii i maksymalnego skręcania skrzydeł wynikającego z wychylenia lotek. Wpływ wychylenia lotek na skręcanie skrzydła przy V_C lub V_A przy zastosowaniu współczynnika momentu profilu podstawowego C_{m0} , zmodyfikowanego na partii rozpiętości objętej lotką, należy obliczyć w sposób następujący:

(i) $C_m = C_{m0} + 0.01 \delta_u$ (strona z lotką do góry) podstawowego profilu skrzydła.

(ii) $C_m = C_{m0} - 0.01 \delta_d$ (strona z lotką w dół) podstawowego profilu skrzydła, gdzie δ_u jest wychyleniem lotki do góry, a δ_d wychyleniem w dół.

(4) Δ krytyczne, będące sumą $\delta_u + \delta_d$ należy obliczyć następująco:

(i) Obliczyć Δ_a i Δ_d z zależności-

$$\Delta_a = \frac{v_a}{v_c} x \Delta_p, \text{ a}$$

$$\Delta_b = 0.5 \frac{v_a}{v_d} x \Delta_p$$

gdzie Δ_p = maksymalne, całkowite wychylenie (suma wychyleń dla lotek) przy V_A , z wartościami V_A , V_C i V_D opisanymi w podpunkcie A7(e)(2) niniejszego Dodatku.

(ii) Obliczyć K z zależności-

$$k = \frac{(c_{m0} - 0.01\delta_b v_d^2)}{c_{m0} - 0.01\delta_a v_c^2}$$

gdzie δ_a jest wychyleniem lotki w dół odpowiadającym δ_a , zaś δ_b jest wychyleniem lotki w dół odpowiadającym δ_b wyznaczonym jak w kroku (i).

(iii) Jeśli K jest mniejsze niż 1.0, δ_a odpowiada Δ krytyczne i musi być zastosowane do określenia δ_u i δ_d . W tym przypadku, V_C jest prędkością krytyczną która musi być zastosowana w obliczaniu obciążeń skrętnych skrzydła na rozpiętości lotki.

DODATKI

Dodatek A

A9(c)(4)(ciąg dalszy)

(iv) Jeśli K jest równe lub większe niż 1.0, δ_b odpowiada Δ krytycznemu i musi być zastosowane dla określenia δ_u i δ_d . W tym przypadku V_D jest prędkością krytyczną, która musi być zastosowana w obliczaniu obciążeń skrętnych skrzydła na rozpiętości lotki.

(d) Warunki dodatkowe: tylna kratownica nośna; moment od silnika; obciążenia boczne łoża silnika. Należy zbadać każdy z następujących, dodatkowych warunków:

(1) W projektowaniu tylnej kratownicy nośnej warunki specjalne podane w JAR-VLA 369 mogą być rozważone zamiast stanu "G" wg rysunku A3 niniejszego Dodatku.

(2) Łoże silnika i jego strukturę podpierającą należy zaprojektować dla maksymalnego dopuszczalnego momentu odpowiadającego maksymalnej przewidywanej mocy startowej oraz prędkości śmigła działającym równocześnie z obciążeniem dopuszczalnym wynikającym z maksymalnego dodatniego współczynnika obciążeń sterowanych n1. Dopuszczalny moment od silnika musi być uzyskany przez pomnożenie średniej wartości momentu przez współczynnik zdefiniowany w JAR-VLA 361(b).

(3) Łoże silnika i jego strukturę podpierającą należy zaprojektować dla obciążeń wynikających z dopuszczalnego współczynnika obciążeń bocznych nie mniejszego niż 1.47.

A11 Obciążenia powierzchni sterowych

(a) Ogólne. Każde obciążenie powierzchni sterowej musi być określone przy zastosowaniu kryteriów podpunktu (b) niniejszego punktu i musi zawierać się w granicach uproszczonych obciążeń wg podpunktu (c) niniejszego punktu.

(b) Dopuszczalne siły pilota. W każdym stanie obciążeń powierzchni sterowej określonym w podpunktach (c) do (e) niniejszego punktu obciążenia aerodynamiczne na powierzchniach ruchomych i odpowiednie wychylenia nie muszą przekraczać tych, jakie mogą być uzyskane w locie przez zastosowanie maksymalnych dopuszczalnych sił pilota podanych w tabeli w JAR-VLA 397(b). Jeśli obciążenia powierzchni są ograniczone przez te maksymalne dopuszczalne siły pilota, to kłapki wyważenia należy rozważyć albo jako wychylone do ich maksymalnego możliwego przemieszczenia w kierunku wspomagającym pilota, albo wychylenie musi odpowiadać maksymalnemu stopniowi "niewyważenia" oczekiwanemu przy prędkości dla rozważanego stanu. Jednak obciążenia kłapki nie muszą przekraczać wartości podanej w Tabeli 2 niniejszego Dodatku.

A11(ciąg dalszy)

(c) Warunki obciążenia powierzchni. Każdy stan obciążenia powierzchni musi być zbadany jak następuje:

(1) Uproszczone dopuszczalne obciążenia powierzchni i rozkłady obciążeń dla usterzenia poziomego i pionowego, lotki, kłap skrzydłowych i kłapek wyważenia określono w Tabeli 2 niniejszego Dodatku. Jeśli podano więcej niż jeden rozkład, każdy z nich musi być rozważony. Zastosowanie rysunku A4 ograniczone jest do usterzeń pionowych o wydłużeniach mniejszych niż 2.5 i usterzeń poziomych o wydłużeniach mniejszych niż 5, oraz współczynnikach objętościowych większych niż 0.4.

(d) Brzegowe stateczniki pionowe. Brzegowe usterzenie pionowe muszą spełniać wymagania JAR-VLA 445.

(e) Usterzenia "T" i "V". Usterzenia "T" i "V" muszą spełniać wymagania JAR-VLA 427.

(f) Urządzenia specjalne. Urządzenia specjalne muszą spełniać wymagania JAR-VLA 459.

A13 Obciążenia układów sterowania.

(a) Pierwszorzędowe stery i układy sterowania lotem. Każdy pierwszorzędowy ster i układ sterowania należy zaprojektować następująco:

(1) Układ sterowania lotem i jego strukturę podpierającą należy zaprojektować dla obciążeń odpowiadających 125% obliczeniowych momentów zawiasowych ruchomej powierzchni sterowej w warunkach zalecanych w punkcie A11 niniejszego Dodatku. Ponadto-

(i) Obciążenia dopuszczalne układu nie muszą przekraczać tych, jakie mogą być wywołane przez pilota i urządzenie automatyczne przy uruchamianiu sterów; oraz

(ii) Projekt musi zapewniać układ odporny mechanicznie na warunki użytkowania w tym na zakleszczanie się, podmuchy na ziemi, kołowanie z wiatrem, bezwładność sterów i tarcie.

(2) Akceptowalne, maksymalne i minimalne, dopuszczalne siły pilota dla sterowania sterem wysokości, lotką i sterem kierunku wskazano w tabeli, w JAR-VLA 387(b). Należy przyjąć iż te siły pilota działają na uchwyty lub okładziny odpowiednich dźwigni sterowania tak jak to ma miejsce w locie, oraz że są równoważone w miejscach podłączeń układów sterowania do narozy powierzchni sterowych.

(b) Zdwojone sterowanie. Jeżeli występuje sterowanie zdwojone, to układy należy zaprojektować dla pilotów działających w kierunkach przeciwnych, stosując 75% wartości obciążeń otrzymanych zgodnie z podpunktem (a) niniejszego punktu, z wyjątkiem iż obciążenia od pojedynczego pilota nie mogą być mniejsze niż minimalne dopuszczalne siły pilota przedstawione w tabeli, w JAR-VLA 397(b).

DODATKI
Dodatek A

A13(ciąg dalszy)

(c) Warunki podmuchu na ziemi. Warunki podmuchu na ziemi muszą spełniać wymagania JAR-VLA 415.

(d) Drugorzędowe układy sterowania. Drugorzędowe układy sterowania muszą spełniać wymagania JAR-VLA 405.

Tabela 1 - Współczynniki dopuszczalnych obciążeń w locie

WSPÓLCZYNNIKI DOPUSZCZALNYCH OBCIĄŻEŃ W LOCIE						
			Kategoria normalna	Kategoria użytkowa	Kategoria akrobacyjna	
WSPÓLCZ OBCIĄŻEŃ W LOCIE	klapy do góry	n1	3.8	4.4	6.0	
		n2	-0.5 n1			
		n3	znaleźć n3 z rysunku A1			
		n4	znaleźć n4 z rysunku A2			
	klapy w dół	nflap	0.5 n1			
		nflap	zero*			

* Pionowe obciążenie skrzydła może być przyjęte za równe zero i tylko klapowa część skrzydła musi być sprawdzona względem tego warunku.

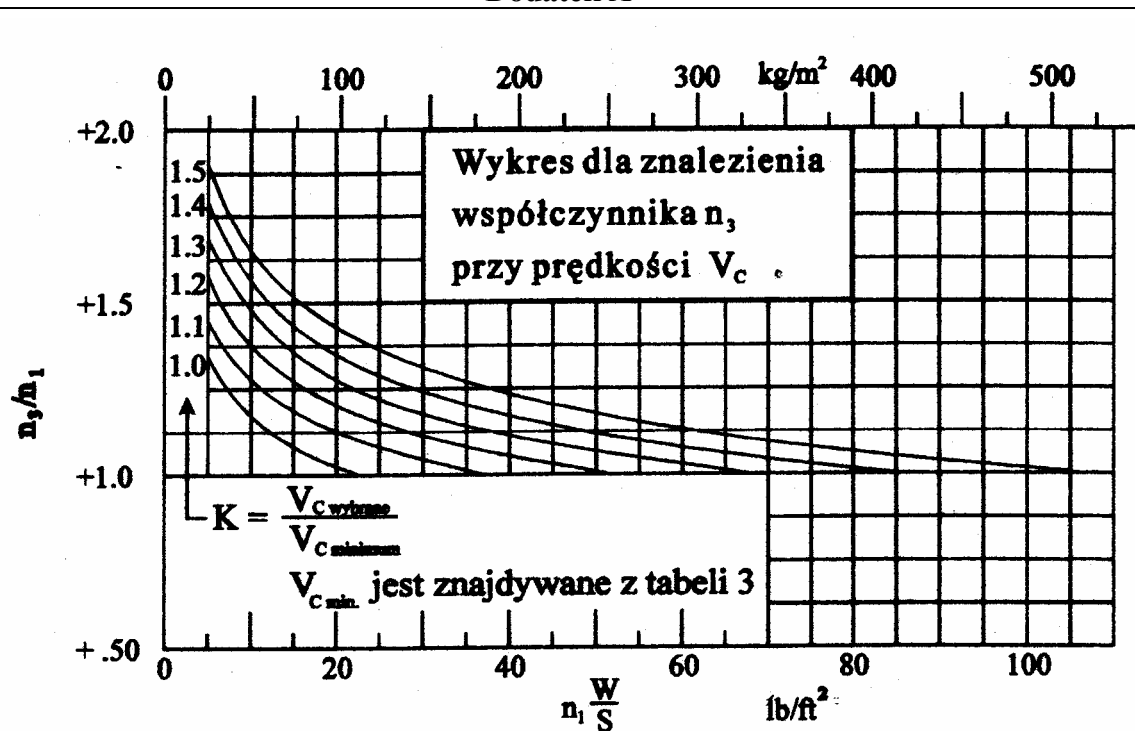
Tabela 2 - Średnie dopuszczalne obciążenie powierzchni sterowej

ŚREDNIE DOPUSZCZALNE OBCIĄŻENIE POWIERZCHNI STEROWEJ			
POWIERZCHNIA	KIERUNEK OBCIĄŻENIA	WIELKOŚĆ OBCIĄŻENIA	ROZKŁAD WZDŁUŻ CIĘCIWY
USTERZENIE POZIOME I	(a) Do góry i w dół	Rysunek A4 krzywa (2)	
	(b) Obciążenie niesymetryczne (do góry i w dół)	100% W po jednej stronie samolotu Q_c 65% W po drugiej stronie samolotu Q_c dla kategorii normalnej i użytkowej Dla kategorii akrobacyjnej patrz A11(c)	
USTERZENIE PIONOWE II	(a) W prawo i w lewo	Rysunek A4 krzywa (1)	Jak (A) powyżej
	(b) W prawo i w lewo	Rysunek A4 krzywa (1)	Jak (B) powyżej
LOTKA III	(a) Do góry i w dół	Rysunek A5 krzywa (5)	
KLAPKA SKRZYDŁOWA IV	(a) Do góry	Rysunek A5 krzywa 4	
	(b) W dół	0.25 x obciążenie do góry (a)	
KLAPKA WYWAŻENIA V	(a) Do góry i w dół	Rysunek A5 krzywa (3)	Jak (D) powyżej

UWAGA: Obciążenia powierzchni I, II, III i V jak wyżej oparte są na prędkościach V_{Amin} i V_{Cmin} . Obciążenie IV oparte na V_{Fmin} . Jeśli dla celów projektowania wybrano wartości prędkości wyższe od tych minimum, to obciążenia odpowiednich powierzchni należy pomnożyć przez stosunek: $\left[\frac{V_{wybr.}}{V_{min.}}\right]^2$. Dla warunków I, II, III i V zastosowany mnożnik musi być większym spośród: $\left[\frac{V_A wybr.}{V_A min.}\right]^2$ lub $\left[\frac{V_C wybr.}{V_C min.}\right]^2$.

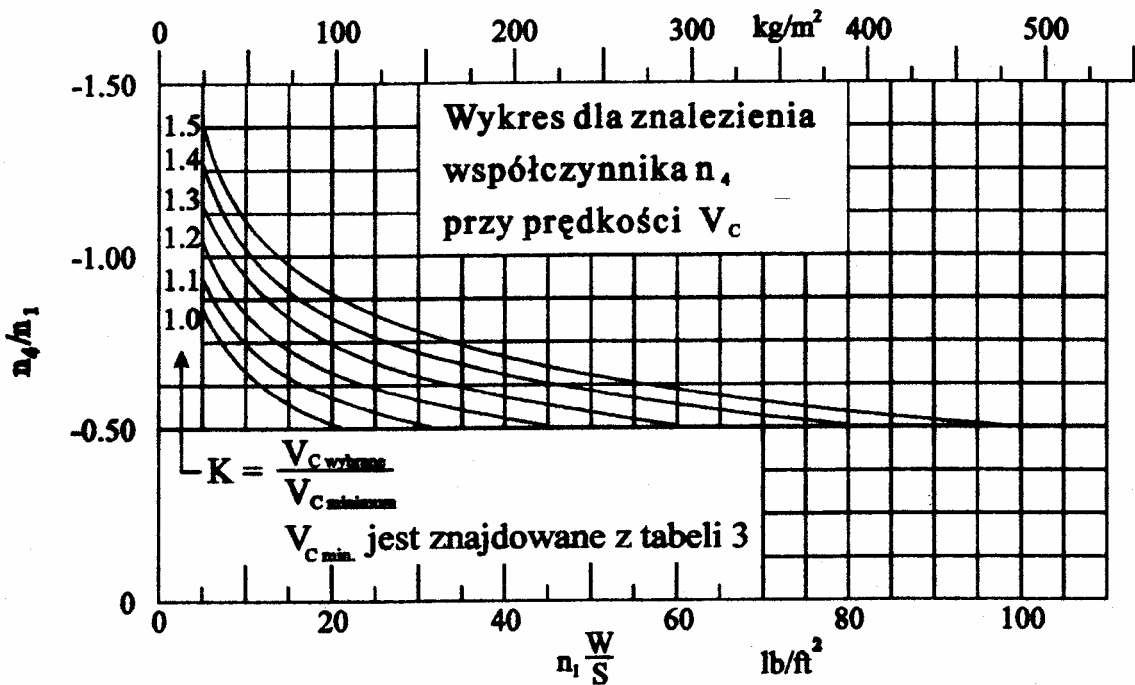
DODATKI

Dodatek A



Rysunek A1

Wykres dla znalezienia współczynnika n_3 przy prędkości V_c



Rysunek A2

Wykres dla znalezienia współczynnika n_4 przy prędkości V_c

DODATKI

Dodatek A

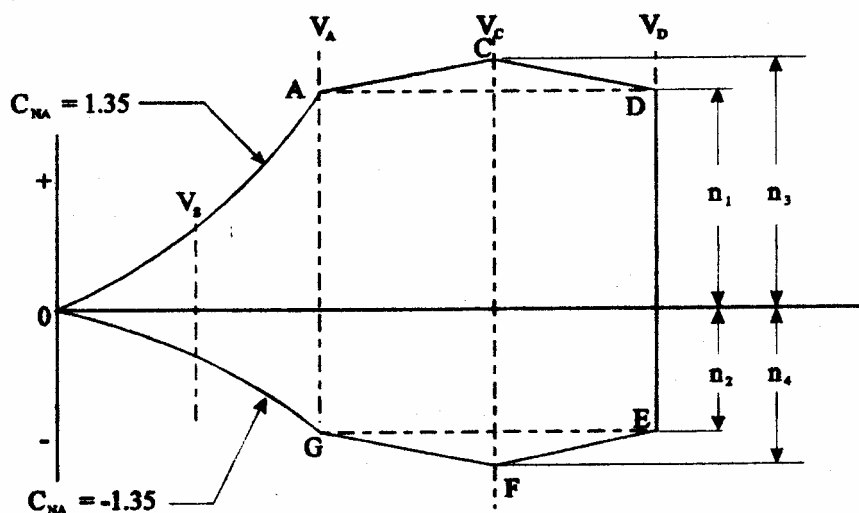
Tabela 3 - Określanie minimalnych prędkości projektowych - Równania

$$V_{Dmin} = 10.86 \sqrt{n1 \frac{W}{S}} \quad \text{ale nie musi przekraczać } 1.4 \sqrt{\frac{n1}{3.8}} V_{Cmin}$$

$$V_{Cmin} = 7.69 \sqrt{n1 \frac{W}{S}} \quad \text{ale nie musi przekraczać } 0.9 V_H$$

$$V_{Amin} = 6.79 \sqrt{n1 \frac{W}{S}} \quad \text{ale nie musi przekraczać } V_C \text{ przyjętej w projekcie}$$

$$V_{Fmin} = 4.98 \sqrt{n1 \frac{W}{S}}$$

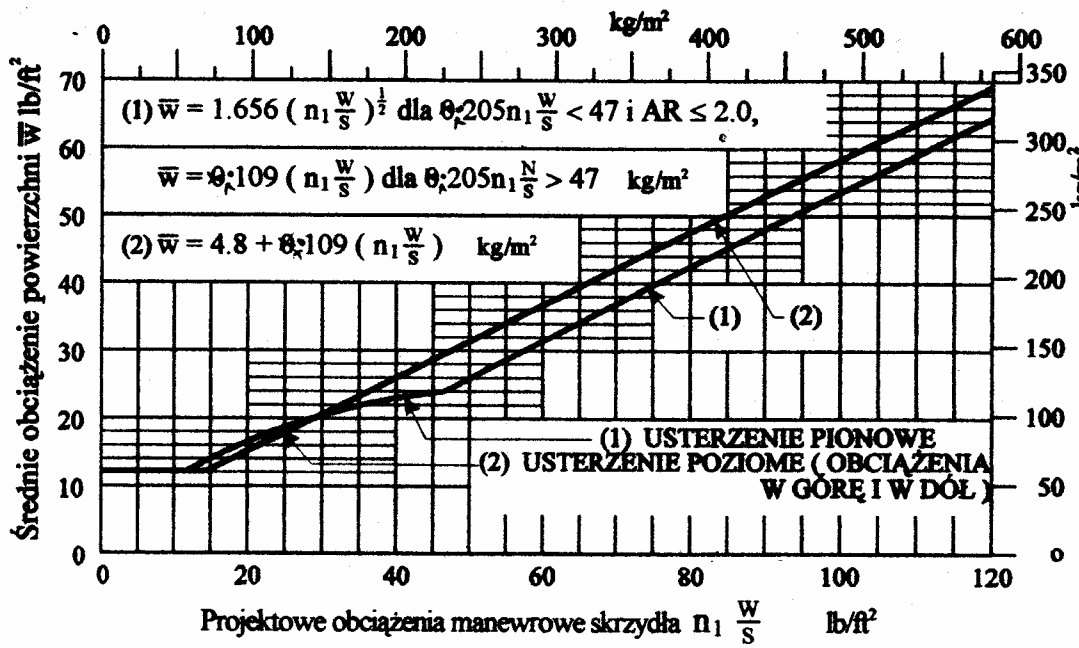
(prędkości (knots), W(kg), S(m²))

Stany "C" lub "F" muszą być zbadane tylko wtedy gdy $n3 \frac{W}{S}$ lub $n4 \frac{W}{S}$ jest większe, odpowiednio, niż $n1 \frac{W}{S}$ lub $n2 \frac{W}{S}$.

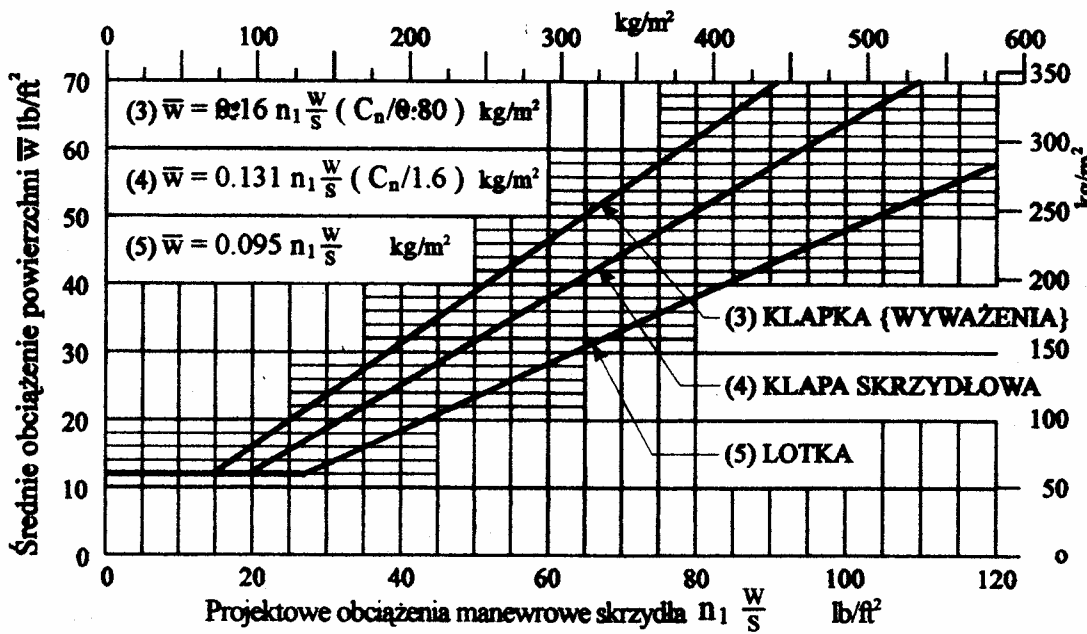
Stan "G" nie musi być badany gdy zbadano warunki dodatkowe określone w JAR-VLA 369

RYSUNEK A3
Obwiednia obciążeń w locie.

DODATKI



RYSUNEK A4
Średnie dopuszczalne obciążenia powierzchni sterowych



RYSUNEK A5
Średnie dopuszczalne obciążenia powierzchni sterowych

CELOWO POZOSTAWIONA PUSTA