

PROCES CERTYFIKACJI PODZESPOŁÓW STATKU POWIETRZNEGO NA PRZYKŁADZIE BADAŃ WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH INNOWACYJNEJ GŁOWICY WIATRAKOWCA

AGNIESZKA SOBIESZEK, MAŁGORZATA WOJTAS

*Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska,
agnieszka.sobieszek@ilot.edu.pl, malgorzata.wojtas@ilot.edu.pl*

Streszczenie

W artykule przedstawiono proces przygotowawczy certyfikacji, metodologie i przebieg badań weryfikujących podstawowe założenia konstrukcji lotniczej na przykładzie innowacyjnej głowicy wiatrakowca. Przeprowadzono badania czterołopatowej głowicy wiatrakowca weryfikujące wytrzymałość statyczną przy obciążeniach dopuszczalnych, określonych przez siły występujące przy manewrze wyrwania. Scharakteryzowano przebieg badań, metody badawcze oraz weryfikowane parametry. Opisano aspekty prawne dopuszczenia do lotu oraz uzyskania certyfikatu uwzględniając przepisy CS 27, podczęść C – Badania Wytrzymałościowe, według których prowadzono badania. Przedstawione wyniki i wnioski były podstawą do dopuszczenia obiektu do prób w locie przez Urząd Lotnictwa Cywilnego.

Słowa kluczowe: głowica wiatrakowca, CS 27, przepisy lotnicze, badania wytrzymałościowe.

1. WPROWADZENIE

Certyfikacja wyrobów lotniczych jest złożonym procesem, nadzorowanym przez jednostkę certyfikującą, mającym na celu weryfikację nowych konstrukcji lotniczych oraz potwierdzenie ich zdadności do lotu. Jednostką certyfikującą w Polsce jest Urząd Lotnictwa Cywilnego, nadrzędną jednostką jest Europejską Agencję Bezpieczeństwa Lotniczego. W przypadku nowego statku powietrznego konieczne jest przeprowadzenie niezależnych badań dla każdego z nowo zaprojektowanych podzespołów. Podstawą certyfikacji jest ustalenie z jednostką certyfikującą według jakich przepisów lotniczych zostanie przeprowadzony proces certyfikacji. Sformalizowany przebieg certyfikacji ma zapewnić wysoką jakość przeprowadzonych badań a tym samym bezwzględne bezpieczeństwo użytkowników obiektu latającego. Poprzez certyfikację Urząd Lotnictwa Cywilnego realizuje misję „działania na rzecz bezpieczeństwa i zrównoważonego rozwoju lotnictwa cywilnego w Polsce” [12, 13].

Badaniom wytrzymałościowym do certyfikacji typu została poddana innowacyjna, czterołopatowa głowica wiatrakowca. Weryfikowano wytrzymałość statyczną przy obciążeniach dopuszczalnych określonych przez siły występujące przy manewrze wyrwania podczas lotu wiatrakowca. Siły określono na podstawie obliczeń obciążeń zewnętrznych wirnika wiatrakowca dla przypadków lotnych [1, 2]. Wykonano trzy próby wytrzymałościowe,

w tym jedną wstępną weryfikującą funkcjonalność i poprawność działania systemu zadawania siły i systemu pomiarowego. Przed i po próbie wytrzymałości statycznej do 100% obciążeń dopuszczalnych wykonywano pomiar geometrii głowicy za pomocą ramienia pomiarowego, który miał na celu określenie poziomu odkształceń konstrukcji. Ostatnim etapem badań była próba do 150% obciążeń dopuszczalnych, przy której głowica nie mogła ulec zniszczeniu przez określony czas. Podczas badań rejestrowano odkształcenia w wybranych punktach głowicy realizowane czujnikami tensometrycznymi. Kontrolowano odległość między górną powierzchnią oprawy łożysk wirnika, a dolną powierzchnią zawieszenia głowicy oraz sprawdzano ugięcia elastomerów względem powierzchni mocowania głowicy do masztu. Na podstawie badań i zarejestrowanych wyników, które były podstawą raportów, jednostka certyfikująca podejmowała decyzję o dopuszczeniu obiektu do prób w locie.

2. REGULACJE PRAWNE W POLSKIM LOTNICTWIE CYWILNYM

Procesy zachodzące w lotnictwie w zakresie projektowania konstrukcji, produkcji, obsługi, zarządzania, kontroli ruchu lotniczego podlegają regulacjom prawnym. Źródłami przepisów prawa lotniczego są powszechnie uznawane zasady prawa międzynarodowego, światowe i regionalne traktaty międzynarodowe, dwustronne umowy pomiędzy państwami oraz ustawy wewnętrzne państw.

Przepisy lotnicze są ciągle rozwijane i w miarę możliwości ujednolicane dla różnych obszarów geograficzno – politycznych. W chwili obecnej polskie przepisy opierają się na regulacjach następujących organizacji międzynarodowych:

- Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego ICAO (ang. International Civil Aviation Organization);
- Europejska Konferencja Lotnictwa Cywilnego ECAC (ang. European Civil Aviation Conference);
- Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego EASA (ang. European Aviation Safety Agency);
- EUROCONTROL – europejska organizacja ds. bezpieczeństwa żeglugi powietrznej.

W 1944 roku na mocy konwencji chicagowskiej została powołana Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego ICAO. Jest ona odpowiedzialna za opracowanie i wdrażanie przepisów regulujących bezpieczeństwo ruchu lotniczego oraz ekonomię transportu lotniczego na świecie. ICAO opracowuje międzynarodowe normy i standardy dla lotnictwa cywilnego, najważniejsze z nich zawarte w 18 załącznikach przyczyniły się do ujednoczenia przepisów i stałego podnoszenia bezpieczeństwa i efektywności technicznych operacji w lotnictwie światowym. Na ich podstawie opracowano liczne dokumenty pochodne m.in. zasady żeglugi powietrznej, podręczniki techniczne, plany aeronawigacyjne, oraz przepisy narodowe (amerykańskie FAR (ang. Federal Aviation Regulation), brytyjskie BCAR (ang. British Civil Airworthiness Requirements), a także europejskie JAR (ang. Joint Aviation Requirements) zastąpione obecnie przez PART oraz specyfikacje certyfikacyjne CS (ang. Certification Specifications)).

W roku 1954 została utworzona organizacja ECAC w wyniku zaleceń konferencji ds. europejskiego transportu lotniczego zwołanej z inicjatywy Rady Europejskiej oraz ICAO. ECAC jest konsultatywną organizacją międzyrządową zajmującą się współpracą w dziedzinie lotnictwa cywilnego w Europie. W roku 1970, ECAC powołało wyspecjalizowany organ JAA (ang. Joint Aviation Authority), którego zadaniem było ustalenie oraz wdrażanie wspólnych standardów i procedur w zakresie dopuszczenia do lotu statków powietrznych, obsługi technicznej oraz eksploatacji zgodnie z ustalonymi wymaganiami JAR (obecnie PART).

Podstawowym warunkiem uzyskania przez Polskę pełnego członkostwa w JAA, było wejście w życie nowej ustawy – Prawo Lotnicze z dnia 3 lipca 2002 roku [11]. W 2003 roku JAA przekształciła się w nową niezależną organizację międzynarodową EASA będącą wyspecjalizowaną agendą Unii Europejskiej działającą w obszarze lotnictwa cywilnego i ochrony środowiska. Celem Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego jest ustanowienie i dbanie o utrzymanie wysokiego poziomu lotnictwa cywilnego oraz ochrony środowiska na całym kontynencie europejskim, wspieranie procesów regulacyjnych i certyfikacyjnych, ułatwianie swobodnego przepływu osób, towarów i usług, wspieranie krajów członkowskich

w wypełnianiu zobowiązań podjętych w ramach ICAO oraz promowanie europejskich standardów bezpieczeństwa lotniczego. Zgodnie z wytycznymi EASA standardy w lotnictwie wyznaczają akty prawne i przepisy. Wraz z rozwojem branży lotniczej, podlegają one ciągłemu rozwojowi oraz licznym nowelizacjom. W obecnej chwili do najważniejszych należą m.in.:

- Rozporządzenie Komisji (WE) NR 1194/2009 z dnia 30 listopada 2009 r. zmieniające rozporządzenie (WE) nr 1702/2003 ustanawiające zasady wykonawcze dla certyfikacji statków powietrznych i związanych z nimi wyrobów, części i wyposażenia w zakresie zdatności do lotu i ochrony środowiska oraz dla certyfikacji organizacji projektujących i produkujących [9];
- PART 21 – Certyfikacja statków powietrznych i związanych z nimi wyrobów, części i akcesoriów oraz organizacji projektujących i produkujących;
- PART M – Wymagania dotyczące obsługi technicznej;
- PART 145 – Certyfikacja organizacji obsługowych;
- PART 66 – Licencjonowanie personelu obsługującego statki powietrzne;
- PART 147 – Certyfikacja ośrodków szkolenia personelu z zakresu obsługi technicznej;
- AMC & GM – Materiały wyjaśniające do przepisów PART 21, M, 145, 66;
- CS – Specyfikacje certyfikacyjne – Przepisy techniczne dotyczące budowy statków powietrznych i ich części składowych (rys. 1, tab. 1).

Tab. 1. Terminologia i nomenklatura dotycząca przepisów CS [12]

Skrót	Znaczenie
APU	ang. Auxiliary Power Units
ETSO	ang. European Technical Standard Orders
SIMD	ang. Simulator Data
MMEL	ang. Master Minimum Equipment List
GEN MMEL	ang. Generic Master Minimum Equipment List
OSD	ang. Operational Suitability Data

Przedmiot	Przepis	Przedmiot	Przepis	Przedmiot	Przepis
Szybowce i motoszybowce	CS 22	Balony na uwięzi	CS 31TGB	SIMD	CS SIMD
Samoloty lekkie	CS 23	Emisja z silników	CS 34	Samoloty ultra lekkie	CS VLA
Duże samoloty	CS 25	Hałas	CS 36	Wiroplaty ultra lekkie	CS VLR
dodatkowe specyfikacje dla zdatność do lotu	CS 26	APU	CS APU	MMEL	CS MMEL
Małe wiroplaty	CS 27	Silniki	CS E	Generic MMEL	CS GEN MMEL
Duże wiroplaty	CS 29	ETSO	CS ETSO	Dane personelu pokładowego	CS CCD
Balony	CS 31GB	Samoloty lekkie, sportowe	CS LSA	OSD	CS FCD
Balony na gorące powietrze	CS 31HB	Śmigła	CS P		

Rys. 1. Specyfikacje certyfikacyjne CS [opracowanie własne]

2.1. Certyfikacja wyrobów lotniczych

Wyroby lotnicze muszą być poddawane certyfikacji w celu sprawdzenia, czy spełniają one podstawowe wymogi w zakresie zdatności do lotu i ochrony środowiska, odnoszące się do lotnictwa cywilnego.

Każdy statek powietrzny zanim otrzyma zgodę na lot otrzymuje certyfikat wydany przez organ nadzoru lotniczego. Certyfikacja wyrobu lotniczego to niezależna ocena konstrukcji i potwierdzenie, że spełnia ona ustalone normy bezpieczeństwa, które różnią się w zależności od typu i wagi statku powietrznego. W Polsce, Ustawa Prawo Lotnicze zabrania wykonywania lotów bez ważnego Świadectwa Zdatności do Lotu. Zdatność do lotu od etapu projektowania poprzez produkcję do eksploatacji określa EASA, natomiast Urząd Lotnictwa Cywilnego pełni rolę organu wykonującego i nadzorującego na bieżąco procesy certyfikacyjne. Dokumenty zdatności części, akcesoriów, oraz certyfikaty zdatności do lotu wydawane przez EASA mają pierwszeństwo i są uzupełniane przez dokumenty wydawane przez ULC (są to m.in. Certyfikaty Typu). Zdatność do lotu dla statków powietrznych w kategorii specjalny (ang. special) oraz typów statków powietrznych, o których mowa w Załączniku II do Rozporządzenia WE 1592/2002 potwierdza Prezes ULC [8, 11, 13].

2.2. Certyfikacja Typu nowego wiatrakowca

W celu wydania Certyfikatu Typu TC (ang. Type Certificate) dla nowego statku powietrznego należy zgłosić do Urzędu Lotnictwa Cywilnego wnioski o certyfikację nowego statku powietrznego tj. objęcie nadzorem lotniczym prac oraz czynności związanych z projektowaniem, produkcją oraz próbami stanowiskowymi i w locie. Czynności te prowadzi nadzór lotniczy w imieniu Prezesa ULC poprzez Inspektorat Certyfikacji Wyrobów Lotniczych (LTT-3) w ramach udzielonej przez EASA akredytacji [13].

Certyfikacja opiera się na specyfikacjach lotniczych CS. Przed rozpoczęciem całego procesu należy ustalić według jakich specyfikacji będzie ona prowadzona. Ze względu na brak przepisów odnoszących się bezpośrednio do wiatrakowców w specyfikacjach CS, jako bazowe wybrano brytyjskie Przepisy CAP 643 British Civil Airworthiness Requirements Section T Light Gyroplanes [6, 7, 10]. Przepisami na których opierał się cały proces certyfikacji były CS 27 – Specyfikacje Certyfikacyjne dla Wiroplątów Małych [8].

Badania przeprowadzone w Instytucie Lotnictwa polegały na wykazaniu spełnienia przepisu T 337 brytyjskich przepisów CAP. Przepis ten mówi o maksymalnych obciążeniach występujących podczas manewrów i definiuje dla jakich wartości obciążeń należy zaprojektować wirnik oraz inne elementy konstrukcji wiatrakowca. Przepis wypełniono poprzez spełnienie zapisów rozdziału Obciążenia w Locie, przepisów CS 27 – Specyfikacje Certyfikacyjne dla Wiroplątów Małych [8], tj. punktów w odniesieniu do zespołu konstrukcyjnego głowicy i mocowania głowicy wiatrakowca:

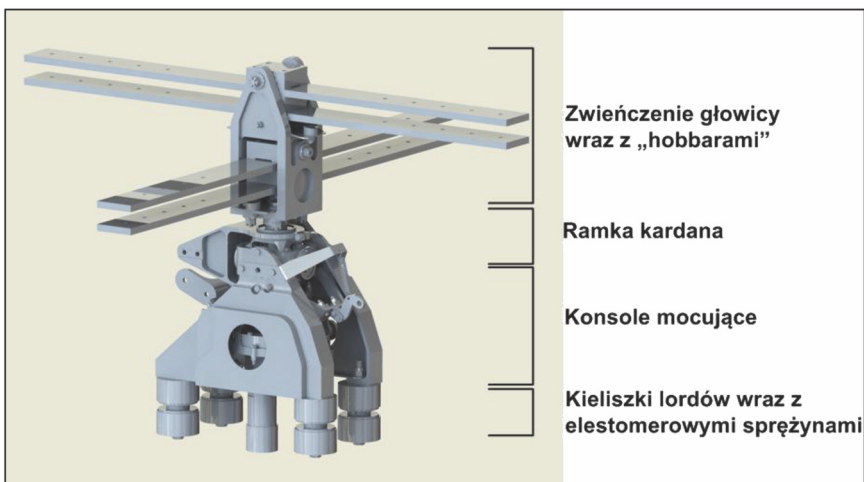
- CS 27.321 Postanowienia ogólne;
- CS 27.337 Współczynnik obciążeń dopuszczalnych przy manewrach;
- CS 27.339 Wypadkowe obciążenia dopuszczalnych przy manewrach;
- CS 27.341 Obciążenia wywołane podmuchami;
- CS 27.351 Warunki lotu z odchyleniem.

Badania wytrzymałościowe zespołu głowicy wiatrakowca wykonano zgodnie z punktami przepisu CS 27.303 mówiącego o współczynniku bezpieczeństwa konstrukcji lotniczych, oraz

przepisu CS 27.305(a) opisującego wytrzymałość i odkształcenia konstrukcji dla obciążeń dopuszczalnych i CS 27.305(b) opisującego wytrzymałość konstrukcji dla obciążeń niszczących o wartości przyjętej dla współczynnika bezpieczeństwa tj. 1,5 dla konstrukcji głowicy.

3. OBIEKT BADAŃ

Obiekt badań stanowi zespół konstrukcyjny głowicy i mocowanie głowicy czterołopatowego wirnika nośnego, z dwoma wirnikami typu huśtawka rozstawionymi w azymucie co 90° , płaszczyzny wirników zostały odpowiednio oddalone od siebie ze względów konstrukcyjnych (rys. 2). Głowica została wykonana z stopu aluminium PA7 stosowanego w lotnictwie. Promień wirnika wynosi 4,4 m, a cięciwa łopaty o profilu NACA 8H12 0,2 m. Badany obiekt składa się z głowicy wraz z elementami mocującymi łopaty tj. hobbarami, które na czas badań zostały zastąpione elementami zastępczymi, będącymi dwoma kształtownikami odpowiadającymi oryginalnym elementom mocowanym w zawieszeniu głowicy. W kształtownikach zostały wykonane otwory do mocowania układu cięgien, których zadaniem jest przeniesienie siły zadanej siłownikiem hydraulicznym. W skład zespołu mocowania głowicy do struktury wiatrakowca wchodzi zespół czterech lordów (kieliszków, wewnątrz których znajduje się elastomerowa sprężyna), dwóch konsoli mocujących głowicę do lordów oraz zespołu sterowania głowicy.



Rys. 2. Model czterołopatowej głowicy wirnika wiatrakowca [Ł. Czajkowski, 2015]

Wirnik nośny wiatrakowca pracuje w warunkach autorotacji i jego głównym zadaniem jest wytworzenie siły nośnej oraz wytworzenie momentów sterujących powodujących pochylenie i przechylenie wiatrakowca.

Wirnik huśtawkowy posiada tylko jeden wspólny przegub wahań i nie posiada tarczy sterującej dzięki czemu sterowanie wirnikiem odbywa się poprzez pochylenia i przechylenia osi wirnika. Wirnik tego typu jest najprostszą technologicznie ze znanych konstrukcji wirników, zapewniając tym samym stosunkowo prostą eksploatację. Nietypowe zastosowanie wirnika czterołopatowego (dotychczas takie rozwiązanie zastosowano tylko w wiatrakowcu McCulloch J-2) pozwoliło na znaczne zmniejszenie gabarytów wirnika tj. cięciwy łopaty oraz średnicy wirnika [2].

4. BADANIA

Celem badań jest wykazanie spełnienia przepisów opisanych w rozdziale 2.2. Uwzględniając współczynnik bezpieczeństwa oraz wytrzymałość i odkształcenia konstrukcji przeprowadzono badania wytrzymałościowe zespołu konstrukcyjnego głowicy w odniesieniu do przypadku obciążeń przy manewrze wyrwania [1].

4.1. Przypadki i realizacja obciążeń

Obciążenia realizowane będą w przyjętym układzie współrzędnych związanym z wiatrakowcem. Obciążenia należy przykładać do konstrukcji stopniowo, tak aby nie wywołać zjawisk dynamicznych. Realizacja obciążeń, powinna umożliwiać pełną kontrolę sił i rejestrację zmian wartości przykładanych sił w czasie.

Siła była zadawana tak, aby realizować obciążenia występujące przy manewrze wyrwania, ponieważ obliczenia wykazały, że podczas tego manewru występują maksymalne wartości obciążeń. W celu zasymulowania manewru wyrwania wyliczono wypadkową sił i określono pod jakim kątem musi być zadawana tj. $3,6^\circ$ względem osi wału wirnika w płaszczyźnie symetrii wiatrakowca. Obciążenie przykładane było w stosunku do osi wirnika odchylonej o kąty maksymalnego zasterowania tj. $+15^\circ$ do tyłu, $+10^\circ$ w lewo (tak jak w manewrze wyrwania), w kierunku działania siły \mathbf{R} będącej wypadkową sił \mathbf{T} (siła osiowa) i \mathbf{H} (siła normalna).

Pierwszy przypadek obciążenia będzie odnosił się do próby wytrzymałościowej 100% obciążeń dopuszczalnych, siła wypadkowa przy manewrze wyrwania wynosi ok. 29 [kN], wówczas struktura musi być w stanie przenieść obciążenia dopuszczalne bez szkodliwego lub trwałego odkształcenia. Drugi przypadek odnosi się do 150% obciążeń dopuszczalnych tj. ok. 43 [kN] siły wypadkowej, kiedy to struktura musi być w stanie przenieść obciążenia niszczące bez zniszczenia przez czas 3 [s] (pkt. CS 27.305 (b)). Obciążenia realizowane będą w 3 etapach:

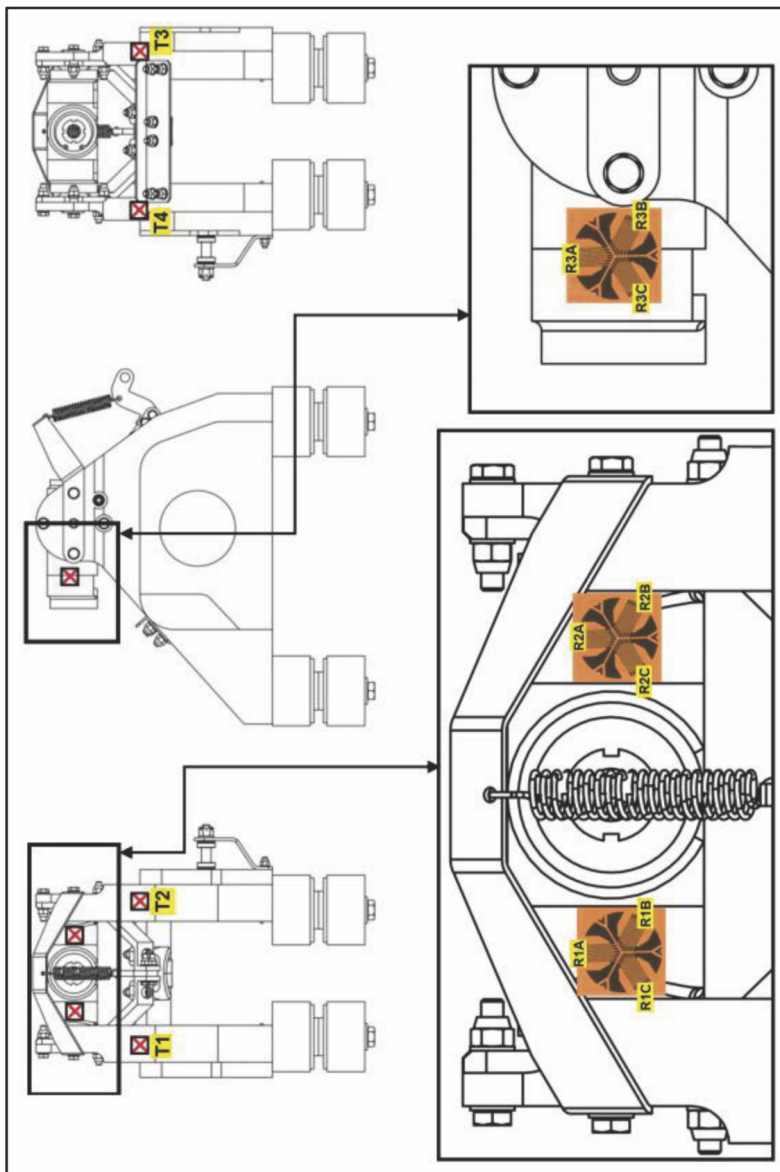
- Etap wstępny – do 50% obciążeń dopuszczalnych;
- Etap 1 – obciążenia dopuszczalne (100%);
- Etap 2 – obciążenia niszczące (150% obciążeń dopuszczalnych).

Podczas każdego z etapów należy kontrolować odkształcenia w wybranych punktach (za pomocą czujników tensometrycznych), obserwować pracę urządzeń obciążających, kontrolować odległość pomiędzy kieliszkami lordów a elementem mocowania konsoli głowicy do stanowiska oraz wykonywać pomiar odległości między górną powierzchnią oprawy łożysk wirnika, a dolną częścią zwieńczenia głowicy [1, 2, 3, 4].

4.2. Weryfikacja próby wytrzymałościowej

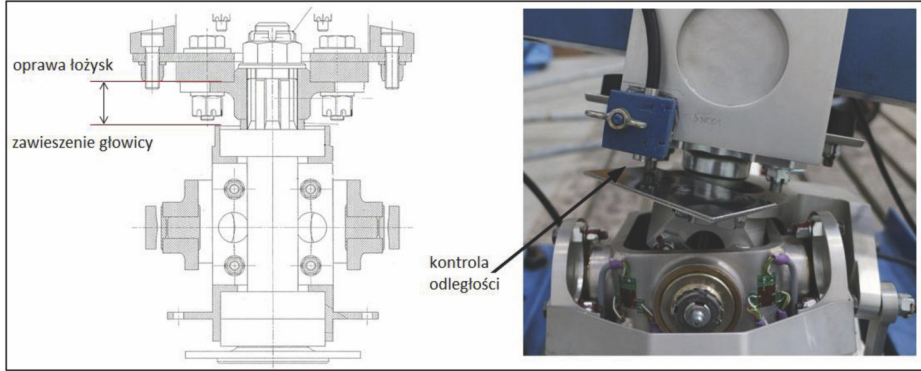
W celu spełnienia przepisu CS 27.305(a) dotyczącego braku odkształceń trwałych Urząd Lotnictwa Cywilnego zdecydował o wykonaniu:

- pomiarów tensometrycznych we wskazanych punktach na zespole głowicy (rys. 3);
- pomiarów geometrii głowicy za pomocą ramienia pomiarowego z głowicą laserową;
- kontroli odległości pomiędzy górną powierzchnią oprawy łożysk wirnika, a dolną powierzchnią zawieszenia głowicy;
- kontroli metalowych kieliszków lordów podczas próby, aby nie zetknęły się z powierzchnią płyty, do której mocowano głowicę;
- pomiaru płaskości ramki kardana.



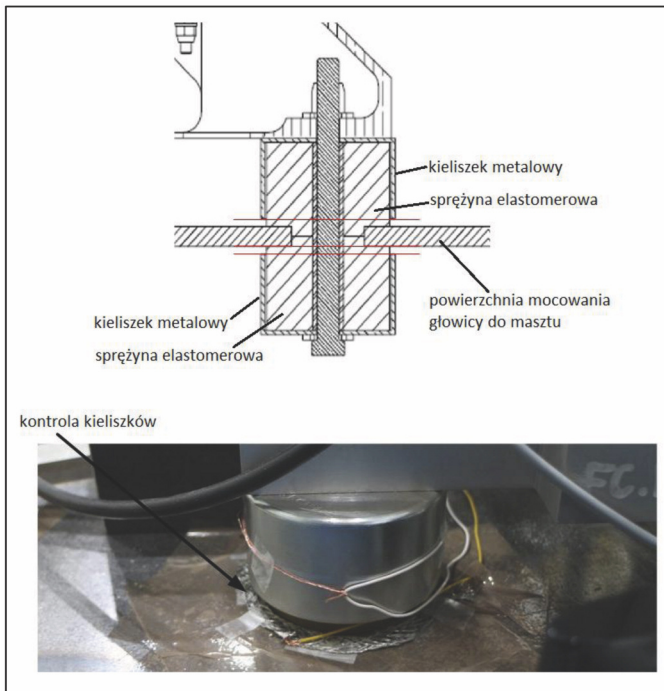
Rys. 3. Schemat oznaczenia miejsc instalacji tensometrów – punkty pomiarowe [opracowanie własne]

Podczas statycznych badań wytrzymałościowych kontrolowano odległość między górną powierzchnią oprawy łożysk wirnika, a dolną powierzchnią zawieszenia głowicy w celu oceny zachowania łożysk. Pomiar odległości realizowano za pomocą optycznych czujników przemieszczeń (rys. 4).



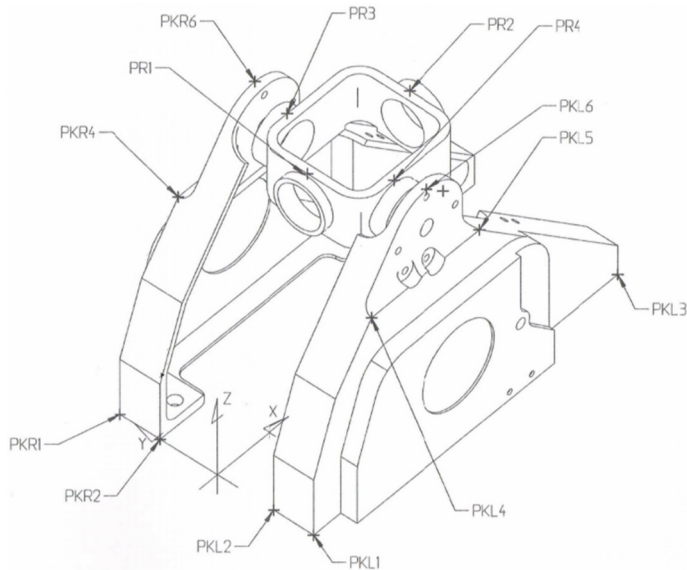
Rys. 4. Schemat kontroli odległości między górną powierzchnią oprawy łożysk a dolną powierzchnią zawieszenia głowicy [opracowanie własne]

Sprawdzano ugięcia sprężyn elastomerowych względem powierzchni mocowania głowicy do masztu (rys. 5) specjalnie przygotowanym systemem „czujników stykowych”, które za pomocą fotodiody informowały o ewentualnym kontakcie kieliszka z mocowaniem głowicy do masztu.



Rys. 5. Schemat kontroli ugięcia sprężyn elastomerowych [opracowanie własne]

Wymogiem Urzędu Lotnictwa Cywilnego było dokładne sprawdzenie stopnia odkształceń badanego obiektu, co zostało zrealizowane za pomocą pomiaru geometrii zespołu głowicy ramieniem pomiarowym z głowicą laserową MCAx 25x o dokładności pomiarowej 0,03 [mm]. Badania geometrii głowicy wykonano przed i po próbie do 100% obciążeń dopuszczalnych. Wyniki badania określały stopień odkształcenia ramki kardana oraz konsol w punktach przedstawionych na rysunku 6.



Rys. 6. Schemat rozmieszczenia punktów pomiarowych [opracowanie własne]

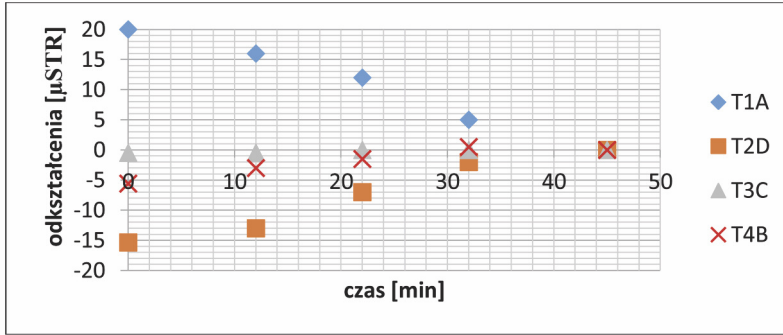
5. WYNIKI

Końcowym etapem badań wytrzymałościowych będących podstawą do certyfikacji innowacyjnej głowicy wiatrakowca jest złożenie do Urzędu Lotnictwa Cywilnego raportu z wynikami przeprowadzonych badań zgodnych z zatwierdzonym przez ULC programem prób opartym o ww. przepisy lotnicze.

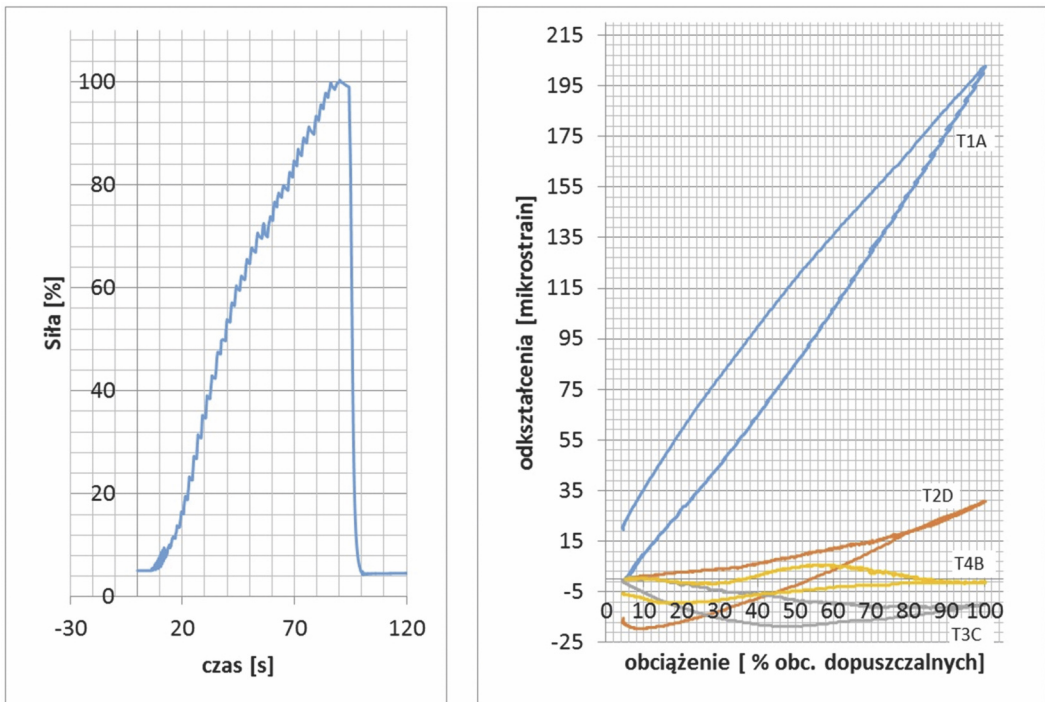
5.1. Próba do 100% obciążeń dopuszczalnych

Zgodnie z wymogami przedstawionymi w CS 27.305 (a) podczas próby do 100% obciążeń dopuszczalnych w obiekcie badań nie mogą pojawić się odkształcenia trwałe. Na podstawie wskazań czujników tensometrycznych w trakcie trwania próby kontrolowano stopień odkształceń zespołu głowicy w wybranych punktach pomiarowych w funkcji siły. Wybrano siedem punktów kontrolnych na zespole głowicy, w tym cztery na konsoli, gdzie zastosowano tensometry jednokierunkowe oraz trzy punkty kontrolne na ramce kardana, w której zainstalowano trzy rozety tensometryczne (pomiar w osi co 120°). Układy pomiarowe stanowiły półmostki tensometryczne, z czego tensometr czynny instalowany był w wybranych punktach kontrolnych głowicy a tensometr kompensacyjny na płycie wykonanej z tego samego materiału co głowica. Wyniki badań przedstawiono na rysunku 8. Wyznacznikiem spełnienia CS 27.305 (a) był powrót wskazań czujników tensometrycznych do wartości początkowej (przed zadaniem obciążenia). Ze względu na wskazania czujników tensometrycznych w końcowej fazie próby konieczna była weryfikacja wskazań w pewnym odstępie czasowym

po próbie, która potwierdziła, że zespół głowicy nie uległ odkształceniu w punktach kontrolnych. Wskazania tensometrów sprawdzano w pewnych odstępach czasowych jak przedstawiono na rysunku 7. Po czasie około 45 minut wszystkie wskazania wróciły do wartości początkowej (sprzed badania do 100% obciążeń dopuszczalnych) co świadczy o braku odkształceń plastycznych w punktach pomiarowych.



Rys. 7. Wpływ czasu na zmianę wskazań tensometrów jednokierunkowych po próbie 100%



Rys. 8. [po lewej] Wykres siły w funkcji czasu, rejestrowany jednym systemem pomiarowym ze wskazaniami [po prawej] tensometrów jednokierunkowych T1A, T2D, T3C, T4B podczas próby wytrzymałościowej do 100% obciążeń dopuszczalnych [opracowanie własne]

Odległość między górną powierzchnią oprawy łożysk wirnika, a dolną powierzchnią zawieszenia głowicy w celu oceny zachowania łożysk sprawdzano za pomocą dwóch optycznych czujników przemieszczeń Model RC190 o zakresie pomiarowym do 21 [mm].

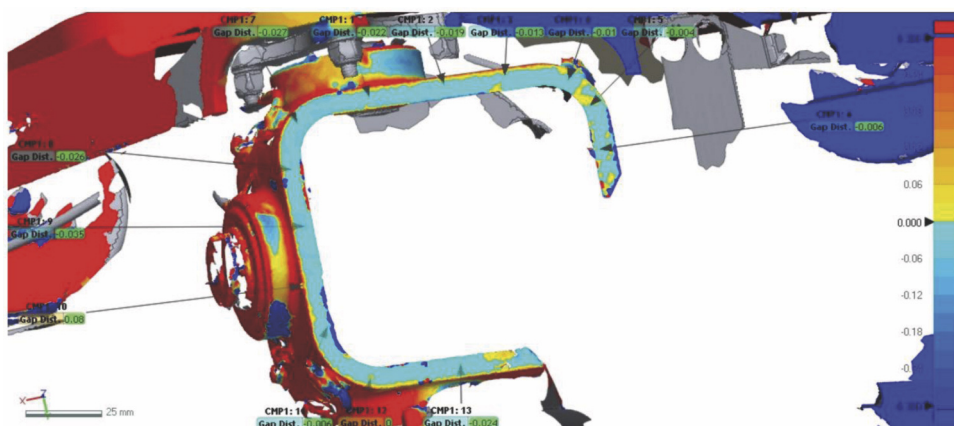
Wyniki rejestrowano za pomocą zintegrowanego systemu pomiarowego pokazującego w czasie rzeczywistym przemieszczenie względem siebie badanych powierzchni. Zgodnie ze wstępnymi założeniami, podczas próby do 100% obciążeń dopuszczalnych, nie może nastąpić wybudowanie łożysk. Wyniki z próby potwierdzają, że badana odległość w przypadku wskazań obu czujników nie zmieniła się.

W przypadku systemu pomiarowego, oceniającego ugięcie sprężyn elastomerowych względem powierzchni mocowania głowicy do masztu, zaprojektowanego tak aby w przypadku krytycznym tj. takim, kiedy nastąpi kontakt kieliszka z mocowaniem głowicy do masztu zapalała się fotodioda, wyniki rejestrowano kamerami ustawionymi na fotodiody oraz badane powierzchnie. Na podstawie obserwacji systemu stykowego podczas próby oraz dokładnej analizy nagrań z kamer stwierdza się, że nie nastąpiło zetknięcie między ww. powierzchniami.

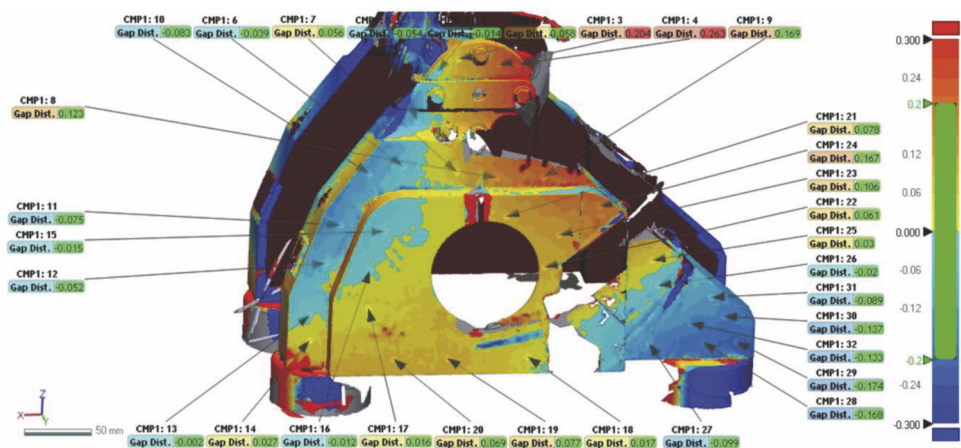
Odształcenia zespołu głowicy sprawdzono ramieniem pomiarowym z głowicą laserową MCAx 25x. Porównanie wyników pomiaru geometrii zespołu głowicy przed i po próbie udowodniły, że konstrukcja nie uległa trwałym odkształceniom. Głowica laserowa pozwoliła na pozyskanie informacji o dokładnym kształcie i wymiarach obiektu z dokładnością do 0,03 [mm]. Współrzędnościowa technika pomiarowa jest podstawą skanowania przestrzennego, umożliwiającą bezstykowe wyznaczanie wymiarów rzeczywistych układów przestrzennych. Głowica pomiarowa dokonuje pomiaru współrzędnych (x,y,z) względem układu bazowego. Wyniki pomiarów zostają zapisane w postaci chmury punktów jako macierz współrzędnych poszczególnych punktów (x,y,z), a następnie w procesie triangulacji otrzymuje się powierzchnie obiektów trójwymiarowych. W celu uzyskania odpowiedzi o odkształcenia konstrukcji nakłada się modele trójwymiarowe wykonane przed i po próbie wytrzymałościowej, które w jednoznaczny sposób ukazują stopień odkształceń (rys. 9, 10).

Wyniki przedstawione na rysunku 9 określają płaskość ramki kardana, zgodnie ze skalą barw widoczne jest, że nie uległa ona odkształceniu tj. współrzędne punktów sprzed próby do 100% obciążeń dopuszczalnych odpowiadają współrzędnym po próbie. Tym samym zrealizowane zostało założenie odnośnie zachowania płaskości ramki kardana.

Na rysunku 10 przedstawiono nałożenie modeli 3D sprzed próby do 100% obciążeń dopuszczalnych i po próbie. Na podstawie analizy odkształceń wybranych punktów konsoli stwierdza się, że nie uległa ona odkształceniu.



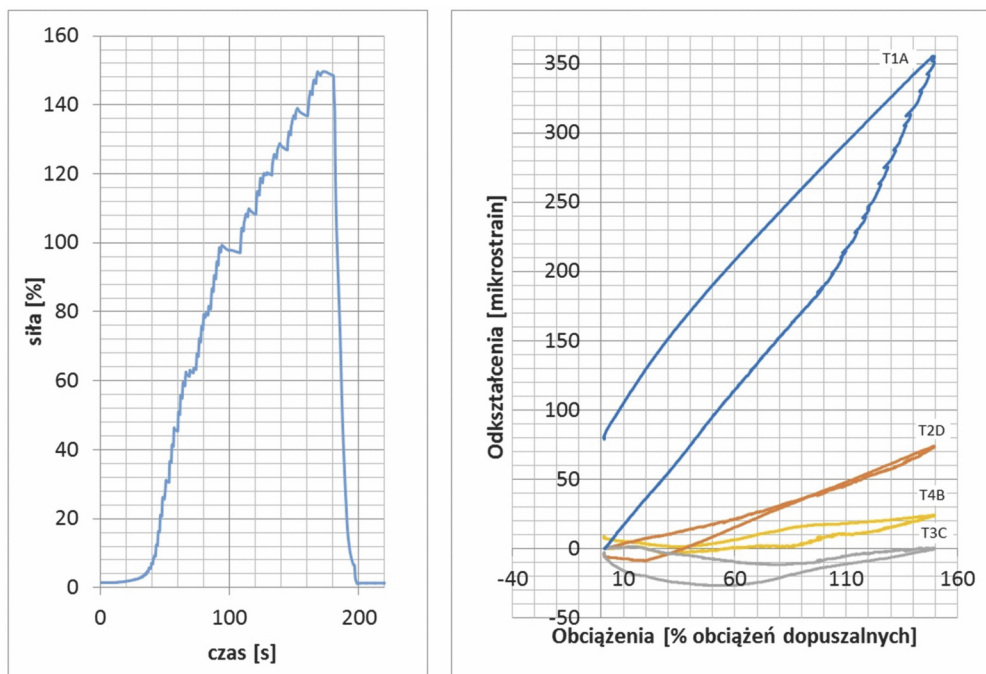
Rys. 9. Wynik nałożenia modeli 3D sprzed i po próbie 100% obciążeń dopuszczalnych, określające płaskość ramki kardana [Smart Solution, 2014]



Rys. 10. Wyniki nałożenia modeli 3D sprędy i po próbie 100% obciążeń dopuszczalnych, określające odkształcenia konsoli lewej [Smart Solution, 2014]

5.2. Próba do 150% obciążeń dopuszczalnych

W odniesieniu do przepisów CS 27.305 (b) i CS 27.305 (b) (1) zespół głowicy przy próbie do 150% obciążeń dopuszczalnych nie może ulec zniszczeniu ani znacznym odkształceniom plastycznym podczas obciążania przez 3 [s]. Podczas próby głównym wskaźnikiem weryfikującym ww. przepis są wyniki z pomiarów odkształceń czujnikami tensometrycznymi w punktach kontrolnych (rys. 11).



Rys. 11. [po lewej] Wykres siły w funkcji czasu, rejestrowany jednym systemem pomiarowym ze wskazaniami [po prawej] tensometrów jednokierunkowych T1A, T2D, T3C, T4B podczas próby wytrzymałościowej do 150% obciążeń dopuszczalnych [opracowanie własne]

Ze względu na wysoki koszt oraz brak konieczności tego typu weryfikacji zrezygnowano z badań odkształceń ramieniem pomiarowym z głowicą laserową, w zamian płaskość ramki kardana sprawdzono za pomocą liniału i szczelinomierza. Pomiar płaskości ramki liniałem i szczelinomierzem wykonano przed i po próbie, przy czym wyniki były jednakowe tj. $<0,05$ [mm].

Na rysunku 11 przedstawione wskazania tensometryczne. Ich zachowanie jest analogiczne do zachowania tensometrów podczas próby do 100% obciążeń dopuszczalnych. W tym wypadku również, przeprowadzono weryfikację w czasie, która wykazała brak odkształceń plastycznych w punktach pomiarowych po próbie do 150% obciążeń dopuszczalnych – wskazania wróciły do wartości początkowych sprzed próby.

6. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Certyfikacja podzespołu lotniczego jest procesem złożonym i wielostopniowym, weryfikowanym przez Inspektorat Certyfikacji Wyrobów Lotniczych w imieniu Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego. Badany podzespół wiatrakowca tj. czterołopatowa innowacyjna głowica wiatrakowca, musiała przejść szereg ustalonych badań wynikających z przepisów technicznych dotyczących budowy statków powietrznych i ich części składowych.

Statyczne próby wytrzymałościowe zespołu głowicy wiatrakowca zostały zaliczone. Podczas próby do 100% obciążeń dopuszczalnych spełnione zostały zapisy przepisów CS 27.305 (a) tj. konstrukcja głowicy przeniosła obciążenia bez szkodliwego lub trwałego odkształcenia. Przy próbie do 150% obciążeń dopuszczalnych spełnione zostały zapisy przepisów CS 27.305 (b) i CS 27.305 (b) (1), głowica w czasie 3 sekund przy obciążeniu do 150% nie uległa zniszczeniu.

Próby wykazały konieczność wykonania dodatkowych sprawdzeń wskazań tensometrycznych w pewnym odstępie czasu po wykonanej próbie. Wnioskuje się, że wynikało to ze złożoności układu zadawania obciążeń i samej konstrukcji głowicy. W obu przypadkach tj. przy próbie do 100% i próbie do 150% obciążeń dopuszczalnych wskazania wróciły do wartości początkowej (sprzed prób) co świadczy o braku odkształceń plastycznych konstrukcji.

LITERATURA

- [1] Bronowicz, J., 2013, „Obliczenia obciążeń zewnętrznych wirnika wiatrakowca Fusioncopter FC-4 dla przypadków lotnych według wymagań przepisów CS-27,” FC.w2.DOB.JBR.016.ver1, Świdnik.
- [2] Bronowicz, J., 2013, „Analiza doboru parametrów wirnika nośnego wiatrakowca Fusioncopter,” FC.w02.DOB.JBR.001.ver1, Świdnik.
- [3] Brzoska, Z., 1972, *Wytrzymałość materiałów*, PWN, Warszawa.
- [4] Instytucie Lotnictwa, 2014, „Raport z prób statycznych głowicy wiatrakowca Fusioncopter,” FC4 FC.w02.DDW.ILO.003.ver3, Warszawa.
- [5] Harris, F. D., 2011, *Introduction to Autogyros, Helicopters, and other V/STOL Aircraft*, 1, NaSa.
- [6] Piwek, K., 2004, “The Certification Process of I-23 “Manager” Aircraft,” *Transactions of the Institute of Aviation, Special Edition*, 179, pp. 35-45.
- [7] Przepisy, 9 maja 2013, CAP 643 – British Civil Airworthiness Requirements. Section T Light Gyroplanes.
- [8] Przepisy, 11 grudnia 2012, Certification Specifications for Small Rotorcraft, CS-27 zmiana 3.

- [9] ROZPORZĄDZENIE KOMISJI (WE) nr 1194/2009 z dnia 30 listopada 2009 r. zmieniające rozporządzenie (WE) nr 1702/2003 ustanawiające zasady wykonawcze dla certyfikacji statków powietrznych i związanych z nimi wyrobów, części i wyposażenia w zakresie zdolności do lotu i ochrony środowiska oraz dla certyfikacji organizacji projektujących i produkujących.
- [10] Thomson, D. G., Houston, S. S., and Spathopoulos, V. M., 2005, "Experiments in Autogiro Airworthiness for Improved Handling Qualities," *Journal of the American Helicopter Society*, 50, pp. 295-301.
- [11] Ustawa z dn. 3 lipca 2002, Prawo Lotnicze.
- [12] EASA, <https://www.easa.europa.eu/>.
- [13] Urząd Lotnictwa Cywilnego, <http://www.ulc.gov.pl/pl/>.

CERTIFICATION PROCESS OF AIRCRAFT'S SUBASSEMBLIES BASED ON STRENGTH TESTS OF INNOVATIVE GYROPLANE ROTOR HUB

Abstract

This paper describe the preparatory process of certification, methodology and tests which verify the assumptions of aeronautical construction based on innovative gyroplane rotor hub. Presented legal aspects of admission to the flight tests and the Type Certification (TC) taking into account legislation (CS 27 Subpart C – Strength Requirements).

In this paper presented tests of innovative four – rotor blades rotor hub which verify static strength up to limit loads. The loads during "pull-up from level flight" maneuver are limit loads. Discussed are tests process, methodology of tests and verified parameters. The results and conclusions were the basis the admission object for flight testing by the Civil Aviation Authority.

Keywords: gyroplane rotor hub, CS 27, aviation regulations, strength tests.