

WYBRANE ZAGADNIENIA PROJEKTOWANIA LEKKICH SAMOLOTÓW SPORTOWYCH W ASPEKCIE ŚWIATOWYCH PRZEPISÓW LOTNICZYCH

KRZYSZTOF SZAFRAN*, MARCIN MICHALCZYK**

* Zakład Transportu i Konwersji Energii, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, krzysztof.szafran@ilot.edu.pl

** EDC, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, marcin.michalczyk@ilot.edu.pl

Streszczenie

W artykule przedstawiono wybrane wymagania stawiane małym statkom powietrznym, które są konieczne do uzyskania odpowiedniego certyfikatu. Przedstawiono najważniejsze różnice między wymaganiami CS-LSA, CS-VLA oraz CS-23. Porównano rozbieżności pomiędzy europejskimi i amerykańskimi przepisami dotyczącymi budowy cywilnych małych statków powietrznych.

Przytoczono także niektóre przepisy i zalecenia ICAO dotyczące bezpieczeństwa w lotnictwie z ukierunkowaniem na projektowanie i eksploatację samolotów. W zakończeniu autorzy wysunęli wniosek globalnego ujednoczenia przepisów, co niewątpliwie będzie realizowane w przyszłości.

Słowa kluczowe: przepisy lotnicze, certyfikacja, bezpieczeństwo lotów.

Podstawowe oznaczenia

ICAO - International Civil Aviation Organization

FAR - Federal Aviation Regulations

BCAR - British Civil Aviation Requirements

NLG - Normy Letnoj Godnosti

JAA - Joint Airworthiness Authorities

ECAC - European Civil Aviation Conference

JAR - Joint Aviation Requirements

FAA - Federal Aviation Administration

1. WPROWADZENIE

W pierwszej połowie XX w. rozwój lotnictwa cywilnego zmusił rządy wielu krajów do prawnego uregulowania przestrzeni powietrznej. Coraz większe zainteresowanie transportem lotniczym wynikało z możliwości pokonywania dużych odległości w krótkim czasie. Pierwsi piloci stosowali

bardziej lub mniej formalne zasady, zaczerpnięte wprost z prawa morskiego, jednak rosnący rynek lotnictwa komercyjnego wymusił opracowanie umowy pomiędzy państwami o międzynarodowym lotnictwie cywilnym.

W grudniu 1944 roku w Chicago podpisano konwencję, która do dziś jest głównym źródłem międzynarodowego prawa lotniczego. Na mocy konwencji powołana została Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego ICAO (International Civil Aviation Organization), która jest odpowiedzialna za opracowanie i wdrażanie międzynarodowych przepisów regulujących bezpieczeństwo ruchu lotniczego. Najistotniejsze normy bezpieczeństwa i zalecane metody postępowania w lotnictwie cywilnym opisane są w 19 aneksach. Obecnie konwencję podpisało 191 państw [1], które zobowiązały się przestrzegać przepisy zgodnie z załącznikami do konwencji. Są to takie aspekty jak licencjonowanie personelu, przepisy ruchu lotniczego, budowa i eksploatacja statków powietrznych i wiele innych.

Niektóre kraje w znacznym stopniu rozwinęły własne przepisy w oparciu o wymagania ICAO. Stany Zjednoczone – FAR (Federal Aviation Regulations) [2], Wielka Brytania – BCAR (British Civil Aviation Requirements), i Kanada – CAR (Canadian Aviation Regulations). W krajach należących do ZSRR istniały przepisy NLG (Normy Letnoj Godnosti). Obowiązujące w Polsce wspólne przepisy lotnicze są syntezą tych przepisów i własnych niewielkich regulacji.

W latach 60-tych XX w. USA, Wielka Brytania oraz Francja rozpoczęły prace nad samolotami naddźwiękowymi, które miały pokonywać trasy transkontynentalne w niespotykane krótkim czasie. Przy okazji rozpoczęto prace nad ujednoczeniem przepisów poszczególnych krajów. Z czasem Stany Zjednoczone wycofały się z projektu, jednak Francja, Wielka Brytania i później RFN kontynuowały prace. W 1970 roku powstała organizacja JAA (Joint Airworthiness Authorities) zajmująca się opracowaniem wspólnych europejskich wymagań certyfikacyjnych dla dużych samolotów pasażerskich oraz silników lotniczych. Po roku 1987 organizacja JAA (wtedy zmieniono nazwę na Joint Aviation Authorities) rozszerzyła zakres prac o zagadnienia związane z eksploatacją, obsługą i licencjonowaniem personelu dla wszystkich typów samolotów. W 1989 roku JAA weszła w skład ECAC (European Civil Aviation Conference) reprezentując urzędy lotnictwa poszczególnych krajów Unii Europejskiej. Członkostwo w strukturach JAA bazuje na podpisaniu Umowy Cypryjskiej (wrzesień 1990 r.) na mocy której określono wspólne wymagania i procedury JAR (Joint Aviation Requirements). W 1991 roku Komisja Europejska określiła JAR jako jedyne źródło przepisów obowiązujących w Unii Europejskiej.

W USA organ nadzoru lotniczego FAA (Federal Aviation Administration), który jest częścią ministerstwa transportu, od 1966 roku tworzy własne wymagania certyfikacyjne i procedury FAR.

Fakt, że oba organy prawodawcze ustalają przepisy zgodnie z konwencją chicagowską nie eliminuje ryzyka wzajemnego negocjowania się, dlatego władze JAA i FAA rozpoczęły proces harmonizacji obu jednostek. Podczas powstawania JAA, przepisy FAR były już kompletne, dlatego posłużyły niejako za bazę do powstania przepisów europejskich. Rosja, tak samo jak kraje europejskie, także starała się zwiększyć poziom bezpieczeństwa w lotnictwie z uwzględnieniem istniejących przepisów FAR.

Przepisy FAR-23 dotyczące samolotów lekkich obowiązują także w Polsce. W oparciu o te wymagania został skonstruowany w Instytucie Lotnictwa samolot kompozytowy I-23, który po długich i kosztownych badaniach uzyskał świadectwo typu [3].

Powołana w 2003 roku Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) w 2004 roku przejęła obowiązki zadań standaryzacyjnych JAA. W obecnym czasie aby w Europie poddać procesowi certyfikacji produkt lotniczy, należy spełnić wymagania opisane w odpowiednich dokumentach CS (Certification Specification), powstałych w oparciu o przepisy JAR.

2. KATEGORIE CERTYFIKACJI

Dziś przepisy pozwalają certyfikować nowe lekkie konstrukcje w kilku kategoriach. Najlżejsze konstrukcje, których masa startowa nie przekracza 70 kg, zgodnie z dyrektywą EASA EC 216/2008 Annex 2 [4] nie są objęte żadnymi wymaganiami. Konstrukcje cięższe, których masa startowa nie przekracza 600 kg lub 650 kg w przypadku wodnosamolotów, certyfikowane są zgodnie z wymaganiami CS-LSA (Light Sport Airplane). Kategoria ta powstała dla samolotów wyposażonych w jeden silnik – nie turbinowy, które mają nie więcej niż 2 miejsca, oraz prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania nie większą niż 83 km/h. Samoloty wg klasy LSA mogą latać wyłącznie w dzień, w warunkach pełnej widoczności VFR. Przepisy CS-LSA mają zastosowanie wyłącznie do samolotów nie przeznaczonych do akrobacji. Dopuszczone są przeciągnięcia (z wyjątkiem przeciągnięć w których występuje ślizg na ogon), leniwe ósemki, świece i głębokie zakręty, lub podobne manewry, w których kąt przechylenia jest nie większy niż 60 stopni. Przepisy CS-LSA zalecają aby konstrukcja wyposażona była w skrzydła o stałej geometrii, jednak wymóg ten jest zbędny, ponieważ przy tak małych prędkościach jakimi operują lekkie sportowe samoloty, mechanizacja skrzydła o zmiennej geometrii jest za ciężka i za droga aby można było uzyskać z niej jakiegokolwiek korzyści.

3. TECHNOLOGIA WYKONANIA

Przepisy CS-LSA dokładnie określają jakie wymogi muszą spełniać procesy technologiczne podczas produkcji samolotu, określone są współczynniki bezpieczeństwa jakie należy używać podczas projektowania, oraz wiele innych kompleksowych reguł, jednak w tym artykule ograniczono się do wymagań z zakresu mechaniki lotu, jakie konstrukcja musi spełnić podczas prób w locie. Każde wymaganie musi być spełnione dla najmniej korzystnej konfiguracji masy i położenia środka ciężkości. Obliczona prędkość nurkowania V_D musi być mniejsza od prędkości nurkowania zbadanej w locie V_{DF} . Prędkość nieprzekraczalna V_{NE} (określona w instrukcji użytkowania samolotu) nie może być większa niż $0,9 V_{DF}$, jednocześnie nie może być mniejsza niż $1,1$ prędkości przelotowej V_C . Podczas prób w locie dopuszczalne są tolerancje:

Tabela 1. Tolerancje zmiany ciężaru i środka ciężkości [2]

Parametr	Tolerancja
Ciężar	+5%, -10%
Ciężar (czynnik krytyczny)	+5%, -10%
Środek ciężkości	+/-7% całego zakresu obwiedni

Wymagane w przepisach jest ustalenie minimalnej masy startowej dla której spełnione są wszystkie wymagania CS-LSA. Maksymalna masa pustego samolotu także musi zostać wyznaczona. Należy wyznaczyć położenie środka ciężkości pustego samolotu, oraz skrajne przednie i tylne położenie środka ciężkości dla odpowiadającej temu położeniu masy.

Prędkość obrotowa i skok śmigła muszą być ograniczone do wartości, które zapewniają bezpieczne użytkowanie w normalnych warunkach użytkowania silnika ustanowionych przez producenta. Podczas startu i wznoszenia śmigło musi ograniczać prędkość obrotową silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy do wartości nie przekraczającej maksymalnej wartości obrotowej. Podczas lotu ślizgowego przy prędkości V_{NE} z przepustnicą zamkniętą prędkość obrotowa silnika nie może przekraczać 110% maksymalnej dopuszczalnej prędkości obrotowej silnika. W przypadku, gdy śmigło może być przestawiane w locie lecz nie ma mechanizmu utrzymywania stałej prędkości obrotowej, wyżej opisane wymagania muszą być spełnione dla najmniejszego skoku śmigła w przypadku startu i wznoszenia, oraz dla największego skoku śmigła w przypadku lotu ustalonego. Śmigło przestawiane w locie wyposażone w mechanizm utrzymywania stałej prędkości obrotowej z działającym regulatorem musi być w stanie ograniczyć prędkość obrotową do maksymalnej dozwolonej przez producenta. Gdy regulator nie działa, śmigło musi być w stanie ograniczyć prędkość obrotową silnika do 103% maksymalnej dopuszczalnej startowej prędkości obrotowej z łopatomy śmigła w położeniu najmniejszego możliwego skoku, przy samolocie unieruchomionym, bez wiatru, przy pełnym otwarciu przepustnicy. Prędkość przeciągnięcia w pozycji do lądowania V_{S0} musi zostać wyznaczona w locie, przy spadku prędkości nie większym niż 1 węzeł na sekundę i zamkniętej przepustnicy. Odległość potrzebna do startu przy maksymalnej masie startowej musi zostać określona. Odległość startu mierzona jest do osiągnięcia wysokości 15 metrów nad lotniskiem. Prędkość samolotu na wysokości 15 m nie może być mniejsza niż 1,3 prędkości przeciągnięcia V_{S1} . Długość rozbiegu na lotnisku także musi zostać wyznaczona. Prędkość pionowa wznoszenia dla maksymalnej masy startowej i w pełni otwartej przepustnicy musi wynosić co najmniej 95 m/min (312 stóp/min), jednocześnie kąt wznoszenia musi wynosić co najmniej 1/12. Pozioma odległość konieczna do wylądowania i całkowitego zatrzymania (lub zmniejszenia prędkości do około 5,6 m/s (3 węzły) dla lądowania na wodzie) z punktu położonego 15 m nad powierzchnią lądowania musi być wyznaczona. Ustalone podejście lotem ślizgowym z prędkością $1,3 V_{S0}$ musi być utrzymane do wysokości 15 m. Długość dobiegu także musi zostać wyznaczona, dopuszczone jest użycie hamulców. W przypadku zaniechanego lądowania należy udowodnić, że samolot jest w stanie utrzymać kąt wznoszenia nie mniejszy niż 1/30 przy prędkości $1,3 V_{S0}$ w ciągu 5 sekund od momentu otwarcia przepustnicy.

4. STEROWNOŚĆ I MANEWROWOŚĆ

Wymagania certyfikacyjne określają także sterowność i manewrowość statku powietrznego. Samolot musi być w sposób bezpieczny sterowny i zdolny do manewrów podczas wszystkich etapów lotu. Musi być możliwe wykonanie płynnego przejścia z jednego stanu lotu do innego bez niebezpieczeństwa przekroczenia dopuszczalnych współczynników obciążenia, określonych w Tab. 2.

Tabela 2. Wielkości sił maksymalnych na sterach [5].

Siła pilota	Pochylenie [N]	Przechylenie [N]	Odchylenie [N]
Drażek	200	100	-
Wolant	200	100	-
Pedał	-	-	400
Dla długotrwałych manewrów	23	23	110

Pełna kontrola nad statkiem powietrznym musi zostać utrzymana podczas wysuwania i chowania klap. Przy każdej prędkości z zakresu $1,1 V_{S1} - 1,3 V_{S1}$ musi być możliwe pochylenie nosa w dół tak, aby prędkość $1,3 V_{S1}$ mogła być osiągnięta bezzwłocznie. Siły sterowania sterem wysokości muszą być takie, aby konieczny był odczuwalny wzrost sił na sterach do spowodowania wzrostu współczynnika obciążeń. W locie należy wykazać, iż siła na drążku przypadająca na „g” (wartość przyspieszenia ziemskiego) jest taka, że siła na drążku dla uzyskania dopuszczalnego współczynnika obciążeń sterowanych jest nie mniejsza niż 70 N przy skrajnym tylnym położeniu środka ciężkości. Musi być możliwe przechylenie samolotu z ustalonego zakrętu z przechylem 30 stopni o kąt 60 stopni, tak aby zmienić przechylenie na przeciwne w ciągu 5 sekund od rozpoczęcia manewru, przy prędkości $1,3 V_{S1}$ i maksymalnej mocy startowej w konfiguracji do startu. W konfiguracji do lądowania i silniku pracującym na biegu jałowym czas zmiany przechylenia nie może trwać dłużej niż 4 sekundy. W locie poziomym, w całym zakresie prędkości, samolot musi pozostać w stanie wyważenia wokół osi przechylenia i odchylenia. Statyczna stateczność podłużna musi być wykazana poprzez zdolność powrotu do lotu ustalonego po oddaniu drążka od siebie i zwiększenie prędkości, jak i po ściągnięciu steru na siebie, skutkującym zmniejszeniem prędkości. Podczas powrotu do lotu ustalonego, prędkość nie może spaść poniżej V_{S1} i nie może przekroczyć V_{NE} . Należy także wykazać spadek amplitudy długo trwających oscylacji. Statyczna stateczność kierunkowa, przejawiana jako tendencja do wyprowadzania ze ślizgu przy puszczonej sterze kierunku musi być udowodniona. Statyczna stateczność poprzeczna, przejawiana jako tendencja do podnoszenia opuszczonego w ślizgu skrzydła przy puszczonej sterze lotek także musi być udowodniona. Wszelkie oscylacje występujące pomiędzy prędkością przeciągnięcia a prędkością maksymalną muszą charakteryzować się zmniejszającą się w czasie amplitudą. Podczas wyprowadzania z przeciągnięcia, musi być możliwe zapobieżenie przechyleniu lub odchyleniu większemu niż 20 stopni przy normalnym użytkowaniu sterów. Musi istnieć wyraźne i dobrze rozróżnialne ostrzeżenie przed przeciągnięciem w locie prostym i w zakręcie. Ostrzeżenie przed przeciągnięciem może być zapewnione albo przez naturalne właściwości aerodynamiczne samolotu (drgania spowodowane oderwaniem strug), albo przez urządzenie wyraźnie ostrzegające przed przeciągnięciem. Ostrzeganie przed przeciągnięciem nie może wystąpić przy prędkościach normalnego użytkowania samolotu, ale musi wystąpić odpowiednio długo przed przeciągnięciem, aby dać pilotowi czas na reakcję. Przeciągnięcie w zakręcie i przeciągnięcie przyspieszone muszą być zademonstrowane w próbach. Po ustaleniu skoordynowanego zakrętu w stałym przechyle 30 stopni należy zmniejszać prędkość aż do przeciągnięcia samolotu. Po przeciągnięciu powrót do lotu ustalonego musi być możliwy bez przekraczania 60 stopniowego przechylenia w dowolnym

kierunku od ustalonego 30 stopniowego przechylenia, bez nadmiernej utraty wysokości, nadmiernego zadzierania i tendencji do korkociągu. Spadek prędkości podczas manewru nie może przekraczać 1 węzła na sekundę. W przypadku przyspieszonego przeciągnięcia spadek prędkości powinien mieścić się w zakresie od 3 do 5 węzłów na sekundę ze stale wzrastającym przyspieszeniem normalnym. Samolot certyfikowany jako nie dopuszczony do wykonywania zamierzonych korkociągów, musi być zdolny do wyprowadzenia z jedno zwitkowego lub 3-sekundowego korkociągu, w zależności co trwa dłużej, po nie więcej niż jednej dodatkowej zwitce z użyciem sterów w taki sposób, jaki normalnie stosuje się dla wyprowadzenia. W przypadku samolotu dopuszczonego do wykonywania zamierzonych korkociągów, musi on być w stanie do wyprowadzenia z trój zwitkowego korkociągu, po nie więcej niż jednej i pół dodatkowej zwitce. Podczas korkociągu i wyprowadzania z niego, na sterach nie mogą występować siły większe niż te wyszczególnione w tabeli 1. Uzyskanie niekontrolowanych korkociągów przy dowolnym użyciu sterów nie może być możliwe. Możliwe jest certyfikowanie samolotu jako z natury niezdolnego do korkociągu, jednak taką niezdolność należy udowodnić w locie. Próby w locie nie mogą ujawnić nadmiernych drgań i trzępotania w zakresie prędkości od V_{S0} do V_{DF} . Na ziemi samolot musi być w stanie kołować, startować i lądować przy wietrze bocznym, którego wartość jest wpisana w instrukcji użytkownika. Przepisy LSA nie określają jednak wartości wiatru bocznego. Działanie hamulców nie może powodować nieprzewidywalnych zachowań samolotu.

Przepisy LSA dotyczą najłżejszych konstrukcji są najmniej wymagające. Są to najmłodsze przepisy powstałe na bazie przepisów VLA, które pozwalają certyfikować samoloty nieco cięższe. Oba wymagania są do siebie bardzo podobne jednak istnieje szereg różnic, które trzeba uwzględnić podczas prac projektowych. Maksymalna masa startowa statku powietrznego spełniającego wymagania VLA nie może przekraczać 750 kg. Przepisy te dokładnie definiują jaki silnik może być zainstalowany na samolocie. Musi to być silnik spalinowy (iskrowy lub wysokoprężny), co automatycznie uniemożliwia certyfikowanie w tej kategorii samolotów napędzanych silnikami elektrycznymi. W odróżnieniu od LSA, w VLA maksymalna długość startu jest narzucona przez przepisy i nie może przekraczać 500 metrów. Prędkość wznoszenie musi wynosić co najmniej 2 m/s. Maksymalne wartości sił na sterach różnią się od tych w LSA i wyszczególnione są w Tab. 3.

Tabela 3. Wielkości maksymalnych sił na sterach [6].

Siła pilota	Pochylenie [N]	Przechylenie [N]	Odchylenie [N]	Klapy, podwozie, itp.
Drażek	200	100	-	200
Wolant	250	200	-	
Pedał	-	-	400	
Dla długotrwałych manewrów	20	15	100	

Przepisy VLA wymagają aby przy prędkości V_{DF} w każdej konfiguracji samolotu musi być możliwe podniesienie nosa. Musi być możliwe bezpieczne ukończenie lądowania z prędkością o 9,3 km/h (5 węzłów) mniejszą od prędkości użytej dla wyznaczenia długości lądowania,

która wynosi co najmniej $1,3 V_{S1}$. Dla każdej możliwej do uzyskania prędkości należy wykazać zdolności samolotu do powrotu do lotu ustalonego po wytrąceniu go z niego. Po uzyskaniu lotu ustalonego prędkość musi powrócić z dokładnością $\pm 10\%$ od początkowej prędkości. Przy wznoszeniu statyczna stateczność samolotu udowodniona musi być poprzez wykazanie, że krzywa siły na drążku ma stałe nachylenie przy prędkościach w zakresie 15% powyżej i poniżej prędkości wyważenia. Przy przelocie stałe nachylenie krzywej sił na drążku musi być spełnione dla zakresu prędkości $1,3 VS1 - VNE$, natomiast przy podejściu i lądowaniu zakres prędkości wynosi $1,1 VS1 - 1,8 VS1$. Statyczna stateczność kierunkowa i poprzeczna dla samolotów o trzech sterach jest podobna jak w przypadku przepisów LSA, jednak w przypadku VLA wyszczególniony jest także przypadek samolotu o dwu sterach (lub sterowaniu uproszczonym). Samolot o dwu sterach w każdej konfiguracji musi dać się nagle przechylić od stanu przechylenia 45 stopni w jedną stronę do przechylenia 45 stopni w stronę przeciwną nie przejawiając przy tym niebezpiecznych cech ślizgu. Podczas puszczenia sterów na 2 minuty samolot nie może przyjmować niebezpiecznego położenia ani prędkości. Nie co inaczej opisane są wymagania związane ze statecznością dynamiczną samolotu. Wszelkie złożone poprzeczno-kierunkowe oscylacje (holendrowanie) występujące między prędkością przeciągnięcia a prędkością maksymalną, muszą być tłumione do 1/10 amplitudy w 7 cyklach przy puszczeniach sterów i przy sterach zablokowanych w pozycji neutralnej. Ostrzeżenie przed przeciągnięciem opisane jest podobnie jak w przypadku przepisów LSA jednak użycie wyłącznie wizualnego urządzenia ostrzegającego przed przeciągnięciem wewnątrz kabiny, wymagające uwagi załogi, nie jest akceptowalne. Ostrzeżenie przed przeciągnięciem powinno wystąpić przy prędkości przekraczającej prędkość przeciągnięcia o margines nie mniejszy niż 9,3 km/h (5 węzłów), ale nie większy niż 8,5 m/s (10 węzłów) i musi trwać do wystąpienia przeciągnięcia. Samolot operujący na lądzie nie może mieć nie dającej się opanować tendencji do kapotażu w żadnych rozsądnie przewidywalnych warunkach użytkowania, łącznie z odbiciem podczas startu lub lądowania. Samolot operujący na wodzie, nie może mieć niebezpiecznej lub nie dającej się opanować charakterystyki kołysania się przy jakichkolwiek prędkościach użytkowania na wodzie. Tak samo jak w przypadku LSA samolot musi być zdolny operować na lądzie lub wodzie przy 90 stopniowym bocznym wietrze. Jednak w VLA prędkość wiatru została określona i wynosi 18,5 km/h (10 węzłów).

Cięższe konstrukcje, umożliwiające zabranie na pokład więcej pasażerów, certyfikuje się zgodnie z wymaganiami CS-23. Specyfikacja ta stosowana jest do certyfikowania samolotów kategorii normalnej, użytkowej i akrobacyjnej, o masie startowej do 5670 kg, które poza 2 członkami załogi mogą pomieścić do 9 pasażerów. Specyfikacja ta pozwala także certyfikować samoloty transportu lokalnego (commuter) o masie startowej do 8618 kg, które mogą pomieścić do 19 pasażerów. Kategoria normalna jest ograniczona do użytkowania nie obejmującego akrobacji, jednak dozwolone są przeciągnięcia (z wyjątkiem przeciągnięć, w których występuje ślizg na ogon), leniwe ósemki, świece i głębokie zakręty lub podobne manewry w których kąt przechylenia nie przekracza 60 stopni. Samoloty kategorii normalnej mogą wykonywać zakręty i podobne manewry do przechylenia nie przekraczającego 90 stopni. Kategoria akrobacyjna nie ma ograniczeń, oprócz tych, które podczas prób w locie wykazano jako wymagane. W publikacji opisane zostały jedynie wymagania dotyczące samolotów o masie startowej do 5670 kg.

Kategoria CS-23 jest dużo bardziej szczegółowa, a wymagania są bardziej rygorystyczne niż w przypadku poprzednich specyfikacji. Dopuszczalne tolerancje pomiarów podczas prób w locie wynoszą:

Tabela 4. Dopuszczalne tolerancje pomiarów podczas prób w locie [6].

Element	Tolerancja
Ciążar	+5%, -10%
Ciążar (czynnik krytyczny)	+5%, -1%
Środek ciężkości	+/-7% całego zakresu obwiedni

Tak samo jak w przypadku LSA i VLA zakres ciężarów i środków ciężkości, w których samolot może bezpiecznie być użytkowany muszą być wyznaczone. Wiele wariantów załadowania i różne położenia środka ciężkości, wymuszają określenia ograniczeń, dla których potwierdzona jest wytrzymałość konstrukcji oraz wykazane zostało spełnienie każdego z wymagań specyfikacji. Przepisy dotyczące śmigła (ograniczenie prędkości obrotowej silnika i skok śmigła) są jednoznaczne z przepisami VLA.

Badania osiągow samolotu w locie są dokładnie sprecyzowane. W odróżnieniu od CSA i VLA elewacja lotniska na którym przeprowadzane mają być próby nie może być mniejsza niż 3048 m (1000 stóp). Badane osiągi muszą być spełnione do 30 stopni ponad wartość temperatury atmosfery standardowej dla danej wysokości, a osiągi zależne od mocy silnika muszą być podane dla wilgotności względnej 80% poniżej temperatury standardowej oraz 34% powyżej temperatury standardowej. Prędkość przeciągnięcia należy wyznaczyć przy zamkniętych przepustnicach a śmigło musi być ustawione w pozycji do startu. Dla samolotów o masie startowej nie przekraczającej 2722 kg, prędkość przeciągnięcia nie może być większa niż 61 węzłów, natomiast dla samolotów cięższych wartość prędkości przeciągnięcia nie została określona, jednak musi być wyznaczona. Prędkość startu definiowana jest jako prędkość rotacji V_R , przy której samolot odrywa się od pasa startowego lub tafli wody. Dla dwusilnikowych samolotów lądowych V_R nie może być mniejsza niż $1,1 V_{S1}$, a dla jednosilnikowych nie mniejsza niż V_{S1} . Dla wodnosamolotów V_R nie jest określona, należy ją jednak wyznaczyć i udowodnić, że jest bezpieczna. Na wysokości 15 m nad powierzchnią startu prędkość musi wynosić co najmniej $1,2 V_{S1}$ a długość odcinka od rozpoczęcia startu do uzyskania tej wysokości musi być określona, jednak nie jest narzucona. Na poziomie morza samolot z napędem tłokowym o ciężarze maksymalnym do 2722 kg musi być zdolny wznosić się z ustalonym gradientem nie mniejszym niż 8,3% (6,7% w przypadku wodnosamolotu) a prędkość przy wznoszeniu musi wynosić co najmniej $1,2 V_{S1}$ przy wszystkich silnikach pracujących. W przypadku samolotów dwusilnikowych o masie do 2722 kg i prędkości przeciągnięcia większej niż 113 km/h wymagane jest utrzymanie gradientu ustalonego wznoszenia nie mniejszego niż 1,5% na wysokości 1524 m przy jednym silniku niepracującym i prędkości wznoszenia nie mniejszej niż $1,2 V_{S1}$. Dla samolotów o prędkości przeciągnięcia mniejszej niż 113 km/h gradient ustalonego wznoszenia nie jest określony, jednak należy go wyznaczyć. Samoloty cięższe i samoloty z napędem turbinowym muszą wykazać mierzalny, dodatni gradient ustalonego wznoszenia na wysokości 122 m nad powierzchnią startu, a na wysokości 475 metrów gradient wznoszenia przy jednym silniku niepracującym nie może być mniejszy niż 0,75%.

5. WYZNACZENIE PARAMETRÓW AERODYNAMICZNYCH

Przepisy wymagają wyznaczenia doskonałości aerodynamicznej dla samolotów jednosilnikowych, która mierzona jest jako maksymalna odległość pozioma uzyskana w locie ślizgowym w spokojnej atmosferze w kilometrach na 100 metrów utraty wysokości, oraz prędkości niezbędnej do jej osiągnięcia. Prędkość podejścia do lądowania nie może być mniejsza niż $1,3 V_{SO}$, a odległość od momentu w którym samolot znajduje się na wysokości 15 m nad powierzchnią lądowania do punktu całkowitego zatrzymania musi być wyznaczona przy gradiencie opadania nie większym niż 5,2%. W przypadku zaniechania lądowania gradient wznoszenia musi wynosić co najmniej 3,3% dla samolotów o napędzie tłokowym i masie startowej nie przekraczającej 2722 kg, oraz 2,5% dla samolotów cięższych i samolotów z napędem turbinowym.

Samolot musi być w stanie wykonać płynne przejścia z jednych warunków lotu do innych bez niebezpieczeństwa przekraczania dopuszczalnych współczynników obciążeń i nie przekraczając sił na urządzeniach sterowych opisanych w Tab. 5.

Tabela 5. Wielkości maksymalnych sił na sterach [5].

Siła pilota	Pochylenie [N]	Przechylenie [N]	Odchylenie [N]
Drażek	267	133	-
Wolant (dwoma rękoma)	334	222	-
Wolant (jedną ręką)	222	111	
Pedał	-	-	667
Dla długotrwałych manewrów	44,5	22	89

Podczas badania sterowności podłużnej samolot musi zostać wytrzymowany możliwie blisko prędkości równej $1,3 V_{S1}$. Poniżej prędkości wyważenia musi być możliwe pochylenie nosa w dół, tak aby tempo narastania prędkości pozwoliło na szybkie uzyskanie prędkości wyważenia, zarówno przy maksymalnej mocy jak i przy silniku (silnikach) niepracującym. Sterowność kierunkową i poprzeczną określa się podczas przechyłów. Dla samolotów dwusilnikowych podczas przechyłów w granicach 5 stopni musi być możliwe wykonanie nagłym ruchem sterów, zmiany kursu w obydwu kierunkach do 15 stopni, przy prędkości $1,4 V_{S1}$. W przypadku nagłego i całkowitego uszkodzenia jednego silnika, musi być możliwe odzyskanie pełnego panowania nad samolotem bez przekraczania kąta przechyłu 45 stopni. Dla wszystkich samolotów musi być udowodnione, że są bezpiecznie sterowne bez użycia podstawowego układu sterowania poprzecznego w każdej konfiguracji i przy każdej prędkości. Dla dwusilnikowych samolotów przepisy wymagają określenia minimalnej prędkości lotu sterownego V_{MC} , przy której, jeżeli jeden z silników przestanie pracować, jest możliwe zachowanie panowania nad samolotem i utrzymanie prostoliniowego lotu przy kącie przechylenia nie większym niż 5 stopni. W konfiguracji do startu V_{MC} nie może być większe niż $1,2 VS1$, a siła na pedale wymagana do utrzymania sterowności nie może być większa niż 667 N. Używając korzystnej kombinacji sterów, należy udowodnić zdolność samolotu do przechylenia z zakrętu o ustalonym przechyleniu 30 stopni o kąt 60 stopni tak, żeby odwrócić kierunek zakrętu.

Manewr ten musi zostać wykonany podczas startu, w ciągu 5 sekund od zainicjowania przechylenia w przypadku samolotów o ciężarze do 2722 kg lub w ciągu 10 sekund w przypadku samolotów cięższych. Podczas podejścia do lądowania ten czas skraca się i wynosi odpowiednio 4 i 7 sekund. Samolot po wyważeniu i bez wywierania nacisku lub poruszania podstawowych sterownic lub odpowiadających im sterownic wyważających jest w stanie wykonywać lot ustalony. Udowodnienie, że samolot spełnia wymogi stateczności statycznej podłużnej równa się z wykazaniem, że krzywa siły na drążku ma wyraźne nachylenie dla konfiguracji do wznoszenia, przelotu i lądowania. Stateczność kierunkowa i poprzeczna udowodniona zostaje poprzez tendencję do wychodzenia za ślizgu przy puszczonej sterze kierunku, a stateczność statyczna boczna poprzez tendencję do podnoszenia dolnego skrzydła w ślizgu. Przy większych kątach ślizgu, aż do kąta przy którym użyte jest pełne wychylenie steru kierunku lub lotek, albo osiągnięta jest graniczna siła sterowania, wychylenie sterownic lotek i steru kierunku oraz siły nie mogą zmieniać znaku.

Każde krótkotrwałe oscylacje, oprócz kombinowanych oscylacji boczno-kierunkowych muszą być silnie tłumione przy podstawowych sterach puszczonej lub zablokowanej w ustalonym położeniu. Każde kombinowane wahania boczno-kierunkowe („holendrowanie”) muszą być tłumione do 1/10 amplitudy w ciągu 7 cykli. Każde długotrwałe oscylacje lotu (fugoida) nie mogą być tak nieustalone, aby powodowały nieakceptowany wzrost obciążenia pilota.

Samolot musi być zdolny do wywoływania i korygowania przechylenia aż do momentu przeciągnięcia samolotu. Rozpoczynając od prędkości co najmniej 18,5 km/h powyżej prędkości przeciągnięcia, należy zmniejszać prędkość poprzez ściąganie drążka na siebie, tak aby spadek prędkości wynosił 1,9 km/h na sekundę. Podczas wprowadzania i wyprowadzania z manewru korkociągu musi być możliwe zapobieżenie przechyłowi lub odchyleniu większemu niż 15 stopni przez normalne użycie sterów. W ustalonym i skoordynowanym zakręcie z przechylem 30 stopni, należy zmniejszać prędkość przez stopniowe zacieśnianie zakrętu sterem wysokości. Spadek prędkości powinien wynosić 1,9 km/h a w przypadku przyspieszonego przeciągnięcia w zakręcie, które też należy zbadać, powinien wahać się w zakresie od 5,6 do 9,3 km/h na sekundę. Po uzyskaniu przeciągnięcia musi być możliwe doprowadzenie do lotu poziomego przez normalne użycie sterów, bez zwiększania mocy, bez nadmiernej straty wysokości, nadmiernego zadzierania nosa i niekontrolowanej tendencji do korkociągu. Podczas manewru wyprowadzania z przeciągnięcia bez przechyłu, samolot nie może przekroczyć kąta przechyłu 60 stopni w wyjściowym kierunku zakrętu lub 30 stopni w kierunku przeciwnym. Podczas wyprowadzania z przeciągnięcia w zakręcie, kąty te wzrastają i wynoszą odpowiednio 90 i 60 stopni. Samolot musi dawać wyraźne ostrzeżenie przed przeciągnięciem, które może być jego cechą aerodynamiczną bądź przez urządzenie. Przepisy dokładnie definiują, że samo urządzenie, które tylko wizualnie ostrzega przed przeciągnięciem i wymaga od załogi dodatkowej uwagi jest nieakceptowalne. Ostrzeżenie przed przeciągnięciem musi zacząć się przy prędkości co najmniej 9,3 km/h mniejszej od prędkości przeciągnięcia i trwać aż do momentu przeciągnięcia. Wymagana jest zdolność samolotu do wyprowadzania z jedno zwitkowego korkociągu (lub korkociągu trwającego trzy sekundy, jeśli jedna zwitka trwa krócej) w czasie trwania nie więcej niż jednej dodatkowej zwitki.

Statek powietrzny nie może mieć niekontrolowanej tendencji do kapotażu, w każdych rozsądnie przewidywanych warunkach użytkowania, włączając podskoki podczas lądowania i startu. Hamulce

muszą działać płynnie. Wodnosamoloty nie mogą mieć niebezpiecznych lub niekontrolowanych wahań podłużnych przy prędkościach normalnego użytkowania na wodzie. Należy udowodnić, że samolot jest w stanie bezpiecznie kołować, startować i lądować przy 90 stopniowym bocznym wietrze o prędkości nie mniejszej niż $0,2 V_{S0}$.

Dla wodnosamolotów muszą być ustalone dopuszczalne warunki powierzchni wody i wszelkie niezbędne procedury użytkowania na wodzie. Rozbryzg wody nie może niebezpiecznie zmniejszać widzialności pilotów.

6. PROJEKTOWANIE STATKÓW POWIETRZNYCH

Prawo lotnicze poprzez wymagania certyfikacyjne w znacznym stopniu ingeruje w proces projektowania statków powietrznych. Ingerencja ta jest na tyle głęboka, iż już na samym początku etapu projektowania obiektu latającego, czyli w trakcie przygotowania projektu ofertowego, należy wiedzieć które wymagania certyfikacyjne będą dotyczyć projektowanej konstrukcji. Na cały świecie tendencja jest podobna i logiczna: celem jest zwiększenie bezpieczeństwa a co za tym idzie im cięższy jest projektowany statek powietrzny oraz im więcej jest w stanie zabrać pasażerów na pokład tym bardziej rygorystyczne są wymagania które musi spełnić. Różnice pomiędzy specyfikacjami certyfikacyjnymi dla najlepszych konstrukcji są co prawda znaczące, lecz bardzo małe, dlatego wybór odpowiedniego typu przepisów można odsunąć w czasie projektowania samolotu, jednak i tak odbywa się to w początkowych etapach, najczęściej podczas prac nad projektem wstępnym.

7. WNIOSKI

Różnice pomiędzy odpowiadającymi sobie przepisami na świecie są znikome. W przypadku CS-23 i FAR-23 przepisy te z technicznego punktu widzenia są identyczne, występujące różnice w procesie certyfikacyjnym wynikają przeważnie z odmiennych procedur biurokratycznych. Większe rozbieżności występują w przypadku specyfikacji certyfikacyjnych najmniejszych konstrukcji. Niektóre specyfikacje mogą zawierać więcej wymagań, lub to same wymaganie może być bardziej rygorystycznie określone w przepisach. Pomimo tych różnic, specyfikacje są na tyle podobne, że uzyskując certyfikat jednej organizacji, inny certyfikat to kwestia formalności (rzadko drobnych modyfikacji konstrukcji).

Podsumowując, te wywody można stwierdzić iż w najbliższym czasie świat techniczny będzie czekała unifikacja przepisów budowy statków powietrznych. Należy także zauważyć wkład współczesnej nauki w procesy podwyższenia bezpieczeństwa lotów. Niewątpliwie rozwój technologiczny wprowadza korekty do istniejących przepisów z których wiele się dezaktualizuje. Czynnikiem istotnym mającym coraz większy wpływ na bezpieczeństwo lotów jest udział człowieka w procesie sterowania [7]. Przytoczone w pracy przepisy dotyczące samolotów lekkich nie uwzględniają wpływu człowieka jako istotnego elementu w procesie koncepcji, projektowania, budowy i eksploatacji lekkich samolotów sportowych. Należy też nadmienić o aktualnej tendencji połączenia optymalizacji procesu projektowania z ekonomią przedsięwzięcia, co nakreślone zostało

w publikacji [8]. Również te problemy nie są uwzględniane w aktualnych przepisach. Autorzy mają nadzieję że istotne aspekty tych problemów zostaną uwzględnione w przyszłych przepisach lotniczych.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Convention on international civil aviation signed at Chicago on 7 December 1944 <http://www.icao.int/publications/Documents/chicago.pdf>.
- [2] FAR – Federal Acquisition Regulations, czyli zbiór reguł w Federalnym systemie ustawodawczym USA. Prawo administracyjne podzielone jest na 50 tematów, z czego nr 14 odnosi się do lotnictwa i kosmonautyki, znany również jako FAA – Federal Aviation Regulations.
- [3] Wiśniowski, W., 2014, “Twenty years of Light Aircraft and Safety Program,” Transactions of the Institute of Aviation, **236(3)**, pp. 7-25.
- [4] Regulation (EC) No 216/2008, <https://easa.europa.eu/document-library/regulations/regulation-ec-no-2162008>.
- [5] ASTM F2245-07 Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane.
- [6] ED 2003/18/RM – Specyfikacje certyfikacyjne dla samolotów bardzo lekkich CS-VLA.
- [7] Szafran, K., 2014, „Bezpieczeństwo lotu – zasada maksymalnej entropii” *Bezpieczeństwo na lądzie, morzu i w powietrzu w XXI wieku*. Centrum Naukowo Badawcze Ochrony Przeciwpowarowej. – Józefów, s. 247–251.
- [8] Iwaniuk A., Wiśniowski W., Żółtak J., 2016, „Multi - disciplinary optimisation approach for a light turboprop aircraft – engine integration and improvement.” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal* 88/2, pp. 348-355.

SELECTED ASPECTS IN DESIGNING LIGHT SPORT AIRCRAFT IN THE CONTEXT OF THE GLOBAL AVIATION REGULATIONS

Abstract

Selected requirements for small aircraft, which are necessary to obtain the relevant certificate are presented in this paper. The most important differences between the requirements of CS-LSA, CS-VLA and CS-23 are presented. Differences between European and American regulations for the construction of small civilian aircraft are compared. Also some of the provisions and recommendations of the ICAO on aviation security with a focus on the design and operation of airplanes are quoted. In the conclusions, the authors put forward a proposal of global standardization of regulations, which undoubtedly will be implemented in the future.

Keywords: aviation regulations, certification, flight safety.