



DZIENNIK URZĘDOWY URZĘDU LOTNICTWA CYWILNEGO

Warszawa, dnia 17 czerwca 2005 r.

Nr 5

TREŚĆ:

Poz.:

WYTYCZNE:

- 25 – Nr 3 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 20 kwietnia 2005 r. w sprawie wymagań technicznych stosowanych przez inspektorów przy sprawdzaniu zdolności technicznej ultralekkich statków powietrznych, paralotni, motolotni oraz spadochronów 111

25

WYTYCZNE NR 3 PREZESA URZĘDU LOTNICTWA CYWILNEGO z dnia 20 kwietnia 2005 r.

**w sprawie wymagań technicznych stosowanych przez inspektorów przy sprawdzaniu
zdolności technicznej ultralekkich statków powietrznych, paralotni, motolotni oraz spadochronów**

Na podstawie art. 21 ust. 2 pkt 6 i 16 oraz art. 23 ust. 2 pkt 2 ustawy z dnia 3 lipca 2002 r. – Prawo lotnicze (Dz. U. Nr 130, poz. 1112, z 2003 r. Nr 210, poz. 2036 oraz z 2004 r. Nr 54, poz. 535, Nr 96, poz. 959, Nr 99, poz. 1002, Nr 172, poz. 1805, Nr 173, poz. 1808 i Nr 273, poz. 2703) zarządza się, co następuje:

§ 1. Wprowadza się do stosowania Tymczasowe wymagania zdolności samolotów ultralekkich, Wymagania techniczne dla paralotni, Wymagania techniczne dla

motolotni oraz Wymagania techniczne dla spadochronów, stanowiące załączniki do wytycznych.

§ 2. Wytyczne wchodzi w życie z dniem ogłoszenia.

Prezes Urzędu Lotnictwa Cywilnego:
Krzysztof Kapis

Załączniki do Wytycznych Nr 3
Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego
z dnia 20 kwietnia 2005 r.
(poz. 25)

Załącznik nr 1.

TYMCZASOWE WYMAGANIA ZDATNOŚCI SAMOLOTÓW ULTRALEKKICH

ROZDZIAŁ A

Informacje ogólne

§ 1. Cel:

Niniejsze przepisy budowy określają wymagania minimalne dotyczące ultralekkich samolotów, o których mowa w § 2, mające zapewnić, aby użytkowanie ultralekkich samolotów w przewidywanym zakresie nie budziło zastrzeżeń oraz nie naruszało bezpieczeństwa ruchu lotniczego, jak również porządku i bezpieczeństwa publicznego.

§ 2. Zastosowanie:

Niniejsze wymagania techniczne stosuje się do ultralekkich samolotów, których prędkość minimalna V_{st} nie przekracza 65 km/h (35 knots) (CAS) i maksymalna masa do startu (MTOM) nie przekracza:

- (a) 300 kg dla samolotu lądowego jednomiejscowego,
- (b) 450 kg dla samolotu lądowego dwumiejscowego.

Limity maksymalnej masy startowej podane w ppkt (a) i (b), w przypadku amfibii lub wodnosamolotu, mogą być zwiększone odpowiednio do:

- 330 kg dla samolotów jednomiejscowych,
- 495 kg dla samolotów dwumiejscowych,

przy zapewnieniu, że w przypadku gdy samolot jest użytkowany zarówno jako wodnosamolot, jak i samolot lądowy, to mają zastosowanie limity maksymalnej masy startowej (MTOM) odpowiednie dla rodzaju operacji.

§ 3. Informacje o komentarzach:

Niniejszych wymagań, łącznie z przynależnymi do nich komentarzami, nie można traktować jako podręcznika aktualnej technicznej wiedzy lotniczej; konieczna jest interpretacja tych wymagań w oparciu o aktualną wiedzę lotniczą:

- (b) tam gdzie jest to konieczne, wymagania (dla lepszego rozeznania) uzupełnione są komentarzami. Komentarze te stanowią zaakceptowaną interpretację wymagań, podają zalecane metody postępowania lub zawierają dane uzupełniające.
- (c) w zdaniach o treści obowiązującej użyte jest zasadniczo określenie "muszą"; określenia "powinno się" lub "można" zastosowane są w tekście dla wypowiedzi mających charakter zaleceń lub dopuszczeń.

§ 4. Oznaczenia i definicje:

- (a) używane w niniejszych przepisach skróty i definicje oznaczają:

V_A - projektowa prędkość manewrowa;

V_C - projektowa prędkość przelotowa (max. prędkość lotu poziomego);

V_D - projektowa prędkość nurkowania;

$V_{D,r}$ - zademonstrowana prędkość nurkowania;

V_F - projektowa prędkość z klapami wypuszczonymi;

$V_{F,m}$ - maksymalna prędkość z klapami wypuszczonymi;

V_{Lo} - maksymalna prędkość przy zmianie położenia podwozia;

V_{NE} - prędkość nigdy nieprzekraczalna (prędkość, która nie może być w żadnych warunkach przekraczana w locie);

V_{N1} - prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego, przy której samolot jest jeszcze sterowny;

V_{N2} - prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego w konfiguracji do lądowania;

V_{N3} - prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego w podanej konfiguracji;

V_{N4} - wyliczona prędkość przeciągnięcia przy masie maksymalnej i całkowicie wychylonych klapach;

V_T - prędkość progowa; (np największa prędkość holowania szybowców);

C_{n1} - współczynnik momentu pochylającego;

IAS - prędkość wskazywana;

CAS - prędkość cechowana;

EAS - prędkość równoważna;

TAS - prędkość rzeczywista względem powietrza.

(b) użyte w niniejszych przepisach ogólne pojęcia techniczne oznaczają:

1) **silnik** - maszyna napędowa użyta lub przeznaczona do zastosowania, do napędu statku powietrznego. Do silnika wlicza się także urządzenia i elementy jego wyposażenia, które są niezbędne do jego funkcjonowania i regulacji, z wyłączeniem śmigła;

2) **śmigło nastawne** - śmigło, którego skok jest zmienny na postoju lub podczas biegu, którym może być:

a) śmigło z bezpośrednią zmianą skoku przez pilota - śmigło ręcznie przestawiane,

b) śmigło, którego skok przestawiany jest przez regulator lub inne automatyczne urządzenie, sterowane nastawą przez pilota lub bez takiego sterowania - śmigło o stałej prędkości obrotowej,

c) śmigło, którego skok przestawiany jest

- przez kombinację rozwiązań urządzeń podanych w lit. a i b;
- 3) **pasy bezpieczeństwa** - pasy czteropunktowe składające się z jednego pasa na każde ramie i z dwóch pasów biodrowych;
 - 4) **współczynnik obciążenia** - stosunek ustalonego obciążenia do całkowitego ciężaru statku powietrznego. Ustalonym obciążeniem mogą być siły aerodynamiczne, siły bezwładności lub siły reakcji ziemi lub wody;
 - 5) **najwyższa moc startowa** - moc hamowana, rozwijana w warunkach atmosfery standard na poziomie morza, przy maksymalnych wartościach prędkości obrotowej wału korbowego i ciśnienia ładowania, dopuszczonych dla startu, lądowania zaniechanego i lądowania z natychmiastowym startem, ograniczonych do maksimum 5 min;
 - 6) **najwyższa moc trwała** - moc hamowana rozwijana w warunkach atmosfery standard na ustalonej wysokości, przy maksymalnych wartościach prędkości obrotowej wału korbowego i ciśnienia ładowania, dopuszczonych w nieograniczonym czasie;
 - 7) **ogniotrwały** - w określonej przestrzeni pożarowej, "ogniotrwały" oznacza zdolność części samolotu lub wyposażenia do wytrzymania działania temperatur wywołanych przez "płomień standardowy" przez 15 min. Dla materiałów i części, których zadaniem jest odgrodzić ogień w określonej przestrzeni, ogniotrwały oznacza zdolność materiału o wymiarach odpowiadających jego zastosowaniu do wytrzymania, równie dobrze jak stal, temperatury rozwijającej się w danej strefie, podczas dłuższej trwającego skrajnie intensywnego pożaru. W przypadku przewodów i innych części instalacji ogniotrwały oznacza zdolność materiału o wymiarach odpowiadających jego zastosowaniu do wytrzymania, równie dobrze jak stal, temperatury rozwijającej się w danej strefie pożaru;
 - 8) **ognioodporny** - w określonej przestrzeni pożarowej, "ognioodporny" oznacza zdolność części samolotu lub wyposażenia do wytrzymania działania temperatur wywołanych przez "płomień standardowy" przez 5 min. Dla blach i elementów struktury nośnej, ognioodporny oznacza zdolność materiału o wymiarach odpowiadających jego zastosowaniu do wytrzymania, równie dobrze jak stop aluminium, temperatury rozwijającej się w danej strefie, a dla przewodów przewodzących płyny, innych części instalacji z palnymi płynami, przewodów elektrycznych, przewodów powietrznych, okuć i urządzeń obsługowych silnika, oznacza zdolność do spełniania swych funkcji, w temperaturach

i pozostałych warunkach przewidywanych dla danego miejsca podczas pożaru;

- 9) **trudnopalny** - materiał, który nie podtrzymuje palenia tak, żeby się płomień dalej rozszerzał po usunięciu źródła zapalnego.

ROZDZIAŁ B

Charakterystyki użytkowe

Ogólne

- § 5. 1. Prowadzenie dowodu zgodności:
 - (a) spełnienie wymagań niniejszego rozdziału musi być udowodnione drogą prób. Próby muszą być przeprowadzone dla najmniejkorzystniejszej kombinacji masy i położenia środka ciężkości, znajdujących się w obszarze stanów załadowań wnioskowanych o dopuszczenie;
 - (b) jeżeli nie podano inaczej, dowód zgodności musi być przeprowadzony dla wszystkich konfiguracji, przy których samolot ma być użytkowany;
 - (c) rozdział B nie obejmuje wszystkich wymaganych prób w locie, niezbędnych dla przeprowadzenia dowodu zgodności.
2. Próby, o których mowa w ust. 1, przeprowadza się przy spełnieniu następujących warunków:
 - a) użyty do prób samolot powinien być wyposażony w odpowiednie przyrządy, które pozwolą na przeprowadzenie w prosty sposób, niezbędnych pomiarów i obserwacji. Możliwe jest zażądanie zastosowania specjalnych urządzeń pomiarowych, o ile uzyskanie wyników sprawdzalnych w inny sposób nie jest możliwe,
 - b) w początkowym okresie prób powinna być określona dokładność przyrządów pomiarowych oraz powinny być sporządzone wykresy poprawek. Należy zwrócić szczególną uwagę na błędy wskazań układu prędkościomierza, powinien być przy tym uwzględniony wpływ poszczególnych konfiguracji samolotu.
2. Przed przystąpieniem do prób w locie powinny być przeprowadzone następujące próby naziemne:
 - a) próba pracy zespołu napędowego zgodnie z wymaganiami podanymi w § 89.
 - b) pomiary maksymalnych wychyleń powierzchni sterowych skrzydeł, klap i ich układów uruchamiających.
3. Przed rozpoczęciem prób w locie powinny być przeprowadzone wszystkie naziemne próby funkcjonalne.
- § 6. Graniczne stany załadowania:
 - (a) zakresy mas i zakresy położenia środków ciężkości, w obrębie których samolot może być bezpiecznie użytkowany, powinny być ustalone przez zgłaszającego;
 - (b) zakres położenia środka ciężkości nie może być

mniejszy niż ten, który odpowiada każdej masie załogi pomiędzy masą minimalną, równą 60 kg dla pojedynczego pilota, a ustaloną masą maksymalną dla pilota i pasażera. Należy przy tym uwzględnić zmiany masy paliwa od pełnej ilości do zera. Przyjęta masa maksymalna jednej osoby nie może być mniejsza niż 90 kg.

Pilot o masie mniejszej niż 75 kg może być wyważony odpowiednim balastem.

§ 7. Ograniczenia masy - masa maksymalna:

Masa maksymalna musi być tak ustalona, że jest:

(a) nie większa niż:

- 1) maksymalna masa zaproponowana przez zgłaszającego,
- 2) maksymalna masa wymiarująca stanowiąca największą masę, dla której przeprowadzony został dowód zgodności z wszystkimi znajdującymi zastosowanie warunkami obciążeń wymiarującymi wytrzymałościowo konstrukcję oraz, dla której przeprowadzony został dowód zgodności z wszystkimi znajdującymi zastosowanie wymaganiami dotyczącymi charakterystyk pracy;

(b) nie mniejsza od sumy mas:

samolotu pustego, masy załogi równej 90 kg dla samolotu jednomiejscowego lub masy załogi równej 180 kg dla samolotu dwumiejscowego, łącznie z wymaganym wyposażeniem minimalnym, ładunkiem dodatkowym oraz ilością paliwa na 30 minut lotu z maksymalną mocą trwałą silnika.

§ 8. Masa samolotu pustego i odpowiadający jej środek ciężkości:

(a) masa samolotu pustego (masa własna) i odpowiadające jej położenie środka ciężkości muszą być określone drogą ważenia:

1) łącznie z:

- a) balastem stałym,
- b) wymaganym wyposażeniem minimalnym;
- c) niezużywalną ilością paliwa oraz - gdy ma to zastosowanie - z pełną ilością oleju, czynnika chłodzącego silnik lub cieczy roboczej układów hydraulicznych;

2) bez:

- a) masy załogi,
- b) określonych, łatwo demontowalnych elementów;

(b) stan samolotu, w momencie określania jego masy własnej, musi być dokładnie określony i łatwy do odtworzenia.

Osiągi w locie

§ 9. Wymagania ogólne:

Dowód zgodności z wymaganiami niniejszego rozdziału, dotyczącymi osiągnięć w locie, musi być przeprowadzony dla masy maksymalnej, a wyniki prób muszą być sprowadzone do warunków bezwietrznych i atmosfery standard na poziomie morza.

§ 10. Prędkość przeciągnięcia:

(a) V_{∞} - jest to prędkość przeciągnięcia (IAS), o ile jest ona możliwa do osiągnięcia, lub najmniejsza prędkość lotu ustalonego, przy której samolot jest jeszcze sterowny, przy silniku pracującym na obrotach biegu luzem (przy zamkniętej przepustnicy) lub przy silniku wyłączonym. Miarodajny jest stan, przy którym uzyskuje się większą wartość V_{∞} , przy czym:

1) samolot znajduje się w konfiguracji do lądowania oraz,

2) masa samolotu jest równa masie maksymalnej;

(b) V_{∞} - jest prędkością przeciągnięcia (IAS), o ile jest ona możliwa do osiągnięcia lub minimalną prędkością lotu ustalonego przy silniku pracującym na obrotach biegu luzem (przy zamkniętej przepustnicy), lub przy silniku wyłączonym, przy czym:

3) samolot znajduje się w konfiguracji takiej, jaka występuje w trakcie próby, w której stosuje się V_{∞} oraz,

4) masa samolotu jest równa masie maksymalnej;

(c) V_{∞} i V_{∞} muszą być określone drogą prób w locie przeprowadzonych metodami podanymi w § 24;

(d) *zarezerwowany*.

§ 11. Start:

(a) długość startu przy masie maksymalnej i w ciszy, mierzona od miejsca ruszenia do miejsca uzyskania wysokości wynoszącej 15 m, musi być określona na podłożu (pasie) suchym i płaskim (poziomym), pokrytym krótko strzyżoną trawą. Długość ta nie może przekraczać 300 m,

(b) długość startu podana w instrukcji użytkowania w locie, musi stanowić wartość średnią uzyskaną z sześciu próbnych lotów, zrealizowanych zgodnie z warunkami podanymi w pkt (a).

§ 12. Wznoszenie:

Najlepsza prędkość wznoszenia, skorygowana na warunki atmosfery standard na poziomie morza, przy:

(a) mocy nie większej niż moc startowa,

(b) schowanym podwoziu,

(c) maksymalnej masie w locie

- i bez przekraczania temperatur granicznych, określonych w § 107, musi być większa niż 1 m/s.

§ 13. Prędkość opadania:

Należy określić prędkość opadania w konfiguracji przelotowej przy maksymalnej masie w locie i przy silniku pracującym na obrotach biegu luzem.

Sterowność i zwrotność

§ 14. Ogólne:

(a) samolot musi być sterowny i zwrotny podczas:

1) startu z maksymalną mocą startową,

2) lotu wznoszącego,

3) lotu poziomego,

4) lotu z opadaniem,

- 5) lądowania z mocą i bez mocy,
6) nagłej utraty mocy przez silnik;
- (b) przy wszystkich prawdopodobnych warunkach lotu musi być możliwe, bez nadmiernej zręczności, natężenia uwagi i wysiłku ze strony pilota oraz bez niebezpieczeństwa przekroczenia przyspieszeń dopuszczalnych, zrealizowanie płynnego przejścia z jednego stanu lotu do drugiego (łącznie z lotem krzywoliniowym, o ile przy danej konfiguracji jest to możliwe). Wymaganie to musi być spełnione przy wszystkich dopuszczalnych mocach silnika, jak również przy gwałtownej utracie mocy przez silnik. Niewielkie odstępstwa od zalecanych metod wykonywania lotu nie mogą prowadzić do sytuacji niebezpiecznych;
- (c) wszystkie osobliwe właściwości lotne, stwierdzone podczas prób w locie prowadzonych w celu wykazania zgodności z wymaganiami dotyczącymi charakterystyk pracy oraz wszystkie zauważalne zmiany właściwości lotnych wywołanych przez opady deszczu, muszą być określone przy wszystkich dopuszczalnych mocach silnika;
- (d) jeżeli siły, jakie pilot musi wywierać na sterownice, okażą się nadmiernie duże, należy udowodnić drogą prób ilościowych, że mieszczą się one w dopuszczalnych granicach. Siły te nie mogą w żadnym przypadku przekraczać, dla konwencjonalnego układu sterowania wokół trzech osi, wielkości podanych w poniższej tabeli. Wymaganie to musi być spełnione przy wszystkich dopuszczalnych mocach silnika:

siły wywierane przez pilota na sterownice	steru wysokości	lotki	steru kierunku	klap skrzydłowych podwozia
	[daN]	[daN]	[daN]	[daN]
siły krótkotrwałe	20	10	40	10
siły długotrwałe	2	1,5	10	

- (e) możliwe do zrealizowania przez pilota wychylenia powierzchni sterowych i sterów pomocniczych, nie mogą w żadnych warunkach ulec, w wyniku elastycznego odkształcenia układów sterowania, takiemu ograniczeniu, ażeby samolot ultralekki stał się trudny do opanowania;
- (f) możliwym jest, że w przypadkach sterowania przemieszczaniem masy lub innych niekonwencjonalnych układów sterowania, pilot może nie być w stanie przyłożyć sił, określonych w pkt (d) w tabeli wartości sił. W takich przypadkach wartości sił wywieranych przez pilota, zarówno krótko-, jak i długotrwałych, powinny być ustalone indywidualnie dla każdego przypadku.

§ 15. Sterowanie sterem wysokości (sterowanie pochylem):

- (a) wychylanie steru wysokości musi umożliwiać taką zmianę pochylecia podłużnego, aby można było wychodząc z każdej prędkości poniżej $1,3 V_{st}$, szybko przyspieszyć samolot do prędkości $1,3 V_{st}$.

Warunki próby muszą uwzględniać wszystkie możliwe konfiguracje samolotu i moce silnika przy samolocie wyważonym na prędkości $1,3 V_{st}$ (o ile w samolocie zastosowano układ wyważania);

- (b) w każdym zakresie warunków użytkowania musi być możliwe takie przeprowadzenie zmiany konfiguracji (podwozie, kłapy, moc silnika itp.), aby nie wymagało to specjalnej zręczności ze strony pilota oraz nie powodowało przekraczania sił sterowania ustalonych w § 14 pkt (d);
- (c) musi być możliwe, przy wszystkich dopuszczalnych położeniach środka ciężkości, wyprowadzenie samolotu z lotu nurkowego przy prędkości V_{br} .

§ 16. Sterowanie poprzeczne i kierunkowe:

Przy odpowiednim użyciu sterów musi być możliwe przejście z zakrętu o przechyleniu 30° do zakrętu w kierunku przeciwnym o tym samym przechyleniu w czasie 5 sekund, przy prędkości w zakręcie równej $1,3 V_{st}$ oraz V_{br} .

W przypadku gdy ma to zastosowanie, należy wykonać próby w locie, również z wypuszczonym podwoziem i wychylonymi klapami.

§ 17. Siły sterowania sterem wysokości podczas manewrów:

Samolot musi wykazywać przyrost siły sterowania sterem wysokości w miarę wzrostu przyspieszeń normalnych, podczas lotu w zakręcie lub przy wyprowadzaniu z manewrów (przy wyrwaniach) wykonywanych przy stałej prędkości.

W przypadku niekonwencjonalnych układów sterowania, minimalna wartość siły potrzebnej do nadania samolotowi przyspieszenia początkowego, prowadzącego do osiągnięcia obciążeń dopuszczalnych, nie może być mniejsza niż 5 N. Wymóg ten musi być spełniony przy wszystkich prędkościach, przy których dopuszczalne przyspieszenie, przy wyrwaniu może być osiągnięte bez wystąpienia przeciągnięcia przy klapach, w pozycji neutralnej oraz - o ile to znajduje zastosowanie - przy schowanym podwoziu.

W przypadku samolotów sterowanych przemieszczaniem masy, wielkość siły sterowania potrzebnej do wywołania obciążeń dopuszczalnych, musi być ustalona indywidualnie dla każdego statku powietrznego.

§ 18. Wyważenie:

Stan równowagi statycznej wokół wszystkich trzech osi, w pełnym zakresie dopuszczalnych mocy silnika i przy skrajnych położeniach środka ciężkości, musi być osiągalny przy prędkościach leżących między $1,3 V_{st}$, a $2 V_{st}$.

Stateczność

§ 19. Ogólne:

Samolot musi spełniać warunki podane w § 20 - 23. Ponadto samolot musi wykazywać wystarczającą stateczność oraz "wyczucie sterowania", przy wszystkich normalnie spotykanych warunkach użytkowania.

§ 20. Podłużna stateczność statyczna:

We wszystkich możliwych zakresach prędkości pochylenie krzywej "siły na sterownicy w funkcji prędkości" musi być dodatnie i na tyle duże, żeby każdej istotnej (wyczuwalnej) zmianie prędkości, odpowiadała zmiana siły na sterownicy wyraźnie odczuwalna przez pilota.

§ 21. Dowód podłużnej stateczności statycznej:

Występowanie zadowalającej podłużnej stateczności statycznej musi być dowiedzione drogą badań na dostosowanym do tego pojeździe próbnym, chyba że typ konstrukcji samolotu ultralekiego pozwala na niewzbudzający zastrzeżeń dowód teoretyczny lub porównawczy.

Sposób przeprowadzenia dowodu zgodności jest ustalany indywidualnie dla każdego statku powietrznego.

§ 22. Stateczność poprzeczna i kierunkowa:

(a) jeżeli samolot znajduje się w ustalonym locie prostym, to przy skrzyżowaniu wychyleń lotek i steru kierunku, każdemu zwiększeniu wychylenia lotek, musi odpowiadać przyrost kąta ślizgu. Nie wymaga się, aby zależność ta była liniowa;

(b) w ślizgu, siły sterowania muszą stale wzrastać wraz ze wzrostem kąta ślizgu i kąta przechylenia poprzecznego. Zależność ta nie musi być liniowa, nie może jednak wystąpić zjawisko zmiany kierunku działania siły.

§ 23. Stateczność dynamiczna:

Wszystkie wahania krótkookresowe, występujące w zakresie od prędkości przeciągnięcia do prędkości V_{cr} , muszą być silnie tłumione przy:

(a) puszczonej,

(b) trzymanyj

- głównych układach sterowania. Wymaganie to musi być spełnione przy wszystkich dopuszczalnych mocach silnika.

Przeciągnięcie

§ 24. Własności przeciągnięcia w locie prostym (przy skrzydłach utrzymywanych w poziomie).

Własności w przeciągnięciu muszą być zbadane przy przednim i tylnym granicznym położeniu środka ciężkości oraz przy ustalonych zgodnie z § 6 masach - minimalnej i maksymalnej:

(a) próby przeciągnięcia muszą być przeprowadzone przy zmniejszaniu, w ustalonym locie prostym, prędkości w tempie około 2 km/h (1 knot) na sekundę, aż do momentu osiągnięcia stanu przeciągnięcia, objawiającego się niemożliwym do bezpośredniego opanowania sterami pochylenia do przodu lub pochylenia

połączonego z przechyleniem na skrzydło, lub też do momentu oparcia się sterownicy steru wysokości o zderzak. Do momentu uzyskania stanu przeciągnięcia musi być możliwe wywołanie i korygowanie przechylenia i odchylenia drogą właściwego wychylenia powierzchni sterowych (normalnego użycia sterów);

(b) w trakcie odzyskiwania normalnego stanu lotu musi być możliwe, przy normalnym użyciu sterów, zapobieżenie przechyleniu przekraczającemu 20° . Samolot nie może przy tym wykazywać żadnej skłonności do wejścia w korkociąg;

(c) należy określić, przy zastosowaniu ogólnie przyjętych metod, utratę wysokości, od momentu pojawienia się przeciągnięcia do momentu odzyskania lotu poziomego oraz maksymalne pochylenie samolotu względem horyzontu;

(d) dowód spełnienia wymagań pkt (a) - (c) musi być przeprowadzony przy następujących warunkach:

1) klapy w dowolnym położeniu,

2) podwozie wypuszczone i schowane,

3) samolot wyważony na prędkości $1,4 V_{cr}$ (o ile samolot wyposażony jest w układ wyważania),

4) moc silnika:

- silnik na obrotach biegu luzem,

- maksymalna moc trwała;

(e) występująca przy przeciągnięciu utrata wysokości, o której mowa w pkt c), stanowi różnicę między wysokością, na której wystąpiło przeciągnięcie, a wysokością, na której osiągnięto lot poziomy.

§ 25. Przeciągnięcie w zakręcie:

(a) przy przeciągnięciu w prawidłowym ustalonym zakręcie z przechyleniem 30° , musi być możliwe odzyskanie lotu poziomego, bez pojawienia się niemożliwego do opanowania przechylenia na skrzydło lub niemożliwej do opanowania tendencji do wejścia w korkociąg;

(b) należy określić, przy zastosowaniu ogólnie przyjętych metod, utratę wysokości od momentu wystąpienia stanu przeciągnięcia do momentu odzyskania lotu poziomego. Wymaganie to musi być spełnione, przy podanych w § 24 pkt (d) ppkt 4, warunkach pracy silnika i przy klapach w każdym położeniu;

(c) przechylenie na skrzydło, o którym mowa § 25 pkt (a), ma być traktowane jako niemożliwe do opanowania, o ile samolot przechylił się o dalsze 30° , w kierunku zakrętu.

§ 26. Ostrzeżenie przed przeciągnięciem:

(a) z wymogu występowania ostrzeżenia przed przeciągnięciem można zrezygnować, o ile podczas przeciągnięcia z lotu prostego:

1) możliwe jest wywołanie i korygowanie

- przechylenia przy pomocy lotek, podczas gdy układ sterowania kierunkowego jest utrzymywany w neutralnym położeniu,
- 2) nie występuje żadne znaczne przechylenie na skrzydło, przy układach sterowania poprzecznego i kierunkowego (sterowania przechylaniem i odchylaniem), utrzymywanych w pozycji neutralnej;
- (b) samolot nie spełniający wymagań podanych w pkt (a):
- 1) musi wykazywać, zarówno w locie prostym jak i w zakręcie, występowanie wyraźnego i jednoznacznego ostrzeżenia przed przeciągnięciem, przy klapach i podwoziu w normalnym położeniu,
 - 2) ostrzeżenie przed przeciągnięciem, nie może wystąpić przy normalnych prędkościach lotu (prędkościach użytkowych), musi się jednak pojawiać we właściwym czasie, przed osiągnięciem stanu przeciągnięcia, tak aby pilot mógł odzyskać lot poziomy,
 - 3) ostrzeżenie przed przeciągnięciem, może wystąpić jako efekt aerodynamicznych cech własnych samolotu (np. drgania) lub być wynikiem działania urządzenia jednoznacznie wskazującego na przeciągnięcie.

Zachowanie się na ziemi

- § 27. Sterowność i stateczność kierunkowa:
Przy żadnej prędkości, przewidywanej dla użytkowania samolotu na ziemi, nie może pojawić się niedająca się opanować tendencja do zbaczania, a podczas kołowania samolot musi posiadać wystarczającą sterowność kierunkową.
- § 28. Start i lądowanie przy bocznym wietrze:
Musi być zbadana zdolność samolotu do bezpiecznego wykonywania startów i lądowań przy bocznym wietrze. W oparciu o wyniki tych prób, należy zamieścić w instrukcji użytkowania w locie wskazania, dotyczące użytkowania samolotu przy bocznym wietrze.
- § 29. Zabezpieczenie przed flutterem i wytrzymałość struktury:
- (a) na samolocie, przy wszystkich konfiguracjach, i przy każdej dopuszczalnej prędkości lotu, co najmniej do prędkości V_0 , nie mogą wystąpić: flutter, rozbieżność skrętna (dywergencja) lub odwrotne działanie sterów. Odształcenia struktury nie mogą, w stopniu niebezpiecznym, wpływać na sterowność i stateczność samolotu. W zakresie prędkości dopuszczalnych musi występować wystarczające tłumienie, takie żeby drgania aeroelastyczne szybko zanikały;
- (b) dowód zgodności z wymaganiami pkt (a) musi być przeprowadzony następująco:
- 1) drogą systematycznych prób wzbudzania flutteru w locie, przy wszystkich prędkościach, aż do prędkości V_0 . Próby te muszą

- wykazać, że przy zbliżaniu się do prędkości V_0 , nie następuje żaden spadek tłumienia,
- 2) drogą prób w locie, w których należy dowieść, że przy zbliżaniu się do V_0 :
- a) skuteczność sterowania wokół wszystkich trzech osi nie spada nadmiernie szybko i,
 - b) z przebiegu stateczności statycznej i położenia układu wyważania, nie uzyskuje się przesłanek wskazujących na pojawianie się rozbieżności skrętnej skrzydeł, usterzeń i kadłuba.

Wymagania specjalne dotyczące właściwości samolotu

§ 30. Drgania i trzepotanie:

Przy wszystkich prędkościach, aż do V_0 , na żadnej części samolotu ultralekkiego nie mogą występować nadmierne drgania. Ponadto, w żadnym normalnym stanie lotu nie może występować trzepotanie na tyle silne, aby w sposób niedopuszczalny wpłynąć na sterowność samolotu, zmęczyć nadmiernie załogę lub doprowadzić do uszkodzenia struktury. Trzepotanie jako ostrzeżenie przed przeciągnięciem, spełniające wyżej podane ograniczenia, jest dopuszczalne. Wymaganie to musi być spełnione w całym zakresie dopuszczalnych mocy silnika.

ROZDZIAŁ C

Wytrzymałość:

§ 31. Obciążenia:

- (a) wymagania wytrzymałościowe są określone przez podanie obciążeń dopuszczalnych (największych obciążeń jakich można oczekiwać w trakcie użytkowania) oraz obciążeń niszczących (obciążenia dopuszczalne pomnożone przez przepisane współczynniki bezpieczeństwa). O ile nie jest podane inaczej, ustalone obciążenia są obciążeniami dopuszczalnymi;
- (b) jeżeli nie jest podane inaczej, siły aerodynamiczne i reakcje podłoża muszą być każdorazowo w równowadze z siłami masowymi; należy przy tym uwzględniać większe poszczególne masy samolotu. Obciążenia muszą być tak rozłożone, aby odpowiadały albo warunkom rzeczywistym, albo przybliżonym leżącym po stronie bezpiecznej;
- (c) jeżeli rozkłady obciążeń zewnętrznych i sił wewnętrznych ulegają znaczącym zmianom, spowodowanym odształceniami konstrukcji wywołanymi obciążeniami zewnętrznymi, muszą być uwzględnione te zmienione rozkłady obciążeń i sił;
- (d) kompleksowe kryteria strukturalne dla warunków lotu, podane w podrozdziałach C i D,

stosuje się do samolotów o projektowej prędkości nurkowania V_p , nie większej niż 260 km/h (EAS) (140 knots). W przypadku samolotu o projektowej prędkości nurkowania przekraczającej tę wartość, należy każdorazowo uzgodnić kryteria z Prezesem Urzędu.

§ 32. Współczynniki bezpieczeństwa:

- (a) jeżeli nie jest podana inna wartość, musi być zastosowany współczynnik bezpieczeństwa równy 1,5;
- (b) współczynnik bezpieczeństwa należy pomnożyć przez mnożnik bezpieczeństwa gdy:
 - 1) istnieje niepewność co do wytrzymałości części,
 - 2) należy oczekiwać, z upływem czasu, utraty wytrzymałości części przed planowaną wymianą,
 - 3) nie ma dokładnych danych wytrzymałościowych ze względu na zastosowane metody wytwarzania i kontroli.

Wielkości tych mnożników bezpieczeństwa, o ile nie są podane w niniejszych wymaganiach, należy ustalić oddzielnie dla każdego typu. W przypadkach koniecznych należy w instrukcji sprzętu podać wymagane okresy wymiany takich części.

W szczególności, należy zastosować mnożniki bezpieczeństwa o podanych niżej wielkościach do:

- | | |
|---|-----|
| - części odlewanych | 2,0 |
| - połączeń sworznioowych | 2,0 |
| - zawiasów sterów i członów łączących
(z wyjątkiem łożysk tocznych) | 6,7 |
| - okuć | 1,2 |
| - zamocowania pasów pilota
(× współczynnik obciążenia przy lądowaniu awaryjnym zgodnie z § 54) | 1,5 |
| - linki | 2,0 |
| - docisków jednostkowych
w przegubach popychaczowych
układów sterowania | 3,3 |
| - docisków jednostkowych
w przegubach linkowych
układów sterowania | 2,0 |
| - zabudowy siedzenia lub
zawieszenia pilota | 2,0 |

§ 33. Wytrzymałość i odkształcenia:

- (a) struktura nośna musi być w stanie przeniesić obciążenia dopuszczalne, bez wystąpienia odkształceń trwałych. Przy wszystkich obciążeniach, aż do obciążeń dopuszczalnych, powstające odkształcenia nie mogą naruszyć bezpieczeństwa pracy. Odnosi się to w szczególności do układów sterowania;
- (b) struktura nośna musi być w stanie przeniesić obciążenia niszczące, bez zniszczenia, w czasie nie krótszym niż 3 s. Wymóg przeniesienia obciążeń w czasie co najmniej 3 s, nie

jest wymagany, o ile dowód wytrzymałości przeprowadzony jest metodą próby dynamicznej odtwarzającej rzeczywiste warunki obciążenia.

§ 34. Dowód wytrzymałości:

- (a) dowód, że struktura nośna spełnia wymagania dotyczące wytrzymałości i odkształceń podane w § 33, musi być przeprowadzony dla wszystkich krytycznych warunków obciążeń. Teoretyczny, obliczeniowy dowód wytrzymałości może być uznany tylko wtedy, gdy dla zastosowanego typu struktury istnieje dowód, oparty na doświadczeniu, że użyta metoda obliczeniowa daje zadowalające wyniki. W innych przypadkach, dowód musi być przeprowadzony drogą próby statycznej lub dynamicznej;
- (b) określone części struktury nośnej muszą mieć dowód przeprowadzony zgodnie z wymaganiami podanymi w Rozdziale D niniejszych przepisów;
- (c) w niniejszym Rozdziale C nie są ujęte wszystkie wymagania wytrzymałościowe potrzebne dla dowodu zgodności;
- (d) próby określone w pkt (a) powinny spełniać poniższe warunki:
 - 1) próby obciążeń określone w pkt (a) powinny być przeprowadzone, z reguły, aż do obliczeniowych obciążeń niszczących,
 - 2) wyniki uzyskane z prób wytrzymałościowych muszą być skorygowane, ze względu na odchyłki własności mechanicznych i wymiarów badanych części, w stosunku do przyjętych w obliczeniach, tak aby wystąpienie w dowolnym egzemplarzu struktury nośnej wytrzymałości niższej od wymiarującej, wywołanej odchyleniami charakterystyk materiałów lub wymiarów, było nieprawdopodobne.

Obciążenia w locie

§ 35. Ogólne:

- (a) współczynniki obciążeń siłami aerodynamicznymi stanowią stosunek składowej siły aerodynamicznej, działającej prostopadle do toru lotu samolotu, do ciężaru samolotu. Dodatniemu współczynnikowi obciążeń odpowiada siła aerodynamiczna skierowana do góry w stosunku do samolotu;
- (b) dowód spełnienia wymagań, dotyczących obciążeń w locie, musi być spełniony dla wszystkich możliwych kombinacji masy i załadunku.

§ 36. Symetryczne stany lotu:

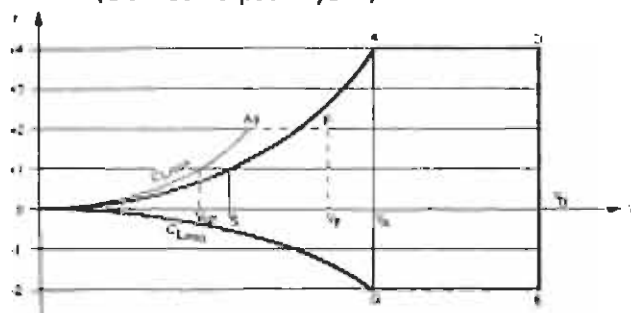
- (a) przy określaniu obciążeń skrzydeł i liniowych sił bezwładności, zgodnie z podanymi w § 37 - 40 symetrycznymi warunkami lotu, musi być uwzględnione podstawowe obciąże-

- nie usterzenia wysokości określone w oparciu o odpowiednie warunki rzeczywiste lub przy pomocy, leżących po stronie bezpiecznej, metod przybliżonych;
- (b) dodatkowe wystawiane siły na usterzeniu wysokości należy zrównoważyć siłami bezwładności samolotu, wynikającymi z przyspieszeń kątowych, przez odpowiednie uwzględnienie warunków rzeczywistych, bądź przy pomocy, leżących po stronie bezpiecznej, metod przybliżonych;
- (c) przy określaniu obciążeń odpowiadających przepisanyemu warunkom należy przyjąć, że każdorazowe przeciążenie jest wywołane gwałtowną zmianą kąta natarcia, przy niezmienionej prędkości. Przyspieszenia kątowe mogą być zaniedbane;
- (d) dane aerodynamiczne potrzebne do ustalania obciążeń muszą być określone drogą prób, obliczeń lub leżących po stronie bezpiecznej oszacowań;
- 1) jeżeli nie ma do dyspozycji dokładnych danych można przyjąć dla skrzydeł sztywnych w normalnej konfiguracji, maksymalny ujemny współczynnik wycioru równy - 0,8. W przypadku płatów miękkich ustala się indywidualnie dla każdego statku powietrznego,
 - 2) jeżeli współczynnik momentu własnego danego profilu $C_{m,0}$ jest mniejszy niż $\pm 0,025$, to dla obliczeń obciążeń skrzydła i usterzenia wysokości musi być przyjęty $C_{m,0}$, nie mniejszy niż $\pm 0,025$.

Obwiednia obciążeń V-n

§ 37. Ogólne:

- (a) dowód spełnienia wymagań wytrzymałościowych musi być przeprowadzony dla wszystkich kombinacji prędkości lotu i współczynników obciążeń wystawianych, leżących na i wewnątrz obwiedni obciążeń V-n, określonej zgodnie z pkt (b) niniejszego paragrafu;
- (b) obwiednia V-n dla obciążeń wystawianych (przy wyrwaniu).
Konfiguracja:
Kłapy w położeniu przelotowym.
(Obwiednia patrz rys. 1).



Rys. 1 Wykres V-n dla obciążeń wystawianych (przy wyrwaniu)

§ 38. Wymiarujące prędkości lotu:

Poniższe, obliczeniowe prędkości lotu są prędkościami równoważnymi (EAS).

(a) Obliczeniowa prędkość manewrowa V_A :

$$V_A = V_{s1} \sqrt{n_1}$$

przy czym jest:

V_{s1} - obliczeniowa prędkość przeciągnięcia przy maksymalnej masie obliczeniowej, kłapach schowanych i przy silniku na obrotach biegu jałowego;

(b) obliczeniowa maksymalna prędkość lotu przy wychylonych kłapach V_{s2} :

Przy wszystkich wychyleniach w konfiguracji do lądowania V_{s2} nie może być mniejsza niż większa z dwu wartości:

- a) $1,4 V_{s1}$, gdzie V_{s1} jest obliczeniową prędkością przeciągnięcia przy schowanych kłapach i przy masie maksymalnej;
- b) $2,0 V_{s2}$, gdzie V_{s2} jest obliczeniową prędkością przeciągnięcia przy pełnym wychyleniu kłap i przy masie maksymalnej;

(c) wymiarująca, projektowa prędkość nurkowania V_{s3} .

Projektowa prędkość nurkowania może być wybrana przez zgłaszającego, tym niemniej musi być ona nie mniejsza niż $1,4 V_{s1}$, przy czym V_{s1} odpowiada maksymalnej prędkości lotu poziomego przy największej mocy silnika.

§ 39. Współczynniki obciążeń wystawianych (przy wyrwaniu).

Dopuszczalne współczynniki obciążeń wystawianych obwiedni V-n (patrz rys. 1) nie mogą być mniejsze niż:

n1	+ 4,0
n2	+ 4,0
n3	- 1,5
n4	- 2,0

- (a) wielkości ujemnych współczynników obciążeń wystawianych, w przypadku samolotów ultralekkich z miękkimi płatami o ograniczonej zdolności przenoszenia obciążeń ujemnych w locie, muszą być ustalone indywidualnie dla każdego statku powietrznego,
- (b) Jeżeli rozkład obciążeń, określony w § 39, nie może być określony dokładnie, w sposób odpowiadający warunkom rzeczywistym, należy przyjąć, że wypór jest rozłożony proporcjonalnie do powierzchni wzdłuż całej rozpiętości skrzydła. Odształcenia płatów podatnych (miękkich) mogą prowadzić do znacznych zmian obwiedni V-n, ponieważ punkt A może być nieosiągalny przy prędkościach poniżej V_{s1} . O ile może być dowiedzione wystąpienie takiego przypadku, należy współczynnik obciążeń dopuszczalnych obniżyć do maksymalnej jego wartości, osiągalnej poniżej prędkości V_{s1} .

§ 40. Obciążenia przy wychylonych klapach:

Jeżeli są zabudowane klapki, należy przyjąć, że samolot poddany jest obciążeniom występowanym do dodatniego współczynnika obciążenia $n = + 2,0$ g, przy położeniach kłap, od schowanego do maksymalnego dodatnio wychylonego, i przy prędkościach aż do V_{max} .

W przypadku, gdy zabudowane kłapki będą wychylane również w kierunku ujemnym, samolot przy położeniach kłap od schowanego do maksymalnego wychylonego w kierunku ujemnym musi spełniać wymagania § 35 - 39.

§ 41. Moment obrotowy silnika:

(a) łożo silnika i jego zamocowanie musi być zwymiarowane przy uwzględnieniu poniższych warunków:

- 1) dopuszczalny moment obrotowy silnika odpowiadający mocy startowej i obrotom startowym, działający równocześnie z 75% obciążeniem dopuszczalnym odpowiadającym punktowi A, z § 37 pkt (b);
- 2) dopuszczalny moment obrotowy silnika dla maksymalnej mocy trwałej i odpowiednich obrotów śmigła, działający równocześnie z obciążeniem dopuszczalnym odpowiadającym punktowi A, z § 37 pkt (b);

(b) dla konwencjonalnych silników tłokowych z bezpośrednim przeniesieniem mocy na śmigło, wymagany w pkt (a) dopuszczalny moment obrotowy wyznacza się drogą przemnożenia średniego momentu obrotowego silnika (śmigła) przez odpowiedni współczynnik podany w poniższej tabeli:

	silniki dwusuwowe		silniki czterosuwowe	
	1 cylinder	2 cylindry	1 cylinder	2 cylindry
współczynnik	6	3	8	4

Uwaga:

Określenie "bezpośrednie przeniesienie mocy" obejmuje napęd ściśle bezpośredni, przekładnię zębatą lub przekładnię z paskiem zębatym; dla innych przekładni (np. sprzęgło odśrodkowe) oraz dla silników niekonwencjonalnych odpowiednie współczynniki (mnożniki) muszą być ustalone indywidualnie dla każdego statku powietrznego.

§ 42. Obciążenia boczne łoża silnika:

Łoże silnika i jego zamocowanie muszą być zwymiarowane z uwzględnieniem obciążeń bocznych, wywołanych działaniem dopuszczalnego bocznego współczynnika obciążeń nie mniejszego niż $1/3$ współczynnika obciążeń dopuszczalnych w punkcie A ($1/3 n_1$).

Powierzchnie sterowe i układy sterowania**§ 43. Układy sterowania:**

Wszystkie elementy głównych układów sterowania, znajdujące się pomiędzy zderzakami sterownic, a powierzchniami sterowymi muszą być

zwymiarowane, z uwzględnieniem obciążeń odpowiadających co najmniej 125% obciążeń powierzchni sterowych, określonych w § 47, 49 i 51. W żadnym przypadku obciążenia dowolnej części układu nie mogą być mniejsze niż wynikające z działania na sterownice 60% sił od ręki lub nogi pilota podanych w § 44.

§ 44. Obciążenia wynikające z wysiłku pilota:

Wszystkie układy służące do bezpośredniego sterowania samolotem wokół jego osi podłużnej, poprzecznej i pionowej (główne układy sterowania) i pozostałe układy sterowania wpływające na zachowanie się samolotu w locie, jak również ich zawieszenia i podparcia aż do zderzaków (ze zderzakami włącznie) muszą być zaprojektowane, z uwzględnieniem obciążeń dopuszczalnych wynikających z działania sił pilota podanych w poniższej tabeli.

W przypadku sterowania przemieszczaniem ciężaru lub innego niekonwencjonalnego układu sterowania (np. zabudowanego z boku drążka sterowego) możliwe jest dopuszczenie mniejszego wysiłku pilota, o ile zostanie dowiedzione, że siły podane w tabeli nie mogą być zrealizowane (przyłożone).

układ sterowania	Siła pilota [daN]	Sposób przyłożenia siły (zakłada się, że przyjęto prosty układ dźwigniowy)
sterem wysokości	35	ciągnięcie i pchanie na drążek sterowy
lotkami	20	ruchy boczne drążka sterowego
sterem kierunku i innymi sterownicami napędzanymi nogami	90	nacisk na wprost na jeden pedał steru kierunku
układami pomocniczymi	15	ciągnięcie i pchanie na uchwycie ręcznym

§ 45. Podwójne układy sterowania:

Podwójne układy sterowania muszą być zaprojektowane z uwzględnieniem:

- (a) równoczesnego działania obydwu członków załogi w tym samym kierunku,
- (b) równoczesnego działania obydwu członków załogi w kierunkach przeciwnych, przy czym dla każdego członka załogi należy przyjąć siłę równą $0,75$ siły podanej w § 44.

Usterzenie wysokości**§ 46. Obciążenie podstawowe:**

- (a) jako obciążenie podstawowe należy rozumieć siłę działającą na usterzeniu wysokości, niezbędną dla zachowania równowagi podłużnej w dowolnym ustalonym stanie lotu, bez występowania przyspieszeń kątowych wokół osi poprzecznej;
- (b) usterzenie wysokości musi być zaprojektowane z uwzględnieniem obciążeń podstawo-

wych, występujących w dowolnym punkcie obwiedni V-n i przy położeniach klap określonych w § 37 i 40.

§ 47. Obciążenia wysteroowane:

Usterzenie wysokości musi być zaprojektowane, z uwzględnieniem obciążeń wysteroowanych, które zgodnie z oczekiwaniami mogą wystąpić przy wywołanych przez pilota manewrach pochylających:

(a) w celu wyznaczenia obciążeń wysteroowanych, należy określić obciążenia wywołane gwałtownym wychyleniem steru wysokości, przy czym należy uwzględnić następujące przypadki:

- 1) prędkość V_A , pełne wychylenie steru do góry,
- 2) prędkość V_A , pełne wychylenie steru do dołu,
- 3) prędkość V_0 , 1/3 pełnego wychylenia steru do góry,
- 4) prędkość V_0 , 1/3 pełnego wychylenia steru do dołu;

(b) przyjmuje się następujące założenia:

- 1) samolot zachowuje wyjściowy stan lotu (ustalony lot poziomy), nie zmieniając położenia w locie ani prędkości lotu,
- 2) obciążenia wywołane wychyleniem steru wysokości równoważone są siłami bezwładności.

§ 48. Obciążenia asymetryczne:

Należy uwzględnić wpływ strumienia zaśmigłowego na obciążenia stateczników i sterów, o ile jest oczekiwana redystrybucja obciążeń.

Usterzenie kierunku

§ 49. Obciążenia wysteroowane:

Usterzenie kierunku musi być zaprojektowane, z uwzględnieniem obciążeń wysteroowanych, występujących w poniższych warunkach:

- (a) pełne wychylenie steru kierunku przy prędkości V_A ,
- (b) 1/3 pełnego wychylenia steru kierunku przy prędkości V_0 .

Warunki uzupełniające dla usterzeń

§ 50. Równoczesne obciążenia usterzeń:

(a) przyjmuje się, że na samolot znajdujący się w stanie obciążeń odpowiadających punktowi A lub D obwiedni obciążeń V-n (należy uwzględnić przypadek większego obciążenia podstawowego), oprócz obciążeń na usterzeniu wysokości działa równocześnie obciążenie na usterzeniu kierunku zgodnie z § 49.

(b) musi być przyjęte równoczesne działanie 75% obciążeń usterzenia wysokości określonych zgodnie z § 47 i 75% obciążeń usterzenia kierunku, określonych zgodnie z § 49.

§ 51. Lotki:

Lotki muszą być zaprojektowane, z uwzględnie-

niem obciążeń wysteroowanych, występujących w poniższych warunkach:

- (a) lotki muszą być wychylone całkowicie przy prędkości V_A oraz,
- (b) lotki muszą być wychylone na 1/3 pełnego wychylenia przy prędkości V_0 .

Obciążenia siłami od ziemi

§ 52. Ogólne:

Określone w tym rozdziale obciążenia dopuszczalne od ziemi, są siłami zewnętrznymi oraz siłami bezwładności działającymi na strukturę nośną samolotu. W każdym przypadku obciążeń od ziemi, reakcje zewnętrzne muszą być zrównoważone siłami bezwładności wywołanymi przez przyspieszenia liniowe i kątowe, określone w sposób odpowiadający warunkom rzeczywistym lub wyznaczone, przy pomocy metod przybliżonych, dających wyniki leżące po stronie bezpiecznej.

§ 53. Warunki lądowania:

Samolot musi przy lądowaniu z wytrzymaniem (tzn. w warunkach, w których siła nośna na skrzydłach równoważy ciężar samolotu) wykazywać współczynnik bezpieczeństwa równy 1, w odniesieniu do obciążeń dopuszczalnych oraz współczynnik bezpieczeństwa równy 1,5, w odniesieniu do obliczeniowych obciążeń niszczących. Jeżeli nie zastosuje się innej uzasadnionej metody obciążenia należy ustalić, w sposób podany poniżej (W = maksymalny dopuszczalny ciężar startowy):

- (a) podwozie główne: siła pionowa działająca na każde koło podwozia głównego musi wynosić $2 W$, i musi być rozpatrywana w najniekorzystniejszej kombinacji, z siłami oporu i obciążeniami bocznymi o wielkości wynoszącej do $0,5 W$. Jeżeli koła wyposażone są w hamulce, siły oporu muszą być zwiększone do $0,8 W$,
- (b) koła przednie: siła pionowa obciążająca kółko przednie musi wynosić $1,5 W$ i musi być rozpatrywana w najniekorzystniejszej kombinacji z siłami oporu i obciążeniami bocznymi, o wielkości wynoszącej do $0,5 W$,
- (c) kółko ogonowe: kółka ogonowe i płozy muszą mieć wytrzymałość mniejszą niż struktura samolotu, do której są zamocowane.

Warunki lądowania awaryjnego

§ 54. Ogólne:

- (a) jakkolwiek w warunkach lądowania awaryjnego samolot może zostać uszkodzony, musi być jednak zaprojektowany tak, aby każdy członek załogi był zabezpieczony w warunkach lądowania określonych poniższymi wymaganiami;
- (b) struktura nośna musi być zaprojektowana tak, aby każdy członek załogi w przypadku

ładowania z uszkodzeniem, przy poprawnym użyciu uprząży bezpieczeństwa, mógł z dużym prawdopodobieństwem uniknąć obrażeń. Zagadnienie należy rozpatrzyć wychodząc z następujących założeń:

- 1) każdy członek załogi poddany jest, działającym niezależnie od siebie, następującym przyspieszeniom niszczącym:
 - do góry 4,5 g,
 - do dołu 4,5 g,
 - do przodu 9,0 g,
 - na boki 3,0 g;
- 2) zbiorniki paliwa muszą, bez pojawienia się przecieków, znieść obciążenia siłami bezwładności wywołanymi przyspieszeniami określonymi w pkt (b)(1).

Obciążenia różne

§ 55. Obciążenia od mas skupionych:

Zamocowanie pojedynczych mas skupionych, stanowiących części składowe wyposażenia samolotu (łącznie z balastami służącymi do korygowania położenia środka masy), muszą przenieść obciążenia wynikające z wymaganych niszczących współczynników obciążeń na ziemi i w locie łącznie z obciążeniami awaryjnymi podanymi w § 54.

ROZDZIAŁ D

Konstrukcja

§ 56. Ogólne:

Wytrzymałość elementów mających istotny wpływ na bezpieczeństwo użytkowania, i dla których nie można przeprowadzić prostego, jednoznacznego dowodu obliczeniowego musi być dowiedziona drogą prób.

§ 57. Metody produkcji:

Zastosowane metody produkcji muszą zagwarantować trwałe utrzymanie w czasie wyjściowej wytrzymałości struktury nośnej, poddanej działaniu normalnie oczekiwanych warunków użytkowania. Metody wytwarzania wymagające specjalnej kontroli (np. klejenie, zgrzewanie punktowe, obróbka cieplna lub przetwórstwo tworzyw sztucznych) muszą odpowiadać uznanym specyfikacjom (uznanym metodom produkcji). Przydatność niekonwencjonalnych metod wytwarzania musi być udowodniona drogą odpowiednich prób.

§ 58. Zabezpieczenie elementów łączących:

Wszystkie elementy łączące struktury nośne układów napędowych i innych układów mechanicznych istotnych dla bezpiecznego użytkowania samolotu, muszą być zabezpieczone przy zastosowaniu uznanych środków lub metod. W szcze-

gółności sworznie poddane w czasie pracy ruchowi obrotowemu, nie mogą być zabezpieczone przy użyciu nakrętek samohamownych, chyba że zastosowany zostanie dodatkowy element zabezpieczający, którego działanie nie jest oparte na tarcu.

§ 59. Zabezpieczenie elementów struktury:

Każda część struktury nośnej musi:

(a) być zabezpieczona w sposób zadowalający przed szkodliwym działaniem lub obniżeniem wytrzymałości wywołanym dowolnymi przyczynami włącznie z:

- 1) wpływami atmosferycznymi,
- 2) korozją,
- 3) zużyciem;

(b) mieć zabezpieczone wystarczające przewietrzanie, odpowietrzanie i odwadnianie.

§ 60. Dostęp dla kontroli:

Musi być zapewniony dostęp umożliwiający przeprowadzenie kontroli (łącznie z kontrolą głównych elementów struktury nośnej i układów sterowania), badania, naprawy i wymiany każdej części wymagającej: obsługi i regulacji, niezbędnej dla dokładnego ustawienia i poprawnej pracy, smarowania lub naprawy.

§ 61. Dostęp dla montażu i demontażu:

Samolot musi być tak zbudowany, aby można było uniknąć uszkodzeń i odkształceń trwałych konstrukcji podczas montażu i demontażu, szczególnie podczas przeprowadzania ich przy pomocy osób nieprzeszkolonych. Dotyczy to szczególnie takich uszkodzeń i odkształceń, które nie mogą być stwierdzone bezpośrednio - w sposób prosty. Odpowiednie rozwiązania konstrukcyjne muszą uniemożliwiać przeprowadzenie wadliwego montażu. Poprawność montażu samolotu musi się dać skontrolować w sposób prosty.

§ 62. Właściwości wytrzymałościowe materiałów i dane obliczeniowe:

(a) właściwości wytrzymałościowe użytych materiałów muszą być określone na podstawie prób, wystarczających dla określenia danych obliczeniowych metodami statystycznymi;

(b) dane obliczeniowe muszą być tak przyjęte, aby prawdopodobieństwo niewystarczającej wytrzymałości dowolnej części struktury nośnej, spowodowanej rozrzutem własności materiału, było niezmiernie małe;

(c) jeżeli w normalnych warunkach użytkowania jakaś część nośna lub struktura nośna osiągną temperaturę mającą wymierny wpływ na wytrzymałość, to taka zmiana wytrzymałości musi być uwzględniona;

(d) specyfikacje materiałów, o których mowa w pkt (b), mają być oparte na badaniach specjalnych, przeprowadzanych w ramach prób typu lub na opublikowanych normach. Przy ustalaniu danych obliczeniowych, dane

- materiałowe mogą być przez konstruktora zmienione lub rozszerzone w takim zakresie, w jakim jest to konieczne ze względu na przyjęte metody wytwarzania (np. ze względu na typ konstrukcji lub ze względu na obróbkę plastyczną, maszynową lub obróbkę cieplną);
- (e) temperatura pracy zespołów, o której mowa w pkt (c) do 54°C należy traktować jako normalne temperatury pracy.

§ 63. Wytrzymałość zmęczeniowa.

Struktura nośna musi być - tak dalece jak to jest możliwe - ukształtowana w taki sposób, aby uniknąć miejsc z koncentracją naprężeń i z wysokimi poziomami naprężeń; powinien być przy tym również uwzględniony wpływ wibracji. Należy unikać materiałów mających złe właściwości z punktu widzenia propagacji pęknięć, a miejsca połączeń montażowych, szczególnie w obrębie struktury nośnej, muszą być łatwe do skontrolowania. Nie wolno stosować elastycznych lakierów i powłok ochronnych.

Usterzenia

§ 64. Zabudowa:

- (a) ruchome powierzchnie sterowe muszą być tak usytuowane, żeby nie występowały żadne ograniczenia ruchu wzajemnego lub ze strony stałych elementów konstrukcji, gdy jedna z powierzchni sterowych jest utrzymywana w dowolnym położeniu, a druga jest wychylana w pełnym dopuszczalnym zakresie. Wymaganie to musi być spełnione również:
- 1) pod działaniem obciążeń dopuszczalnych (dodatnich i ujemnych) dla wszystkich powierzchni sterowych i w pełnym zakresie ich wychyleń oraz,
 - 2) przy działaniu na strukturę nośną samolotu obciążeń dopuszczalnych - z wyjątkiem obciążeń powierzchni sterowych;
- (b) w przypadku przestawialnych stateczników, muszą być przewidziane zderzaki ograniczające możliwość ich przestawiania tak, aby był zapewniony bezpieczny lot i lądowanie.

§ 65. Masy wyważające:

Zawieszenia skoncentrowanych mas wyważających sterów oraz przyległa struktura muszą być zaprojektowane, z uwzględnieniem niżej podanych przyspieszeń dopuszczalnych działających:

- | | |
|--|---------|
| - prostopadle do płaszczyzny sterów | 24,0 g, |
| - do przodu i do tyłu | 12,0 g, |
| - równoległe do osi zawieszenia sterów | 12,0 g. |

Układy sterowania

§ 66. Ogólne:

Każdy układ sterowania musi działać lekko, bez zacięć i w sposób wymuszony, tak aby mógł niezawodnie spełniać swoje funkcje.

§ 67. Zderzaki:

- (a) każdy układ sterowania musi być wyposażony

w zderzaki ograniczające, w sposób pewny zakres wychyleń powierzchni aerodynamicznych, uruchamianych danym układem sterowania;

- (b) wszystkie zderzaki muszą być tak usytuowane, aby zużycie, luzy lub rozregulowanie układu sterowania, nie spowodowało zmian w zakresach wychyleń powierzchni sterowych ograniczających sterowność samolotu;
- (c) każdy zderzak musi być w stanie przenieść obciążenia odpowiadające warunkom wymiarującym dany układ sterowania;
- (d) w przypadku układów sterowania przemieszczaniem ciężaru, nieposiadających zabudowanych konwencjonalnych zderzaków mogących przejąć siły wprowadzane przez pilota, musi być dowiedzione, że zakresy przemieszczania ciężaru lub ruchu sterownicy są takie, że pilot nie jest w stanie wyrzucić na otaczającą strukturę sił niebezpiecznych.

§ 68. Sterowanie układem wyważania.

- (a) muszą być przewidziane środki uniemożliwiające niezamierzone, nieprawidłowe lub gwałtowne przestawienie układu wyważania. Obok dźwigni sterowania wyważaniem, musi być zabudowany wskaźnik, podający pilotowi do wiadomości kierunek ruchu napędu wyważania i jego wpływu na ruch samolotu. Oprócz tego, musi być zabudowany wskaźnik, informujący pilota o położeniu układu wyważającego w stosunku do położzeń skrajnych. Wskaźniki te muszą być widoczne dla pilota oraz tak zabudowane i ukształtowane, aby uniemożliwić pomyłki;
- (b) napęd klapki wyważającej musi być samohamowny, chyba że klapka jest w sposób zadowalający wyważona masowo i nie wykazuje niebezpiecznych właściwości flatterowych. Samohamowne napędy kłapek muszą być wystarczająco sztywne i niezawodne, w części napędu znajdującej się pomiędzy klapką i miejscem zamocowania elementu hamującego (ciernego) do konstrukcji samolotu.

§ 69. Urządzenia unieruchamiające układy sterowania:
Jeżeli są zabudowane urządzenia służące do blokowania układów sterowania podczas postoju samolotu na ziemi, muszą być przewidziane urządzenia, które:

- (a) w przypadku, gdy układ sterowania jest zablokowany, ostrzegają o tym pilota w sposób jednoznaczny,
- (b) uniemożliwiają zablokowanie układu sterowania w trakcie lotu.

§ 70. Próby funkcjonalne układów sterowania:

Musi być dowiedzione drogą prób funkcjonalnych, że w układach sterowania obciążonych siłami podanymi w § 44, przy wykonywaniu nimi ruchów z kabiny pilota, nie występują:

- (a) zakleszczenia,
- (b) nadmierne tarcie,
- (c) nadmierne odkształcenia.

§ 71. Elementy składowe układów sterowania:

- (a) wszystkie elementy składowe układów sterowania muszą być tak ukształtowane i zabudowane, aby uniemożliwić powstawanie zakleszczeń, tarcia i ograniczania ruchu ze strony załogi lub luźnych przedmiotów oraz w wyniku zamarzania pary wodnej;
- (b) należy zastosować w kabinie pilota takie środki konstrukcyjne, aby uniemożliwić przedostanie się obcych przedmiotów do miejsc, w których mogłyby one zablokować układy sterowania;
- (c) wszystkie elementy układów sterowania muszą być tak ukształtowane lub jednoznacznie i trwale oznakowane, aby niebezpieczeństwo błędnego montażu, prowadzącego do wadliwej pracy układu sterowania, było niezmiernie odległe.

§ 72. Elementy sprężyste:

Zdatność wszystkich, zastosowanych w układach sterowania, elementów sprężystych musi być dowiedziona drogą prób odtwarzających rzeczywiste warunki pracy, chyba że uszkodzenie pojedynczej sprężyny nie pociąga za sobą wystąpienia flatteru lub innych niebezpiecznych zjawisk podczas pracy.

§ 73. Napędy linkowe:

- (a) wszystkie linki napędowe, elementy mocowania linek, ściągaćce, łączniki linek i rolki muszą odpowiadać uznanym specyfikacjom, ponadto:
 - 1) wszystkie napędy linkowe muszą być tak zaprojektowane, aby w pełnym zakresie ruchu (przemieszczenia) i w wyniku oddziaływania temperatury, w przewidywanym dla użytkowania zakresie nie występowały niebezpieczne zmiany napięcia linek,
 - 2) wszystkie prowadnice ślizgowe, rolki, elementy zakończeń mocujących i ściągaćce, muszą być dostępne dla kontroli wzrokowej;
- (b) wszystkie typy i wielkości rolek muszą odpowiadać linkom, z którymi mają współpracować. Wszystkie rolki muszą być zaopatrzone w ściśle dopasowane zabezpieczenia, uniemożliwiające zluźnienie linie spadnięcie z krążka lub zablokowanie się. Wszystkie rolki muszą leżeć w płaszczyźnie linek tak, aby linki nie tarty o krawędzie wrębów linek;
- (c) prowadnice ślizgowe muszą być tak zbudowane, aby zmiana kierunku linki wynosiła nie więcej niż 3°, chyba że zostanie udowodnione drogą prób lub w oparciu o doświadczenie, że większa zmiana kierunku linki może być również dopuszczona. Promień krzywizny

- prowadnicy ślizgowej nie może być mniejszy niż średnica rolki przewidzianej dla danej linki;
- (d) przy wszystkich elementach wychylających się kątowo, ściągaćce muszą być tak zbudowane, aby w pełnym zakresie ruchu mogły się ustawić swobodnie;
- (e) średnica wewnętrzna bieżni rolki, o której mowa w pkt (b), nie może być mniejsza niż 300 średnic pojedynczego drucika linki;
- (f) prowadnice wykonane z teflonu lub z równorzędnego materiału mogą zmieniać kierunek linki do 10°.

§ 74. Napęd klap:

- (a) napędy klap wyporowych muszą być tak zaprojektowane, aby klapy wychylone do określonego położenia, użytego przy dowodzie spełnienia wymagań osiągowych, zachowywały to położenie, z wyjątkiem przypadków celowego ich przestawienia. Wymaganie to nie obowiązuje w przypadku, gdy zostanie dowiedzione, że samoczynna zmiana wychylenia klap nie jest niebezpieczna;
- (b) sterowanie klapami wyporowymi musi być tak zaprojektowane, aby było niemożliwe ich niezamierzone wychylenie lub przestawienie. Siły sterowania klapami i prędkości ich wychylania nie mogą być, w pełnym zakresie dopuszczalnych prędkości lotu, tak duże aby naruszały bezpieczeństwo użytkowania samolotu.

§ 75. Połączenie napędu klap:

Ruch klap wyporowych, leżących po obu stronach płaszczyzny symetrii samolotu musi być mechanicznie zsynchronizowany, chyba że samolot wykazuje bezpieczne właściwości lotne w przypadku gdy kłapa z jednej strony płaszczyzny symetrii jest schowana, a z drugiej wypuszczona.

Podwozie

§ 76. Ogólne:

Samolot musi być tak skonstruowany, żeby mógł lądować na krótkim pasie trawiastym bez zagrożenia dla załogi.

Konstrukcja kabiny pilota

§ 77. Kabina pilota:

Kabina pilota i jej wyposażenie, muszą umożliwiać pilotowi wykonywanie przewidzianych zadań bez nadmiernej koncentracji i zmęczenia.

§ 78. Widoczność z kabiny pilota:

Każda kabina pilota musi być zaprojektowana tak, żeby:

- (a) widoczność z miejsca pilota była wystarczająco duża dla bezpiecznego pilotowania samolotu, dająca obraz jasny niezdeformowany oraz,
- (b) w trakcie normalnego lotu i lądowania, deszcz

nie ograniczał pilotowi widoczności w sposób nadmierny,

- (c) zgodność z wymaganiem pkt (b) może być osiągnięta przez zastosowanie odpowiedniego okienka w oszkleniu kabiny pilota.

§ 79. Wiatrochrony i okna:

Oszklenia i okna muszą być wykonane z materiału przejrzystego, którego odłamki nie mogą prowadzić do poważnych obrażeń załogi.

§ 80. Sterownice i elementy obsługi w kabinie pilota:

- (a) wszystkie sterownice i elementy obsługi w kabinie pilota muszą być tak rozmieszczone, aby gwarantowały wygodną obsługę i uniemożliwiały ich zamianę lub niezamierzone użycie;

- (b) sterownice i elementy obsługi w kabinie pilota muszą być tak rozmieszczone, żeby pilot ze swego siedzenia przy zapiętych pasach brzusznych i barkowych, mógł je wychylać w pełnym zakresie ruchu. Ruchy pilota nie mogą być również ograniczane jego ubraniem (należy uwzględnić ubranie zimowe), ani elementami konstrukcji kabiny;

- (c) w samolotach z podwójnymi sterownicami (dwuster), musi istnieć możliwość obsługiwanego przez obydwu pilotów co najmniej następujących pomocniczych układów sterowania:

- 1) dźwigni gazu,
- 2) klap,
- 3) układów wyważania,
- 4) urządzeń do otwierania i zrzutu awaryjnego limuzyny,
- 5) układów ratowniczych (o ile są zabudowane);

- (d) elementy napędowe pomocniczych układów sterowania muszą utrzymywać nadane im położenie, bez ciągłego zwracania na nie uwagi ze strony załogi i nie mogą wykazywać tendencji do zmiany położenia pod działaniem przeciążeń i drgań;

- (e) w zastosowaniu do pkt (c) ppkt 3, w przypadku gdy samolot wyposażony jest w urządzenie do wyważania, można zrezygnować z wymogu możliwości obsługi urządzenia wyważającego przez obydwu pilotów, o ile zostanie dowiedzione, że przy najbardziej niekorzystnym ustawieniu urządzenia wyważającego siły sterowania są wystarczająco małe, i że nie występują żadne trudności w sterowaniu.

§ 81. Kierunki ruchu i sposób działania sterownic i elementów napędowych w kabinie pilota:

Sterownice i elementy napędowe w kabinie pilota muszą być tak zaprojektowane, aby działały następująco:

- (a) dla samolotów ze sterowaniem wokół 3 osi:

Sterownica lub element napędowy	Sposób obsługi i działania
lotki	na prawo (zgodnie ze wskazówkami zegara) - prawe skrzydło do dołu
ster wysokości	do tyłu - przód kadłuba do góry
ster kierunku	prawy pedał do przodu - przód kadłuba na prawo
wyważanie	zgodnie z ruchem napędu (dźwigni)
klapy	ciągnąć - klapy wyporowe wysuwają się lub wychylają się do dołu
dźwignia gazu	do przodu - zwiększanie mocy
sterowanie skokiem śmigła	do przodu - zwiększanie ilości obrotów
mieszanka	do przodu lub do góry - mieszanka bogata
wyłączniki	do dołu - wyłączone

- (b) w przypadku samolotów z innymi układami sterowania niż sterowanie wokół trzech osi, musi być podany - w instrukcji użytkowania w locie - sposób posługiwania się sterownicami głównymi. Pomocnicze układy sterowania muszą odpowiadać sposobom obsługi podanym w pkt (a).

§ 82. Oznaczenia barwne sterownic i elementów napędowych w kabinie pilota.

Elementy uruchamiające sterowanie urządzeniami awaryjnymi muszą być koloru czerwonego.

§ 83. Siedzenia i pasy bezpieczeństwa.

- (a) każde siedzenie (fotel) i struktura podpierająca muszą być zaprojektowane dla przyjętej masy członka załogi (nie mniejszej niż 90 kg), zgodnie z § 7 pkt (2) oraz maksymalnych współczynników obciążeń, zgodnie z ustalonymi dla obciążeń w locie i na ziemi, łącznie z podanymi w § 54, warunkami lądowania awaryjnego;

- (b) siedzenia łącznie z poduszkami nie mogą, przy obciążeniach w locie zgodnych z § 37, tak się odkształcać, że pilot nie będzie w stanie dosięgnąć w sposób pewny sterownic i dźwigni napędowych, lub że powstanie możliwość błędnej ich obsługi;

- (c) wytrzymałość pasów bezpieczeństwa nie może być mniejsza niż ta, która wynika z obciążeń niszczących w locie i na ziemi, w tym również z warunków lądowania awaryjnego, o których mowa w § 54 pkt (b). Przy wyznaczaniu obciążeń pasów należy uwzględnić geometrię pasów i siedzenia;

- (d) każde pasy bezpieczeństwa (co najmniej 4-częściowe) muszą być tak zabudowane, aby pilot był w sposób pewny utrzymywany w swojej siedzącej lub leżącej pozycji wyjściowej, przy działaniu wszystkich przyspieszeń występujących w locie i w trakcie lądowania awaryjnego.

§ 84. Ochrona przed obrażeniami:

Twarde elementy struktury nośnej lub na sztywno

zamocowane elementy wyposażenia muszą być, gdy jest to konieczne, pokryte wykładzinami chroniącymi załogę przed obrażeniami, przy umiarkowanym lądowaniu awaryjnym.

§ 85. Bagażniki:

- (a) każdy bagażnik musi być zaprojektowany z uwzględnieniem maksymalnej masy ładunku, podanej na tabliczce informacyjnej w bagażniku i dla krytycznego rozmieszczenia tego ładunku, poddanego działaniu maksymalnych przyspieszeń występujących w locie i na ziemi;
- (b) bagażnik musi być tak ukształtowany, aby załoga była zabezpieczona przed obrażeniami wywołanymi przemieszczaniem się ładunku poddanego działaniu przyspieszenia równego 9 g, skierowanego do przodu.

§ 86. Wyjście awaryjne:

- (a) kabina załogi musi być tak ukształtowana, aby w sytuacji awaryjnej można było ją szybko i bez przeszkód opuścić;
- (b) w przypadku kabiny zamkniętej, system otwierania musi być prosty i jednoznaczny w obsłudze. Układ otwierania musi być szybko działający (bezpośredni) i tak ukształtowany, aby mógł być uruchomiony przez każdego, przypasanego w swoim fotelu, członka załogi, jak również z zewnątrz kabiny załogi.

§ 87. Przewietrzanie:

- (a) w przypadku zamkniętej kabiny załogi musi być ona, w normalnych warunkach użytkowania, zadowalająco przewietrzana;
- (b) zawartość tlenu węgla nie może przekraczać 1 części na 20 000 części powietrza;
- (c) w przypadku kabiny otwartej lub nieosłoniętej, należy zwrócić uwagę, aby istniała pewność, że członkowie załogi nie będą wdychali gazów spalinowych silnika.

ROZDZIAŁ E

Zespół Napędowy

Ogólne

§ 88. Zabudowa:

- (a) do zespołu napędowego zalicza się części, które:
 - 1) są niezbędne do wytwarzania ciągu i,
 - 2) mają wpływ na pewność pracy jednostki wytwarzającej ciąg;
- (b) silnik musi być tak zbudowany, usytuowany i zabudowany, żeby:
 - 1) zagwarantowane było jego niezawodne działanie i,
 - 2) był zapewniony dostęp dla przeprowadzania niezbędnych czynności kontrolnych i prac obsługowych;

- (c) w celu zapobieżenia występowania różnic potencjału ładunków elektrycznych pomiędzy elementami zespołu napędowego a innymi częściami samolotu, o ile przewodzą prąd elektryczny, muszą być zainstalowane elementy łączące, przewodzące prąd.

§ 89. Zgodność:

Wnioskodawca musi dowieść, że każdy układ: silnika, systemu wydechowego i śmigła w samolocie, o dopuszczenie którego do pracy występuje, jest zgodny z układem zastosowanym w samolocie podobnego typu, oraz że pracuje zadowalająco i może być bezpiecznie użytkowany w ramach ograniczeń podanych w § 127 i 131:

- (a) kompletny zespół napędowy musi przejść co najmniej 3 godzinną próbę stoiskową. Silnik musi najpierw przepracować 1 godzinę przy 75% maksymalnej mocy trwałej. Na zakończenie należy zrealizować następujący program próby silnika:

- 10-krotne uruchomienie i wyłączenie,
- uruchomienie i 5 min pracy przy obrotach na biegu jałowym,
- 5 min moc maksymalna (pełne obciążenie),
- 5 min chłodzenie (obroty biegu jałowego),
- 5 min moc maksymalna (pełne - obciążenie),
- 5 min chłodzenie (obroty biegu jałowego),
- 15 min 75% mocy trwałej,
- 5 min chłodzenie (obroty biegu jałowego),
- 15 min moc maksymalna (pełne obciążenie).

Wyłączyć silnik i odczekać aż ostygnie.

Program powtórzyć.

W trakcie próby nie mogą wystąpić, na żadnej części zespołu napędowego lub struktury płatowca, istotne uszkodzenia.

§ 90. Bezpieczne odległości śmigła:

W przypadku śmigieł nieobudowanych, bezpieczne odległości nie mogą przekraczać niżej podanych wartości, określonych przy masie maksymalnej, najniekorzystniejszym położeniu środka masy i przy najniekorzystniejszym skoku śmigła:

- (a) odległość od ziemi: co najmniej 170 mm między śmigłem a ziemią. Przy określaniu tej odległości podwozie ma być ugięte statycznie, a samolot musi się znajdować w normalnym ustalonym położeniu startowym lub w położeniu jak przy kołowaniu - miarodajne jest położenie krytyczne.

Ponadto, w ustalonym położeniu startowym musi istnieć bezpieczny odstęp między śmigłem a ziemią gdy:

- 1) w krytycznym pneumatyku całkowicie spadnie ciśnienie, a goleń tego pneumatyka jest ugięta statycznie,
- 2) krytyczna goleń (lub amortyzator) oparta jest o zderzak, a pneumatyk krytycznej

- goleni jest ugięty statycznie;
- (b) odległość od elementów struktury płatowca:
- 1) co najmniej 25 mm odległości promieniowej między końcówką śmigła i sąsiednimi częściami płatowca, plus dodatkowy odstęp niezbędny dla skompensowania szkodliwego wpływu drgań - należy tu zwrócić szczególną uwagę na wpływ elastycznego zawieszenia.
 - 2) co najmniej 13 mm odstępu wzdłużnego pomiędzy łopatami śmigła lub obudową końców łopat a pozostałymi częściami samolotu;
 - 3) bezpieczny odstęp między innymi obracającymi się częściami śmigła lub kołpaka a innymi częściami płatowca, przy wszystkich warunkach użytkowania;
- (c) odległość od członka (członków) załogi:
- Między śmigłem (śmigłami) a członkiem (członkami) załogi musi istnieć odpowiednia odległość taka, żeby niemożliwa była kolizja pomiędzy członkiem załogi przypiętym pasami w swoim siedzeniu a śmigłem.

Układ paliwowy

§ 91. Ogólne:

- (a) każdy układ paliwowy musi być tak zbudowany i usytuowany, żeby był zapewniony przepływ paliwa zarówno co do ilości, jak i ciśnienia, niezbędny dla niezakłóconej pracy silnika, przy wszystkich normalnych warunkach użytkowania;
- (b) każdy układ paliwowy musi być tak zaprojektowany, żeby paliwo do zasilania silnika mogło być pobierane tylko z jednego zbiornika, chyba że przestrzenie powietrzne obydwu zbiorników są tak połączone, że zbiorniki opróżniają się jednakowo (równomiernie);
- (c) układ paliwowy musi być tak zaprojektowany, aby nie tworzyły się w nim pęcherze par paliwa.

§ 92. Wydatek paliwa:

- (a) opadowy układ zasilania. Wydatek paliwa przy zasilaniu grawitacyjnym (zasilanie z układu głównego jak i awaryjnego) musi wynosić, dla każdego silnika, 150% zużycia paliwa, przy mocy startowej;
- (b) układ z pompami zasilającymi. Ilość paliwa podawanego przez każdy układ zasilający (zarówno układ główny, jak i awaryjny) musi wynosić 125% zużycia paliwa, przy najwyższej mocy startowej ustalonej dla silnika.

§ 93. Niezużywalna reszta paliwa:

Niezużywalna reszta paliwa musi być ustalona dla każdego zbiornika i musi być równa co najmniej tej ilości paliwa, przy której w najtrudniejszych warunkach zasilania podczas startu, wznoszenia, podchodzenia do lądowania i lądowania,

odnoszących się do rozpatrywanego zbiornika, wystąpią pierwsze objawy przerw w zasilaniu silnika. Niezużywalna ilość paliwa nie może być większa niż 5% objętości zbiornika.

§ 94. Zbiorniki paliwa - ogólne:

- (a) każdy zbiornik paliwa musi przenieść bez uszkodzeń obciążenia od drgań i sił masowych, obciążenia cieczą i od sił zewnętrznych, jakim może być poddany zbiornik w trakcie użytkowania,
- (b) w przypadku gdy przemieszczanie się paliwa w zbiorniku może w sposób istotny zmienić położenie środka ciężkości samolotu, muszą być przewidziane odpowiednie urządzenia ograniczające przemieszczanie się paliwa do wielkości dopuszczalnych.

§ 95. Próby zbiornika paliwa:

Każdy zbiornik musi przenieść bez uszkodzeń i rozsądzenia ciśnienie o wielkości 0,1 bar (1½ psi).

§ 96. Zabudowa zbiornika paliwa.

- (a) Każdy zbiornik musi być tak podparty, aby można było uniknąć skoncentrowanych obciążeń masowych ze strony paliwa, ponadto:
- 1) w przypadkach koniecznych, elementy podpierające zbiornik muszą posiadać wykładzinę dla uniknięcia tarcia zbiornika o elementy podpierające i,
 - 2) materiały użyte na podparcia lub wykładziny podparć nie mogą być chłonne, lub muszą być odpowiednio zabezpieczone, tak aby nie mogły zostać nasycone paliwem;
- (b) każda przestrzeń, w której zabudowany jest zbiornik, musi być przewietrzana i posiadać drenaż dla uniknięcia gromadzenia się palnych cieczy i par. Każda przestrzeń sąsiadująca z przestrzenią, w której zabudowany jest zbiornik, musi być również przewietrzana i zdrenowana;
- (c) żaden zbiornik paliwa nie może być zabudowany w miejscu, w którym mógłby być zagrożony ewentualnym pożarem silnika;
- (d) musi być dowiedzione, że miejsce zabudowy zbiornika zostało tak wybrane, że nie spowoduje ograniczeń w użytkowaniu samolotu i swobodzie ruchów załogi. Ponadto załoga nie może być narażona na bezpośredni kontakt z przeciekami paliwa;
- (e) uszkodzenie struktury płatowca wywołane twardym lądowaniem połączonym ze zniszczeniem podwozia, przy którym jednak obciążenia będą leżały w granicach obciążeń awaryjnych podanych w § 54, nie może prowadzić do uszkodzenia zbiornika paliwa lub przewodów paliwowych.

§ 97. Zbiornik paliwa:

- (a) każdy zbiornik paliwa, o ile jest zabudowany na stałe, musi posiadać studzienkę czynną

przy wszystkich normalnych położeniach w locie i na ziemi, o pojemności równej 0,10% pojemności zbiornika lub 120 cm³ - miarodajna jest objętość większa. W innym przypadku:

- 1) układ paliwowy musi być wyposażony w dostępny dla opróżniania odстойnik lub pojemnik o objętości co najmniej 25 cm³,
 - 2) króciec odpływowy paliwa ze zbiornika musi być tak usytuowany, żeby przy normalnym położeniu samolotu na ziemi, woda z wszystkich części zbiornika mogła ściekać do odстойnika lub pojemnika,
 - 3) opróżnianie musi być łatwo dostępne i proste do przeprowadzenia;
- (b) każdy zawór spustowy w układzie paliwowym musi być ręcznie lub automatycznie, w sposób pewny, zablokowany w położeniu zamkniętym.

§ 98. Wlew zbiornika paliwa:

Wlewy zbiorników paliwa muszą być usytuowane na zewnątrz pomieszczeń załogi. Rozlane paliwo nie może dostawać się do przestrzeni, w której zabudowany jest zbiornik lub do innych części samolotu, a wyłącznie do zbiornika.

§ 99. Wentylacja zbiornika paliwa:

Każdy zbiornik paliwa musi być odpowietrzany w górnej części przestrzeni ekspansyjnej. Ponadto wymaga się, aby:

- (a) każdy przewód odpowietrzający był tak usytuowany i ukształtowany, że niebezpieczeństwo zatkania go przez lód lub inne ciała obce było ograniczone do minimum,
- (b) każdy układ odpowietrzania był tak zbudowany, aby nie występowało wysysanie paliwa w trakcie normalnego użytkowania, wywołane podciśnieniem,
- (c) każde odpowietrzenie było wyprowadzone na zewnątrz.

§ 100. Paliwo i filtry:

- (a) filtr paliwa musi być zabudowany między odpływem paliwa ze zbiornika a wlotem do gaźnika (lub do pompy paliwowej napędzanej przez silnik, o ile taka pompa jest zabudowana na silniku);
- (b) każde sito filtrujące lub filtr muszą być łatwo dostępne dla opróżniania i czyszczenia.

§ 101. Przewody paliwowe i armatura:

- (a) każdy przewód paliwowy musi być tak zabudowany i zamocowany, żeby zapobiec pojawianiu się nadmiernych drgań, oraz żeby mógł przenieść obciążenia wynikłe z ciśnienia paliwa i przyspieszeń występujących w czasie lotu;
- (b) przewody paliwowe, zamocowane do elementów samolotu mogących przemieszczać się względem siebie, muszą posiadać łączniki elastyczne;
- (c) w przypadku przewodów giętkich, musi

istnieć dowód ich przydatności dla konkretnego zastosowania;

- (d) przecieki z dowolnego przewodu paliwowego lub z łączników, nie mogą przedostawać się ani na gorące powierzchnie, ani na wyposażenie, gdzie mogłyby wywołać pożar, ani też bezpośrednio do kabiny załogi.

§ 102. Zawory paliwowe i urządzenia regulacyjne:

- (a) musi być zabudowane urządzenie umożliwiające pilotowi w locie szybkie odcięcie dopływu paliwa i zatrzymanie silnika;
- (b) odcinek przewodu paliwowego, leżący między zaworem odcinającym paliwo a gaźnikiem, musi być możliwie najkrótszy;
- (c) każdy zawór odcinający paliwo musi posiadać albo stałe zderzaki, albo skutecznie działające zapadki w położeniach "otwarte" i "zamknięte".

Układ olejowy

§ 103. Ogólne:

- (a) jeżeli silnik jest wyposażony w układ olejowy, musi on zabezpieczać silnikowi wystarczającą ilość oleju o określonej temperaturze, nieprzekraczającej wartości maksymalnych ustalonych dla bezpiecznej pracy ciągłej,
- (b) każdy układ olejowy musi posiadać objętość wystarczającą dla maksymalnego czasu lotu samolotu.

§ 104. Zbiornik oleju:

- (a) zbiorniki oleju muszą być tak zabudowane, aby:
 - (1) spełnione były wymagania zawarte w § 96 pkt (a), (b) i (d) oraz,
 - (2) były zdolne przenieść wszystkie, mogące wystąpić w trakcie użytkowania, obciążenia od drgań sił masowych i ze strony cieczy znajdującej się w zbiorniku;
- (b) ilość oleju musi być możliwa do sprawdzenia bez demontowania okapotowań (z wyjątkiem wzierników) i bez konieczności użycia narzędzi;
- (c) jeżeli zbiornik oleju jest zabudowany w przestrzeni silnikowej, musi być wykonany z materiału ognioodpornego.

§ 105. Próby zbiornika oleju:

Zbiorniki oleju muszą być poddane próbom takim samym, jak określone w § 95 próby zbiorników paliwa, z tym że próba nadciśnienia musi być przeprowadzona przy ciśnieniu równym 5 psi (0,35 bar).

§ 106. Przewody olejowe i armatura.

- (a) przewody olejowe muszą odpowiadać wymaganiom podanym w § 101, a ponadto wszystkie przewody olejowe i elementy armatury muszą być wykonane z materiałów niepalnych;
- (b) przewody odpowietrzające muszą być tak

usytuowane, aby:

- 1) w żadnym miejscu nie mogła gromadzić się wykroplona para wodna lub olej, które zamarzając mogłyby spowodować niedrożność przewodów,
- 2) czynnik wydzielający się z przewodów odpowietrzających, w przypadku tworzenia się piany, nie powodował zagrożenia pożarowego, a wydzielający się z przewodów olej nie brudził wiatrochronu pasażerom ani pilotowi,
- 3) ujście przewodu odpowietrzającego nie znajdowało się wewnątrz układu zasysania silnika.

Chłodzenie

§ 107. Ogólne:

Układy chłodzenia muszą być w stanie utrzymywać temperatury części składowych zespołu napędowego oraz cieczy silnika w granicach podanych przez wytwórcę silnika (przy wszystkich dopuszczonych warunkach pracy), lub ustalonych jako wymagane dla tych warunków przez wytwórcę samolotu.

Układ dolotowy (układ zasysania)

§ 108. Układ zasysania powietrza:

Układ zasysania musi zapewnić doprowadzenie do silnika koniecznej ilości powietrza przy wszystkich prawdopodobnych warunkach użytkowania. Zasysanie ciał obcych (trawa, ziemia itp.) musi być skutecznie uniemożliwione przez zastosowanie filtrów.

Układ wydechowy

§ 109. Ogólne:

- (a) układ wydechowy musi zapewnić bezpieczne odprowadzenie gazów wylotowych, bez powodowania zagrożenia pożarowego i zanieczyszczenia powietrza, w pomieszczeniach przeznaczonych dla ludzi, tlenkiem węgla;
- (b) każda część układu wydechowego, której powierzchnia zewnętrzna jest wystarczająco gorąca, aby spowodować zapłon palnych cieczy lub gazów, musi być lokalnie tak usytuowana lub osłonięta ekranem, aby wycieki z dowolnego układu, przez który przepływają palne ciecze lub gazy, nie wywołały pożaru w wyniku spłynięcia tych wycieków na dowolną część, łącznie z ekranami układu wydechowego;
- (c) wszystkie części układu wydechowego muszą być odpowiednio oddalone od sąsiednich palnych elementów samolotu lub osłonięte ognioodpornymi ekranami;
- (d) gazy wylotowe nie mogą być odprowadzane w niebezpiecznej bliskości ujść przewodów odpowietrzających układów paliwowych

i olejowych;

- (e) wszystkie części układu wydechowego muszą być wentylowane, aby w żadnym miejscu nie doszło do powstania nadmiernie wysokich temperatur.

§ 110. Przewody wydechowe:

- (a) układ wydechowy musi być wykonany z materiałów ognioodpornych, a jego konstrukcja musi przewidywać środki zapobiegające powstawaniu uszkodzeń, wywołanych odkształceniami termicznymi elementów, przy ich podgrzaniu do temperatury pracy;
- (b) układ wydechowy i tłumiki muszą być tak zamocowane, aby mogły przenieść wszystkie obciążenia od drgań i sił masowych, jakim mogą być poddane w trakcie normalnego użytkowania;
- (c) elementy układu wydechowego, zamocowane do części samolotu mogących przemieszczać się wzajemnie, muszą być połączone elementami podatnymi (odkształcalnymi).

Układy sterowania i przyrządy pomocnicze układu napędowego

§ 111. Ogólne:

Elementy każdego układu sterowania znajdujące się w przestrzeni silnikowej, które muszą być użyte w przypadku pożaru, muszą być wykonane co najmniej z materiałów niepalnych.

§ 112. Wyłącznik zapłonu:

- (a) musi być zabudowany wyłącznik zapłonu dla wyłączania każdego obwodu układu zapłonowego;
- (b) każdy obwód układu zapłonowego musi być wyłączany oddzielnie i dla jego włączenia nie może być koniecznym użycie dowolnego innego wyłącznika;
- (c) wyłączniki zapłonu muszą być tak zabudowane lub ukształtowane, aby uniemożliwić ich niezamierzone użycie;
- (d) wyłącznik zapłonu nie może służyć jako wyłącznik główny innych obwodów elektrycznych.

§ 113. Prędkość obrotowa śmigła:

Prędkość obrotowa i skok śmigła muszą być ograniczone do wartości gwarantujących bezpieczną pracę w normalnych warunkach użytkowania:

- (a) podczas startu i lotu wznoszącego, z zalecaną prędkością najlepszego wznoszenia, śmigło musi ograniczać ilość obrotów silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy tak, aby nie została przekroczona maksymalna dopuszczalna ilość obrotów;
- (b) podczas lotu ślizgowego z prędkością V_{st} , przy zamkniętej przepustnicy (silnik zdławiony) lub przy wyłączonym silniku, śmigło nie może wywołać obrotów większych niż 110% maksymalnych dopuszczalnej prędkości

obrotowej silnika lub śmigła; decydująca jest wartość mniejsza.

§ 114. Maski silnika i gondole. Przy silnikach obudowanych wymaga się:

- (a) maski silnika muszą być tak zbudowane i zamocowane, aby były w stanie przenieść wszystkie obciążenia od drgań sił masowych i aerodynamicznych, jakim mogą być poddane w trakcie użytkowania;
- (b) muszą być przewidziane środki zapewniające, że przy normalnych położeniach samolotu na ziemi i w powietrzu, wszystkie wycieki będą odprowadzane szybko i całkowicie. Wycieki nie mogą być odprowadzane w miejscach, w których mogą powodować niebezpieczeństwo pożaru;
- (c) wszystkie części masek silnika i osłon, które w efekcie bliskości elementów układu wydechowego lub w konsekwencji oddziaływania gazów wylotowych mogą być poddane działaniu wysokich temperatur, muszą być wykonane jako ognioodporne.

ROZDZIAŁ F Wyposażenie

Ogólne

§ 115. Funkcjonowanie i zabudowa:

- (a) każda część składowa wymaganego wyposażenia musi być:
 - 1) dostosowana, ze względu na rodzaj i ukształtowanie, do funkcji, którą ma spełniać,
 - 2) zabudowana zgodnie z ograniczeniami ustalonymi dla danego typu wyposażenia,
 - 3) w stanie zabudowanym - pracować bez zakłóceń*;
- (b) przyrządy i pozostałe wyposażenie nie mogą stwarzać, w trakcie użytkowania, zagrożenia ani same dla siebie, ani przez swoje oddziaływanie dla samolotu.

§ 116. Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne:

Muszą być zabudowane następujące przyrządy pilotażowo-nawigacyjne:

- prędkościomierz,
- wysokościomierz,
- busola magnetyczna.

§ 117. Przyrządy kontroli pracy zespołu napędowego:

Muszą być zabudowane następujące przyrządy kontroli pracy zespołu napędowego:

- 1) wskaźniki ciśnień, temperatur i prędkości obrotowej wymagane przez wytwórcę silnika, lub które są niezbędne dla użytkownika

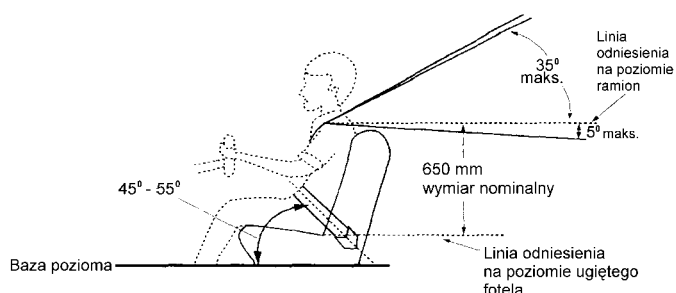
silnika w ramach ustalonych ograniczeń,

- 2) wskaźniki ilości paliwa dla każdego zbiornika paliwa, które muszą być widoczne dla pilota, gdy jest przypięty pasami w swoim siedzeniu,
- 3) wskaźnik ilości oleju dla każdego zbiornika, np. miarka oleju.

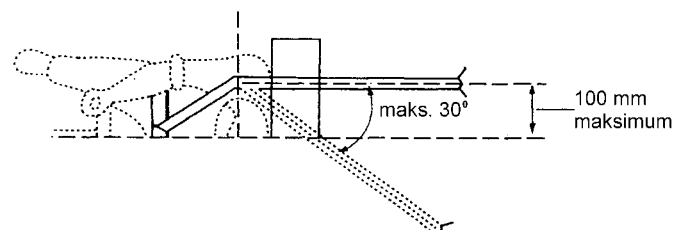
§ 118. Pozostałe wyposażenie:

Dla każdego członka załogi musi być zabudowana czteroczęściowa uprząż bezpieczeństwa, która musi być w stanie przenieść obciążenia ze strony swego użytkownika wywołane przyspieszeniami działającymi podczas lądowania awaryjnego, podanymi w § 54.

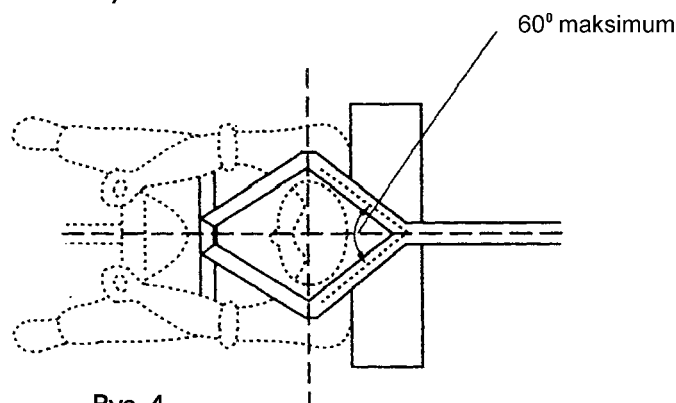
Zalecany sposób zabudowy pasów barkowych.
Rys. 2, 3, 4.



Rys. 2



Rys. 3



Rys. 4

Uwagi:

- 1) zaleca się, o ile jest to możliwe, zabudowanie pasa krocowego, ponieważ przy gwałtow-

* 1. Niezawodność działania nie może być naruszona przez oddziaływanie ujemnych temperatur, silnego deszczu oraz wysokiej wilgotności powietrza.

2. W przypadku zabudowy radiostacji należy dowiedzieć, że jej praca nie będzie zakłócona przez układ elektryczny.

nnych przyspieszeniach ujemnych pas barkowy ma tendencję do przemieszczania pasa brzuszego (o ile nie jest ciasno dociągnięty) z bioder do góry na wysokość żołądka tak, że użytkownik upręży może wysunąć się spod pasa brzuszego,

- 2) *jeżeli między punktem zamocowania pasów barkowych, a górną krawędzią oparcia fotela znajduje się odcinek taśmy pasa dłuższy niż 152 mm, należy zastosować odpowiednie środki, np. prowadnice ograniczające przemieszczenia boczne i utrzymujące odpowiednią odległość między pasami barkowymi, tak aby ograniczyć do minimum możliwość wystąpienia obrażeń ciała użytkownika upręży bezpieczeństwa lub powstania zranień szyi wywołanych tarciami pasa,*
- 3) *jeżeli oparcie fotela jest wystarczająco sztywne i na tyle wysokie, że zapewniona jest geometria upręży bezpieczeństwa (patrz Rys. nr 2, str. 130) tzn., że wysokość oparcia wynosi nie mniej niż 650 mm, pasy barkowe mogą być zamocowane do oparcia lub poprzez prowadnice do podłogi samolotu,*
- 4) *jeżeli oparcie fotela jest wystarczająco sztywne, można przez zastosowanie odpowiednich środków, np. prowadnic pasów, ograniczyć boczne przemieszczenia spowodowane przyspieszeniami w warunkach lądowania awaryjnego, podanymi w § 54.*

Zabudowa osprzętu

- § 119. Usytuowanie i widoczność:
Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne muszą być rozmieszczone przejrzysto i zapewniać łatwą czytelność wskazań każdemu pilotowi.
- § 120. Rurka Pitot'a i układ ciśnienia statycznego:
- (a) każdy przyrząd, którego korpus połączony jest z układem ciśnienia statycznego musi być odpowietrzany, aby wpływ prędkości otwierania i zamykania okien, wilgotność lub ciała obce, nie wywierały istotnego wpływu na dokładność wskazań przyrządu;
 - (b) układy ciśnienia całkowitego i statycznego muszą być tak zaprojektowane i zabudowane, żeby:
 - 1) w sposób pewny można było odprowadzić skondensowaną parę wodną,
 - 2) można było uniknąć tarcia przewodów o konstrukcję samolotu oraz nadmiernych odkształceń lub załamania w miejscach zakrzywienia przewodów,
 - 3) zastosowane materiały były odpowiednio trwałe, ze względu na przewidziane zastosowanie oraz były zabezpieczone przed korozją.
- § 121. Przyrządy kontroli pracy silnika:
- (a) Przyrządy i ich przewody:
 - 1) przewody przyrządów kontroli pracy sil-

nika, którymi przepływają ciecze palne pod ciśnieniem, muszą spełniać wymagania podane w § 101,

- 2) przewody, którymi przepływają ciecze palne pod ciśnieniem muszą być w miejscach odbioru ciśnienia zaopatrzone w przewężki lub inne środki zabezpieczające przed nadmiernym wypływem cieczy palnej, w przypadku uszkodzenia przewodu;
- (b) okienka przeziernikowe, służące do kontroli ilości paliwa, muszą być odpowiednio zabezpieczone przed uszkodzeniem.

Układy i wyposażenie elektryczne

§ 122. Budowa i montaż elementów:

- (a) akumulatory muszą być zbudowane i zamontowane zgodnie z wymaganiami niniejszego paragrafu;
- (b) w samolocie nie mogą się gromadzić, w niebezpiecznej ilości, gazy wybuchowe lub trujące, które mogą się ulatniać z akumulatorów w efekcie dowolnego uszkodzenia układu ładującego lub samego akumulatora;
- (c) korozyjne ciecze lub pary, mogące ulatniać się z akumulatora, nie mogą prowadzić do uszkodzenia otaczającej struktury lub istotnych części wyposażenia.

§ 123. Przewody elektryczne i akcesoria:

- (a) każdy przewód elektryczny musi posiadać wystarczający przekrój i być w sposób nie budzący zastrzeżeń ułożony, zamocowany i połączony tak, aby była wykluczona możliwość powstania krótkich spięć i pożarów;
- (b) każde urządzenie elektryczne musi być zabezpieczone bezpiecznikiem. Każdy obwód, istotny ze względu na bezpieczeństwo lotów, musi być wyposażony w swój własny bezpiecznik, który nie może równocześnie zabezpieczać żadnego innego obwodu.

Wyposażenie specjalne

§ 124. Wyposażenie radiowe i radiowo-nawigacyjne:

- Każde wyposażenie radiowe musi spełniać poniższe wymagania:
- (a) wyposażenie i jego anteny nie mogą stanowić zagrożenia ani same dla siebie, ani poprzez sposób swego działania kiedy pracują, naruszać właściwości lotnych samolotu lub bezpiecznej pracy pozostałego wyposażenia;
 - (b) wyposażenie oraz elementy jego obsługi kontroli muszą być tak usytuowane, aby mogły być łatwo obsługiwane. Zabudowa wyposażenia musi być taka, aby dla uniknięcia przegrzania, była zapewniona wystarczająca wentylacja;
 - (c) każda radiostacja musi być dopuszczona przez odpowiednie władze.

ROZDZIAŁ G

Ograniczenia warunków użytkowania i informacje

§ 125. Ogólne:

- (a) muszą być ustalone wszystkie ograniczenia warunków użytkowania przytoczone w § 126 oraz inne ograniczenia i informacje, niezbędne dla bezpiecznego użytkowania samolotu;
- (b) wszystkie ograniczenia warunków użytkowania oraz inne informacje, niezbędne dla bezpiecznego użytkowania, muszą być podane do wiadomości pilotowi, zgodnie z wymaganiami § 131-141.

§ 126. Prędkości lotu:

- (a) wszystkie prędkości muszą być ustalone jako prędkości wskazywane na prędkościomierzu (IAS)*;
- (b) prędkość maksymalna V_{max} nie może przekraczać wartości 0,9 maksymalnej prędkości zrealizowanej w trakcie prób w locie (V_{LO});
- (c) maksymalna prędkość realizowana w trakcie prób w locie V_{LO} , nie może przekraczać maksymalnej prędkości obliczeniowej V_0 .

§ 127. Prędkość manewrowa (prędkość brutalnego sterowania):

Prędkość manewrowa nie może przekraczać obliczeniowej prędkości manewrowej V_A , ustalonej zgodnie z § 38 pkt (a).

§ 128. Prędkość operowania klapami wporowymi:

Przy wszystkich dodatnich wychyleniach klap, maksymalna dopuszczalna prędkość operowania klapami V_{CL} , nie może być większa niż 0,9 prędkości V_A , określonej zgodnie z § 38 pkt (b), przyjętej dla określania obciążeń struktury nośnej.

§ 129. Prędkość operowania podwoziem:

W przypadku podwozi chowanych musi być ustalona maksymalna prędkość operowania podwoziem V_{LO} - wymóg ten obowiązuje, o ile prędkość V_{LO} jest mniejsza od maksymalnej prędkości V_{max} .

§ 130. Masy i położenia środka ciężkości:

- (a) maksymalna masa zdefiniowana w § 7 musi być ustalona jako ograniczenie warunków użytkowania;
- (b) zdefiniowane w § 8 graniczne położenia środka ciężkości muszą być ustalone jako ograniczenia warunków użytkowania;
- (c) masa samolotu pustego i związane z nią położenie środka ciężkości muszą być ustalone zgodnie z wymaganiami § 8.

§ 131. Ograniczenia warunków użytkowania zespołu napędowego:

Ograniczenia warunków użytkowania zespołu napędowego muszą być tak ustalone, aby nie przekraczały one odpowiednich ograniczeń

podanych przez wytwórców silnika i śmigła, chyba że wnioskujący o dopuszczenie samolotu do użytkowania udowodni w sposób zadowalający, że w przypadku współpracy z danym samolotem może być dopuszczony szerszy zakres warunków użytkowania.

§ 132. Instrukcja użytkowania:

Musi być opracowana instrukcja użytkowania zawierająca informacje, które zgłaszający uważa za istotne z punktu widzenia prawidłowej obsługi. Opracowując instrukcję użytkowania, zgłaszający musi podać, co najmniej następujące informacje:

- (a) opis układów,
- (b) plan smarowania, zawierający informacje o częstotliwości smarowania oraz o rodzajach środków smarujących, które muszą być zastosowane w poszczególnych układach,
- (c) ciśnienie i wielkości obciążeń elektrycznych występujących w poszczególnych układach;
- (d) tolerancje i dane regulacyjne, niezbędne dla zapewnienia poprawnego działania układów, wraz z wychyleniami powierzchni sterowych;
- (e) metody ustawiania, podnoszenia i holowania na ziemi;
- (f) informacje dotyczące struktury zasadniczej i pomocniczej;
- (g) częstotliwość i zakresy przeprowadzanych kontroli, niezbędnych dla prawidłowej obsługi samolotu;
- (h) specjalne metody obsługi, niezbędne dla utrzymania samolotu w poprawnym stanie;
- (i) specjalne metody kontroli;
- (j) wykaz narzędzi specjalnych;
- (k) informacje dotyczące ważenia i określania położenia środka ciężkości, które są niezbędne dla bezpiecznego użytkowania samolotu;
- (l) ustalenia dotyczące trwałości i ograniczeń czasu pracy (wymiana lub naprawa) części samolotu, części wyposażenia i urządzeń dodatkowych, które takim ograniczeniom czasowym podlegają;
- (m) wykaz materiałów niezbędnych dla drobnych napraw;
- (n) zalecenia dotyczące utrzymywania samolotu w czystości;
- (o) informacje dotyczące montażu i demontażu;
- (p) informacje dotyczące punktów podparcia oraz środków, jakie należy podjąć dla uniknięcia uszkodzeń, podczas transportu na ziemi;
- (q) wykaz napisów i oznakowań oraz określenie miejsc, w których mają być umieszczone.

* Prędkości (EAS), wynikające z ograniczeń wytrzymałościowych, muszą być odpowiednio przeliczone na IAS.

Oznakowania i napisy

§ 133. Ogólne:

- (a) w samolocie muszą być umieszczone:
 - 1) oznakowania i napisy określone w § 138,
 - 2) wszystkie dodatkowe informacje, oznakowania przyrządów i napisy, niezbędne dla bezpiecznego użytkowania;
- (b) wszystkie podane w ustępie (a) niniejszego paragrafu oznakowania i napisy:
 - 1) muszą być naniesione w miejscach widocznych i,
 - 2) nie mogą dać się łatwo usunąć, zmienić lub stać się trudne do rozpoznania;
- (c) jednostki miar, przyjęte dla określania prędkości lotu podanych na napisach, muszą być takie same, jakie są użyte dla oznaczania prędkości na skali prędkościomierza.

§ 134. Busola magnetyczna:

Jeżeli jest zabudowana busola magnetyczna, której błąd wskazać przewyższa 5° dla dowolnego kierunku, w pobliżu busoli musi być zamieszczona tabliczka podająca odchyłki wskazań busoli na kursach różniących się od siebie o nie więcej niż 30°.

§ 135. Przyrządy kontroli pracy zespołu napędowego:

Każdy wymagany przyrząd kontroli pracy zespołu napędowego, o ile ze względu na rodzaj przyrządu jest to celowe, musi mieć oznaczone czerwoną promieniową kreską górne, a jeżeli znajduje to zastosowanie - również dolne granice wartości wskazywanych, wymaganych dla bezpiecznego użytkowania.

§ 136. Wskaźnik ilości paliwa.:

Każdy wskaźnik paliwa musi być tak odczytany, aby w ustalonym locie poziomym wskazywać "zero", gdy w zbiorniku znajduje się ilość paliwa określona, zgodnie z § 93, jako niezużywalna ilość paliwa.

§ 137. Oznakowania sterownic i uchwytów obsługi:

- (a) wszystkie sterownice i uchwyty obsługi, znajdujące się w kabinie pilota, z wyjątkiem sterownic głównych, muszą być oznaczone jednoznacznie, zgodnie z pełnioną przez nie funkcją i sposobem działania;
- (b) barwne oznakowania sterownic i uchwytów muszą odpowiadać oznakowaniom ustalonym w § 82;
- (c) w przypadku systemów sterowania układami paliwowymi wymaga się aby:
 - 1) każdy zawór sterowania paliwem musi być tak oznakowany, aby każdemu zbiornikowi paliwa odpowiadało jednoznaczne położenie zaworu,
 - 2) jeżeli bezpieczeństwo użytkowania wymaga zużywania paliwa przy ściśle określonej sekwencji zbiorników, musi być podana na zaworze lub w jego pobliżu kolejność, w ja-

kiej zbiorniki mają być wykorzystywane.

§ 138. Różne oznakowania i napisy:

- (a) *treść anulowana*,
- (b) bagażnik. W każdym bagażniku musi być umieszczony napis podający graniczne załadowania,
- (c) wlewy paliwa muszą być, na lub obok pokrywy wlewu, oznakowane wielkością proporcji paliwa do oleju,
- (d) figury akrobacji. Tabliczka z napisem informującym, że figury akrobacji i zamierzony korkociąg są zabronione, musi być dla pilota wyraźnie widoczna.

Instrukcja użytkowania w locie

§ 139. Ogólne:

- (a) dla każdego samolotu musi być opracowana i wydana instrukcja użytkowania w locie. Musi ona zawierać co najmniej informacje określone w § 140-141;
- (b) wszelkie informacje nie podane w § 140-141, ale niezbędne dla bezpiecznego użytkowania lub wymagane ze względu na typ konstrukcji, sposób pracy lub właściwości w użytkowaniu, muszą być udostępnione użytkownikowi;
- (c) informacje dotyczące prędkości lotu, naniesione na tarczy przyrządu i zawarte w instrukcji użytkowania w locie, muszą być podane w tych samych jednostkach.

§ 140. Ograniczenia warunków użytkowania:

- (a) ograniczenia prędkości. Muszą być podane następujące wielkości graniczne*:
 - 1) ograniczenia prędkości lotu V_{ne} , i w przypadku gdy ma to zastosowanie, V_{x} i V_{lo} , łącznie z określeniami tych prędkości,
 - 2) wartości graniczne dopuszczalnych prędkości wiatru,
 - 3) wartości graniczne dla zespołu napędowego;
- (b) masy. Muszą być podane następujące ograniczenia mas:
 - 1) masa maksymalna,
 - 2) masa samolotu pustego i odpowiadające jej położenie środka ciężkości,
 - 3) zestawienie ładunku;
- (c) ładunek. Muszą być podane niżej wyszczególnione ograniczenia:
 - 1) masy i zakres położenia środków ciężkości zgodnie z wymaganiami § 6 i § 7, łącznie z masami wchodzącymi w skład masy samolotu pustego, zgodnie z § 8,
 - 2) informacje umożliwiające pilotowi stwierdzenie czy położenie środka ciężkości i rozmieszczenie ładunku przy różnych stanach załadowania mieszczą się w ustalonych dopuszczalnych zakresach,
 - 3) informacje dotyczące poprawnego umiesz-

* Przy określeniach prędkości V_{ne} i V_{x} , powinny być podane uwagi dotyczące dopuszczalnych wychyleń lotek, steru wysokości i steru kierunku.

czenia balastu ruchomego dla wszystkich stanów załadowań, przy których balast ruchomy jest wymagany;

(d) muszą być podane dopuszczalne stany lotu, dla których przeprowadzono dowód zgodności, w myśl § 2, wraz z dopuszczalnymi dla tych stanów lotu wychyleniami klap;

(e) współczynniki obciążeń. Należy podać następujące dodatnie współczynniki obciążeń przy wyrwaniu:

1) współczynnik obciążenia przy prędkości V_A , odpowiadający punktowi A, zgodnie z Rys. 1 w § 37 pkt (b),

2) współczynnik obciążenia przy prędkości V_{NE} , odpowiadający punktowi D, zgodnie z Rys. 1 w § 37 pkt (b).

§ 141. Procedury i informacje eksploatacyjne:

(a) muszą być podane informacje dotyczące procedur normalnych i sytuacji awaryjnych, jak również informacje specjalne niezbędne dla bezpiecznego użytkowania;

(b) muszą być podane informacje dotyczące procedur bezpiecznego startu i bezpiecznego lądowania, łącznie z długością startu określoną w myśl wymagań § 11 oraz łącznie z metodami uwzględniania bocznego wiatru. Należy podać informacje dotyczące maksymalnej dopuszczalnej bocznej składowej wiatru dla startu i lądowania oraz stwierdzić czy występuje spadek sterowności. Muszą być podane informacje dotyczące procedury lądowania z wyłączonym silnikiem;

(c) muszą być podane następujące dane:

1) prędkość najlepszego wznoszenia, która nie może być mniejsza niż ta, która została przyjęta dla dowodu zgodności z wymaganiami § 12,

2) utrata wysokości odniesiona do odległości poziomej przy wyłączonym silniku,

3) prędkości przeciągnięcia przy różnych konfiguracjach,

4) utrata wysokości, od momentu osiągnięcia stanu przeciągnięcia z lotu prostego do momentu odzyskania lotu poziomego oraz wielkość pochyleń podłużnego pod horyzont, zgodnie z wymaganiami § 24,

5) utrata wysokości, od momentu osiągnięcia stanu przeciągnięcia w krążeniu do odzyskania lotu poziomego, zgodnie z wymaganiami § 25;

(d) jeżeli muszą być zastosowane specjalne metody przy uruchamianiu silnika w locie, należy podać odpowiednie informacje o tych metodach;

(e) muszą być podane informacje dotyczące metod montażu, regulacji i demontażu, o ile są przeprowadzane przed i (lub) po locie przez pilota. Informacje te należy zamieścić w celu uniknięcia, wynikłych z nieuwagi,

uszkodzeń samolotu;

(f) muszą być zamieszczone informacje na temat działania i obsługi systemów ratunkowych (w tym spadochronowego systemu ratowniczego, jeśli jest zabudowany na płatowcu).

ROZDZIAŁ H

Silniki

§ 142. Wymagania ogólne:

Wymagania poniższe dotyczą silników tłokowych o konstrukcji i budowie konwencjonalnej. Określają one minimalne wymagania jakie musi spełnić silnik tłokowy, przewidziany do zabudowy na samolocie ultralekkim po raz pierwszy, celem uzyskania zatwierdzenia na danym typie. Na samolocie może być zabudowany silnik, który posiada: certyfikat typu wydany zgodnie z przepisami, CS-22 Szybowce i motoszybowce, JAR-22 Szybowce i motoszybowce podczęść H, JAR-E Silniki, FAR 33 Silniki; lub innych przepisów budowy silników lotniczych równoważnych z ww. przepisami, lub gdy uzyska zatwierdzenie razem z samolotem, według wymagań niniejszego rozdziału.

§ 143. Warunki zatwierdzenia:

(a) silniki lotnicze oraz nielotnicze - produkowane seryjnie z przeznaczeniem do samolotów ultralekkich, o potwierdzonej w eksploatacji niezawodności, muszą przejść jako minimum 3-godzinną próbę na ziemi, po zabudowie na płatowcu wg § 89, i próbę w locie wg zasad § 144 pkt (b);

(b) silniki nielotnicze (samochodowe, motocyklowe, itp.) muszą przejść 25 godzinną próbę trwałości silnika na ziemi, zgodnie z § 144 pkt (a) oraz 3 godzinną próbę na ziemi po zabudowie na płatowcu wg § 89, a następnie funkcjonalną próbą w locie wg § 144 pkt (b).

§ 144. Próby silnika do uzyskania zatwierdzenia:

(a) próba trwałości silnika:

Wnioskujący o zatwierdzenie silnika nielotniczego razem z samolotem, musi przeprowadzić 25 godzinną długotrwałą próbę stoiskową na ziemi i wykazać, że silnik zakończył tę próbę bez usterek. Próba trwałości składa się z powtarzanych etapów o następującym podstawowym cyklu:

kolejność	czas trwania (minuty)	warunki
1	5	rozruch i bieg jałowy
2	5	moc startowa
3	5	chłodzenie (bieg jałowy)
4	5	moc startowa
5	5	chłodzenie (bieg jałowy)

kolejność	czas trwania (minuty)	warunki
6	5	moc startowa
7	5	chłodzenie (bieg jałowy)
8	15	75% maksymalnej mocy trwałej
9	5	chłodzenie (bieg jałowy)
10	60	maksymalna moc trwała
11	5	chłodzenie i zatrzymanie
ogółem	120	

Próbie należy prowadzić ze śmigłem o skoku umożliwiającym uzyskanie wymaganych zakresów mocy silnika.

Próba, o której mowa powyżej może w uzasadnionych przypadkach zostać skrócona do 10 godzin, po uzgodnieniu z Prezesem Urzędu;

- (b) 50 godzinna próba funkcjonalna silnika prowadzona jest na samolocie w ramach prób w locie i powinna obejmować, co najmniej:

- 100 startów,
- 10 lotów co najmniej jednogodzinnych,
- 60 wznoszeń na wysokość co najmniej 500 m, w trakcie których moc startowa silnika musi być rozwijana nie krócej niż 5 minut.

1. Program próby silnika powinien określać ilość lotów wykonywanych w warunkach letnich (z temperaturą na poziomie lotniska powyżej 20° C) oraz ilość lotów wykonywanych w warunkach zimowych i sprzyjających oblodzeniu (zakres niskich temperatur dodatnich).

2. Należy przewidzieć odpowiednią ilość rozruchów silnika gorącego i zimnego.

3. Czas próby funkcjonalnej w locie silnika zabudowanego w samolocie o konstrukcji amatorskiej, może być skrócony do 10 godzin, podlega on uzgodnieniu z Prezesem Urzędu i może być realizowany w ramach zatwierdzonego programu prób w locie samolotu.

ROZDZIAŁ I Śmigła

Konstrukcja i budowa

§ 145. Materiały. Zdatność i trwałość materiałów zastosowanych do budowy śmigła musi:

- (a) być udowodniona na podstawie doświadczenia lub prób;
- (b) odpowiadać specyfikacjom w celu upewnienia się, że ich wytrzymałość i pozostałe właściwości są zgodne z wymaganiami dokumentacji.

§ 146. Trwałość. Droga odpowiedniego ukształtowania i budowy należy zapewnić, aby wystąpienie niebezpiecznych stanów pracy śmigła, w okresie między dwoma naprawami, było praktycznie

niemożliwe.

§ 147. Regulacja i ustawianie skoku. W przypadku, gdy zamierza się zabudować śmigło nastawne lub o zmiennym skoku, należy porozumieć się z Prezesem Urzędu.

UZUPEŁNIENIE I

Systemy ratunkowe

§ 1. Informacje ogólne:

(a) przy zabudowie dopuszczonego do użytkowania systemu ratunkowego należy wykazać, że wymagania poniższego rozdziału dla aktualnie stosowanych systemów ratunkowych samolotów ultralekkich są spełnione w pełnym zakresie;

(b) zabudowa systemu ratunkowego musi być uzgodniona pomiędzy wytwórcą samolotu ultralekkiego a wytwórcą systemu ratunkowego;

(c) zabudowa, z podaniem punktów mocowania musi być podana w części dotyczącej obsługi, instrukcji technicznej samolotu, instrukcji użytkowania w locie oraz odnotowana w książce płatowca.

§ 2. Obciążenia od systemu ratunkowego:

(a) struktura między punktami zaczepienia lin nośnych systemu ratunkowego a fotelami i pasami bezpieczeństwa, musi być na tyle wytrzymała, aby w przypadku użycia systemu ratunkowego w dopuszczalnym zakresie użytkowania samolotu ultralekkiego, przejąć maksymalne spodziewane obciążenie, występujące podczas otwarcia (napełnienia) spadochronu systemu ratunkowego;

(b) Jeżeli liny nośne zaczepione są do struktury w kilku punktach, to każdy punkt zaczepienia musi wytrzymać obciążenie odpowiadające 1,3 krotnemu maksymalnemu obciążeniu występującemu podczas otwarcia (napełnienia) spadochronu;

Uwaga: Struktura, której to dotyczy, zawiera punkty zaczepienia, fotele, i punkty zamocowania pasów bezpieczeństwa.

(c) musi być przyjęte, że obciążenie występujące podczas otwarcia (napełnienia) spadochronu początkowo działa w kierunku najbardziej niekorzystnym dla struktury.

§ 3. Zabudowa systemu ratunkowego:

(a) zamocowanie systemu ratunkowego musi być obliczone na współczynniki obciążeń odpowiadające ustalonym obciążeniom w locie i na ziemi, włącznie z opisanymi warunkami lądowania awaryjnego;

(b) należy zapewnić, aby uniemożliwione było obcięcie lin nośnych przez śmigło lub inne części samolotu;

(c) łoża i przyległa struktura muszą być w stanie przejąć odrzut, jaki może powstawać w przy-

- padku uruchomienia systemu ratunkowego;
- (d) urządzenie wyzwalające system ratunkowy musi być tak umieszczone, aby pilot bez przeszkód, mógł do niego sięgnąć, również w warunkach przeciążenia;
- (e) musi być zapewnione, aby urządzenie ratunkowe nie natrafiło na przeszkodę w czasie wyzwalania lub, aby nie zostało uszkodzone;
- (f) otwory wylotowe systemów pirotechnicznych, muszą być z zewnątrz, w odpowiedni sposób, wyraźnie oznakowane.

§ 4. Zabezpieczenie systemu ratunkowego:

- (a) wszystkie elementy systemu ratunkowego muszą być zabezpieczone przed zużyciem spowodowanym wpływem warunków atmosferycznych, drgań, korozji i starzenia, które to czynniki w konsekwencji mogą zwiększyć ryzyko zagrożenia dla samolotu, załogi lub personelu naziemnego;
- (b) system ratunkowy i jego podzespoły muszą być poddawane sprawdzeniu i obsłudze, zgodnie z danymi zamieszczonymi w instrukcji obsługi technicznej, w celu zapewnienia bezpieczeństwa użytkowania i utrzymania ciągłej zdolności do lotu samolotu.

§ 5. Napisy i oznaczenia:

- (a) zasada działania każdego urządzenia sterującego systemem ratunkowym musi być odpowiednio oznaczona kolorowym kodem i podana na tabliczce;
- (b) dźwignia wyzwalania musi być koloru czerwonego;
- (c) przy dźwigni uruchamiania systemu ratunkowego musi być umieszczona tabliczka o treści:
"OSTRZEŻENIE
SPADOCHRONOWY SYSTEM RATUNKOWY"
(Działanie jakie należy wykonać)
Użycie tylko w sytuacjach awaryjnych
patrz instrukcja użytkowania w locie
- (d) musi być umieszczony napis ostrzeżenia na zewnątrz samolotu w pobliżu zabudowanego urządzenia, łatwo widoczny dla personelu naziemnego, który ostrzega o potencjalnym niebezpieczeństwie.

§ 6. Instrukcja użytkowania w locie i ograniczenia użytkowania:

- (a) instrukcja użytkowania w locie musi zawierać informacje określone § 5 i 6;
- (b) wszystkie ograniczenia związane z właściwym użyciem i działaniem systemu muszą być ustanowione i podane w instrukcji użytkowania w locie;
- (c) instrukcja użytkowania w locie musi zawierać ostrzeżenie, że system ratunkowy nie jest zatwierdzony przez Prezesa Urzędu. Jego zabudowa prowadzona pod nadzorem zapewnia, że w przypadku, gdy nie jest on używany na samolocie (lub wprowadzony do wyposażenia), to nie ma ryzyka narażenia

samolotu, załogi lub personelu naziemnego. Ostrzeżenie musi ponadto zawierać informację, że Prezes Urzędu nie zatwierdzał systemu ratowniczego jako samodzielnego urządzenia, a w szczególności, w jakim miejscu ma on być umieszczony oraz, że nie była sprawdzona w drodze prób jego efektywność i bezpieczeństwo użycia, w celu ratowania załogi wraz z samolotem.

Uzupełnienie II

Holowanie statków powietrznych

Dodatkowe wymagania mają zastosowanie do holowania statków powietrznych przez samoloty ultralekkie. Do samolotów ultralekkich stosowanych do holowania statków powietrznych, jak i do zespołów holowniczych, należy dodatkowo stosować następujące wymagania.

§ 1. Informacje ogólne:

- (a) zespół holowniczy składa się z samolotu ultralekkiego z wyposażeniem do holowania, i z holowanego statku powietrznego;
- (b) wyposażenie do holowania zawiera, z reguły, następujące składniki:
- (c) zaczep, urządzenie wyczepiające, urządzenie pomiarowe dla temperatury krytycznej z uwagi na obciążenia silnika, urządzenie do obserwacji holowanego statku podczas holu, lina holownicza z bezpiecznikiem przeciążenia,
- (d) statki powietrzne mogą być holowane tylko przez te samoloty ultralekkie, których typ został dopuszczony do holowania, i które temu typowi odpowiadają,
- (e) świadectwo spełnienia wymagań technicznych lub świadectwo typu zostaje wydane, jeżeli wnioskodawca wykaże właściwej placówce nadzoru podczas procesu kwalifikowania (certyfikacji), że wszystkie tu wymienione wymagania zostały spełnione,
- (f) dopuszczenie do holowania i dane potrzebne do doposażenia samolotu zostaną ogłoszone w arkuszu danych. Szczegółowe informacje dotyczące lotu holującego podane zostaną w instrukcji użytkowania w locie lub w uzupełnieniu do instrukcji użytkowania w locie.

Ukształtowanie i budowa

§ 2. Urządzenie wyczepiające:

- (a) rękojeść uruchamiająca mechanizm wyczepiania liny holowniczej musi być tak umieszczona, aby ręką, która obsługuje dźwignię gazu, można było wygodnie, z każdego położenia fotela, obsłużyć tę rękojeść "przez pociągnięcie", bez zakłócania bezpiecznego sterowania samolotem;
- (b) dla łatwego rozpoznania, kolor rękojeści musi być żółty. W pobliżu rękojeści musi być

- umieszczony napis "Wyczepianie". Ruch rękojeści wymagany do uruchomienia mechanizmu winien wynosić, co najmniej 50 mm i nie może przekraczać 120 mm;
- (c) ciągną od rękojeści do mechanizmu wyczepiającego musi poruszać się bez zacięć i nadmiernych oporów;
- (d) siła potrzebna do wyczepienia, z uwzględnieniem możliwych obciążeń według § 10 (a) Uzupełnienia, nie może przekraczać 200 N, jeżeli zaczep obciążony jest siłą Q_{nom} ;
- (e) rękojeść w kabinie pilota musi być tak ukształtowana, żeby siła podana pod § 2 (d) mogła być łatwo przyłożona.
- § 3. Wskazywanie temperatury krytycznej z uwagi na obciążenia silnika:
- (a) do kontroli temperatury krytycznej z uwagi na obciążenia silnika, musi w polu widzenia pilota, znajdować się przyrząd wskazujący tę temperaturę, z ostrzeżeniem dla maksymalnie dopuszczalnej temperatury;
- (b) temperatura krytyczna z uwagi na obciążenie silnika, zdefiniowana jest jako ta temperatura, która, przy maksymalnej mocy trwałej silnika, jako pierwsza osiągnie swą maksymalnie dopuszczalną wartość;
- (c) dla przeprowadzenia dowodu zastosowana maksymalna temperatura musi być przeliczona na warunki gorącego dnia (38 °C na poziomie morza).
- § 4. Urządzenie do obserwacji holowanego statku podczas holu:
- (a) pilot samolotu holującego musi mieć możliwość stałej obserwacji holowanego statku powietrznego, bez utrudniania wykonywania jego pozostałych zadań i bez większych zwrotów głowy. Urządzenie do tego przeznaczone, musi dawać spokojny, jasny obraz holowanego statku, który musi być widzialny w całym obszarze stożka 60°.
- § 5. Lina holownicza z bezpiecznikiem przeciążenia:
- (a) można używać tylko lin zgodnych z normami lotniczymi EN-PN lub normami zakładowymi, jeżeli te normy (specyfikacje), zawierają dostateczne dane i gwarantują dostawę o stałej jakości. Połączenia lin, powinny być chronione przed zużyciem, odpowiednią osłoną. Rzeczywista siła niszcząca linę nie może być większa niż obciążenie liny podane przez wytwórcę samolotu ultralekkiego. W przypadku lin o większej sile niszczącej musi, dla ochrony samolotu ultralekkiego i holowanego statku, być zastosowany bezpiecznik, o maksymalnej sile niszczącej odpowiedniej wielkości. Dla holowania statków powietrznych, długość liny holowniczej winna wynosić 40 m - do 60 m.
- § 6. Zaczep:
- (a) zaczep holowniczy musi wytrzymywać obciążenia podane w § 10 Uzupełnienia. Zaczep musi być tak zabudowany, żeby - w podanych w § 10 (a) Uzupełnienia - kierunkach obciążeń, nie występowała możliwość kolizji liny holowniczej z powierzchniami sterowymi samolotu ultralekkiego. Wyczepienie musi być możliwe w całym zakresie stożka 60°, przy maksymalnie dopuszczalnym obciążeniu;
- (b) zaczep holowniczy musi być dostatecznie chroniony przed zabrudzeniem.
- § 7. Pompy paliwa:
- (a) jeżeli, według § 92 Załącznika 1, dla awaryjnej pracy silnika potrzebna jest pompa paliwa, musi być przewidziana również awaryjna pompa paliwa, która w przypadku defektu pompy silnikowej, natychmiast dostarczy silnikowi paliwo. Napęd pompy awaryjnej musi być niezależny od napędu silnikowej pompy paliwa;
- (b) jeżeli normalna pompa i pompa awaryjna pracują stale, musi istnieć wskazówka lub sposób postępowania, pozwalający rozpoznać zaistniały defekt każdej z pomp;
- (c) praca każdej z pomp paliwa nie może mieć aż takiego wpływu na pracę silnika, żeby powstała niebezpieczna sytuacja, niezależnie od mocy lub działania silnika lub od działania drugiej pompy.
- § 8. Holowane statki powietrzne:
- Statki powietrzne dopuszczone do holowania przez inne statki powietrzne, określa się według masy i prędkości wznoszenia zespołu holowniczego. Dopuszczalne wartości masy statku holowanego określa się podczas prób w locie. Wymaganą prędkość lotu określa się według § 9 pkt (e) Uzupełnienia.
- § 9. Właściwości użytkowe zespołu holowniczego:
- (a) dla udowodnienia zgodności z wymaganiami dla holowania statków powietrznych przez samoloty ultralekkie, należy przeprowadzić próby, z co najmniej trzema reprezentatywnymi typami statków powietrznych, które mają być holowane. Przy tym ich masy maksymalne, właściwości aerodynamiczne, zakresy prędkości i zachowanie na ziemi, winny być, w odpowiedni sposób, tak dobierane, aby uzyskać wyniki leżące po bezpiecznej stronie;
- (b) długość startu zespołu holowniczego dla masy maksymalnej i wietrze zerowym, od punktu postoju do osiągnięcia wysokości 15 m, musi być określona dla pasa krótko skoszonej, suchej, równej trawy w warunkach normalnych. Może ona wynosić maksymalnie 600 m. Podana w instrukcji użytkowania w locie długość startu ma być średnią wartością z sześciu startów próbnych;
- (c) czas wznoszenia, od momentu oderwania do osiągnięcia wysokości 360 m nad lotniskiem,

nie może przekraczać 4 min, przy tym:

- moc nie może być większa od mocy startowej,
 - klapy znajdują się w położeniu startowym;
- (d) największa prędkość wznoszenia zespołu holowniczego, po korekcie na atmosferę wzorcową, na wysokości 450 m nad poziom morza, musi wynosić więcej niż 1,5 m/s, przy zastosowaniu:
- mocy nie większej od mocy startowej,
 - schowanego podwozia, (jeżeli jest podwozie chowane),
 - masy maksymalnej,
 - klap w położeniu przewidzianym dla wznoszenia i bez przekraczania żadnej z ustalonych temperatur;
- (e) najniższą prędkość holowania i prędkość najlepszego wznoszenia zespołu holowniczego należy ustalić w próbach w locie. Minimalna prędkość holowania nie może być mniejsza niż $1,3 V_{LH}$ holującego samolotu ultralekkiego. Wymagania według § 26 pkt (a) i (b) stosuje się również do zespołu holowniczego;
- (f) ograniczenia samolotu ultralekkiego nie mogą być przekroczone w żadnej fazie lotu holowniczego;
- (g) ograniczenia silnika samolotu ultralekkiego nie mogą być przekroczone w żadnej fazie lotu holowniczego;
- (h) start i lot holujący nie mogą wymagać nadzwyczajnej zręczności ani nadzwyczaj korzystnych warunków. Jeżeli holowany statek powietrzny znajdzie się poza normalnym dla holowania położeniem, na granicy określonego w § 10 Uzupelnienia stożka 60°, to sprowadzenie go do położenia normalnego nie może wymagać nadzwyczajnej zręczności pilota samolotu;
- (i) zakres długości lin holowniczych dopuszczalnych w użytkowaniu, musi być ustalony przez wnioskodawcę (zaleca się 40 do 60 m).

§ 10. Wytrzymałość:

- (a) przyjmuje się, że początkowo zespół holowniczy znajduje się w położeniu poziomym, i że obciążenie od liny holowniczej na zaczep wynosi 500 N, (jeżeli nie przeprowadzono bardziej dokładnych obliczeń) i działa w następujących kierunkach:
- do tyłu, w kierunku osi wzdłużnej kadłuba,
 - w płaszczyźnie symetrii 20° do tyłu, w dół, mierząc od osi wzdłużnej samolotu,
 - w płaszczyźnie symetrii 40° do tyłu, w górę, mierząc od osi wzdłużnej samolotu,
 - 30° do tyłu, w bok, mierząc od osi wzdłużnej samolotu;
- (b) przyjmuje się, że początkowo zespół holowniczy znajduje się w tych samych warunkach jak w pkt (a), a obciążenie od liny holow-

niczej, na skutek szarpnięć, nagle wzrośnie do $1,0 Q_{nom}$. Wynikające z tego obciążenie od liny holowniczej musi być wyrównane przez liniowe i obrotowe siły masowe;

- (c) Q_{nom} jest maksymalną nominalną siłą niszcząca bezpiecznika liny, dopuszczonego dla samolotu holującego;
- (d) zalecenie: nominalna siła niszcząca bezpiecznika liny nie powinna być mniejsza od 200 daN. Jako wielkość kierunkową podaje się 300 daN;
- (e) zamocowanie zaczepu holowniczego musi być obliczone dla bezpiecznego obciążenia $1,5 Q_{nom}$, działającego w kierunkach podanych w pkt (a).

§ 11. Ograniczenia użytkowania i dane:

- (a) w instrukcji użytkowania w locie muszą być podane następujące dane:
- masa maksymalna samolotu ultralekkiego do holu,
 - masa maksymalna holowanego statku powietrznego,
 - maksymalna nominalna siła niszcząca bezpiecznika używanej liny holowniczej,
 - najniższa prędkość holowania, prędkość najlepszego wznoszenia, długość startu, dla co najmniej trzech z tych typów statków powietrznych, dla których przeprowadzono próby. Dodatkowo można podać np. dalsze typy statków, które pod względem (w tym wypadku) znaczących właściwości są porównywalne z typami wypróbowanymi;
- (b) ponadto musi być podane, w jakim stopniu długość startu wydłuża się na skutek wysokiej trawy, kropli deszczu lub zabrudzeń na powierzchniach nośnych (krawędź natarcia) oraz wysokich temperatur powietrza;
- (c) w kabinie pilota, obok prędkościomierza musi być umieszczony napis: "Uwaga na prędkość holowania";
- (d) na holującym samolocie, należy w pobliżu zaczepu liny holowniczej umieścić wyraźnie widoczny napis podający maksymalnie dopuszczalną dla samolotu holującego, nominalną siłę niszcząca bezpiecznika liny;
- (e) na samolotach ultralekkich przeznaczonych do holowania statków powietrznych, należy przeprowadzać prace okresowe i inspekcje, zgodnie z zaleceniami wytwórcy samolotu i silnika co do rodzaju i zakresu prac, i udokumentować w odpowiednich sprawozdaniach i dokumentach pokładowych;
- f) wymagania o których mowa w § 141 pkt (a), należy stosować również do zespołu holowniczego, jeżeli mają zastosowanie.

Załącznik nr 2.

WYMAGANIA TECHNICZNE DLA PARALOTNI

Rozdział 1. Informacje ogólne

§ 1.1. Orzeczenie zdatności dla paralotni, motoparalotni i paraplanów zwanych dalej "paralotniami" wydawane jest jako potwierdzenie spełnienia przez typ wymogów wytrzymałościowych oraz ocena właściwości lotnych. Konstrukcja paralotni powinna zostać poddana próbom wytrzymałościowym oraz próbom w powietrzu.

2. Ocena jest dokonywana w oparciu o dostarczone przez producenta:

- 1) arkusz spełnienia wymagań technicznych;
- 2) materiały dowodowe, o których mowa w niniejszych wymaganiach;
- 3) podręcznik użytkownika.

Rozdział 2. Określenia

§ 2. Użyte w niniejszych wymaganiach określenia oznaczają:

- 1) **"samoczynne przejście"** do lotu - bez żadnej interwencji pilota;
- 2) lot jest **"sterowalny"** lub paralotnia jest uznawana za **"sterowalną"** (nawet jeżeli jest podwinięta w zakresie do 40% rozpiętości płata), jeżeli pilot jest zdolny do wykonania 180° zakrętu w dowolnym kierunku bez pogorszenia stopnia wypełnienia paralotni lub samoczynnego pogłębiania się zakrętu;
- 3) lot jest **"normalny"** - paralotnia jest w pełni wypełniona i leci z trajektorią zbliżoną do lotu na wprost bez wykonywania żadnych manewrów przez pilota;
- 4) **linki sterownicze** - w znaczeniu w jakim jest to rozumiane przez producenta;
- 5) **reakcja pilota** - jakiegokolwiek przemieszczanie ciężaru ciała, użycie linek sterowniczych lub akcesoriów;
- 6) **trymer** - blokowany system regulacji - aby osiągnąć pozycję wyjściową, pilot musi wykonać jakąś czynność;
- 7) **przyspieszacz** - jest to system obsługiwany nogami (zwykle), który automatycznie powraca do pozycji wyjściowej po zaprzestaniu oddziaływania pilota;
- 8) **akcesoria** - przyspieszacz, trymer lub inne systemy (z wyłączeniem linek sterowniczych) zmieniające na stałe lub chwilowo właściwości lotne paralotni.

Rozdział 3. Próby wytrzymałościowe

§ 3.1. Konstrukcja skrzydła paralotni powinna bez uszkodzeń znosić:

- 1) obciążenia ciągłe przekraczające 8-krotnie oraz,
 - 2) obciążenia uderowe przekraczające 6-krotnie - maksymalny całkowity ciężar w locie, podawany przez producenta paralotni.
2. Potwierdzenie wytrzymałości uzyskuje się w próbach wytrzymałościowych określonych w:
- 1) EN- PN 926-1 lub,
 - 2) zatwierdzonych przez Prezesa Urzędu metodach badań.
3. W przypadku produkcji tego samego typu skrzydła paralotni w różnych rozmiarach wystarczającym jest przeprowadzenie prób wytrzymałościowych dla rozmiaru największego pod warunkiem, że dla wszystkich rozmiarów zastosowano takie same materiały, rozwiązania konstrukcyjne oraz technologię wykonania.
4. Jeżeli orzeczenie zdatności ma być wydawane dla kompletu zawierającego skrzydło oraz uprząż, każdy punkt podłączenia uprząży do skrzydła powinien zapewniać przenoszenie obciążeń nie mniejszych niż:
- 1) 15-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie w kierunku faktycznego działania sił w normalnych warunkach lotu, w czasie 5 sekund;
 - 2) 6-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie w kierunku faktycznego działania sił podczas podłączenia w pojedynczym punkcie, w czasie 10 sekund;
 - 3) 4,5-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie w kierunku najbardziej niekorzystnym, w czasie 10 sekund.
5. Jeżeli orzeczenie zdatności ma być wydawane dla kompletu zawierającego skrzydło oraz wózek, każdy punkt podłączenia wózka do skrzydła powinien zapewniać przenoszenie obciążeń nie mniejszych niż:
- 1) 15-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie dla motoparalotni, z wyłączeniem paraplanów, w kierunku faktycznego działania sił w normalnych warunkach lotu, w czasie 5 sekund;
 - 2) 8-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie dla paraplanów w kierunku faktycznego działania sił w normalnych warunkach lotu, w czasie 5 sekund;
 - 3) 6-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie, w kierunku faktycznego działania sił podczas

- podczepienia w pojedynczym punkcie, w czasie 10 sekund;
- 4) 4,5-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie, w kierunku najbardziej niekorzystnym, w czasie 10 sekund.
6. Każdy punkt podczepienia uprząży do systemu ratowniczego powinien zapewniać przenoszenie obciążeń nie mniejszych niż 15-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie, w kierunku faktycznego działania sił, w normalnych warunkach użycia, w czasie 5 sekund.
7. Każdy punkt podczepienia wózka do systemu ratowniczego powinien zapewniać przenoszenie obciążeń nie mniejszych niż:
- 1) 15-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie, w kierunku faktycznego działania sił w normalnych warunkach użycia, w czasie 5 sekund (z wyłączeniem paraplanów);
- 2) 6,5-krotny maksymalny całkowity ciężar w locie, w kierunku najbardziej niekorzystnym, w czasie 10 sekund lub;
- 3) 1,3-krotny udar występujący podczas otwarcia systemu ratowniczego podawany przez producenta systemu ratowniczego dla maksymalnej prędkości lotu w kierunku najbardziej niekorzystnym, w czasie 10 sekund.
8. Potwierdzenie wytrzymałości uprząży lub wózka uzyskuje się w próbach wytrzymałościowych określonych w:
- 1) PN-EN 1651 lub,
- 2) zatwierdzonych przez Prezesa Urzędu metodach badań.

Rozdział 4. Próby w powietrzu

- § 4.1. Paralotnia powinna zapewnić możliwość wykonania bezpiecznego startu i lądowania przy minimalnym i maksymalnym obciążeniu użytkowym podawanym przez producenta, co powinno być udowodnione przez producenta w próbie załogowej.
2. Zachowania (właściwości lotne) paralotni powinny zostać sprawdzone przy obciążeniu obliczonym jako średnia wartość zakresu obciążeń podawanych przez producenta (± 5 kg).
3. Próby należy przeprowadzić dla dolnej i górnej granicy obciążeń (± 5 kg) jeżeli:
- $$(G - D) / (D + 1100/D) < 0,3$$
- gdzie:
- G - górny zakres obciążeń podawanych przez producenta (maksymalny całkowity ciężar w locie),
- D - dolny zakres obciążeń podawanych przez producenta (minimalny całkowity ciężar w locie).
4. W przypadku produkcji tego samego typu skrzydła paralotni w różnych rozmiarach, próby w locie przeprowadza się dla każdego rozmiaru.
5. Jeżeli urządzenia spowalniające (trymery) są wbudowane w skrzydła kategorii A lub T (Tandem),
- wszystkie procedury muszą być wykonane w dwóch skrajnych położeniach (najszybszym i najwolniejszym).
6. Kategorie paralotni:
- 1) skrzydła dla jednej osoby (przeznaczone do startu z nóg lub do startu z podwoziem):
- kategoria A** - paralotnia zachowuje się przewidywalnie i w sytuacjach niebezpiecznych ma tendencję do samodzielnego wychodzenia, bez reakcji pilota,
- kategoria B** - paralotnia zachowuje się przewidywalnie i w sytuacjach niebezpiecznych ma tendencję do niepogłębiania tej sytuacji, a niektóre z nich mogą wymagać reakcji pilota,
- kategoria C** - paralotnia zachowuje się przewidywalnie, ale w sytuacjach niebezpiecznych bezwzględnie wymaga aktywnej i świadomej reakcji pilota,
- kategoria E** - paralotnia posiada nieokreślony poziom bezpieczeństwa, prawdopodobne są gwałtowne i nieprzewidywalne reakcje, z brakiem możliwości wyprowadzenia przez pilota, wymaga precyzyjnego postępowania,
- 2) skrzydła dla dwóch osób (przeznaczone do startu z nóg lub do startu z podwoziem):
- Kategoria T** - tandem (paralotnia dwumiejscowa);
- 3) skrzydła dla jednej lub dwóch osób (przeznaczone do startu z podwoziem):
- a) **Kategoria M** - (motoparalotnie), których całkowita masa pustej motoparalotni nie jest większa niż 70 kg,
- b) **Kategoria P** - (parapłany), których całkowita masa pustej motoparalotni jest większa niż 70 kg oraz maksymalna masa startowa nie przekracza:
- 300 kg - dla motoparalotni lądowych jednomiejscowych,
 - 450 kg - dla motoparalotni lądowych dwumiejscowych,
 - 330 kg - dla motoparalotni operujących z wody lub amfibii jednomiejscowych,
 - 495 kg - dla motoparalotni operujących z wody lub amfibii dwumiejscowych.
7. Aby skrzydło zostało zakwalifikowane do którejś z wymienionych w ust. 6 kategorii, rezultaty wszystkich prób przewidzianych dla danej kategorii powinny wypaść pomyślnie.
8. Za pomyślny wynik uważa się dwie próby potwierdzające oczekiwane zachowania.
9. Jeżeli paralotnia nie zachowa się w sposób oczekiwany podczas wykonywania próby, manewr jest powtarzany, aby stwierdzić czy jest to zachowanie typowe dla modelu. Jeśli przypadek się nie powtórzy, brane są pod uwagę tylko dwie udane próby.
10. Próby należy rejestrować dowolną techniką rejestracji obrazu, umożliwiającą późniejsze odtworzenie ich przebiegu w czasie rzeczywistym.
11. Przebieg lotu powinien być rejestrowany w sposób

- ciągły i automatyczny w zakresie wysokości, prędkości opadania i upływu czasu (rejestrwanie graficzne lub numeryczne).
12. Na paralotni należy umieścić, o ile nie zagraża to bezpieczeństwu, wstążkę ułatwiającą określić kierunki przemieszczeń.
 13. Ocena zachowań w locie przeprowadzana jest na podstawie przedstawionego materiału filmowego, wydruku zapisu prędkości, czasu i wysokości, dołączonego sprawozdania pilota oraz sprawozdania przedstawiciela producenta obserwującego przebieg prób.
 14. W przypadkach wątpliwych lub trudności w interpretacji dostarczonych dowodów, próby powinny być powtórzone przez innego pilota lub przeprowadzone w obecności przedstawiciela nadzoru państwowego.

Rozdział 5.

Opis wykonywanych manewrów i oczekiwane zachowanie paralotni

§ 5.1. Wypełnienie i start

Dotyczy

kategorii (kat.): A, B, C, E, T, M, P

- Cel:** sprawdzenie poprawności instrukcji zawartych w podręczniku użytkownika.
- Procedura:** pilot powinien zainstalować testowaną paralotnię zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika. Powinien upewnić się o poprawności tych instrukcji za pomocą co najmniej trzech prób wystartowania.
- Rezultat:** postępowanie zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika, powinno spowodować wypełnienie skrzydła powietrzem a następnie start.

2. Lądowanie

Dotyczy

kategorii: A, B, C, E, T, M, P

- Cel:** sprawdzenie czy jest możliwe wylądowanie bez wykonywania żadnych specjalnych czynności.
- Procedura:** pilot wykonuje manewr lądowania używając tylko linek sterowniczych w sposób określony w podręczniku użytkownika.
- Rezultat:**
- kat. A, B, C, E, T: powinno być możliwe wylądowanie na stopach bez konieczności wykonywania żadnych dodatkowych procedur.
- kat. M, P: powinno być możliwe wylądowanie z wykorzystaniem podwozia bez konieczności wykonywania żadnych dodatkowych procedur.

3. Zakres prędkości (używając tylko linek sterowniczych)

Dotyczy

kategorii:

A, B, C, E, T, M, P

Cel:

upewnienie się czy paralotnia posiada odpowiedni zakres prędkości, oraz poinformowanie użytkownika o zakresie prędkości.

Procedura:

maksymalna prędkość (bez akcesoriów) w trakcie 10 s stabilnego lotu, a następnie minimalna prędkość (bez akcesoriów) w trakcie 10 s stabilnego lotu jest rejestrowana w sposób ciągły i automatyczny (rejestrwanie graficzne lub numeryczne).

Rezultat:

kat. A, M, P:

różnica pomiędzy prędkością minimalną i maksymalną nie powinna być mniejsza niż 10 km/h.

kat. B:

różnica pomiędzy prędkościami maksymalną i minimalną z trymerami ustawionymi w "najwolniejszym" położeniu, nie powinna być mniejsza niż 10 km/h.

kat. C, E,:

żaden zakres prędkości nie jest wymagany lub narzucony, ale prędkości są rejestrowane.

kat. T:

różnica pomiędzy prędkością minimalną i maksymalną nie powinna być mniejsza niż 12 km/h.

4. Zachowanie paralotni podczas używania akcesoriów (bez używania linek sterowniczych)

Dotyczy

kategorii:

A, B, C, T, M, P

Cel:

upewnienie się, że akcesoria nie mogą spowodować odstępstw od normalnego lotu (podwinięcie czołowe - frontsztal przy dużej prędkości, spadochronowanie przy małej prędkości).

Procedura:

w czasie lotu pilot ustawia wszystkie akcesoria do pozycji "najwolniejszej". Ta pozycja jest utrzymywana przez 10 s. Zachowanie paralotni jest obserwowane. Prędkość jest rejestrowana w sposób ciągły i automatyczny (zapis graficzny).

Procedura:

w czasie lotu pilot ustawia wszystkie akcesoria do pozycji "najszybszej", bez żadnych manewrów linkami sterowniczymi; taka pozycja jest utrzymywana przez 10 s. Zachowanie paralotni jest obserwowane. Prędkość jest rejestrowana w sposób ciągły i automatyczny (zapis graficzny).

Rezultat:

"normalny" lot, żadne zakłócenia trajektorii lotu nie są dopuszczalne. Maksymalny zakres prędkości jest obliczany i rejestrowany.

5. Stabilność pozioma (bez używania przyspieszacza)

Dotyczy

kategorii: A, B, P, M.

Cel: sprawdzenie stabilności paralotni w osi poziomej.

Procedura: z trymerami (jeżeli są) ustawionymi w położeniu "najszybszym", pilot zwalnia stopniowo używając linek sterowniczych. W punkcie przeciągnięcia błyskawicznie odpuszcza linki sterownicze.

Rezultat:

kat. A, P: żadnego nurkowania w przód poza kąt 45°, czołowe podwinięcie jest dopuszczalne, ale bez zmiany kierunku lotu.

kat. B, M: żadnego nurkowania w przód poza kąt 90° (horyzont), czołowe podwinięcie jest dopuszczalne ale bez zmiany kierunku lotu większej niż 90°; samoczynne przejście do "sterowalnego" lotu.

6. Wprowadzenie i wyjście ze spadochronowania (używając linek sterowniczych)

Dotyczy

kategorii : A, B, C, T, M, P

Cel: sprawdzenie zdolności skrzydła do wyjścia ze spadochronowania.

Procedura:

Etap 1: pilot spowalnia paralotnię używając trymerów (jeśli są).

Etap 2: pilot kontynuuje spowalnianie używając linek sterowniczych, aby uzyskać trajektorię maksymalnie zbliżoną do pionowej, ale bez wchodzenia w przeciągnięcie; w tym momencie pilot przesuwając linki sterownicze płynnie i stopniowo w położenie najwyższe (najszybsze); jeżeli paralotnia pozostanie w fazie spadochronowania, po 4 s oczekiwania, pilot interweniuje zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika.

Rezultat:

kat. A, M, P: samoczynne wyjście w czasie krótszym niż 4 s, z nurkowaniem mniejszym niż 45°. Brak zmian kierunku większych niż 90° w żadną ze stron, od początkowej osi lotu.

kat. B: samoczynne wyjście w czasie krótszym niż 4 s, z nurkowaniem mniejszym niż 90° (horyzont). Brak zmian kierunku większych niż 180° w żadną ze stron, od początkowej osi lotu.

kat. C: samoczynne wyjście w czasie krótszym niż 4 s, z nurkowaniem mniejszym niż 90° (horyzont). Brak zmian kierunku większych niż 180° w żadną ze stron, od początkowej osi lotu. Jeżeli faza spadochronowania jest stabilna, pilot postę-

puje zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika i powinien przejść do "sterowalnego" lotu przez następne 4 s bez wywoływania ciągu niebezpiecznych wypadków.

kat. T:

samoczynne wyjście w czasie krótszym niż 4 s, z nurkowaniem mniejszym niż 90° (horyzont). Brak zmian kierunku większych niż 90° w żadną ze stron, od początkowej osi lotu.

7. Wprowadzenie i wyjście ze spadochronowania używając taśm "B" ("C"- lub jakiegokolwiek innego systemu opisanego w podręczniku użytkownika) - powolne odpuszczenie

Dotyczy

kategorii :

A i B.

Cel:

sprawdzenie zdolności skrzydła do przejścia, do "normalnego" lotu przy wyprowadzaniu ze spadochronowania. Sprawdzenie możliwości bezpiecznego używania tej metody, szybkiego opadania (o ile jest to zalecane przez podręcznik użytkownika) oraz sprawdzenie stabilności w osi poziomej.

Procedura:

Etap 1:

pilot spowalnia paralotnię używając trymerów (jeśli są).

Etap 2:

pilot ciągnie za taśmę "B" aby uzyskać trajektorię maksymalnie zbliżoną do pionowej; w tym momencie pilot pozwoli płynnie i stopniowo odpuszcza taśmę, (jeżeli paralotnia pozostanie w fazie spadochronowania, po 4 s oczekiwania pilot interweniuje, zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika).

Rezultat:

kat. A:

nurkowanie mniejsze niż 45°, czołowe podwinięcie jest dopuszczalne. Brak zmian kierunku większych niż 90° w żadną ze stron od początkowej osi lotu oraz samoczynne przejście do "normalnego" lotu.

kat. B:

nurkowanie mniejsze niż 90°, przejście do "sterowalnego" lotu w ciągu 4 s po interwencji pilota, jeżeli to konieczne, bez wywoływania ciągu niebezpiecznych wypadków.

8. Wprowadzenie i wyjście ze spadochronowania używając taśm "B" ("C" - lub jakiegokolwiek innego systemu opisanego w podręczniku użytkownika) - szybkie odpuszczenie

Dotyczy

kategorii:

A, B, C, T, M, P

Cel:

sprawdzenie zdolności skrzydła do przejścia do "normalnego" lotu przy wy-

	prowadzaniu ze spadochronowania lub metody szybkiego opadania opisanej w podręczniku użytkownika. Sprawdzenie bezpieczeństwa tej metody przy zastosowaniu szybkiego odpuszczenia taśm nośnych i sprawdzenie stabilności w osi poziomej.		kracza 20 s.
Procedura:		kat. C:	zakręt wykonywalny z przemieszczaniem ciężaru (gdy to konieczne). Całkowity czas wykonania manewru nie przekracza 23 s.
Etap 1:	pilot ustawia trymery w pozycji "najszybszej" (bez używania przyspieszacza).	kat. T:	zakręt wykonywalny z przemieszczaniem ciężaru (gdy to konieczne). Całkowity czas wykonania manewru nie przekracza 23 s.
Etap 2:	pilot ciągnie za taśmy "B", aby uzyskać trajektorię maksymalnie zbliżoną do pionowej; w tym momencie pilot raptownie odpuszcza taśmy, (jeżeli paralotnia pozostanie w fazie spadochronowania, po 4 s oczekiwania, pilot interweniuje zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika).	kat. M:	całkowity czas wykonania manewru nie przekracza 23 s.
		kat. P:	całkowity czas wykonania manewru nie przekracza 25 s.
Rezultat:			
kat. A:	nurkowanie mniejsze niż 45°, czołowe podwinięcie jest dopuszczalne o ile nie wystąpią zmiany kierunku przekraczające 10° i nastąpi samoczynne przejście do "sterowalnego" lotu.		
kat. B:	nurkowanie mniejsze niż 90°, przejście do "sterowalnego" lotu w ciągu 4 s, od momentu rozpoczęcia interwencji pilota, bez wywoływania ciągu niebezpiecznych wypadków.		
kat. C:	nurkowanie mniejsze niż 90°, przejście do "sterowalnego" lotu w ciągu 4 s, od momentu rozpoczęcia interwencji pilota.		
kat. T, M, P:	procedura jest wykonywana zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika; jeżeli podręcznik zakazuje tego manewru - nie jest on testowany. Powrót do "sterowalnego" lotu po 4 s, od rozpoczęcia interwencji pilota.		
9. Zdolności skrętne			
Dotyczy			
kategorii:	A, B, C, T, M, P		
Cel:	upewnienie się, że paralotnia ma dobre właściwości skrętne.		
Procedura:	w skrzydłach wyposażonych w akcesoria (trymery) ustawiane jest położenie "najwolniejsze"; pilot przeprowadza zakręt 360° w jedną stronę, zawraca i przeprowadza zakręt 360° w przeciwną stronę (ósemka).		
Rezultat:			
kat. A:	zakręt wykonywalny bez przemieszczania ciężaru. Całkowity czas wykonania manewru nie przekracza 18 s.		
kat. B:	zakręt wykonywalny z przemieszczaniem ciężaru (gdy to konieczne). Całkowity czas wykonania manewru nie prze-		
10. Łatwość manewrowania			
Dotyczy			
kategorii:	A, B, C, T, M, P		
Cel:	upewnienie się, że jest możliwe wykonanie raptownego skrótu w celu uniknięcia kolizji, bez przerywania fazy lotu.		
Procedura:	w szybkim locie (linki sterownicze całkowicie odpuszczone), pilot zaciąga jedną z linek sterowniczych w jej maksymalne położenie; po wykonaniu 90° stopniowego zakrętu, pilot odpuszcza linki sterownicze, czeka na ustabilizowanie lotu, następnie powtarza manewr w przeciwnym kierunku.		
Rezultat:			
kat. A, M, P:	brak przerywania fazy lotu.		
kat. B:	paralotnia nie powinna przerwać fazy lotu. Przemieszczenie ciężaru jest dopuszczalne jeżeli zostało to zasygnalizowane w podręczniku użytkownika.		
kat. C:	paralotnia nie powinna przerwać fazy lotu, a o ile to nastąpi powinna po zakończeniu manewru samoczynnie powrócić do "sterowalnego" lotu.		
kat. T:	paralotnia nie powinna przerwać fazy lotu. Przemieszczenie ciężaru jest dopuszczalne jeżeli zostało to zasygnalizowane w podręczniku użytkownika.		
11. Wing over - przeciwstawne zakręty			
Dotyczy			
kategorii:	A, B, C, T, M, P		
Cel:	sprawdzenie tendencji do ześlizgów podczas zakrętów i zdolności przejścia do "normalnego" lotu.		
Procedura:	pilot przeprowadza serię rytmicznych przeciwstawnych zakrętów o wzrastającej amplitudzie, aż do co najmniej 45° wychylenia i dalej, aż do maksimum wychylenia opisanego w podręczniku użytkownika.		
Rezultat:			
kat. A:	brak czołowych podwinięć i przerywa-		

kat. B:	nia fazy lotu. czołowe podwinięcie dopuszczalne, powrót do "normalnego" lotu w mniej niż 90° zakrętu.	Procedura:	lotu i sprawdzenie możliwości wyjścia z rotacji utrzymanej przez 2 x 360°. pilot raptownie wymusza asymetryczne podwinięcie na 55% rozpiętości skrzydła, odchylenie do tyłu o 45° lub tak dużo ile jest konieczne, aby zainicjować swobodną rotację, odchylenie do tyłu o 45° w stosunku do cięciwy. Aby osiągnąć ten efekt pilot wykonuje dowolnie wybrane przez siebie manewry (zaciągnięcie wybranych linek nośnych, taśm nośnych, zagięcie linek itp.); przenosi swój ciężar od strony zawiniętej, utrzymuje podwinięcie przez 2 x 360° obrotu, jeżeli jest to fizycznie możliwe.
kat. C:	czołowe podwinięcie dopuszczalne, samoczynny powrót do "normalnego" lotu w mniej niż 90° zakrętu.		
kat. T, M, P:	brak czołowych podwinięć i przerywania fazy lotu.		
12. Wprowadzenie i wyjście z asymetrycznego podwinięcia			
Dotyczy kat.:	A, B, C, T, M.		
Cel:	celem testu jest symulacja znanego efektu wywoływanego na skrzydle przez turbulencje i obserwacja jej efektu podczas wyprowadzania skrzydła do "normalnego" lub "sterowalnego" lotu.	Rezultat:	
Procedura:	pilot raptownie wymusza asymetryczne podwinięcie na 55% rozpiętości, skrzydła skierowane do tyłu pod kątem 45°. Aby osiągnąć ten efekt pilot wykonuje dowolne, przez siebie wybrane manewry (wybrane linki nośne, taśmy nośne, zagięcie linek itp.) i przenosi swój ciężar od strony zawiniętej, nie używając linek sterowniczych przez 4 s, następnie, jeżeli jest to konieczne, pilot postępuje zgodnie z zaleceniami zawartymi w podręczniku użytkownika aby powrócić do "normalnego" lotu.	kat. A:	samoczynne przejście do "sterowalnego" lotu w mniej niż 360°.
		kat. B:	jeżeli powrót do "sterowalnego" lotu nie wystąpił po jednej 360° rotacji lub po 4 s, pilot postępuje zgodnie z zaleceniami zawartymi w podręczniku użytkownika i skrzydło powinno następnie powrócić do "sterowalnego" lotu po mniej niż 90° i 4 s od momentu rozpoczęcia interwencji.
		kat. C:	jeżeli powrót do "sterowalnego" lotu nie wystąpił po jednej 360° rotacji, pilot postępuje zgodnie z zaleceniami zawartymi w podręczniku użytkownika i skrzydło powinno następnie powrócić do "sterowalnego" lotu, po mniej niż 90° i 4 s.
Rezultat:		kat. T:	samoczynne przejście do "sterowalnego" lotu w mniej niż 360°.
kat. A:	powrót do "sterowalnego" lotu w mniej niż 4 s i zmiana kierunku mniejsza niż 180°.		
kat. B:	powrót do "sterowalnego" lotu w mniej niż 4 s i zmiana kierunku mniejsza niż 360°.		
kat. C:	jeśli powrót do "sterowalnego" lotu nie wystąpił po 360° rotacji, pilot postępuje zgodnie z zaleceniami zawartymi w podręczniku użytkownika i skrzydło powinno następnie powrócić do "sterowalnego" lotu, po mniej niż 360° i 4 s, bez powodowania serii następujących po sobie wypadków.		
kat. T, M:	powrót do "sterowalnego" lotu w mniej niż 4 s i zmiana kierunku mniejsza niż 360°.		
13. Wprowadzenie i wyjście z utrzymywanego asymetrycznego podwinięcia			
Dotyczy kat.:	A, B, C, T.		
Cel:	celem testu jest zasymulowanie znanego efektu wywoływanego na skrzydle przez turbulencje i obserwacja przejścia do "normalnego" lub "sterowalnego"	Rezultat:	
		kat. A:	paralotnia powinna samoczynnie przejsć do "sterowalnego" lotu, a rotacja powinna trwać mniej niż 360° w tym samym kierunku co korkociąg.
14. Wprowadzenie i wyjście z korkociągu			
Dotyczy kat.:	A, B, T, M.		
Cel:	obserwacja wyjścia z celowo wykonanego korkociągu oraz stabilności wzdłuż trzech osi.	Procedura:	jeżeli istnieją trymery powinny być ustawione w położeniu "najszybszym", pilot zwalnia do najmniejszej prędkości lotu, następnie zaciąga jedną linkę sterowniczą do najgłębszej dostępnej pozycji, podczas gdy druga linka sterownicza jest w tym samym czasie zupełnie odpuszczona; ta pozycja jest utrzymywana przez jeden 360° obrót, po czym pilot zupełnie odpuszcza obie linki sterownicze.

kat. B:	paralotnia może kontynuować rotację przez maksymalnie 360° zanim samoczynnie przejdzie do "sterowalnego" lotu, przez mniej niż następne 90°.	Procedura:	pilot pociąga za przednie taśmy nośne "A" i przenosi swój ciężar w taki sposób, aby uzyskać symetryczne podwinięcie na krawędzi natarcia. W momencie gdy tylko podwinięcie się pojawi, pilot szybko odpuszcza taśmy.
kat. T, M:	paralotnia powinna samoczynnie przejść do "sterowalnego" lotu, a rotacja powinna trwać mniej niż 2 x 360° w tym samym kierunku co korkociąg.	Rezultat:	
		kat. A:	samoczynny powrót do "sterowalnego" lotu po 4 s, skrzydło nie powinno zanurkować głębiej niż 45°.
15. Wprowadzenie i wyprowadzenie z niesymetrycznego przeciągnięcia		kat B:	jeżeli powrót do "sterowalnego" lotu nie wystąpił po 4 s, pilot postępuje zgodnie z zaleceniami zawartymi w podręczniku użytkownika; pilot powinien wyprowadzić do "normalnego" lub "sterowalnego" lotu w ciągu 4 s ze zmianą kierunku mniejszą niż 45° od osi lotu w momencie rozpoczęcia interwencji, skrzydło nie powinno zanurkować głębiej niż 90°.
Dotyczy kat.: A, B, T, M.			
Cel:	upewnienie się o możliwości wyprowadzenia do "normalnego" lub "sterowalnego" lotu, po wystąpieniu przypadkowego asymetrycznego przeciągnięcia.		
Procedura:	pilot zwalnia skrzydło do minimalnej prędkości lotu, następnie raptownie zaciąga jedną linkę sterowniczą aby wejść w niesymetryczne przeciągnięcie. W tym momencie odpuszcza szybko obie linki sterownicze.		
Rezultat:			
kat. A:	samoczynne przejście do "normalnego" lotu bez zmiany kierunku większej niż 90° w obie strony od początkowej osi lotu.	17. Wprowadzenie i wyjście z utrzymywanej spirali	
		Dotyczy kat.: A, B, C, T, M, P.	
kat. B:	jeżeli powrót do "sterowalnego" lotu nie wystąpił po jednej 180° rotacji, pilot postępuje zgodnie z zaleceniami zawartymi w podręczniku użytkownika i powinien wyprowadzić skrzydło do "normalnego" lotu najpóźniej po 90° w każdą ze stron, od osi lotu występującej w momencie rozpoczęcia interwencji.	Cel:	obserwacja zdolności skrzydła do przejścia do "normalnego" lotu po serii 360° zakrętów.
		Procedura:	pilot wchodzi w spiralę, utrzymuje ją przez dwa pełne obroty i odpuszcza powoli linki sterownicze na początku trzeciej zвитki.
kat. T, M:	jeżeli powrót do "normalnego" lub "sterowalnego" lotu nie wystąpił po jednej 180° rotacji, pilot postępuje zgodnie z zaleceniami zawartymi w podręczniku użytkownika i powinien wyprowadzić skrzydło do "normalnego" lotu najpóźniej po 90° w każdą ze stron od osi lotu, występującej w momencie rozpoczęcia interwencji.	Rezultat:	
		kat. A:	samoczynne przejście do "normalnego" lotu po mniej niż 360°.
		kat. B:	samoczynne przejście do "sterowalnego" lotu po mniej niż 360°.
		kat. C:	jeżeli paralotnia nie przechodzi do "sterowalnego" lotu po 360° i pozostaje w stabilnej spirali, pilot interweniuje zgodnie z instrukcjami zawartymi w podręczniku użytkownika, powinien zdołać powrócić do "sterowalnego" lotu po mniej niż 360°.
		kat. T, M, P:	samoczynne przejście do "normalnego" lotu po mniej niż 360°.
16. Wprowadzenie i wyjście z symetrycznego czołowego podwinięcia			
Dotyczy kategorii:	A i B.		
Cel:	zasymulowanie znanego efektu występującego w locie w turbulentnym powietrzu.		

Załącznik nr 3.

WYMAGANIA TECHNICZNE DLA MOTOLOTNI

Rozdział 1. Zasady ogólne

§ 1. Niniejsze wymagania techniczne w zakresie wytrzymałości, charakterystyki aerodynamicznej i zasad eksploatacji motolotni, stanowią niezbędne minimalne wymogi bezpieczeństwa.

Rozdział 2. Wytrzymałość konstrukcji

§ 2.1. Obliczenia oraz badania wytrzymałościowe przeprowadza się dla dopuszczalnych współczynników obciążenia określonych następująco:

$$n_{\dots} = +4; n_{\dots} = -2$$

2. Za wyjątkiem przypadków, o których mowa w ust. 3, do obliczeń obciążeń przyjmuje się współczynnik bezpieczeństwa $K=1,5$ zgodnie ze wzorem:

$$K = P / (n \cdot g \cdot m)$$

gdzie:

P - oznacza projektowe obciążenie niszczące [N];

n - oznacza dopuszczalną wartość współczynnika obciążeń;

m - oznacza maksymalną masę startową motolotni [kg];

g - oznacza przyspieszenie ziemskie,
 $g = 9,81 \text{ [m/s}^2\text{]}$;

3. Wartość współczynnika bezpieczeństwa zwiększa się w przypadkach określonych w tabeli.

Lp.	Opis przypadku	Wartość współczynnika bezpieczeństwa K
1.	Gdy brak pełnej informacji o rzeczywistych obciążeniach eksploatacyjnych danego elementu konstrukcji	3
2.	Odkuwki	2
3.	Części odlewane	2
4.	Węzeł podwieszenia wózka	5
5.	Pokrycie skrzydła	5
6.	Linki	2
7.	Elementy spawane	2
8.	Naciski w otworach	3

4. Należy wykluczyć rozwiązania konstrukcyjne mogące powodować nadmierną koncentrację naprężeń, sprzyjającą powstawaniu i propagacji pęknięć zmęczeniowych oraz uwzględniać wytrzymałość zmęczeniową przy wyborze materiałów konstrukcyjnych.

5. Potwierdzenia wytrzymałości konstrukcji dokonuje się metodą obliczeniową lub w próbach wytrzyma-

łościowych. Wytrzymałość oblicza się co najmniej dla następujących elementów konstrukcji:

- 1) skrzydła;
- 2) węzła podwieszenia wózka;
- 3) zamocowania jednostki napędowej;
- 4) foteli załogi;
- 5) pasów bezpieczeństwa;
- 6) podwozia;
- 7) zamocowania zbiornika paliwa.

Rozdział 3. Zespoły i podzespoły motolotni

§ 3.1. Montaż:

Należy wykluczyć możliwość nieprawidłowego montażu przez zastosowanie odpowiednich rozwiązań konstrukcyjnych lub przez naniesienie wyraźnych, trwałych oznaczeń.

2. Skrzydło motolotni:

Oprócz wymagań wytrzymałościowych określonych w Rozdziale 2, należy wykluczyć rozwiązania konstrukcyjne powodujące deformacje elementów konstrukcji podczas składania lub rozkładania sprzętu.

3. Pokrycie skrzydła:

- 1) pokrycie skrzydła może być wykonane wyłącznie z materiału stabilizowanego, niewrażliwego na działanie temperatury i wilgoci oraz odpornego na dłuższe działanie promieni ultrafioletowych;
- 2) do wykonania szwów dopuszcza się wyłącznie nici syntetyczne o wytrzymałości na zerwanie nie mniejszej niż 20 N;
- 3) wszystkie miejsca, do których są wprowadzone obciążenia skupione oraz krawędź spływu pokrycia, winny być wzmocnione.

4. Linki:

- 1) dopuszcza się używanie wyłącznie linek stalowych niekorodujących, o ilości pokrętek i drutów minimum 7×7 ;
- 2) zakończenie linek nie może mieć wytrzymałości mniejszej niż 0,85 wytrzymałości samej linki i powinno być wykonane z materiałów nie powodujących korozji w miejscu styku z linką;
- 3) konstrukcja zakończenia linki powinna zapewniać możliwość wzrokowej inspekcji stanu technicznego tego elementu konstrukcji podczas okresu eksploatacyjnego motolotni;
- 4) zastosowanie ściągaczy regulacyjnych dopuszczalne jest wyłącznie dla linek górnych; Muszą one być zabezpieczone przed samoczynnym rozkręceniem.

5. Węzeł podwieszenia:

- 1) węzeł podwieszenia winien być zdublowany

- przez dodatkowy element np. linkę asekuracyjną wytrzymałą obciążenie nie mniejsze niż 4 g. Linka powinna być poprowadzona tak, aby zabezpieczać kolumnę (główną rurę pionową) wózka na całej długości;
- 2) wartość siły na sterownicy niezbędnej do pokonania tarcia w węźle, nie może przekraczać 5 N;
 - 3) użytkowy zakres ruchów sterownicy nie może być w żaden sposób ograniczony przez owiewkę kabiny, wiatrochron, inne części lub wyposażenie wózka, a także ciało pilota.
6. Wózek:
- Oprócz wymagań wytrzymałościowych określonych w Rozdziale 2, konstrukcja wózka powinna spełniać następujące warunki:
- 1) fotel pilota (i ewentualnie pasażera) winien być ergonomiczny - nie powodować dyskomfortu podczas lotu o czasie trwania odpowiadającym nominalnemu zasięgowi motolotni;
 - 2) odległość podstawy foteli (siedzeń) od podłoża nie może być mniejsza niż 0,2 m i musi być większa niż ugięcie konstrukcji wózka mierzone w tym miejscu od podłoża dla przypadku lądowania z obciążeniem pionowym równym 4 g;
 - 3) pasy bezpieczeństwa załogi powinny zawierać pas biodrowy i przynajmniej jeden barkowy. Konstrukcja i mocowanie powinny wytrzymać obciążenie równe 9 g;
 - 4) wózek winien być skonstruowany w taki sposób, aby deformacja elementów konstrukcji otaczających pilota skierowana była na zewnątrz, zarówno podczas przeciążeń pionowych jak i poziomych, wynikających z tak zwanego twardego lądowania;
 - 5) odległość śmigła od elementów skrzydła powinna uwzględniać możliwość ugięcia zawieszenia silnika i nie powinna być mniejsza niż 100 mm, przy każdym położeniu sterownicy.
7. Podwozie:
- 1) podwozie motolotni winno zapewniać możliwość sterowania wózkiem podczas poruszania się po ziemi;
 - 2) konstrukcja amortyzacji musi wytrzymywać lądowanie z obciążeniem równym 4 g.
8. Zalecenia ogólne:
- 1) wszelkie zestawienia materiałowe nie mogą sprzyjać powstawaniu ognisk korozji;
 - 2) wszystkie elementy dodatkowego wyposażenia winny posiadać zabezpieczone mocowania, wykluczające możliwość odpadnięcia podczas użytkowania motolotni.
- Rozdział 4. Charakterystyka aerodynamiczna, stateczność i sterowność**
- § 4.1. Ograniczenia techniczne i wymagania osiągowie:
- 1) obciążenie powierzchni skrzydła motolotni powinno zmieścić się w zakresie $60 \div 400 \text{ N/m}^2$;
 - 2) zmiany masy załogi i ładunku nie mogą przemieszczać środka masy w sposób zmieniający zasadniczo konfigurację wózka w locie. W całym zakresie dopuszczalnej ładowności koło przednie wózka zawieszonego w węźle, powinno być wyżej niż tylne;
 - 3) doskonałość aerodynamiczna motolotni nie może być mniejsza niż 3,5;
 - 4) prędkość minimalna przy maksymalnej masie startowej nie może być większa niż 65 km/h;
 - 5) prędkość maksymalna dla minimalnego obciążenia powierzchni nie może być mniejsza niż 60 km/h;
 - 6) minimalna prędkość wznoszenia przy maksymalnym obciążeniu powierzchni i mocy startowej silnika, nie może być mniejsza niż 1 m/s, w zakresie wysokości 0 - 500 m AMSL.
2. Warunki startu:
- 1) motolotnia musi cechować się takimi właściwościami, aby w przypadku przerwy pracy silnika możliwe było bezpieczne przerwanie startu;
 - 2) prędkość lotu w fazie wznoszenia, przy mocy startowej silnika, musi być większa od prędkości przeciągnięcia, nawet przy maksymalnym wypchnięciu sterownicy (w normalnym zakresie ruchu rąk pilota);
 - 3) podczas rozbiegu motolotnia winna zachowywać stateczność i sterowność ruchu, również w warunkach bocznego wiatru o prędkości do 4 m/s.
3. Lot:
- Praktyczny pułap motolotni przyjmuje się dla wysokości, na której maksymalna prędkość wznoszenia wynosi 0,5 m/s. Nie powinien być on niższy niż 1 000 m AMSL.
4. Warunki lądowania lub przejścia na drugi krąg:
- 1) podczas zniżania z silnikiem, zarówno pracującym jak i niepracującym, w całym zakresie położenia sterownicy musi istnieć kontrola nad parametrami lotu;
 - 2) minimalna prędkość opadania z niepracującym silnikiem nie może być większa niż 4 m/s;
 - 3) charakterystyka aerodynamiczna powinna umożliwiać zmniejszenie prędkości opadania, w momencie zetknięcia się z ziemią, do wartości mniejszej niż 1 m/s;
 - 4) musi istnieć możliwość przejścia na drugi krąg, niezależnie od wysokości. Dodawanie gazu po locie na minimalnych obrotach silnika, nie może powodować tendencji do początkowego odchylenia w dół trajektorii lotu.
5. Stateczność i sterowność:
- 1) charakterystyka stateczności i sterowności lotu powinna:
 - a) zapewniać możliwie dużą łatwość pilotażu nie wymagającą od pilota szczególnych umiejętności lub używania nadmiernych sił,
 - b) wykluczać konieczność stosowania stałej siły celem zachowania prostoliniowego lotu

- poziomego z prędkością przelotową,
- c) zapewniać w maksymalnym stopniu zabezpieczenia przeciwko wejściu motolotni w obszar niedopuszczalnych parametrów lotu;
- 2) powinna istnieć możliwość zachowania bezpiecznych parametrów lotu po nagłym przerwaniu pracy silnika, w każdej fazie lotu;
- 3) wyklucza się niestateczność holendrowania oraz niestateczność podłużną, w całym zakresie dopuszczalnych prędkości lotu;
- 4) efektywność sterownia poprzecznego powinna zapewniać wyprowadzenie z ustalonego zakrętu z przechyleniem 30° i wprowadzenie w zakręt przeciwny o tym samym przechyleniu, w czasie nie dłuższym niż 5 sekund;
- 5) w locie prostym po puszczeniu sterownicy, przez co najmniej 5 sekund nie mogą wystąpić istotne zmiany parametrów lotu. Sterownica powinna się utrzymać w zakresie 40-60% pełnego zakresu ruchów;
- 6) dopuszcza się niewielką niestateczność spiralną. Wielkość kąta przechylenia, przy którym motolotnia wykonuje ustalony zakręt ze swobodnie puszczonej sterownicy, nie może przekraczać 45° . Wyprowadzaniu z tego przechylenia nie mogą towarzyszyć nadmierne siły;
- 7) efektywność sterownia poprzecznego i podłużnego powinna zapewniać możliwość startu i lądowania z bocznym wiatrem 4m/s;
- 8) przy sterowaniu podłużnym, wzrostowi wychyleń sterownicy powinna przeciwdziałać płynnie wzrastająca, wyraźnie wyczuwalna siła zwrotna.
6. Bezpieczeństwo lotu w specyficznych sytuacjach: Charakterystyka procesów przejściowych przy nagłej awarii silnika w warunkach:
- 1) ustalonego wznoszenia;
- 2) lotu poziomego;
- 3) opadania,
- powinna wykluczać możliwość wejścia na niebezpieczne kąty natarcia, przy braku reakcji ze strony pilota motolotni.

Rozdział 5. Jednostka napędowa

§ 5.1. Silnik i jego mocowanie:

- 1) mocowanie silnika powinno zapewnić możliwie niski poziom drgań w zakresie obrotów stosowanych podczas lotu. W wyniku drgań nie może występować uderzanie lub ocieranie się o siebie części metalowych;
- 2) łożo silnika powinno posiadać konstrukcję spełniającą swoją funkcję przy uszkodzeniu jednego z węzłów mocowania silnika. Powinna również istnieć możliwość szybkiego stwierdzenia pogorszenia jakości lub uszkodzenia węzła. Uszkodzenie łoża silnika nie może bezpośrednio zagrażać kolizją wirującego elementu, z pilotem lub pasażerem.

2. Instalacja paliwowa:
- 1) instalacja paliwowa powinna skutecznie zasilać silnik we wszystkich warunkach użytkowania w powietrzu i na ziemi;
- 2) materiały zbiornika i instalacji paliwowej nie mogą ulegać erozji w kontakcie z paliwem. Nie mogą powodować również zjawisk elektrostatycznych;
- 3) niedopuszczalne są wszelkie nieszczelności instalacji paliwowej.
3. System rozruchu silnika:
- 1) system rozruchu silnika powinien uwzględniać niezbędne zabezpieczenia przed niekontrolowanym ruchem wózka w trakcie rozruchu, w tym również ewentualnej dodatkowej asysty;
- 2) powinna być zapewniona możliwość natychmiastowego przerwania pracy silnika poprzez wyłączenie zapłonu, również w przypadku przewrócenia wózka motolotni podczas lądowania, dobiegu i kołowania.
4. Sterowanie silnikiem: System sterowania silnikiem powinien zapewniać płynną zmianę obrotów w pełnym zakresie mocy. System ten nie może wymagać używania nadmiernych sił ani wykazywać objawów zacinania się oraz wpływu ruchów orczyka lub sterownicy na obroty.
5. Śmigło:
- 1) przy amatorskim wykonawstwie śmigieł dopuszcza się wykonywanie wyłącznie śmigieł drewnianych, wykonanych według klasycznych lotniczych technologii śmigieł drewnianych;
- 2) śmigło powinno mieć trwałe znaki identyfikacyjne;
- 3) wszystkie rodzaje śmigieł powinny mieć określone maksymalne obroty dopuszczalne. Ponadto dla warunków normalnej eksploatacji (bez uszkodzeń przypadkowych) winna być określona długość okresu eksploatacji lub częstotliwość przeglądów technicznych;
- 4) powinna istnieć możliwość doraźnej wizualnej kontroli, przez użytkownika motolotni przed każdym lotem, stanu technicznego śmigła w miejscach największych obciążeń;
- 5) śmigło musi być wyważone statycznie, dynamicznie i aerodynamicznie. Dopuszczalna nietorowość końców łopat, obserwowana dla obrotów przelotowych lub startowych, nie może przekraczać 5 mm zarówno w kierunku promieniowym jak i poosiowym.
6. Układ wydechowy:
- 1) układ wydechowy powinien być zaprojektowany i wykonany w taki sposób, aby nie dopuszczać do przegrzania przyległych elementów konstrukcji;
- 2) rozwiązanie konstrukcyjne powinno uwzględnić drgania układu wydechowego i zabezpieczać przed dostaniem się w śmigło, w przypadku uszkodzenia lub odpadnięcia, któregoś z elementów.

Rozdział 6. Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne

§ 6.1. Wymagane jest użycie następujących przyrządów podstawowego wyposażenia:

- prędkościomierza;
 - wysokościomierza;
 - wskaźnika poziomu paliwa (jeżeli poziom paliwa nie jest widoczny z fotela pilota);
 - obrotomierza;
 - wskaźnika temperatury silnika.
2. Rodzaj stosowanych przyrządów oraz sposób ich mocowania powinien wykluczać wpływ drgań na prawidłowość ich wskazań.

Rozdział 7. Przeglądy okresowe

§ 7.1. Przegląd zasadniczy:

Przegląd zasadniczy to przegląd, któremu podlegają wszystkie elementy motolotni, składający się z dwóch etapów:

- 1) etap I wymaga całkowitego demontażu sprzętu na zasadnicze elementy konstrukcyjne, takie jak w szczególności: szkielet skrzydła, pokrycie, węzeł podwieszenia wózka, łożo silnika w takim stopniu, aby była możliwa wizualna kontrola stanu technicznego poszczególnych elementów. Należy zwrócić szczególną uwagę na obecność odkształceń plastycznych, pęknięć, korozji lub innych form zużycia;
- 2) etap II dokonywany jest po zmontowaniu i rozłożeniu motolotni. Sprawdza się poprawność montażu i wytrzymałości skrzydła, stan zabezpieczeń, itd.

Pozytywny wynik przeglądu zasadniczego jest warunkiem przedłużenia pozwolenia na wykonywanie lotów.

2. Przegląd podstawowy:

Przegląd podstawowy wykonuje pilot motolotni lub mechanik motolotniowy w dniu planowanych lotów, przed ich rozpoczęciem. Przegląd ten polega na ocenie gotowości motolotni do lotu, a w szczególności: prawidłowości montażu i wytrzymałości motolotni, sprawdzeniu występowania odkształceń plastycznych elementów konstrukcji, stanu zabezpieczeń, stanu technicznego zespołu napędowego (zawieszenia silnika, układów: zapłonowego, wydechowego i zasilania) oraz stanu podwozia.

3. Przegląd przedlotowy:

Wykonywany jest przez pilota bezpośrednio przed lotem zgodnie z instrukcją użytkowania motolotni. W lotach szkolnych wymagany jest nadzór instruktora.

4. Uwagi dotyczące ważności przeglądów:

- 1) w przypadku uszkodzenia motolotni w trakcie eksploatacji traci ważność przegląd podstawowy, który należy powtórzyć celem stwierdzenia zakresu uszkodzeń;
- 2) w przypadku stwierdzenia uszkodzeń lub odkształceń plastycznych dźwigarów, krawędzi

natarcia, węzła podwieszenia wózka i konstrukcji nośnej wózka traci ważność przegląd zasadniczy.

Rozdział 8. Program kontrolnych prób statycznych w zakresie obciążeń dopuszczalnych

§ 8.1. Wózek:

- 1) wózek (bez skrzydła) stojący na podłożu należy obciążyć w następujących punktach:
 - a) fotel,
 - b) silnik,
 - c) węzeł podwieszenia,
 - d) zbiornik paliwa,- w taki sposób, aby zrealizować obciążenie 4 g (4-krotnie większy ciężar pilota, silnika, skrzydła i zbiornika paliwa);
- 2) ciężar pozostałych elementów takich jak: tablica przyrządów, szkielet wózka uwzględnia się rozkładając odpowiednio obciążenie;
- 3) podczas obciążenia należy zwrócić uwagę na odległość podstawy fotela (miski siedzenia) od podłoża (patrz § 3 ust. 6 pkt 2);
- 4) obciążenie należy utrzymywać przez 10 min. Po odciążeniu szczegółowo sprawdzić stan konstrukcji;
- 5) wózek podwieszony w węźle podwieszenia wózka należy obciążyć jak w pkt 1. Obciążenie należy utrzymywać przez 10 min. Po odciążeniu sprawdzić stan konstrukcji.

2. Skrzydło:

- 1) skrzydło w pozycji odwróconej należy podwiesić w punkcie podwieszenia wózka utrzymując jego poziome położenie siłami poziomymi przyłożonymi do sterownicy (np. za pomocą lin) i obciążyć workami z piaskiem, realizując obciążenie 4 g (4-krotny maksymalny dopuszczalny ciężar w locie całej motolotni);
- 2) obciążenie należy utrzymywać przez 10 minut. Po odciążeniu sprawdzić stan konstrukcji skrzydła;
- 3) dopuszcza się zastosowanie innej metody sprawdzenia wytrzymałości skrzydła, w szczególności przez test w zbiorniku wodnym lub holowanie na platformie pomiarowej, pod warunkiem uzyskania miarodajnych wyników pomiaru siły.

3. Zaliczenie prób statycznych:

Próby statyczne są zaliczone, gdy po realizacji każdego z obciążeń, o których mowa w ust. 1 i 2, nie pojawią się trwałe odkształcenia konstrukcji, zgniot na otworach, naderwanie szwów, itd.

Rozdział 9. Program prób jednostki napędowej

§ 9.1. Próby naziemne:

- 1) w program prób powinny być włączone:
 - a) dwa rozruchy silnika na zimno i na gorąco,
 - b) praca silnika na niskich obrotach przez 15 min,

- c) praca silnika na maksymalnej mocy trwałej przez 2 godz.,
- d) praca w warunkach maksymalnego ciągu startowego w cyklu:
- 10 razy po 2 min, z każdorazowym ochłodzeniem na wolnych obrotach,
 - 1 raz przez 5 min,
- e) 10 prób elastyczności silnika polegających na kolejnej zmianie obrotów z minimalnych na maksymalne. Gwałtowne otwarcie przepustnicy nie może powodować dławienia się silnika. Przejście z obrotów biegu jałowego do maksymalnych musi przebiegać płynnie.
- 2) w trakcie prób dźwignia gazu powinna przechodzić w skrajne położenia, w czasie krótszym niż 1 s;
- 3) w trakcie prób należy zwrócić uwagę czy nie pojawiają się deformacje mocowania silnika, uszkodzenia śmigła, nieszczelności instalacji paliwowej, przedmuch spalin, (itd.)
2. Próby w locie:
- Podczas oblotu powinny być sprawdzone i stwierdzone następujące specyficzne cechy pracy silnika:
- akceleracja silnika przy przechodzeniu na drugi krąg przy lądowaniu;
 - poziom drgań;
 - walory eksploatacyjne i wytrzymałościowe śmigła;
 - niezawodność silnika podczas wszystkich dopuszczalnych manewrów;
 - zużycie paliwa.

Rozdział 10. Minimalny program prób w locie badawczo rozwojowych i certyfikacyjnych

Lp.	Charakter lotu	Ilość lotów	Czas lotów	Uwagi
1.	Wykonanie próbnych oderwań od płyty lotniska w celu dokonania regulacji, zapoznania pilota ze specyfiką pilotażu, oceny wyważenia oraz stabilności przy minimalnej i maksymalnej masie startowej.	20	10	Maksymalna wysokość do 10 m., loty po prostej, w dalszej kolejności z niewielkimi zakrętami (żmijkowanie). Dopuszczalny wiatr czołowy o prędkości do 4 m/s.
2.	Wzloty nad lotniskiem w celu ujawnienia efektywności układu sterowania, stateczności, wyważenia i regulacji układu przy minimalnej i maksymalnej masie startowej.	3	15	Minimalna wysokość 50m, płynne zakręty 360o w obie strony. Dopuszczalna prędkość wiatru 4 m/s.
3.	Oblot przez innych pilotów wg pkt 1 i 2, w celu sprawdzenia sterowności i stateczności.	3	15	
4.	Wykonanie lądowania z wyłączonym silnikiem, ocena walorów aerodynamicznych.	2	10	Silnik wyłącza się w locie ślizgowym, przy niskich obrotach, na wysokości 50 m. Zadanie to wykonuje się przy bezwietrznej pogodzie.
5.	Określenie minimalnej prędkości przy maksymalnej i minimalnej masie startowej.	2	10	Loty wykonuje się bez wiatru, na wysokości bezpiecznej, jednak nie niższej niż 150 m. Na bazie pomiarowej lub przy pomocy GPS powinna być zademonstrowana prędkość ustalonego lotu poziomego nie większa niż 65 km/h.
6.	Określenie maksymalnej prędkości lotu przy minimalnej i maksymalnej masie startowej.	2	10	Wysokość lotu co najmniej 15 m., warunki bezwietrzne, prędkość wyznacza się według bazy pomiarowej lub przy pomocy GPS.
7.	Określenie maksymalnego wznoszenia przy maksymalnej masie startowej.	2	5	Wznoszenie określa się za pomocą wariometru przez dwóch pilotów, albo według czasu osiągnięcia zadanej wysokości.
8.	Określenie prędkości przelotowej przy maksymalnej i minimalnej masie startowej.	4	15	Loty przeprowadza się bez wiatru, prędkość wyznacza się wg bazy pomiarowej lub przy pomocy GPS.
9.	Określenie minimalnej prędkości opadania przy maksymalnej i minimalnej masie startowej.	4	10	Prędkość opadania wyznacza się według wariometru.
10.	Ocena zachowań układu w locie oraz sił na sterownicy.	2	20	Wykonuje się wszelkie dopuszczalne manewry (ruch sterownicy, zakręty z eksploatacyjnymi kątami przechylenia, spirale na wznoszeniu i opadaniu) na wysokości nie mniejszej niż 50 m. Siły ocenia się za pomocą aparatury pomiarowej lub według oceny pilotów.

Lp.	Charakter lotu	Ilość lotów	Czas lotów	Uwagi
11.	Sprawdzenie zachowań podczas zniżania się z pracującym lub niepracującym silnikiem, przy skrajnych położeniach sterownicy.	4	10	
12.	Wyznaczenie długości rozbiegu i dobiegu.	4	10	
13.	Zbadanie zachowań przy awarii silnika w różnych warunkach.	4	20	Silnik wyłącza się na wysokości nie mniej niż 50 m. Zachowanie układu rejestruje się za pomocą aparatury pokładowej lub przez obserwatorów i pilotów.
14.	Próba przeciągnięcia.	2	10	Doprowadzenie układu do przeciągnięcia przeprowadza się na wysokości, co najmniej 300 m. Trajektorie opadania filmuje się lub poddaje ocenie obserwatorów.
15.	Wyznaczenie zużycia paliwa dla maksymalnej masy startowej, przy prędkości przelotowej.	2	20	
16.	Sprawdzenie elastyczności silnika i zachowań układu przy przechodzeniu na drugi krąg.	5	20	Odejścia na drugi krąg dokonuje się z wysokości nie mniejszej niż 10 m. Lot wykonuje się na wysokości minimum 50 m.

§ 10. Na wniosek zainteresowanego możliwe jest zezwolenie na odstępstwa, od określonego w tabeli nr 1, programu prób motolotni.

Załącznik nr 4.

WYMAGANIA TECHNICZNE DLA SPADOCHRONÓW

- § 1. Do spadochronów, jako wymagania dotyczące użytych materiałów i sposobów wykonania oraz standardy prób, stosuje się odpowiednio normę EN 12491: 2003 i transponującą ją normy krajowe, normę ETSO C23d, wymagania określone w niniejszych przepisach oraz warunki techniczne producentów.
- § 2. Zakres warunków eksploatacji podawany przez producenta powinien uwzględniać maksymalne obciążenie użytkowe, w połączeniu z prędkością użycia nie mniejszą niż, odpowiednio:
- 1) dla podzespołów wymienionych w pkt 8.6 ppkt 1-6 załącznika nr 4 do rozporządzenia Ministra Infrastruktury w sprawie wyłączenia zastosowania niektórych przepisów ustawy Prawo lotnicze do niektórych rodzajów statków powietrznych oraz określenia warunków i wymagań dotyczących używania tych statków (Dz. U. Nr 107, poz. 893), 240 km/h;
 - 2) dla spadochronowych systemów do paralotni 115 km/h lub 167 km/h;
 - 3) dla pozostałych - określoną w zależności od prędkości i charakterystyki statku powietrznego.
- § 3.1. Maksymalne obciążenie użytkowe jest równe ciężarowi skoczka wraz z wyposażeniem podczas wykonywania skoku, a także odpowiednio osób lub statku powietrznego, w momencie uruchamiania spadochronu.
2. Minimalna próba obciążenia powinna zostać przeprowadzona przy maksymalnym obciążeniu użytkowym podawanym przez producenta, pomnożonym przez odpowiedni współczynnik określony w dokumentach, o których mowa w § 1, jednak nie niższy niż:
- 1) dla pojedynczej upręży lub spadochronu zapasowego - współczynnik 1,2 - jednak obciążenie nie mniejsze niż 120 kg;
 - 2) dla podwójnej upręży lub spadochronu zapasowego - współczynnik 1,2 - jednak obciążenie nie mniejsze niż 240 kg;
 - 3) dla spadochronu głównego jednoosobowego - współczynnik 1,2;
 - 4) dla spadochronu głównego dwuosobowego - współczynnik 1,2 - jednak obciążenie nie mniejsze niż 240 kg;
 - 5) dla spadochronowych systemów do paralotni - współczynnik 1,1;
 - 6) dla pozostałego sprzętu spadochronowego - określony w zależności od prędkości i charakterystyki statku powietrznego.
- § 4.1. Maksymalna prędkość użytkowa jest dopuszczalną prędkością podczas uruchomienia spadochronu.
2. Próba prędkości musi być przeprowadzona w taki sposób, aby podczas uruchamiania spadochronu prędkość układu przekraczała 1,2 maksymalnej prędkości użytkowej podawanej przez producenta oraz była nie mniejsza niż:
- 1) dla pojedynczej upręży lub spadochronu zapasowego - 333,4 km/h (180 KEAS);
 - 2) dla podwójnej upręży ze spadochronem zapasowym - 388,9 km/h (210 KEAS);
 - 3) dla spadochronu głównego jednoosobowego - 324,1 km/h (175 KEAS);
 - 4) dla spadochronu głównego dwuosobowego - 388,9 km/h (210 KEAS);
 - 5) dla spadochronowych systemów do paralotni - 1,3 maksymalnej prędkości użytkowej podawanej przez producenta oraz nie mniejsza niż:
 - a) 150 km/h (81 KAES) lub,
 - b) 216,7 km/h (117 KEAS);
 - 6) dla pozostałego sprzętu spadochronowego określona w zależności od prędkości i charakterystyki statku powietrznego.
- § 5.1. Próba prędkości i obciążenia może być przeprowadzona przy zastosowaniu parametrów różniących się od wymienionych w § 3 ust. 2 i § 4 ust. 2, z zastrzeżeniem ust. 2.
2. W celu zastosowania zmienionych parametrów powinny być przedstawione Prezesowi Urzędu dowody potwierdzające łączne obciążenie podczas próby, nie mniejsze niż wynika z parametrów podanych w § 3 ust. 2 i § 4 ust. 2.
- § 6. Na tabliczce znamionowej każdego egzemplarza podzespołu powinny być umieszczone informacje producenta o maksymalnej prędkości użytkowej oraz maksymalnym obciążeniu użytkowym.
- § 7. Wszystkie spadochrony i ich podzespoły muszą być konstruowane odpowiednio do ich przeznaczenia oraz współpracować ze sobą bez zastrzeżeń, w całym zakresie określonym przez producenta. Zakres eksploatacji, w których tracą swoją zdolność powinien zostać określony.
- § 8. Spadochron ułożony zgodnie z zaleceniami producenta, nie może narażać osób na nadmierne obciążenia podczas dynamicznego otwarcia.

- § 9. Całkowita droga pokonana podczas otwarcia spadochronu ułożonego zgodnie zaleceniami producenta nie może przekraczać:
- 1) dla spadochronu głównego – 400 m;
 - 2) dla spadochronu zapasowego jednoosobowego – 100 m;
 - 3) dla spadochronu zapasowego dwuosobowego – 200 m;
 - 4) dla spadochronowych systemów do paralotni:
 - a) 60 m – dla jednoosobowych,
 - b) 110 m – dla dwuosobowych;
 - 5) dla pozostałych spadochronów - określona w zależności od prędkości i charakterystyki statku powietrznego.
- § 10. W przypadku niepowodzenia prób funkcjonalnych, prób w powietrzu lub wystąpienia uszkodzeń konstrukcji, należy ustalić ich przyczynę oraz stosownie do rozpoznania wykonać zmiany w podzespołe. Następnie próby odpowiednio należy powtórzyć.
- § 11. Sprawdzenie pojedynczego modelu spadochronu zapasowego oraz systemu uprzęż-pokrowiec, może być przeprowadzone razem w połączonej próbie.
- § 12. Dla sprawdzenia konstrukcji systemu uprzęż-pokrowiec lub spadochronu zapasowego w próbie obciążenia, wymagana jest próba, która obejmuje minimum trzy zrzuty sprawdzające niezawodność, zgodnie z dokumentacją podzespołu. Wszystkie zalecane przez producenta rozmiary spadochronów zapasowych powinny być zgodne z pokrowcem.
- § 13. Próby funkcjonalne podzespołu powinny obejmować także jego części składowe.
- § 14. Zastosowanie automatu AAD nie może wpływać na utrudnienie w uruchomieniu lub działaniu spadochronu.
- § 15. Próby spadochronu głównego przeprowadza się ze sprawdzonym systemem uprzęż-pokrowiec.
- § 16. Dla sprawdzenia konstrukcji spadochronu głównego w próbie obciążenia wymagana jest próba, która obejmuje minimum dwa zrzuty sprawdzające niezawodność, zgodnie z dokumentacją podzespołu. Do prób można stosować wszystkie dopuszczone wcześniej typy uprzęży. Konstrukcja spadochronu musi odpowiadać rozmiarem systemowi uprzęż-pokrowiec, zgodnie z zaleceniami układania podanymi przez producentów.
- § 17. Spadochron główny powinien zapewnić bezpieczne lądowanie, co powinno być udowodnione przez producenta w próbie załogowej.
- § 18.1. Dla sprawdzenia konstrukcji systemu spadochronowego dla paralotni w próbie obciążenia, wymagane są minimum dwa zrzuty sprawdzające niezawodność, zgodnie z dokumentacją podzespołu.
2. Wytrzymałość elementów połączenia spadochronu z uprzężą lub siedziskiem pilota powinna być nie mniejsza niż wymagana dla spadochronu.
- § 19. Średnia prędkość opadania systemu spadochronowego dla paralotni mierzona na odcinku co najmniej 30 m, nie powinna przekraczać 5,5 m/s.
- § 20. Systemu spadochronowego dla paralotni w próbie przeprowadzonej bez skrzydła paralotni, powinien opadać statecznie przy maksymalnym i minimalnym obciążeniu użytkowym podawanym przez producenta. Wszystkie występujące wahania powinny być gasnące, natomiast odchylenia od pionu nie większe niż 15°.

Egzemplarze bieżące oraz archiwalne można nabywać w Ośrodku Informacji Naukowej, Technicznej i Ekonomicznej Urzędu Lotnictwa Cywilnego
ul. Żelazna 59, 00-848 Warszawa, tel. 520-73-14, 520-73-15

Wydawca: Prezes Urzędu Lotnictwa Cywilnego
Redakcja: Departament Prawno-Legislacyjny – Wydział Dziennika Urzędowego
ul. Żelazna 59, 00-848 Warszawa, tel. 520-72-22, 520-72-44
e-mail: dzu@ulc.gov.pl
Skład, druk: Ośrodek Przetwarzania Informacji
al. Niepodległości 188b, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 355, tel. 825-12-47
email: opi@opi.org.pl

Tłoczono z polecenia Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego w Ośrodku Przetwarzania Informacji
