

# Badania odporności zderzeniowej szybkich środków transportu z małymi obiektami

Andrzej Zbrowski, Tomasz Samborski, Szymon Zacharski

Instytut Technologii Eksploatacji – Państwowy Instytut Badawczy, Radom

**Streszczenie:** W artykule zaprezentowano mechatroniczny system badawczy umożliwiający diagnostykę odporności szybkich środków transportu na zderzenie z ciałami poruszającymi się torem kolizyjnym. System jest przeznaczony do realizacji badań eksperymentalnych, umożliwiających symulowanie i odtwarzanie zjawiska zderzenia statku powietrznego lub innego szybko poruszającego się środka transportu z ptakami (*bird test*) oraz innymi obiektami o podobnych parametrach masowych i geometrycznych. Metodyka badań polega na miotaniu, za pomocą sprężonego powietrza z odpowiednią prędkością w kierunku badanej struktury lotniczej lub samochodowej, ciała stałego o rozmiarach pełnokalibrowych oraz podkalibrowych umieszczanych w specjalnym sabocie.

**Słowa kluczowe:** testy zderzeniowe, kolizje z ptakami, działo pneumatyczne, szybka kamera, statki powietrzne

## 1. Wprowadzenie

Zderzenia szybkich środków transportu z małymi obiektami stanowią poważne zagrożenie dla bezpieczeństwa pasażerów, ładunków i urządzeń technicznych. Uderzenie ciała obcego powoduje uszkodzenie konstrukcji (w języku angielskim zjawisko to jest znane jako FOD – *Foreign Object Damage*) obniżające jej zdolność do przenoszenia obciążeń eksploatacyjnych. Niebezpieczne sytuacje dotyczą środków transportu lądowego (szybka kolej i samochody) oraz, przede wszystkim środków transportu lotniczego.

Zderzenia statków powietrznych z ptakami są powszechnym zagrożeniem dla bezpieczeństwa transportu powietrznego i stanowią podstawową przyczynę wielu wypadków lotniczych. Kolizje z ptakami towarzyszą lotnictwu od początków jego istnienia [1]. Pierwsza oficjalna wzmianka o tego rodzaju zdarzeniu pochodzi z roku 1912 z Long Beach w Kalifornii, gdy samolot po zderzeniu z mewą runął do morza i zatonął. Wraz z rozwojem lotnictwa rosła liczba lotów i prędkość samolotów, co wiązało się z rosnącą liczbą wypadków lotniczych, w których swój udział miały ptaki. W latach 1960–2004 na skutek zderzenia z ptakami około 400 samolotów uległo katastrofom, w których zginęło 370 osób. W ciągu ostatnich 19 lat liczba wypadków lotniczych związanych z ptakami zwiększyła się ponad czterokrotnie [2].

Najbardziej wrażliwe na uszkodzenia wywołane przez ptaki są jednosilnikowe samoloty wojskowe, poruszające się nisko, z dużymi prędkościami zarówno w fazie startu, jak i podczas lądowania, czyli na wysokościach, gdzie prawdopodobieństwo zderzenia z ptakiem jest największe. W wyniku kolizji z ptakami uszkodzeniu mogą ulec rozmaite elementy konstrukcyjne i podzespoły samolotu [3, 4]. Stopień zniszczeń zależy głównie od prędkości lotu samolotu i masy ptaka. Najgroźniejsze wypadki ze skutkiem śmiertelnym zdarzają się w przypadku kolizji z ciężkim ptakiem o masie powyżej 0,9 kg. Przyj-

muje się, że siła uderzenia mewy dla samolotu poruszającego się z prędkością 300 km/h wynosi 3 tony, co może doprowadzić do uszkodzenia pokrycia samolotu i układów sterowania.

W czasie lotu na wysokościach powyżej 1000 metrów, gdzie samoloty osiągają prędkości rzędu kilkuset km/h lub większe, nawet najmniejsze ptaki stanowią dla nich znaczne zagrożenie, gdyż, oprócz uszkodzenia silnika czy płatu, są w stanie przebić osłonę kabiny i ciężko ranić pilota. Na wysokościach powyżej 3000 m, na których spotykane są tylko duże, ciężkie ptaki, zderzenia wielokrotnie przekraczają dopuszczalne limity energii i w 34 % wywołują poważne zniszczenia [5]. W przypadku samolotów wojskowych latających z dużymi prędkościami, nawet niewielki ptak może rozbić pancerną osłonę kabiny wytrzymującą trafienie pocisku kalibru 20 mm (18 000 J). Uderzenie ptaka o masie 1 kg z prędkością 900 km/h, trwające krócej niż 0,001 s, może wygenerować siły zderzenia przekraczające 30 ton [6].

## 2. Przedstawienie problemu

Zwiększanie odporności konstrukcji lotniczych na zderzenia z ptakami jest wymuszane odpowiednimi przepisami. Brytyjska BCAR (ang. *British Civil Aviation Regulation*) wprowadziła standardy, według których silnik musi być odporny na zderzenie z ptakiem o masie 0,7 kg. Oprócz tego, po uderzeniu ptaka ważącego 60 g z prędkością 311 km/h, silnik powinien pozytywnie przejść pięciogodzinną próbę pracy.

Dla zapobiegania skutkom zderzeń i doskonalenia rozwiązań konstrukcyjnych, duże znaczenie ma rozpoznawanie zjawisk powodujących uszkodzenia zespołu napędowego i kadłuba statków powietrznych. Zakres badań w znacznym stopniu wynika z przepisów obligujących producentów do wykonywania odpowiednich prób potwierdzających odporność konstrukcji na zderzenia.

Badaniem odporności na uderzenia ciał obcych podlegają też szyby przednie i boczne pociągów. Badania te mogą być prowadzone według wymagań Kodeksu UIC-651 i normy GM/TT0122. Polegają one na uderzeniu w dowolny obszar badanej szyby wydrążoną, stalową kostką sześcienną o długości boku 70–75 mm i masie 0,9 kg. Prędkość lotu tej bryły zależy od maksymalnej prędkości pociągu, w którym szyba jest zainstalowana. Przykładowo, dla pociągów używanych w Polsce (prędkość do 180 km/h) prędkość kostki przed zderzeniem powinna wynosić 290 km/h. Szyba pozytywnie przechodzi test, gdy ma wystarczającą wytrzymałość, aby zatrzymać kostkę przed penetracją kabiny pojazdu.

Metodą pozwalającą na pozyskanie najbardziej wiarygodnych rezultatów są testy odwzorowujące rzeczywiste zderzenia. W badaniach tych elementy konstrukcyjne bombarduje się obiektami rozpędzonymi do prędkości występujących podczas kolizji z samolotem lub innym szybkim środkiem transportu [7].

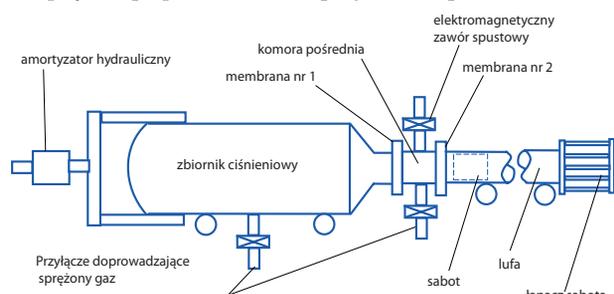
Zwiększenie odporności statków powietrznych na kolizję z ptakami wymaga rozwoju doświadczalnych metod badawczych, pozwalających na odtwarzanie, symulowanie i rejestrację zjawisk zachodzących przy zderzeniu [8, 9]. Podstawowym instrumentarium umożliwiającym bezpieczne prowadzenie badań zderzeniowych w skali rzeczywistej są pneumatyczne systemy miotające [10]. Ich rozwój jest ściśle związany ze stale poszerzanym zakresem wymagań zawartych w obowiązujących normach oraz powstawaniem nowych rozwiązań konstrukcyjnych, wymagających prowadzenia nowych rodzajów badań, także w innych dziedzinach techniki. Przykładem jest stosowanie działa pneumatycznego przez Międzynarodową Federację Samochodową. Na zlecenie Federacji przeprowadzono eksperymenty mające wykazać zasadność stosowania w kokpicie bolidów F1 przednich osłon zapewniających kierowcom większe bezpieczeństwo podczas wyścigów.

Systemy miotające przyczyniają się także do lepszego poznania interakcji pomiędzy obiektem technicznym a ptakiem lub przedmiotem znajdującym się na torze kolizyjnym. Uzyskane rezultaty umożliwiają weryfikację nowych rozwiązań konstrukcyjnych i materiałowych oraz pomagają w budowie stosowanych w badaniach numerycznych doskonalszych modeli cyfrowych, w tym opracowywanych z zastosowaniem metody elementów skończonych [11–13].

Niezwykle skuteczne w poznawaniu zjawiska i poszukiwaniu nowych rozwiązań jest połączenie badań zderzeniowych z szybkimi, cyfrowymi metodami rejestracji obrazu oraz szybkimi, tensometrycznymi technikami pomiaru odkształceń [14]. Analiza zderzenia zarejestrowanego z rozdzielczością 10 000 klatek/s umożliwia bardzo precyzyjną obserwację badanej konstrukcji i miotanego obiektu. Pneumatyczne systemy miotające pozwalają na uzyskiwanie powtarzalnych parametrów próby, niemożliwe przy innych metodach. W połączeniu z szybkimi technikami rejestracji danych, parametry energetyczne zderzenia można określać z bardzo dużą dokładnością.

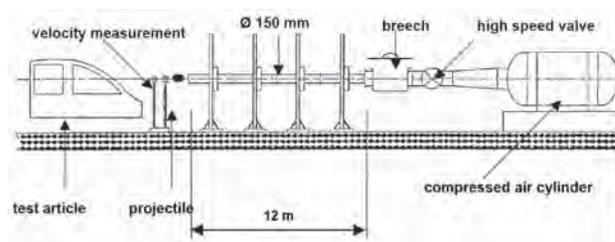
### 3. Urządzenia miotające – stan techniki

Pierwsze, przeznaczone do zastosowań badawczych działa pneumatyczne zbudowano w 1961 r. w Royal Aeronautical Establishment w Wielkiej Brytanii [15]. Wzorując się na rozwiązaniu brytyjskim, w 1967 r. w National Research Council w Kanadzie (NRC) zbudowano działa większe, tj. 10-calowe (rys. 1) [16]. NRC dysponuje obecnie ponadto dwoma mniejszymi działami kalibru 5 cali oraz 3,5 cala. W kanadyjskim 10-calowym dziale miotany obiekt umieszcza się w sabocie ładowanym do przewodu lufy. Energia do napędu pochodzi ze sprężonego powietrza zmagazynowanego w akumulatorze



**Rys. 1.** Schemat działa pneumatycznego kalibru 10'' stosowanego w National Research Council w Kanadzie [16]

**Fig. 1.** The diagram of the pneumatic gun, calibre 10'', used in the National Research Council in Canada [16]



**Rys. 2.** Schemat działa 150 mm w Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse [13]

**Fig. 2.** The diagram of the gun, calibre 150 mm, in the Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse [13]

rze znajdującym się na końcu 23-metrowej lufy. Mechanizm spustowy wykorzystuje zasadę komory pośredniej, w której panuje połowa ciśnienia występującego w akumulatorze.

Komora jest zamykana dwoma elastycznymi membranami niszczonymi w momencie wystrzału. Zatrzymywanie sabota wykonuje chwytacz zamontowany na końcu lufy. Takie samo działa znajduje się także w Aerospace Division of Pittsburgh Plate Glass Industries w Huntsville, Alabama [17]. Także na University of Dayton Research Institute prowadzone są badania z wykorzystaniem działa o długości lufy 10 m, które miotanym obiektom może nadawać prędkości dochodzące nawet do 1300 km/h. Pierwsze oryginalne amerykańskie rozwiązanie, bazujące na 8-calowej lufie działa artyleryjskiego, powstało w 1972 r. w Arnold Engineering Development Center (AEDC) [18]. Trzy działa pneumatyczne znajdują się w DLR – German Aerospace Center. Największe z nich, o kalibrze 200 mm i lufie długości 12 m, nadaje obiektom o masie 2 kg prędkość 250 m/s. System kalibru 60 mm ma lufę o długości 5 m, w której objekty o masie 0,2 kg osiągają prędkość 250 m/s. Najmniejsze działa kalibru 32 lub 25 mm (system wymiennej lufy) nadaje obiektom o masie 0,05 kg prędkość 300 m/s w lufie o długości 2,5 m.

We Francji w Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse stosowane jest działa kalibru 150 mm (rys. 2).

W Rosji badania wykonywane są za pomocą systemu pneumatycznego, znajdującego się w Central Institute of Aviation Motors w Moskwie.

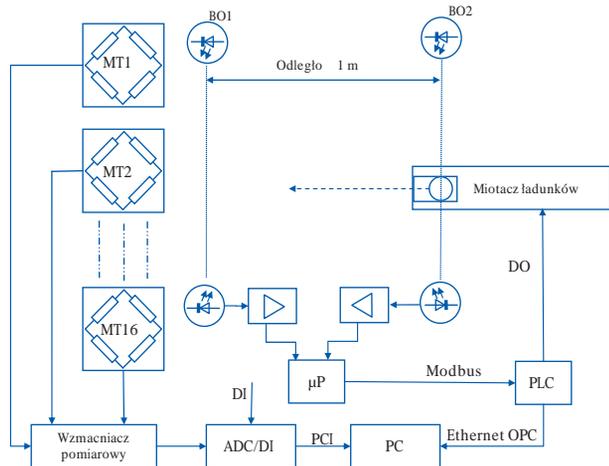
### 4. Budowa systemu badawczego

Autorzy opracowali strukturę systemu badawczego przeznaczonego do kompleksowej realizacji testów zderzeniowych z możliwością rejestracji zjawiska za pomocą toru wizyjnego i pomiaru siły zderzenia, zsynchronizowanych z miotającym układem wykonawczym. Ze względu na największe zagrożenie bezpieczeństwa, występujące podczas kolizji samolotu z dużym ciężkim ptakiem, podjęto decyzję o budowie systemu umożliwiającego badanie zjawisk zachodzących podczas zderzeń z obiektami o największych spotykanych prędkościach lotu i masie odpowiadającej największym ptakom. Celem było opracowanie systemu charakteryzującego się szerokim zakresem odtwarzania prędkości, tak aby możliwe było także osiąganie prędkości dostępnych dla szybkich środków transportu lądowego.

Spełnienie wymaganych parametrów energetycznych umożliwiają układy pneumatyczne. Prędkość wylotowa ładunku zależy w bezpośredni sposób od wartości ciśnienia oraz masy miotanego obiektu. Miotacz pneumatyczny w odróżnieniu od wyrzutników pirotechnicznych wykorzystujących materiały wysokoenergetyczne, charakteryzuje się większą elastycznością

ścią kształtowania parametrów próby i zwiększonym bezpieczeństwem obsługi. Bardzo istotna jest również niewielka odległość badanego obiektu od urządzenia miotającego. W przypadku stosowania materiałów wysokoenergetycznych, gazy wylotowe mogą mieć niekorzystny wpływ zarówno na miotany ładunek jak i badany element konstrukcyjny.

Opracowany system składa się z pneumatycznego układu do miotania obiektów, tensometrycznego układu do pomiaru odkształceń konstrukcji i wyznaczania siły uderzenia, optycznego układu do pomiaru prędkości miotanych obiektów oraz układu wizyjnego do rejestracji zjawiska (rys. 3).

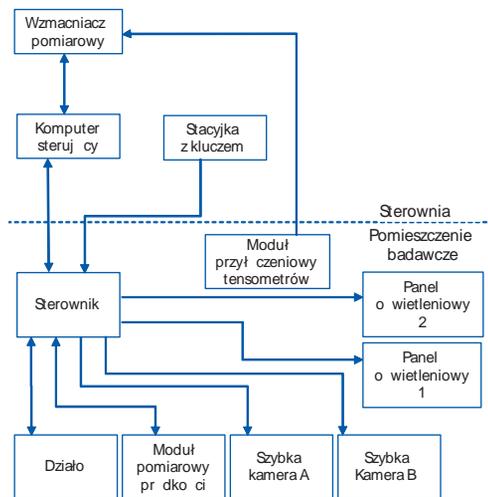


**Rys. 3.** Schemat układu pomiarowego  
**Fig. 3.** The schematic of the measurement circuit

Układ bramek z fotokomórkami umożliwia niezależny pomiar prędkości średniej na długości odcinka pomiarowego. Układ wizyjny, składający się z dwóch szybkich kamer jest przeznaczony do rejestracji przebiegu zderzenia i pomiaru prędkości chwilowej tuż przed przeszkodą. Dla zapewnienia właściwych warunków ekspozycji zdjęć, rejestrowanych z prędkością dochodzącą do 10 000 klatek/s, należy stosować zestaw oświetlający dużej mocy. Nadrzędny system sterowania synchronizuje pracę wszystkich urządzeń systemu badawczego.

Struktura systemu badawczego jest zgodna z warunkami zapewniającymi właściwy poziom bezpieczeństwa obsługi. Działo pneumatyczne, obiekt badany, układ wizyjny oświetleniowy i tensometryczny muszą być zainstalowane w specjalnie przeznaczonym do tego celu pomieszczeniu, zapewniającym odpowiednie warunki bezpieczeństwa biernego, właściwą wentylację oraz stabilne parametry termiczne. Osobne pomieszczenie jest przeznaczone do obsługi systemu sterowania i uruchamiania działła pneumatycznego za pomocą komputera. Pomieszczenie obsługi chroni operatora przed niebezpiecznymi skutkami badań i jednocześnie zapewnia swobodną obserwację stanowiska przez okno wizjera o odpowiedniej wytrzymałości.

System sterowania stanowiskiem do testowania zderzeń składa się z autonomicznych modułów sterujących i pomiarowych. System sterowania ma trzy poziomą hierarchię zarządzania procesem (rys. 4). Pierwszy poziom systemu to komputer PC, który uruchamia procesy i rejestruje dane pomiarowe. Na drugim poziomie znajduje się sterownik modułów PLC funkcjonujących jako autonomiczne urządzenia poziomu trzeciego, realizujące własne algorytmy. Drugi poziom w hierarchii systemu sterowania to także wzmacniacz współpracujący z tensometrami.



**Rys. 4.** Struktura sprzętowa systemu sterowania działem pneumatycznym  
**Fig. 4.** The hardware structure of the control system for the pneumatic gun

Komputer sterujący, z wbudowaną kartą przetworników analogowo-cyfrowych firmy National Instruments współpracującą ze wzmacniaczem pomiarowym, służy do obsługi procedur pomiarowych i sterowniczych urządzenia. Wymiana informacji ze sterownikiem PLC odbywa się poprzez złącze Ethernet, a ze wzmacniaczem pomiarowym – bezpośrednio magistralą PCI. Zadaniem komputera jest zapis przebiegów sygnałów z mostków tensometrycznych od początku uderzenia, aż do zaniku jego skutków zachodzących w czasie, tj. ok. 50 ms od zderzenia. Sygnały z czujników tensometrycznych, po ich wzmocnieniu, odczytywane są w karcie przetworników analogowo-cyfrowych (ADC/DI) i przesyłane do komputera głównego PC. Do kondycjonowania szybkich (20 kHz) sygnałów z szesnastu mostków tensometrycznych zastosowano wzmacniacz pomiarowy firmy National Instruments zawierający dwa osmiokanałowe programowalne wzmacniacze pomiarowe. Ze względu na znaczną odległość obiektu badań od urządzeń diagnostycznych, w układzie pomiarowym zastosowano programową, dynamiczną korekcję wpływu długości przewodów pomiarowych, która dla układu pełnego mostka wymaga połączenia sześcioprzewodowego. Sterownik PLC obsługuje zadania systemu związane z realizacją opracowanej procedury badawczej oraz kontrolą bezpieczeństwa ich przebiegu.

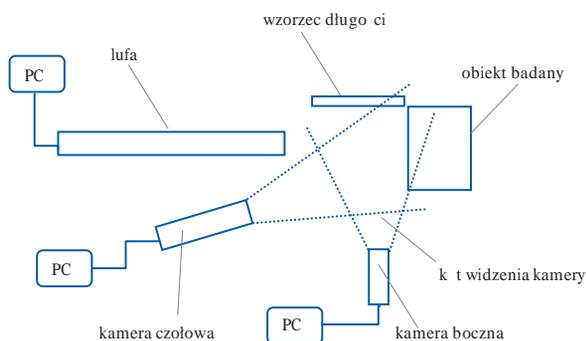
Do pomiaru prędkości miotanego obiektu zastosowano układ dwóch bramek BO1 i BO2 z optycznymi czujnikami światłowodowymi (rys. 3). Czas przelotu mierzony jest układem mikroprocesorowym µP z 32-bitowym mikrokontrolerem, o czasie wykonywania instrukcji wynoszącym 20 ns firmy Renesas Electronics. Moduł pomiaru prędkości połączony jest ze sterownikiem PLC linią Modbus RTU.

Szybkie kamery są wydzielonymi blokami obsługiwany ręcznie z poziomu niezależnych komputerów sterujących. System sterowania zapewnia zsynchronizowanie kamer z wystrzałem poprzez wysyłanie sygnału zatrzymującego rejestrację obrazu (rys. 5).

Do rejestracji kolizji zastosowano monochromatyczną szybką kamerę Phantom V 710, umożliwiającą rejestrację obrazu z prędkością do 7500 klatek/s z rozdzielczością 1280 × 800 pikseli. Do pomiaru prędkości zderzenia zastosowano także monochromatyczną szybką kamerę Phantom V310 rejestrującą z prędkością do 3250 klatek/s z rozdzielczością 1280 × 800 pikseli.

Do oświetlenia sceny zdarzeń zastosowano dwa panele oświetleniowe o mocy 18 kW wyposażone w system wentylatorów zabezpieczających żarniki przed przegrzaniem.

Dla niezbędnego poziomu bezpieczeństwa zastosowano ręczną blokadę (stacyjka z kluczykiem) służącą do zezwalania na wykonanie strzału. Rozwiązanie to zabezpiecza programowo i sprzętowo przed niepożądanym uruchomieniem działła pneumatycznego.



Rys. 5 Schemat stanowiska badawczego

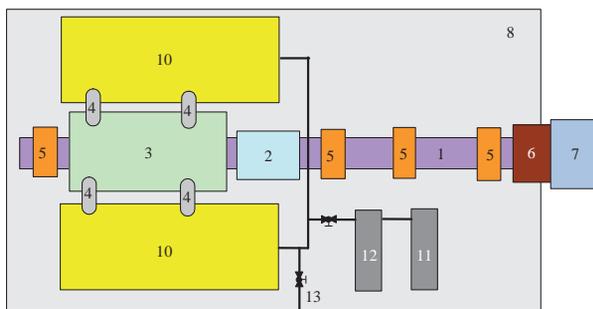
Fig. 5. The diagram of the testing stand

## 5. Układ wykonawczy

Głównym elementem systemu badawczego jest wyrzutnik ładunków. Miotanie ładunków jest realizowane za pomocą działła pneumatycznego o kalibrze 250 mm. Miotany obiekt znajduje się w sabocie ładowanym do lufy działła. Po uruchomieniu mechanizmu spustowego sabot jest zatrzymywany i niszczone u wylotu lufy w specjalnym urządzeniu wylotowym, zaś ładunek, po opuszczeniu gniazda w sabocie, przemieszcza się w kierunku badanego elementu.

Przyjęto następujące podstawowe parametry działła pneumatycznego o kalibrze 250 mm:

- masa pocisku z sabotem  $m_{max} = 10$  kg,
- maksymalna prędkość wylotowa pocisku  $v_{max} = 680$  m/s,
- ciśnienie dopuszczalne urządzenia  $p_{max} = 4$  MPa,
- całkowita długość lufy  $l_1 = 9$  m,



Rys. 6. Schemat działła pneumatycznego: 1 – lufa, 2 – ładownica, 3 – kolektor, 4 – rury zasilające, 5 – wsporniki lufy, 6 – kompensator odrzutu, 7 – łapacz sabota, 8 – łożo, 9 – wibroizolatory, 10 – zbiorniki wysokiego ciśnienia, 11 – kompresor, 12 – osuszacz, 13 – port ładowania z butli wysokiego ciśnienia

Fig. 6. The diagram of the pneumatic gun: 1 – barrel, 2 – chamber, 3 – manifold, 4 – supply pipes, 5 – barrel supports, 6 – recoil compensator, 7 – sabot separator, 8 – gun support, 9 – vibroinsulators, 10 – high-pressure tanks, 11 – compressor, 12 – dryer, 13 – loading valve of the high-pressure tank

- nominalna długość drogi pocisku w lufie  $l_2 = 8$  m,
- objętość akumulatora ciśnienia  $V_1 = 2$  m<sup>3</sup>.

Działło pneumatyczne (rys. 6) zasila się sprężonym powietrzem magazynowanym w dwóch zbiornikach wysokociśnieniowych o pojemności 1 m<sup>3</sup> każdy. Maksymalne ciśnienie robocze działła wynosi 4,0 MPa. Powietrze z akumulatorów się doprowadzane jest do kolektora. Wewnątrz kolektora zabudowano sterowany pneumatycznie mechanizm spustowy. Kolektor jest zbiornikiem o specjalnej, dwupłaszczyznowej konstrukcji.

Umożliwia on równoczesne podłączenie czterech rurociągów zasilających. Płaszcz wewnętrzny jest zarazem komorą zamkową mechanizmu spustowego.

Elementem bazowym działła (rys. 7) jest łożo przenoszące obciążenie lufy, wsporników i odrzutu. Na łożu zamocowane są wsporniki lufy, zbiorniki akumulatorów, zbiornik buforowy ciśnienia oraz kompresor z osuszaczem. Łoże w formie platformy, z ramą wykonaną jako kratownica profili zamkniętych, pokryte jest blachą ryflowaną umożliwiającą swobodne przemieszczanie się operatora po platformie. Odrzut tłumi masa systemu wynosząca 20 t. Łoże posadowiono bezpośrednio na wibroizolatorach, bez stosowania układu oporopowrotnego. Zaletą takiego rozwiązania jest brak ruchu wstecznego i stała odległość lufy od celu [19].



Rys. 7. Działło pneumatyczne kalibru 250 mm

Fig. 7. Pneumatic gun, calibre 250 mm

Instalację pneumatyczną dostosowano do maksymalnego ciśnienia roboczego wynoszącego 4 MPa. Ładowanie akumulatorów można wykonywać za pomocą butli ze sprężonym powietrzem lub azotem, podłączanych do portu ładowania. Możliwe jest także wykorzystanie wysokociśnieniowego kompresora powietrza atmosferycznego, połączony bezpośrednio ze zbiornikami akumulatorów.

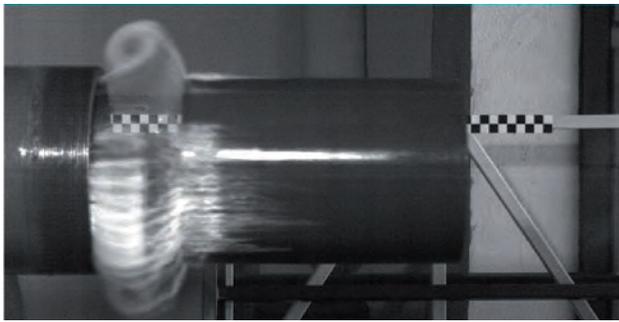
Oprogramowanie systemowe zainstalowane na głównym komputerze sterującym umożliwia zdalną obsługę procedur badawczych z zachowaniem odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa obsługi.

## 6. Weryfikacja działania stanowiska

Badania prędkości wylotowej (rys. 8) przeprowadzono dla pocisków pełnokalibrowych o masie 2,5 kg [20]. Prędkości wylotowe zarejestrowano dla ciśnienia roboczego wynoszącego 0,2 MPa; 0,3 MPa; 0,4 MPa; 0,5 MPa; 0,8 MPa; 1 MPa; 1,5 MPa.

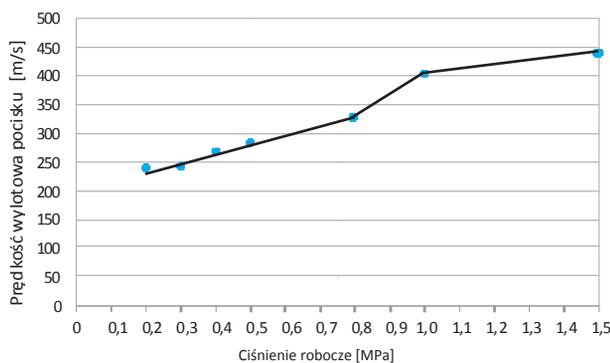
Zarejestrowane wartości umożliwiły wyznaczenie charakterystyki działła określającej prędkość wylotową pocisku w funkcji ciśnienia roboczego (rys. 9).

Przeprowadzono badania mające na celu wyznaczenie charakterystyk prędkości wylotowych pocisków podkalibrowych (rys. 10).



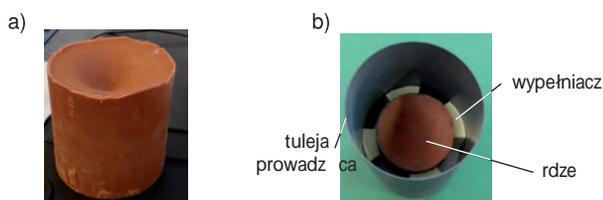
**Rys. 8.** Obraz pocisku opuszczającego lufę rejestrowany podczas pomiaru prędkości: (ciśnienie robocze 0,8 MPa; widoczne smugi pary wodnej; czas naświetlania 40  $\mu$ s, prędkość rejestracji 10 000 fps)

**Fig. 8.** The view of the cartridge coming out of the muzzle recorded during the velocity measurement: (operation pressure 0.8 MPa, visible strips of steam, exposure time 40  $\mu$ s, recording rate 10 000 fps)



**Rys. 9.** Charakterystyka energetyczna działa dla pocisku pełnokalibrowego o masie 2,5 kg

**Fig. 9.** The energetic characteristics of the gun for the cartridge of weight 2.5 kg



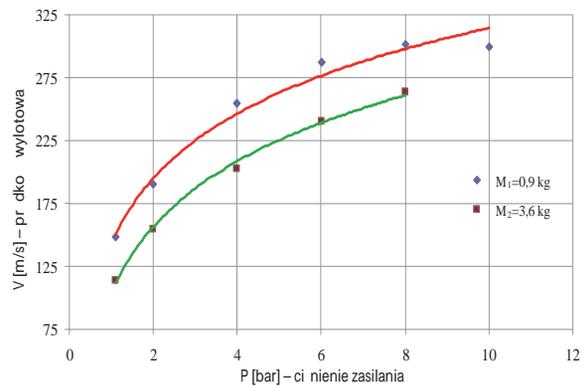
**Rys. 10.** Podkalibrowy pocisk o masie 3,6 kg: a) rdzeń woskowy, b) rdzeń w sabocie

**Fig. 10.** Sub-calibre cartridge of weight 3.6 kg: a) wax core, b) core in the sabot

Konstrukcja sabota umożliwia łatwe uwolnienie rdzenia w specjalnym urządzeniu wylotowym znajdującym się na końcu lufy.

Badania przeprowadzono dla pocisków wykonanych z wosku o masach 0,9 kg oraz 3,6 kg (rys. 11), umieszczonych w sabocie.

Zarejestrowane charakterystyki potwierdzają, że kaliber oraz parametry energetyczne umożliwiają miotanie obiektów o masie kilku kilogramów z prędkościami około- i naddźwiękowymi wiernie odzwierciedlającymi kolizję samolotu nawet z dużym, kilkukilogramowym ptakiem lub innym ciałem stałym.



**Rys. 11.** Charakterystyka energetyczna działa dla pocisków podkalibrowych w sabocie

**Fig. 11.** The energetic characteristics of the gun for sub-calibre cartridges in sabot

Prędkości pocisku w zależności od wartości można określić z dokładnością od  $\pm 5$  m/s do  $\pm 20$  m/s.

Na niepewność pomiaru prędkości składają się:

- niepewność nanoszenia punktów pomiarowych,
- niepewność spowodowana efektem rozmycia w czasie naświetlania,
- błąd paralaksy.

Z powodu błędu paralaksy zaobserwowano różnice prędkości pomiędzy czołem a tyłem pocisku wynoszącą około 30 m/s. Opracowano metodę kompensacji błędów na podstawie współczynników korekcyjnych uwzględniających parametry geometryczne sceny pomiarowej oraz średnicę pocisku [21].

## 7. Badania zderzeniowe

Badania zderzeniowe przeprowadzono dla kabiny samolotu PZL M28 Skytruck (rys. 12).

Kabinę pilotów zamocowano do statywu trwale przytwierdzonego do betonowego podłoża. Konstrukcja statywu zapewnia zamocowanie kabiny bez wprowadzania dodatkowych naprężeń, zakłócających warunki eksperymentu (rys. 13).

Geometria statywu umożliwia uzyskanie właściwego ustawienia kabiny względem miotanego pocisku, które zdefiniowano w programie badań szyby opracowanym przez PZL Mielec (rys. 14).



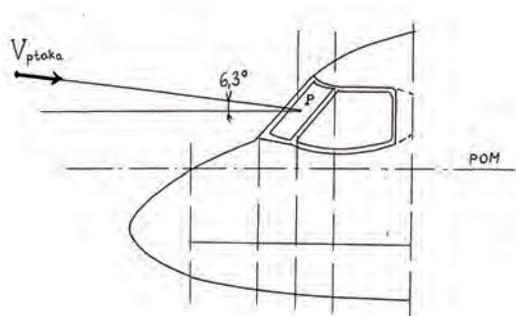
**Rys. 12.** Stanowisko badawcze kabiny pilotów

**Fig. 12.** Test stand for the pilot cockpit



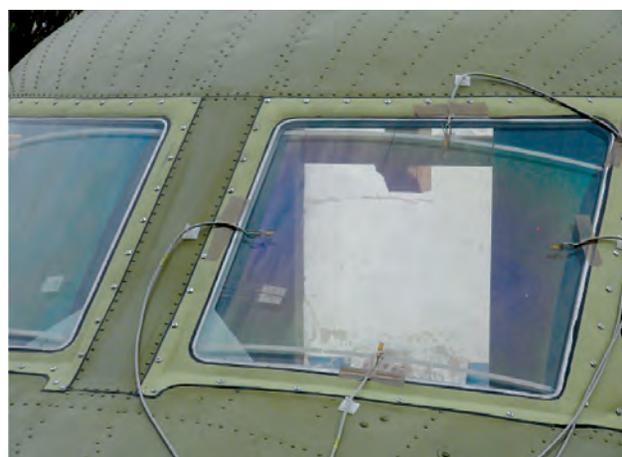
Rys. 13. Zamocowanie kabiny pilotów na statywie stanowiska badawczego

Fig. 13. Fixing of the cockpit in the test stand



Rys. 14. Schemat ustawienia kabiny względem miotanego pocisku

Fig. 14. Diagram of the cockpit positioning related to the thrown cartridge



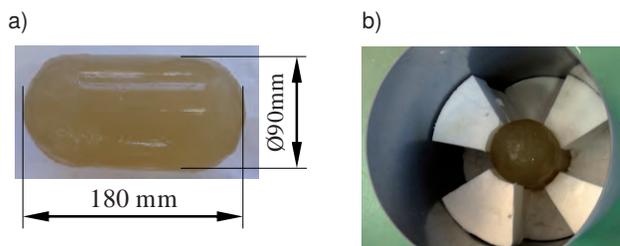
Rys. 15. Pozycja tensometrów na szybie kabiny

Fig. 15. Location of the tensometers on the windscreen of the cockpit

Szybę kabiny pilotów oklejono od zewnątrz czterema tensometrami do rejestracji przebiegu zjawiska odkształcenia badanego obiektu pod wpływem siły uderzenia (rys. 15).

Rejestrację zderzenia wykonano z zastosowaniem dwóch szybkich kamer firmy Vision Research. Kamerę do pomiaru prędkości (Phantom V310) ustawiono prostopadłe do osi

lufy. Drugą kamerę (Phantom V710) ustawiono na wprost badanego obiektu pod kątem 30° do osi lufy, umożliwiając rejestrację zjawiska w widoku czołowym. Odległość badanego obiektu od końca lufy wynosiła 2 m. Do testów zastosowano pociski żelowe wykonane z żeluzbalistycznego zawierającego żelatynę wieprzową (rys. 16). Gęstość specjalnie przygotowanych pocisków wynosiła 1,05 g/cm<sup>3</sup>. Badania przeprowadzono w temperaturze otoczenia wynoszącej +5 °C.



Rys. 16. Pocisk żelowy a) rdzeń żelowy, b) rdzeń w sabocie

Fig. 16. Gel cartridge: a) gel core, b) core in the sabot

## 8. Wyniki badań

Program badań przewidywał sprawdzenie odporności szyby kabiny pilota na uderzenie pociskiem żelowym o masie 0,9 kg przy prędkości przelotowej VC, wynoszącej dla samolotu M28 Skytruck 96 m/s (345 km/h). Rezultaty przeprowadzonych testów zderzeniowych pocisku żelowego o masie 0,9 kg z oknem kabiny pilotów przedstawia tab. 1.

Test obejmował oddanie czterech strzałów do szyb zamontowanych w badanej kabine. Dwa strzały oddano kolejno do tej samej szyby prawej (test nr 1 i 2) oraz dwa kolejne strzały oddano do tej samej szyby lewej (test nr 3 i 4). Szyba lewa wytrzymała oba zderzenia z pociskami o prędkościach 94 m/s i 135 m/s.

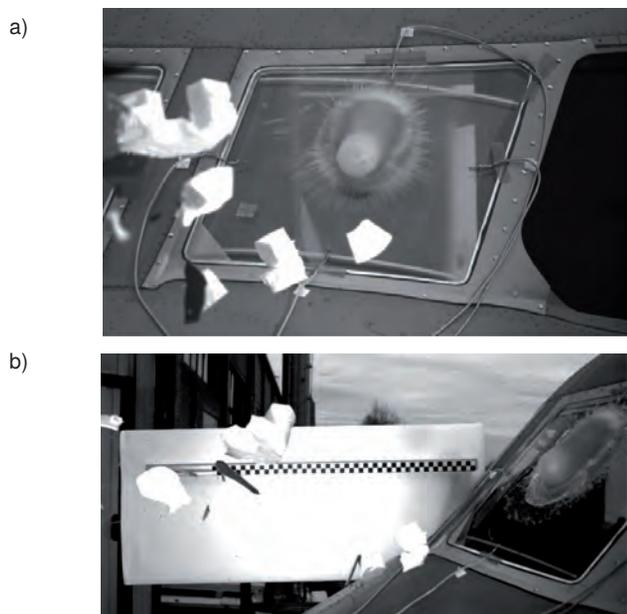
Próba nr 2 zakończyła się rozbięciem prawej szyby czołowej w kabine pilotów. W wyniku zderzenia wystąpiło podłużne pęknięcie szyby oraz powstał otwór o kształcie równobocznego trójkąta przy górnej krawędzi szyby. Podstawa otworu biegnie wzdłuż krawędzi, a wysokość trójkąta wynosi ok. 15 cm.

Osiągnięta w teście nr 2 prędkość pocisku – 608 km/h była prawie dwukrotnie większa od prędkości przelotowej

Tab. 1. Rezultaty testów zderzeniowych kabiny pilotów

Tab. 1. The results of the impact tests of the cockpit

Nr testu	Prędkość pocisku [m/s]	Badany obiekt	Wynik testu
1	107	szyba prawa grubość 25 mm	Obiekt nieuszkodzony
2	169	szyba prawa grubość 25 mm	Obiekt zniszczony
3	94	szyba lewa grubość 25 mm	Obiekt nieuszkodzony
4	135	szyba lewa grubość 25 mm	Obiekt nieuszkodzony



**Rys. 17.** Test nr 1 – fragment procesu zderzenia pocisku żelowego z prawą szybą w kabinie pilotów: a) widok z kamery ustawionej na wprost kabiny, b) widok z kamery ustawionej prostopadle do osi lufy

**Fig. 17.** Test no. 1 – the fragment of the collision of the gel cartridge with right windscreen in the cockpit: a) view from the camera located in front of the cockpit, b) view from the camera located perpendicular to the axis of the barrel

badanego samolotu. Przy tej prędkości energia pocisku żelowego o masie 0,9 kg znacznie przekroczyła energię potrzebną do zniszczenia szyby pilota kabiny samolotu M28 Skytruck. Testy nr 1, 3, 4, ze względu na mniejsze prędkości zderzenia, nie spowodowały uszkodzeń szyby jako badanego obiektu.

Przeprowadzone testy pozwalają na wiarygodne potwierdzenie wysokiej wytrzymałości testowanej struktury, ponieważ zgodnie z obowiązującymi wymaganiami w badaniach tego typu konstrukcji wystarcza wykonanie jednej próby dowodowej.

Zastosowane algorytmy sterowania umożliwiły automatyczną rejestrację zjawiska zderzenia z jednoczesnym zastosowaniem kamery do pomiaru prędkości zderzenia oraz kamery rejestrującej proces kolizji pocisku z badanym obiektem. Parametry rejestracji obrazu przedstawia tab. 2.

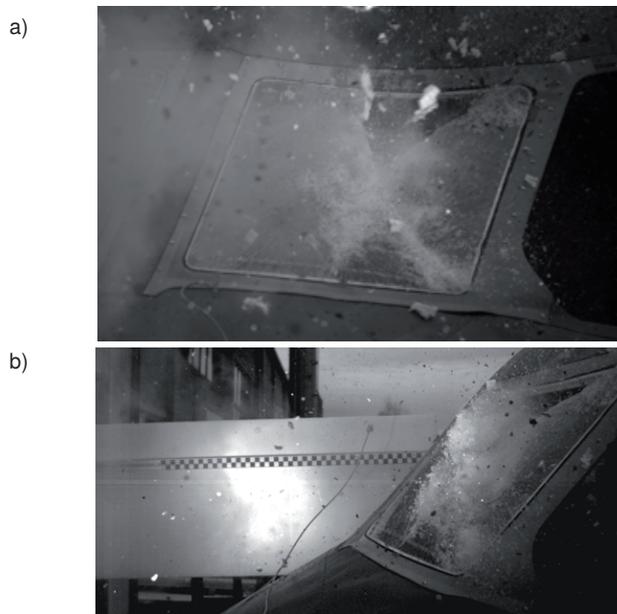
Porównanie obrazów kolizji zarejestrowanych z obu kamer przedstawiono na rys. 17–20.

Zamocowane do szyby tensometry umożliwiły rejestrację przebiegu zjawiska odkształcenia szyby pod wpływem siły zderzenia.

Podczas testu nr 1 zarejestrowano sygnały otrzymane za pomocą czterech tensometrów (rys. 21).

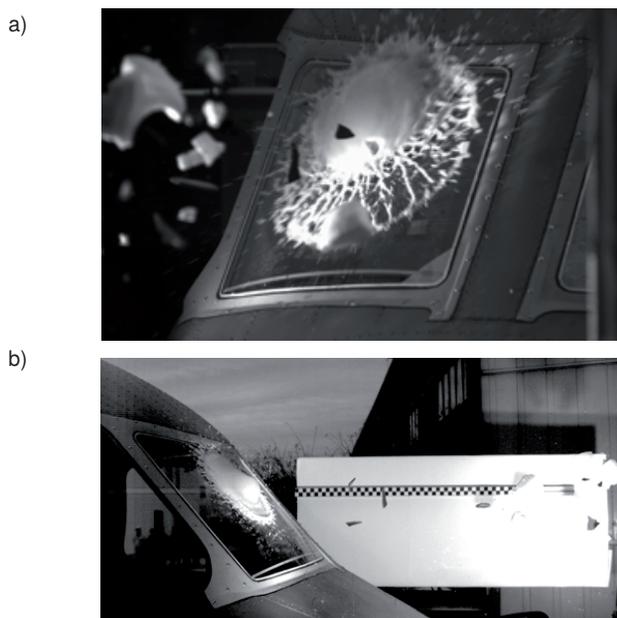
Podczas testu nr 2 niszczącego szybę zarejestrowano sygnały wygenerowane tylko przez dwa tensometry (rys. 22); gdyż dwa uległy uszkodzeniu podczas realizacji testu nr 1.

W teście nr 1 szyba nie uległa zniszczeniu, więc zarejestrowany przebieg sygnału charakteryzuje się okresowością wskazującą na drgania szyby wywołane siłą uderzenia. W teście nr 2 szyba uległa zniszczeniu, toteż zarejestrowany przebieg sygnału kończy się w chwili pęknięcia szyby i uszkodzenia tensometrów.



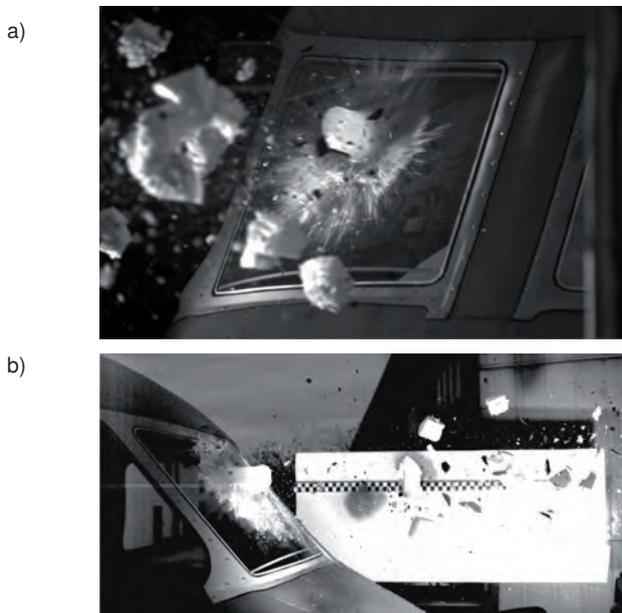
**Rys. 18.** Test nr 2 – fragment procesu zderzenia pocisku żelowego z szybą w kabinie pilotów: a) widok z kamery ustawionej na wprost kabiny, b) widok z kamery ustawionej prostopadle do osi lufy

**Fig. 18.** Test no. 2 – the fragment of the collision of the gel cartridge with windscreen in the cockpit: a) view from the camera located in front of the cockpit, b) view from the camera located perpendicular to the axis of the barrel



**Rys. 19.** Test nr 3 – fragment procesu zderzenia pocisku żelowego z lewą szybą w kabinie pilotów: a) widok z kamery ustawionej na wprost kabiny, b) widok z kamery ustawionej prostopadle do osi lufy

**Fig. 19.** Test no. 3 – the fragment of the collision of the gel cartridge with left windscreen in the cockpit: a) view from the camera located in front of the cockpit, b) view from the camera located perpendicular to the axis of the barrel

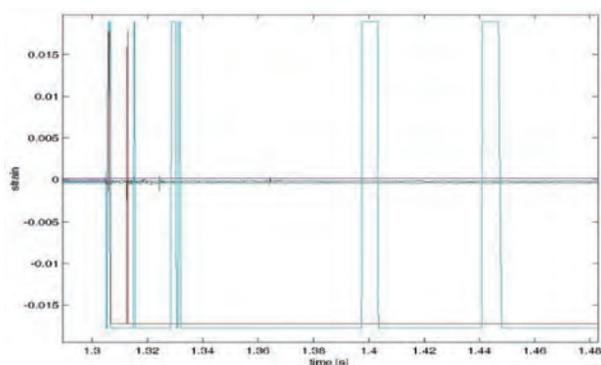


**Rys. 20.** Test nr 4 – fragment procesu zderzenia pocisku żelowego z lewą szybą w kabinie pilotów: a) widok z kamery ustawionej na wprost kabiny, b) widok z kamery ustawionej prostopadłe do osi lufy

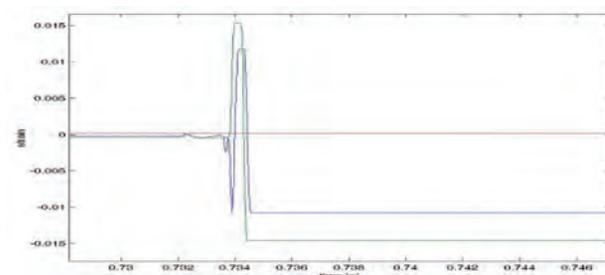
**Fig. 20.** Test no. 4 – the fragment of the collision of the gel cartridge with left windscreen in the cockpit: a) view from the camera located in front of the cockpit, b) view from the camera located perpendicular to the axis of the barrel

**Tab. 2.** Parametry rejestracji obrazu  
**Tab. 2.** The parameters of recording

Typ kamery	Czas naświetlania $\mu$ s	Prędkość rejestracji fps	Rozdzielczość
Phantom V310	10	6300	1024 × 512
Phantom V710	160	6000	1280 × 800



**Rys. 21.** Charakterystyka sygnałów zarejestrowanych przez układ tensometryczny w próbie nr 1 (masa pocisku 0,9 kg; prędkość zderzenia 107 m/s – 385 km/h, cztery tensometry)  
**Fig. 21.** The characteristics of the signals recorded by the system of tensometers in the test no. 1 (mass of the cartridge 0.9 kg; collision velocity 107 m/s – 385 kph, four tensometers)



**Rys. 22.** Charakterystyka sygnałów zarejestrowanych przez układ tensometryczny w próbie nr 2 (masa pocisku 0,9 kg; prędkość zderzenia 169 m/s – 608,4 km/h, dwa tensometry)

**Fig. 22.** The characteristics of the signals recorded by the system of tensometers in the test no. 2 (mass of the cartridge 0.9 kg; collision velocity 169 m/s – 608.4 kph, two tensometers)

## 9. Podsumowanie

Pneumatyczne systemy miotające są podstawowym instrumentarium pozwalającym na bezpieczne prowadzenie badań zderzeniowych w skali rzeczywistej. Ich rozwój jest ściśle związany ze stale poszerzonym zakresem wymagań norm oraz powstawaniem nowych rozwiązań konstrukcyjnych, wymagających realizacji nowych rodzajów badań. Systemy miotające przyczyniają się także do lepszego poznania interakcji pomiędzy samolotem a obiektem znajdującym się na jego torze kolizyjnym.

Prezentowany system, jako jeden z nielicznych, umożliwia nadawanie ciężkim, kilkukilogramowym obiektom (nawet do 7 kg) prędkości naddźwiękowych w zakresie do 680 m/s. Takie parametry pozwalają na pełne symulowanie warunków zderzenia nawet z najcięższymi ptakami z możliwością odtwarzania maksymalnych prędkości lotu rozwijanych przez większość samolotów cywilnych i wojskowych.

Kaliber lufy 250 mm stwarza możliwości umieszczania w niej pocisków o rozmiarach odpowiadających rozmiarom większości ptaków uczestniczących najczęściej w kolizji ze statkiem powietrznym. Przeprowadzone badania zderzeniowe potwierdziły skuteczność opracowanego systemu badawczego i pozytywnie zweryfikowały konstrukcję szyby oraz układu jej mocowania w kabinie pilotów samolotu M28 Skytruck PZL Mielec.

Opracowany i wykonany system badawczy jest obecnie jedynym w Polsce rozwiązaniem umożliwiającym prowadzenie badań zderzeniowych dla potrzeb przemysłu lotniczego. Prototyp systemu wdrożono w Instytucie Lotnictwa w Warszawie.

## Bibliografia

- [<http://lotniczapolska.pl/Bird-strike-niebezpieczne-kolizje-w-powietrzu,9992>].
- Cleary E. et al., *Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990–2006*, Federal Aviation Administration National Wildlife Strike Database, No. 13, July 2007.
- Bird Strike Damage & Windshield Bird Strike Final Report*, European Aviation Safety Agency 2009.



4. Zbrowski A., *Bezpieczeństwo samolotów w aspekcie zagrożenia kolizją z ptakami*, „Problemy Eksploatacji” 2012 nr 2, 215–228.
5. Dolbeer R. et al., *Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990–2009* Report of The Associate Administrator For Airports, Office of Airport Safety and Standards Airport Safety & Certification, Federal Aviation Administration, No. 16, Washington, DC May 2011.
6. Szczeciński S., Balicki W., Głowacki P., *Uszkodzenia silników turbinowych wywołane zderzeniami z ptakami*. „Przegląd Sił Powietrznych”, 2009/2, 15–21.
7. Reed J., *Further Discussion of Bird Strike Design Issues for Engines with Obscured Fans*, [http://digitalcommons.unl.edu/birdstrike2007/14].
8. Capriolo I., Sacerdote U., *High velocity air gun with frangible valve trigger means*, Patent US3428037, 1969.
9. Sánchez-Pena J., Marcos C., Fernández M., *Cost-effective optoelectronic system to measure the projectile velocity in high-velocity impact testing of aircraft and spacecraft structural elements*, “Optical Engineering”. 46 (5), 2007.
10. Kindervater Ch., Schwinn D., Reiter A., *Bird strike qualification of the external stores of the new DLR research aircraft HALO*, 27<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2010. [www.icas.org/ICAS\_ARCHIVE\_CD1998-2010/ICAS2010/PAPERS/424.PDF].
11. Chevrolet D., Audic S., Bonini J., *Bird Impact Analysis on a Bladed Disk*, [http://ftp.rta.nato.int/public//PubFullText/RTO/MP/RTO-MP-089///MP-089-31.pdf].
12. Shorr B., Mel'nikova G., Tishchenko N., *Numerical and experimental analysis of a large bird impact on fan blades for the certification purpose*. International Bird Strike Committee Athens, 23–27 May 2005. [www.int-bird-strike.org/Athens\_Papers/IBSC27%20WPVII-3.pdf].
13. Ubels L., Johnson A., Gallard J., Sunaric M., *Design and testing of a composite bird strike resistant leading edge*, April 2003 National Aerospace Laboratory NLR. [www.nlr.nl/smartsite.dws?id=2857].
14. Tho C., Smith M., *Accurate bird strike simulation methodology for BA609 tiltrotor*, „Journal of the American Helicopter Society”, Vol. 56, No. 1, 2011, 12007–1–12007–10.
15. Pochiraju Kishore V., Tandon Gyaneshwar P., Schoppner Gregory A. *Long-Term Durability of Polymeric Matrix Composites*, Springer, 2012.
16. [www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/achievements/highlights/2007/bird\_plane.html].
17. [www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/achievements/highlights/2008/chicken\_cannon.html].
18. Bokulich F., *Birdstrikes remain a concern for pilots*, “Aerospace Engineering”, 03/2000, 8–9.
19. Zbrowski A., *Modułowa struktura działu pneumatycznego*, „Technologia i automatyzacja montażu”, 3/2012, 18–23.
20. Zbrowski A., *Badania prototypu działu pneumatycznego*, „Problemy Eksploatacji”, 3/2011, 217–234.
21. Józwiak W., Zbrowski A., *Determination of the shot energy characteristics of the pneumatic gun by means of high speed imaging method*, The 8<sup>th</sup> International Con-

ference Mechatronic Systems and Materials 2012. 8–13 July, 2012 Białystok. Abstract book, 191. ■

### **The tests for the resistance of the fast transportation means to collisions with small objects**

**Abstract:** The article presents the mechatronic testing system for determination of the resistance of the fast transportation means to the collisions with bodies moving on the collision trajectory. The system is intended for experimental testing that allows for simulation and recreation of the phenomena of collision of the aircraft, or other fast transportation mean with birds (bird test), and other objects of similar mass and geometry properties. The method of testing assumes throwing of the rigid body with proper velocity towards the tested aircraft or automotive structure. The solution allows throwing, with use of compressed air, cartridges of full-calibre or sub-calibre dimension located in the special sabot.

**Keywords:** impact testing, collisions with birds, pneumatic gun, fast camera, aircrafts

---

#### **dr inż. Andrzej Zbrowski**

Adiunkt w Instytucie Technologii Eksploatacji – PIB w Radomiu. Kieruje Zakładem Doświadczalnym. Jest autorem lub współautorem 160 publikacji naukowych, 39 uzyskanych patentów oraz 110 zgłoszeń patentowych. Brał udział w realizacji 40 projektów badawczych, ponadto kierował 12 projektami badawczymi i rozwojowymi.

e-mail: [andrzej.zbrowski@itee.radom.pl](mailto:andrzej.zbrowski@itee.radom.pl)



#### **dr inż. Tomasz Samborski**

Adiunkt w Instytucie Technologii Eksploatacji – PIB w Radomiu. Koncentruje się na zagadnieniach związanych z budową maszyn i konstrukcjami mechatronicznymi urządzeń badawczych. Jest autorem lub współautorem 50 publikacji naukowych, 10 uzyskanych patentów oraz 30 zgłoszeń patentowych. Brał udział w realizacji 30 projektów badawczych, ponadto kierował 6 projektami badawczymi i rozwojowymi.

e-mail: [tomasz.samborski@itee.radom.pl](mailto:tomasz.samborski@itee.radom.pl)



#### **mgr inż. Szymon Zacharski**

Asystent w Instytucie Technologii Eksploatacji – PIB w Radomiu. W 2010 r. ukończył studia na Wydziale Inżynierii Mechanicznej i Robotyki Akademii Górniczo Hutniczej w Krakowie. Zajmuje się projektowaniem prototypów urządzeń mechanicznych i mechatronicznych.

e-mail: [szymon.zacharski@itee.radom.pl](mailto:szymon.zacharski@itee.radom.pl)

