

dr inż. **Andrzej ZBROWSKI**¹

Przyjęty/Accepted/Принят: 06.05.2014;
Zrecenzowany/Reviewed/Рецензирована: 15.06.2014;
Opublikowany/Published/Опубликована: 30.09.2014;

INSTRUMENTARIUM BADAWCZE DO TESTÓW ZDERZENIOWYCH KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Research Instruments for Aircraft Impact Tests

Испытательная аппаратура для проведения тестов столкновения авиаконструкций

Abstrakt

Cel: Przedstawienie problemów związanych z prowadzeniem badań zderzeniowych konstrukcji lotniczych w tzw. „teście ptaka”. Prezentacja instrumentarium badawczego umożliwiającego odtwarzanie warunków występujących podczas zderzenia statku powietrznego z ciałem obcym. Zidentyfikowanie charakterystycznych różnic konstrukcyjnych i konfiguracyjnych systemów zderzeniowych, stosowanych w zależności od badanego obiektu, rodzaju odtwarzanej kolizji i skali analizowanego zjawiska.

Wprowadzenie: Zjawisko uderzenia ciała obcego w szybko poruszający się statek powietrzny stanowi poważne zagrożenie dla bezpieczeństwa lotów maszyn cywilnych i wojskowych. W celu poznania procesów zachodzących w trakcie zderzenia zjawisko definiowane jako *Foreign Object Damage* (FOD) musi być badane empirycznie w warunkach laboratoryjnych z zastosowaniem odpowiednich metod. Ze względu na specyficzny charakter badań niezbędne jest stosowanie specjalnego instrumentarium umożliwiającego wiernie odtworzenie warunków rzeczywistych oraz precyzyjne zarejestrowanie danych. Budowa i parametry systemu badawczego są uzależnione od rodzaju odtwarzanego zjawiska oraz parametrów energetycznych zderzenia. W prezentowanym artykule analizie poddano zidentyfikowane systemy zderzeniowe, wykorzystywane w naukowych oraz przemysłowych laboratoriach badań materiałów i konstrukcji lotniczych.

Metodologia: Opisano metody rozpędzania miotanych obiektów, problemy dotyczące struktury stanowisk umożliwiających właściwą ekspozycję badanej konstrukcji na oddziaływanie ciała obcego oraz sposoby budowy ciała obcego odwzorowującego prawdziwego ptaka. Przedstawiono zagadnienia związane z urządzeniami miotającymi umożliwiającymi rozpędzanie ciała obcego do wymaganej prędkości zderzeniowej. Zaprezentowano występujące rozwiązania dział pneumatycznych oraz omówiono ich wady i zalety. Przedstawiono konstrukcję stosowanych mechanizmów spustowych oraz ich wpływ na parametry energetyczne systemu miotającego. Scharakteryzowano urządzenia wylotowe przeznaczone do oddzielania miotanego obiektu od elementów sabotu umożliwiających rozpędzanie pocisku w lufie dział pneumatycznego. Podano przykłady sabotów dla systemów wielko- i małokalibrowych o różnym potencjale energetycznym.

Wnioski: Z przeprowadzonej analizy wynika, że podstawowe problemy badań zderzeniowych konstrukcji lotniczych dotyczą sposobów rozpędzania miotanego pocisku imitującego ciało obce. W tym celu najczęściej wykorzystywane są pneumatyczne układy miotające, tzw. działa pneumatyczne. Dotychczas większość wykorzystywanych systemów badawczych umożliwia odwzorowanie warunków kolizji, które występują na niskich pułapach lotu, gdzie najczęstszą przyczyną uszkodzeń są małe ptaki poruszające się pojedynczo lub w grupie. Ze względu na rosnące wymagania dotyczące bezpieczeństwa lotów w najbliższych latach niezbędny jest rozwój badań zderzeniowych ukierunkowanych na wierną odtwarzalność warunków panujących na dużych wysokościach rejsowych, gdzie dochodzi do zderzeń z największymi, ciężkimi ptakami.

Słowa kluczowe: bezpieczeństwo lotów, samoloty, ptaki, zderzenia, działo pneumatyczne

Typ artykułu: artykuł przeglądowy

Abstract

Objective: Presentation of problems related to impact (bird) tests and research instruments enabling true reconstruction of real collision conditions. Identification of characteristic structural and configuration differences between impact systems used for different test objects, types of reconstructed collisions and the scale of the analysed phenomenon.

Introduction: A collision of a fast moving aircraft with a foreign body poses a major threat to the safety of civil and military aircrafts. In order to fully understand the processes that take place at the time of collision, the Foreign Object Damage (FOD) phenomenon has

¹ Instytut Technologii Eksploatacji – Państwowy Instytut Badawczy, Kazimierza Pułaskiego 6/10, Radom; andrzej.zbrowski@itee.radom.pl / Institute for Sustainable Technologies, Radom, Poland;

to be empirically investigated in laboratory conditions, and proper research methods need to be applied. Due to the specific character of these tests, the application of specialised research instruments enabling true reconstruction of real conditions and precise data recording, is required. The structure and the parameters of a test system depend on the type of the event reconstructed and the energy of impact. In the article the author analyses different impact systems used for scientific and industrial tests conducted in aviation research laboratories.

Methodology: The paper presents an analysis of problems related to the execution of bird tests and discusses the methods for the acceleration of objects thrown, the test stands enabling proper exposure of the tested structure to the influence of the foreign body, and the structure of the foreign body reflecting the shape and the size of a real bird. Additionally, the article presents the issues related to propellant devices enabling acceleration of a foreign body to the required impact velocity. Among them, solutions in the area of pneumatic guns are shown and their advantages and disadvantages are described. The paper also presents the structure of trigger mechanisms and their influence on the energy performance of the propellant system. The author characterises muzzles for the separation of the thrown object from the elements of the sabot, which enables the acceleration of the projectile in the barrel of the pneumatic gun. The examples of sabots for small and big calibre guns with different energy performance are also given.

Conclusions: The analysis indicates that the basic problems in impact tests concern the acceleration of projectiles used. For that purpose, pneumatic guns are most commonly applied. Majority of test systems used so far enable reconstruction of collisions taking place at low altitudes, where the most common cause for aircraft structure damage are small birds flying individually or in flocks. Due to growing flight safety demands, the development of impact tests aimed at true reconstruction of conditions at high altitudes, where collisions with bigger and heavier birds takes place, is therefore a must.

Keywords: flight safety, aircrafts, birds, collisions, pneumatic gun

Type of article: review article

Аннотация

Цель: Представление проблем, связанных с проведением испытаний столкновений авиаконструкций с использованием так называемого „удара птицы”. Представление испытательной аппаратуры, позволяющей воспроизводить условия, которые характерны во время столкновения самолёта с инородным телом. Определение характеристических конструкционных и конфигурационных различий в системах для испытаний столкновений, используемых в зависимости от исследуемого типа объекта, вида представляемой коллизии и масштаба анализируемого явления.

Введение: Столкновение инородного тела с быстро летящим воздушным судном является очень опасной угрозой безопасности полётов гражданских и военных машин. Чтобы узнать процессы проходящие во время столкновения, так называемое явление *Foreign Object Damage* (FOD) должно быть эмпирически исследовано в лабораторных условиях, с применением соответствующих методов. В связи со специфическим характером испытаний, необходимо применять специальное оборудование, позволяющие верно отобразить реальные условия и точно зафиксировать данные. Состав и параметры испытательной системы зависят от вида отображаемого явления и энергетических параметров столкновения. В данной статье были проанализированы описанные выше системы для испытаний столкновений, используемые в научных и промышленных лабораториях для испытаний материалов и авиаконструкций.

Методология: Описаны методы разгона объектов метания, проблемы, касающиеся структуры установок, позволяющих правильно установить исследуемую конструкцию на воздействие инородного тела, а также методы построения инородного тела воспроизводящие реальную птицу. Представлены вопросы, связанные с устройствами для метания, позволяющими разгонять инородное тело до требуемой скорости столкновения. Представлены существующие решения пневматических стволов, а также рассмотрены их преимущества и недостатки. Представлена конструкция используемых ударно-спусковых механизмов и их влияние на энергетические параметры системы для метания. Охарактеризованы выводные устройства, предназначенные для отделения объекта метания от элементов поддона, позволяющих разгонять снаряд в стволе пневматической пушки. Указаны примеры поддомов для крупно и - мелкокалиберных систем различного энергетического потенциала.

Выводы: Вышеуказанный анализ показывает, что основные проблемы испытаний столкновений авиационных конструкций связаны со способами разгона метаемого снаряда, имитирующего инородное тело. Для этого, чаще всего используются пневматические системы метания, так называемые пневматические стволы. На сегодняшний день, большинство используемых исследовательских систем позволяет воспроизвести условия столкновений, происходящих при полете на низких высотах, где наиболее распространенной причиной повреждений являются мелкие птицы, движущиеся поодиночке или группами. В связи с увеличением требований к безопасности полетов, в ближайшие годы необходимо развивать испытания столкновений направленные на точное воспроизведение условий, характерных для полётов на большой высоте, где случаются столкновения с самыми большими, тяжелыми птицами.

Ключевые слова: безопасность полётов, самолёты, птицы, столкновения, пневматический ствол

Вид статьи: обзорная статья

1. Wstęp

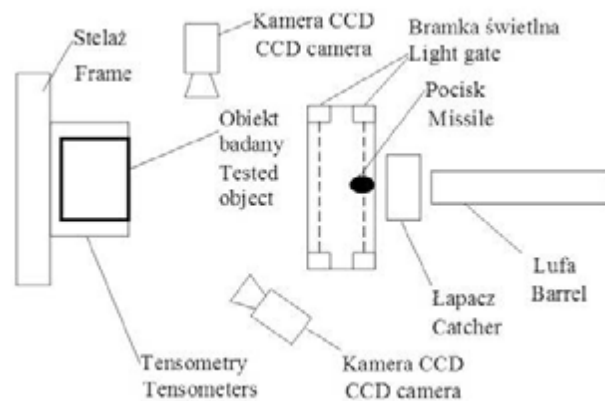
Podczas lotu statku powietrznego wiele elementów płatowca lub silników narażonych jest na niebezpieczeństwo kolizji z ptakiem [1-4]. W celu zapewnienia właściwego poziomu bezpieczeństwa w przypadku zderzenia elementów struktury samolotu z ciałem obcym (najczęściej z ptakiem) oraz zachowania wymaganych właściwości lotnych maszyny, międzynarodowe standardy or-

ganizacji lotniczych wymagają przeprowadzenia eksperymentalnych badań testowych odpowiednich elementów konstrukcyjnych [5]. Są to testy obowiązkowe zdefiniowane w przepisach amerykańskich FAR (*Federal Aviation Regulations*), europejskich JAR (*Joint Aviation Requirements*) i CS (*Certification Standards*), oraz rosyjskich AP (*Aviacjonnyje Prawila*) w rozdziałach 25, 29 i 33. Badania przeprowadzone w skali rzeczywistej mają

dokumentować spełnienie wspólnych wymagań określonych normami. Oznacza to, że ostateczna postać projektu dotyczącego struktury lotniczej oraz akceptacja osiągniętej wytrzymałości zderzeniowej zawsze zależy od wyników eksperymentalnych testów uderzeniowych. W warunkach laboratoryjnych odtworzenie zjawiska uderzenia ptaka w poruszający się samolot jest realizowane poprzez rozpędzanie ciała obcego do wymaganej prędkości w kierunku stacjonarnie posadowionego elementu płatowca lub silnika. Badane silniki podczas prób są uruchomione, a pociski podlegają wstrzeleniu we wlot powietrza pracującej jednostki napędowej [6]. Ze względu na specyficzny charakter badań niezbędne jest stosowanie specjalnego instrumentarium umożliwiającego wierne odtworzenie warunków rzeczywistych oraz precyzyjne zarejestrowanie danych. Aby zwiększać odporność statków powietrznych na kolizję z ptakami, niezbędny jest rozwój doświadczalnych metod badawczych pozwalających na odtwarzanie, symulowanie i rejestrację zachodzących zjawisk. Ich rozwój jest ściśle związany ze stale poszerzaniem zakresem wymagań normatywnych oraz powstawaniem nowych rozwiązań konstrukcyjnych, wymagających prowadzenia nowych rodzajów badań. Systemy badań eksperymentalnych przyczyniają się także do lepszego poznania interakcji pomiędzy samolotem a obiektem, występującej podczas zderzenia. Uzyskane rezultaty umożliwiają weryfikację nowych rozwiązań konstrukcyjnych i materiałowych oraz pomagają w budowie doskonalszych modeli cyfrowych stosowanych w badaniach numerycznych, prowadzonych za pomocą metody elementów skończonych.

2. Struktura systemu badawczego

Metodą pozwalającą na pozyskanie najbardziej wiarygodnych rezultatów są testy zderzeniowe prowadzone w skali rzeczywistej. W badaniach zderzeniowych elementy konstrukcyjne są bombardowane obiektami rozpędzonymi do rzeczywistych prędkości występujących podczas kolizji samolotu z ptakami [7]. Następuje zatem odwrócenie naturalnego układu prędkości i zamiast szybko poruszającego się samolotu mamy do czynienia z szybko poruszającym się ptakiem lub innym ciałem obcym zmierzającym w kierunku nieruchomego samolotu. W testach wykorzystywany jest wyrzutnik pocisków umożliwiający właściwe rozpędzenie obiektu miotanego. W tym celu najczęściej stosowane są wyrzutniki pneumatyczne określane mianem działła pneumatycznego. Pomiar prędkości pocisku po opuszczeniu lufy realizowany jest z zastosowaniem układu bramek świetlnych lub za pomocą szybkiej kamery [8]. Ze względu na właściwości ciała ptaków lub pocisków imitujących oraz ze względów geometrycznych, rozpędzanie takiego nietypowego obiektu w lufie jest realizowane w sabocie. Sabot umożliwia właściwe uszczelnienie przewodu wylotowego oraz stabilizację ptaka w osi lufy podczas rozpędzania. Ładunek w postaci sabotu z pociskiem po wystrzale jest poddawany rozdzieleniu, podczas którego sabot jest zatrzymywany lub niszczone za pomocą urządzenia wylotowego – łapacza, zaś pocisk lub ptak przemieszcza się dalej w kierunku celu (ryc. 1).



Ryc. 1. Struktura stanowiska badawczego
Fig. 1. Structure of the test stand

Cel w postaci wydzielonej struktury lotniczej znajduje się w odległości ok. 2 m od wylotu lufy. Właściwe pozycjonowanie badanego obiektu umożliwia odpowiedni stelaż zapewniający jak najwierniejsze odtworzenie warunków zamocowania testowanej struktury w systemie płatowca lub silnika. 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. Analiza zderzenia zarejestrowanego z rozdzielczością 10 000 klatek/s pozwala na bardzo precyzyjną obserwację badanej konstrukcji i miotanego obiektu [9].

W najbardziej zaawansowanych konstrukcjach stosowane są dwie szybkie kamery. Jedna, ustawiona prostopadle do toru lotu pocisku, umożliwia precyzyjne wyznaczenie prędkości. Druga jest ustawiona w taki sposób, aby umożliwić rejestrację uderzenia pocisku w obiekt w widoku ukośnym [10].

3. Działło pneumatyczne

Działło pneumatyczne jest głównym elementem systemu badawczego i to jego parametry decydują o skuteczności odtworzenia zjawiska zderzenia [11]. Pierwsze rozwiązania z początku lat sześćdziesiątych XX w. bazowały na przerobionych wojskowych działach artyleryjskich, wykorzystujących do miotania ładunek prochowy. Składały się one z dodatkowej komory detonacyjnej, w której spalający się materiał pirotechniczny wytwarzał gazy prochowe niezbędne do rozpędzenia pocisku umieszczonego w lufie [12]. W celu zmniejszenia przyspieszenia pocisku komora detonacyjna łączyła się z zamkiem lufy za pomocą przewodu o odpowiednio dobranej średnicy. Średnica przewodu łączącego oraz ilość materiału pirotechnicznego definiowały prędkość i przyspieszenie oddziałujące na pocisk.

Problem właściwego przyspieszenia jest niezwykle istotny, gdyż w przypadku zbyt dużych wartości może dojść do zniszczenia miotanego obiektu na skutek działających przeciążeń. W przypadku, gdy miotane są rzeczywiste ptaki, to zagadnienie nabiera szczególnego znaczenia [13].

Wyrzutniki pirotechniczne zostały jednak zaniechane i obecnie w badaniach dominują działła z napędem reali-

zowanym za pomocą sprężonego powietrza. Akumulator powietrza może stanowić przedłużenie przewodu lufy. Na drugim końcu znajduje się łapacz sabota (ryc. 2).



Ryc. 2. Działo pneumatyczne kalibru 250 mm z pojedynczym akumulatorem powietrza [14]

Fig. 2. Pneumatic gun, calibre 250 mm, with single air accumulator [14]

W konstrukcjach największego kalibru i energii strzału stosowane są dwa wysokociśnieniowe akumulatory połączone równolegle z lufą systemu miotającego (ryc. 3).



Ryc. 3. Działo pneumatyczne kalibru 250 mm z podwójnym akumulatorem powietrza [15]

Fig. 3. Pneumatic gun, calibre 250 mm, with double air accumulator [15]

Duże i ciężkie systemy są rozwiązaniami stacjonarnymi posiadającymi własne łoża w postaci platformy integrującej poszczególne moduły funkcjonalne. W działach mniejszego kalibru na wspólnym łożu spoczywa jedynie lufa i akumulator powietrza (Ryc. 4).



Ryc. 4. Działo pneumatyczne kalibru 79 mm [16]

Fig. 4. Pneumatic gun, calibre 79 mm [16]

Duże systemy posiadają własny zespół przygotowania sprężonego powietrza składający się ze sprężarki i osuszacza. Akumulatory w działach małego kalibru ładowane są z zewnętrznych butli ze sprężonym powietrzem (ryc. 4).

W działach pneumatycznych rzadko stosuje się układy oporopowrotne, ponieważ rozpraszanie energii odrzutu jest uzyskiwane za pomocą dużej masy własnej systemu miotającego. W układach aktywnych zmniejszenie oddziaływania odrzutu występującego po oddaniu strzału uzyskuje się dzięki zastosowaniu amortyzatorów hydraulicznych. W takich przypadkach lufa oraz zbiornik ciśnienia

są przesuwnie posadowione na łożu, a tłumienie energii odbywa się za pomocą amortyzatora zamocowanego pomiędzy ramą a korpusem zbiornika.

4. Mechanizm spustowy

Zasadniczym elementem wyrzutnika pocisków jest mechanizm spustowy. Decyduje on o parametrach energetycznych pocisku, które zostaną osiągnięte na końcu lufy. Jego podstawowa cecha to szybkość działania.

W rozwiązaniach pirotechnicznych problem mechanizmu spustowego był w zasadzie nieistotny, ponieważ gazy prochowe powstawały w komorze detonacyjnej połączonej z komorą zamkową lufy. W przypadku takiej konstrukcji problem magazynowania sprężonego medium nie występuje, a wypełnienie lufy gazami prochowymi nawet z zastosowaniem tłumienia przepływu jest wystarczająco szybkie, aby kilkukilogramowe ładunki osiągały prędkość 300 m/s.

W urządzeniach pneumatycznych mechanizm spustowy łączący kanał lufy z akumulatorem sprężonego powietrza jest układem kluczowym. Nawet minimalne nadciśnienie w lufie powoduje niekontrolowany i niepotrzebny ruch pocisku w kierunku wylotu. W efekcie następuje szkodliwe skrócenie efektywnej długości lufy, w której rozpędza się pocisk. Im szybciej nastąpi pełne połączenie lufy z akumulatorem powietrza, tym mniejsze będą straty prędkości wywołane pełzaniem pocisku. Im większa będzie prędkość zadziałania, tym więcej zmagazynowanego powietrza zostanie skutecznie wykorzystane do rozpędzania pocisku w lufie.

Problem szybkości działania mechanizmu spustowego staje się coraz trudniejszy wraz ze wzrostem kalibru działa pneumatycznego. Musi on umożliwić jak najszybsze uzyskanie pełnoprzelotowego przepływu czynnika roboczego z akumulatorów do kanału lufy. Ze względu na długie czasy otwierania i zamykania typowych dużych zaworów pneumatycznych (np. o przelocie 250 mm), konieczne jest stosowanie konstrukcji specjalnych, indywidualnie przeznaczonych do dział pneumatycznych.

Najprostszym zabiegiem jest wydłużanie kanału lufy. Jeżeli lufa jest wystarczająco długa, wówczas przepływ pełnoprzelotowy i za pociskiem uzyskane zostanie wysokie ciśnienie w miejscu zapewniającym jeszcze możliwość dalszego rozpędzania pocisku (ryc. 5). W takich konstrukcjach stosuje się typowe motylkowe zawory armaturowe z własnym napędem pneumatycznym. Ze względu na małą prędkość zaworu długość lufy dochodzi nawet do 23 m.



Ryc. 5. Działo pneumatyczne długolufowe – lufa 19 m [17]

Fig. 5. Long-barrel pneumatic gun – barrel 19 m [17]

Rozwiązania z krótką lufą spotyka się również w systemach badawczych, ale w przypadku niskiego ciśnienia

czynnika roboczego nie zapewniają one uzyskania wysokich parametrów energetycznych (ryc. 6).



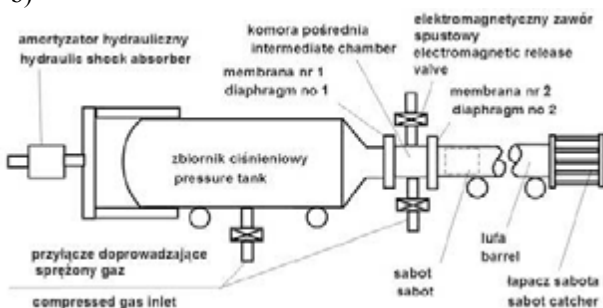
Ryc. 6. Działo pneumatyczne krótkolufowe [18]
Fig. 6. Short-barrel pneumatic gun [18]

Szybkie uwalnianie czynnika roboczego zapewniają systemy membranowe stosowane w urządzeniach większego kalibru. W dziale kalibru 10'' (ryc. 7) miotany obiekt jest umieszczany w sabocie ładowanym do przewodu lufy. Energia napędowa pochodzi ze sprężonego powietrza zmagazynowanego w akumulatorze znajdującym się na końcu lufy o długości 23 m. Mechanizm spustowy wykorzystuje zasadę komory pośredniej, w której panuje połowa ciśnienia występującego w akumulatorze. Komora jest zamykana dwoma membranami niszczonymi w momencie wystrzału. Do zniszczenia dochodzi w wyniku odpowietrzenia komory pośredniej za pomocą zaworów elektromagnetycznych. Zaburzenie warunków równowagi wywołuje pęknięcie membran i uwolnienie sprężonego gazu.

a)



b)



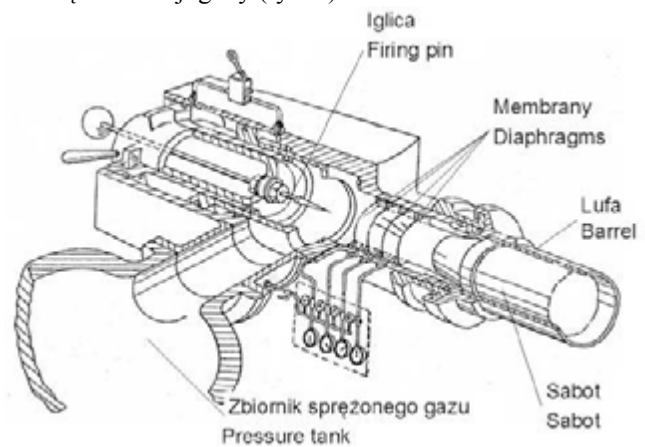
Ryc. 7. Działo kalibru 10'' z membranową komorą pośrednią:
a) stanowisko badawcze [19]

b) schemat działa pneumatycznego [20]

Fig. 7. 10'' calibre gun with membrane intermediate chamber:
a) test stand [19]

b) schematic of the pneumatic gun [20]

Istnieją także inne rozwiązania mechanizmów spustowych, wykorzystujących zasadę komory pośredniej, przeznaczonych do systemów miotających. W tym przypadku komory pośrednie znajdują się pomiędzy ściankami zestawu kilku kruchych membran umieszczonych pomiędzy lufą a akumulatorem powietrza. Pocisk jest umieszczony w lufie z jednej strony zestawu. Po drugiej stronie w komorze zamkowej znajduje się zamek z iglicą. Ciśnienie w komorach jest regulowane za pomocą zaworów redukcyjnych – odpowiednio po jednym do każdej komory. Zawory redukcyjne stopniowo obniżają ciśnienie w każdej z komór w stosunku do ciśnienia panującego w akumulatorze. Ciśnienia są tak dobrane, że membrany dzięki obustronnemu oddziaływaniu sił hydrostatycznych znajdują się w stanie równowagi statycznej. Membrany mogą być niszczone pirotechnicznie lub mechanicznie za pomocą ruchomej iglicy (ryc. 8).



Ryc. 8. Membranowy mechanizm spustowy z komorami pośrednimi [21]

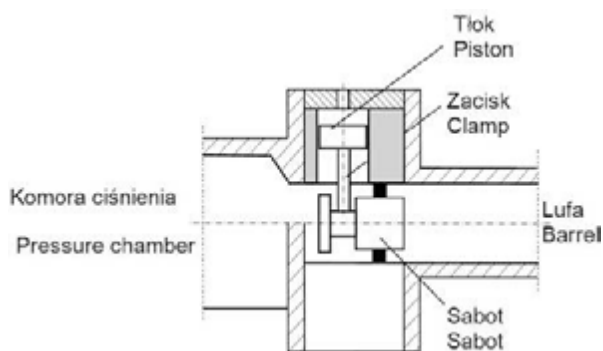
Fig. 8. Membrane release mechanism with intermediate chambers [21]

W prezentowanym na rycinie 8 rozwiązaniu membran są wykonane z tworzywa sztucznego o grubości 0,07 mm uformowanego na kształt dysków. Komora zamkowa jest połączona z akumulatorem ciśnienia. Zamek zawiera wykonaną w formie zaostrego trzpienia iglicę, której zadaniem jest przebijanie membrany. Iglica jest zamocowana w zamku za pomocą cylindrycznej pokrywy, która uszczelnia komorę zamkową. Napęd iglicy stanowi sprężyna naciskowa znajdująca się w komorze zamkowej pomiędzy grotem iglicy a denkiem pokrywy. Iglica jest naciągana do tylnego położenia i blokowana w tym położeniu za pomocą dźwigni. Zwolnienie dźwigni za pomocą elektromagnesu wyzwala ruch iglicy w komorze zamkowej w kierunku zestawu membran. W komorze zamkowej następuje uderzenie iglicy w membranę i jej mechaniczne zniszczenie.

Stosowanie membran pośrednich w mechanizmach spustowych jest rozwiązaniem drogim, pracochłonnym i wymagającym każdorazowego demontażu układu lufy lub zamka w celu zainstalowania nowego kompletu membran i umieszczenia pocisku w lufie.

W układach małokalibrowych, pracujących pod małym ciśnieniem, stosowane są specjalne mechanizmy blokujące sabot w lufie. Zacisk blokujący utrzymuje sabot

w pozycji nieruchomej, pomimo oddziaływania pełnego ciśnienia sprężonego powietrza na dno sabota. Usunięcie trzpienia umożliwia natychmiastowe wypchnięcie pocisku z lufy (ryc. 9).



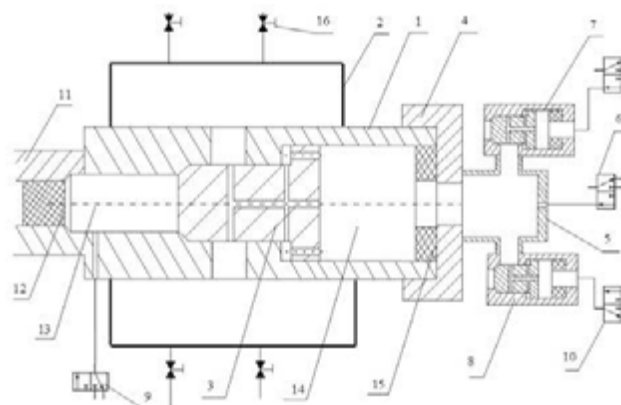
Ryc. 9. Mechanizm spustowy z trzpieniem blokującym [22]
Fig. 9. Release mechanism with locking pin [22]

Ujemną cechą tych układów jest konieczność stosowania masywnego sabota o odpowiednio wytrzymałej konstrukcji odpornej na niszczące oddziaływania zacisku blokującego.

Największe problemy z szybkim zapowietrzaniem przewodu lufy występują w przypadku dział wielkokalibrowych (powyżej 200 mm), wykorzystujących powietrze sprężone pod wysokim ciśnieniem (do 4 MPa). Wysokie ciśnienie oraz kaliber dochodzący do 250 mm umożliwia skuteczne miotanie z prędkościami naddźwiękowymi ciężkich obiektów o dużych gabarytach. Urządzenia umożliwiające spełnienie tak trudnych wymagań są rozwiązaniami o najwyższym stopniu zawansowania, wykorzystującymi np. kaskadowy system sterowania położenia zamkiem mechanizmu spustowego (ryc. 10). W tych rozwiązaniach mechanizm spustowy umożliwia ładowanie działa sabotem z wykorzystaniem portu ładowania – „ładownicy” znajdującej się w osi lufy. Układ jest sterowany w sposób umożliwiający zdalną obsługę systemu po załadowaniu sabota do ładownicy.

Przesterowanie zaworów inicjujących (pneumatyczne rozdzielacze typu 3/2) powoduje otwarcie pełnoprzelotowych zrzutowych zaworów szybkiego spustu, które odpowietrzają przestrzeń komory zamkowej. W wyniku odpowietrzenia komory równowaga sił działająca na zamek zostaje zaburzona i wtedy następuje samoczynne, dynamiczne przesuwanie zamka w kierunku pokrywy komory zamkowej.

W czasie tego cyklu zamek odsłania boczne otwory w lufie, które dostarczają czynnik roboczy z akumulatorów poprzez zbiornik kolektorowy. Po wykonanym strzale zamek powraca w położenie wyjściowe w wyniku ponownego przesterowania zaworów inicjujących.

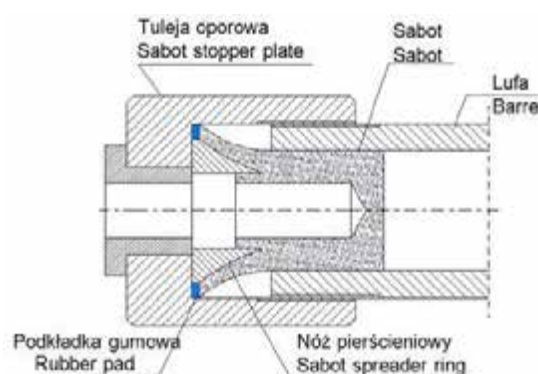


Ryc. 10. Schemat kaskadowego mechanizmu spustowego [23]:
1 – lufa, 2 – kolektor, 3 – zamek, 4 – pokrywa, 5 – przyłącze zaworów szybkiego spustu, 6 – zawór zapowietrzający komorę zamkową, 7, 8 – zawory szybkiego spustu, 9 – zawór odpowietrzający komorę ładowniczą, 10 – zawór inicjujący sterujący zaworem szybkiego spustu, 11 – pokrywa ładownicy, 12 – sabot, 13 – komora ładownicza, 14 – komora zamkowa, 15 – zderzak zamka, 16 – pełnoprzelotowy zawór kulowy

Fig. 10. Schematic of cascade release mechanism [23]:
1 – barrel, 2 – collector, 3 – lock, 4 – cover, 5 – quick release valves connection, 6 – valve for filling the lock chamber, 7, 8 – quick release valves, 9 – valve for draining the breech chamber, 10 – initiating valve for controlling the quick release valve, 11 – breech cover, 12 – sabot, 13 – breech chamber, 14 – lock chamber, 15 – lock stop, 16 – full-passage ball valve

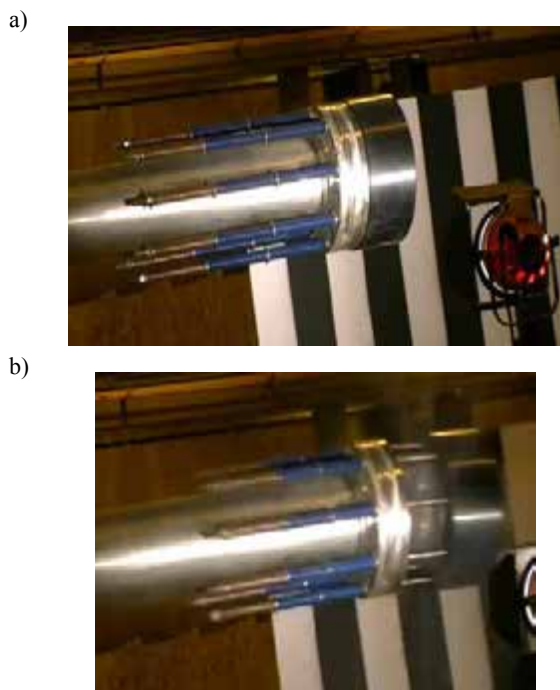
5. Urządzenie wylotowe

Urządzenie wylotowe zwane również łapaczem sabota to element systemu znajdujący się na końcu lufy. Jego zadaniem jest oddzielenie pocisku od sabota w sposób niezakłócający toru lotu pocisku. Najczęściej spotykanymi rozwiązaniami są te, w których urządzenie wylotowe jest zamocowane sztywno na końcu lufy jako nasadka. Stanowiący element urządzenia pierścieniowy nóż w kształcie stożka dokonuje zatrzymania, rozcięcia i fragmentacji sabota. Ładunek znajdujący się w sabocie zostaje wyrzucony z przewodu lufy, zaś pozostałości sabota zostają rozproszone na boki (ryc. 11).



Ryc. 11. Schemat łapacza sabota z nożami tnącymi [24]
Fig. 11. Schematic of sabot catcher with cutting tools [24]

W niektórych przypadkach łapacz jest osadzony elastycznie na końcówce lufy za pomocą układu sprężyn. Sabot, uderzając w nóż pierścieniowy, powoduje ugięcie sprężyn, częściowe rozproszenie energii i zmniejszenie reakcji dynamicznych oddziałujących na końcówkę lufy (ryc. 12).



Ryc. 12. Łapacz sabota z amortyzacją sprężynową [14]:

a) przed strzałem, b) w czasie strzału

Fig. 12. Sabot catcher with spring absorbers [14]:

a) before the shot, b) during the shot

W systemach o mniejszej energii wylotowej w konstrukcji łapacza dodatkowo stosowane są gumowe pierścienie tłumiące. Sabot, uderzając w hamulec, ściska sprężyny, a następnie przecina gumy. Większość energii kinetycznej sabota pochłaniana jest poprzez cięcie gumy. Sprężyny służą jedynie do zmniejszenia wartości maksymalnej siły. Po uderzeniu sabota w hamulec, pocisk, który środkowany jest w gільce poprzez wkładkę styropianową, opuszcza lufę. W przypadku małych parametrów energetycznych oraz stalowej konstrukcji sabota możliwe jest jego wielokrotne stosowanie (ryc. 13).



Ryc. 13. Łapacz sabota z amortyzacją gumowo-sprężynową [25]

Fig. 13. Sabot catcher with spring-rubber absorbers [25]

W systemach wysokoenergetycznych dużego kalibru stosuje się hybrydowe rozwiązania urządzeń wylotowych, łączące hamulec akcyjno-reakcyjny z łapaczem sabota (ryc. 14).



Ryc. 14. Hybrydowe urządzenie wylotowe [26]: 1 – hamulec akcyjno-reakcyjny, 2 – łapacz sabota, 3 – tuleja blokująca

Fig. 14. Hybrid muzzle device [26]: 1 – action-reaction muzzle brake, 2 – sabot catcher, 3 – locking sleeve

Podczas strzału kompletny ładunek dociera do urządzenia wylotowego, w którym gільca sabota jest początkowo centrowana na tulei blokującej, a następnie uderza o stopień oporowy znajdujący się na tulei. Gільca ulega rozbiciu o powierzchnię stopnia znajdującego się na tulei centrującej urządzenia wylotowego. Wypełniacz i dno sabota ulegają natomiast rozbiciu na czole tulei centrującej. Fragmenty gільcy oraz wypełniacza wydostają się częściowo przez wycięcia znajdujące się w tulei łapacza oraz otworami reakcyjnymi w hamulcu. Elementy sabota zablokowane po wystrzale pomiędzy zewnętrzną ścianką tulei prowadzącej a wewnętrzną ścianką tulei łapacza sabota, zostają usunięte po otwarciu pokrywy łapacza sabota.

6. Sabot

Sabot jest częścią systemu, której konstrukcja jest dopasowana do zastosowanego w urządzeniu wylotowym mechanizmu spustowego oraz kształtu pocisku umieszczonego w środku. Pierwotnie w sabocie umieszczane były prawdziwe ptaki uśmiercane bezpośrednio przed załadowaniem. Ze względów sanitarnych niemal całkowicie zaniechano prób z ptakami. Przyczyniło się to również do ustalenia pewnych standardów dotyczących konstrukcji substytutu imitującego ptaka. Przeprowadzone badania wykazały, że podczas zderzenia ptak zachowuje się podobnie jak ciecz i przyjęcie takiego modelu daje dobre rezultaty opowiadające procesowi z udziałem obiektu rzeczywistego [12, 24]. Z tego względu powszechnie wykorzystywane są pociski żelowe, wykonane z żelatyny zwierzęcej z dodatkiem substancji przyspieszających krzepnięcie. W zależności od zastosowanej technologii wyko-

nania mogą się różnić sztywnością, kolorem oraz przezroczystością. Najczęściej są to pociski o masie 1,8 kg lub 3,6 kg w kształcie cylindra o płaskich lub zaokrąglonych podstawach (ryc. 15).



Ryc. 15. Pociski żelowe imitujące ptaka [7, 17]

Fig. 15. Gel missile to imitate the bird [7, 17]

W przypadku prób imitujących gradobicie [27] okrągłe lodowe pociski wykonywane są z wody zamrażanej w formach umożliwiających uzyskiwanie kul o różnorodnych średnicach (ryc. 16).



Ryc. 16. Forma do wytwarzania lodowych pocisków [28]

Fig. 16. Mould for producing ice missiles [28]

Pociski umieszczane są w lekkich sabotach, najczęściej wykonywanych z pianki poliuretanowej (ryc. 17).



Ryc. 17. Sabot z pianki poliuretanowej [28]

Fig. 17. Sabot made out of polyurethane foam [28]

Odpowiednio ukształtowane gniazdo umożliwia jednoznaczne ustalenie pozycji pocisku w czasie wystrzału (ryc. 18).



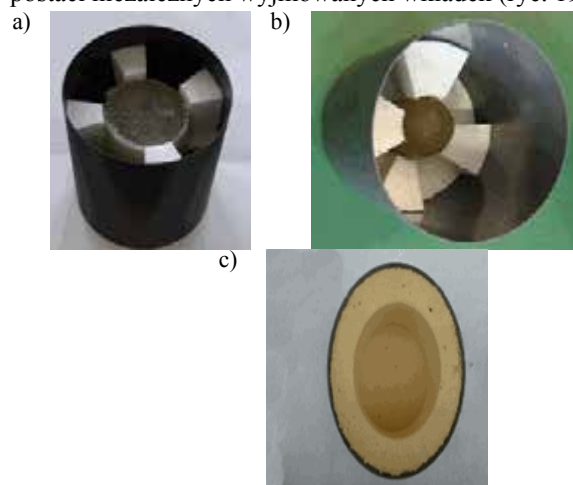
Ryc. 18. Umieszczenie pocisku w sabocie [28]

Fig. 18. Placing the missile in the sabot [28]

Saboty piankowe wykonuje się w formach odpowiednich do plastycznej przeróbki tworzyw sztucznych.

W systemach o wyższym potencjale energetycznym stosowane są saboty wykonane z drzewa balsowego [29]. Są to jednak rozwiązania drogie i stosunkowo ciężkie.

Saboty do dział o najwyższym potencjale energetycznym mają bardziej złożoną konstrukcję. Składają się one z gilzy wykonanej z PCW, w której umieszczone są styropianowe wkładki ustalające pozycję żelowego cylindra. Gilza oprócz uszczelnienia pełni rolę płaszcza ochronnego zwiększającego odporność ładunku na oddziaływanie przyspieszeń. W systemach krótkolufowych przyspieszenia są tak duże, że stosowanie sabotów wykonanych jedynie z pianki jest niemożliwe. Przeciżenia wywoływane kilkukilogramowym pociskiem powodują samoistną dezintegrację delikatnej struktury sabota w kanale lufy, co wyklucza prawidłową realizację procedury badań. Wypełnienie polistyrenowe może być wykonane w jednolitej formie trwale połączonej z gilzą na etapie formowania lub w postaci niezależnych wyjmowanych wkładek (ryc. 19).

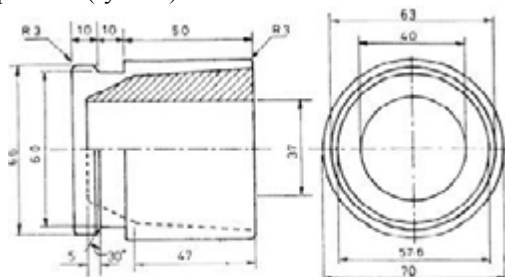


Ryc. 19. Saboty z gilzą: a), b) z wkładkami stabilizującymi [7, 30], c) jednolity [17]

Fig. 19. Sabots with cartridge: a), b) with stabilising inserts [7, 30], c) uniform [17]

Rozwiązania z niezależnymi wkładkami zapewniają lepsze rozproszenie szczątków sabota po dezintegracji w urządzeniu wylotowym.

Szczególnym przypadkiem są saboty wielokrotnego zastosowania uformowane na kształt metalowego kubka. Posiadają one odpowiednie wyprofilowanie powierzchni zewnętrznej umożliwiające przytrzymywanie w mechanizmie spustowym blokującym sabot przed wystrzałem. Wewnątrz kubka znajduje się lekka wkładka ze spienionego polistyrenu w kształcie dopasowanym do miotane go pocisku (ryc. 20).



Ryc. 20. Saboty metalowy [22]

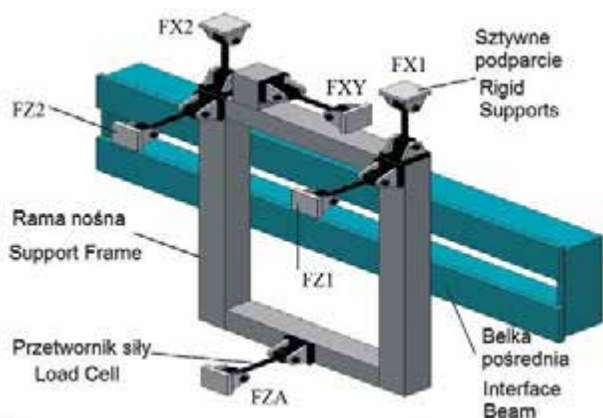
Fig. 20. Metal sabot [22]

Saboty metalowe wielokrotnego użytku stosuje się tylko do małokalibrowych niskoenergetycznych urządzeń miotających.

7. Statyw

Statyw jest elementem odpowiednio dopasowanym do badanej struktury lotniczej. Jego zadaniem jest zamocowanie testowanego elementu w sposób odpowiadający warunkom występującym w rzeczywistości oraz zapewnienie pożądanej ekspozycji względem toru pocisku. Warunki utwierdzenia obiektu nie mogą wprowadzać dodatkowych naprężeń oraz powodować jego przeszywnienia. Konstrukcja statywu powinna umożliwiać pomiar sił występujących podczas uderzenia. W tym celu może się on składać z układu ram, połączonych z zastosowaniem szybkich przetworników siły w trzech wzajemnie prostopadłych płaszczyznach (ryc. 21).

a)



b)

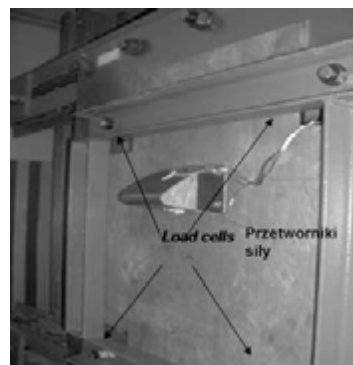


Ryc. 21. Statyw z wieloosiowym układem pomiaru siły uderzenia w krawędź natarcia [31]: a) model, b) egzemplifikacja stanowiskowa

Fig. 21. Frame with multiaxial system for measurement of impact force against the leading edge [31]: a) model, b) test stand example

W rozwiązaniach uproszczonych badany obiekt mocowany jest do płyty połączonej z ramą statywu za pomocą czterech przetworników siły (ryc. 22).

Rozmiary statywów zależą od wymiarów i rodzaju badanej struktury. W przypadku badań elementów usterzenia, ramy statywu mogą osiągać długość dochodzącą do kilku metrów (ryc. 23). Kształt uchwytów mocujących badany obiekt jednoznacznie definiuje kąt uderzenia pocisku.



Ryc. 22. Statyw z jednoosiowym układem pomiaru siły uderzenia w krawędź natarcia [32]

Fig. 22. Frame with single-axis system for measurement of impact force against the leading edge [32]



Ryc. 23. Statyw do badań elementów usterzenia [33]

Fig. 23. Frame for testing the elements of horizontal stabilisers [33]

W niektórych przypadkach stosuje się statywy rekonfigurowalne, przystosowane do badania zestawu określonego typu obiektów [34]. Mocowanie do statywu jest realizowane z zastosowaniem tych samych elementów łączeniowych, które wykorzystuje się podczas rzeczywistej integracji badanego elementu z kompletną strukturą płatowca (ryc. 24).



Ryc. 24. Statyw rekonfigurowany do badania elementów usterzenia i kabiny pilotów

Fig. 24. Reconfigurable frame for testing the elements of flight control surfaces and the cockpit

W przypadku badania elementów drobnych, prowadzonego z zastosowaniem niskich parametrów energetycznych zderzenia, wykorzystuje się statywy umożliwiające pozycjonowanie obiektu w dowolnej ekspozycji względem osi strzału (ryc. 25).

W przypadku badań elementów o małych gabarytach statyw wraz z badanym obiektem może być umieszczony wewnątrz komory ochronnej o wytrzymałej konstrukcji stalowej.



Ryc. 25. Statyw uniwersalny z regulacją pozycji kątowej [35]
Fig. 25. Universal frame with variable angular position [35]

Komora zabezpiecza przed niebezpiecznymi odłamkami, które mogą stanowić zagrożenie dla osób obsługi oraz sprzętu rejestrującego przebieg badania. W badaniach o dużej energii strzału statyw znajduje się w specjalnej strefie chronionej, zabezpieczonej przed dostępem w czasie badań.

8. Wnioski

Rozwój badań zderzeniowych konstrukcji lotniczych, zainicjowanych w Wielkiej Brytanii i USA, umożliwił opracowanie procedur i standardów, które zaczęły funkcjonować w formie obowiązujących przepisów prawnych. Obecnie każdy nowy element konstrukcyjny statku powietrznego obligatoryjnie podlega testowemu sprawdzeniu odporności zderzeniowej. Ogromny wzrost mocy obliczeniowej współczesnych komputerów w znacznym stopniu rozszerzył możliwości badań symulacyjnych, jednak ostatecznej weryfikacji dokonuje się zawsze za pomocą metod doświadczalnych. Cechą szczególną testów zderzeniowych jest konieczność stosowania unikatowego instrumentarium opracowanego specjalnie do określonych wymagań. O ile stosowanie kamer, przetworników siły oraz systemów rejestracji danych może podlegać unifikacji i mogą one być stosowane w różnorodnych testach zderzeniowych, o tyle systemy miotające, układy mocowania próbki oraz miotane obiekty są dobierane do indywidualnych potrzeb wynikających z określonej próby. Inne rozwiązania muszą być stosowane w systemach małokalibrowych, inne w systemach wysokoenergetycznych, a występująca różnorodność jest dodatkowo powiększana w zależności od materiału i konsystencji pocisku. Ze względu na stale zwiększające się osiągi samolotów, szczególnie w zakresie prędkości, należy spodziewać się rozwoju instrumentarium umożliwiającego prowadzenie badań wysokoenergetycznych z wykorzystaniem dużych i ciężkich obiektów.

Obecne testy odwzorowują głównie warunki kolizji występujące na niskich wysokościach lotu, gdzie najczęstszą przyczyną są małe ptaki poruszające się pojedynczo lub w grupie. W najbliższych latach rozwój badań zderzeniowych powinien uwzględniać wierną odtwarzalność warunków panujących na dużych wysokościach, gdzie dochodzi do zderzeń z bardzo dużymi, ciężkimi ptakami, co niemal zawsze powoduje tragiczne w skutkach zdarzenia.

Bibliografia

1. Thorpe J., *Fatalities and destroyed civil aircraft due to bird strikes, 1912-2002*, International Bird Strike Committee, Warsaw 2003.
2. 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.
3. Transport Canada, *Sharing the skies. An Aviation Industry Guide to the Management of Wildlife Hazard*, Ottawa 2004.
4. Zbrowski A., *Bezpieczeństwo samolotów w aspekcie zagrożenia kolizją z ptakami*, „Problemy Eksploatacji” Issue 2, 2012, pp. 215-228.
5. Klich E., *Bezpieczeństwo lotów*, Wydawnictwo Naukowe Instytutu Technologii Eksploatacji – PIB, Radom 2011.
6. Szczeciński S., Balicki W., Głowacki P., *Uszkodzenia silników turbinowych wywołane zderzeniami z ptakami*, „Przegląd Sił Powietrznych” Issue 2, 2009, pp. 15-21.
7. Zbrowski A., Samborski T., Zacharski S., *Badania odporności zderzeniowej szybkich środków transportu z małymi obiektami*, „Pomiary Automatyka Robotyka PAR”, Issue 11, 2012, pp. 59-67.
8. Zbrowski A., Majcher A., *Mechatronic system for impact tests for aero structures*, “Solid State Phenomena” Vol. 198, Mechatronic Systems and Materials IV, 2013, pp. 366-371.
9. Józwick W., Zbrowski A., *Determination of the shot energy characteristics of the pneumatic gun by means of high speed imaging method*, Vol. 199, Mechatronic Systems and Materials V, 2013, pp. 291-296.
10. Socha G., Szalkowski S. Zbrowski A., *Nowy system do badania odporności na zderzenie elementów konstrukcji samolotów i pojazdów lądowych zainstalowany w Instytucie Lotnictwa*, XVIII Seminarium: Nieniszczące Badania Materiałów, Zakopane, 13-16 marca 2012, s. 7-18.
11. Zbrowski A., *Modułowa struktura działła pneumatycznego*, „Technologia i Automatykacja Montażu” Issue 3, 2012, pp. 18-23.
12. James S. Wilbeck J., *Impact Behavior of Low Strength Projectile*, Technical report AFML-TR-77-134, Air Force Flight Dynamics Lab, July 1978.
13. Welsh C., Centonze V., *Aircraft Transparency Testing - Artificial Birds*, Technical report AEDC-TR-86-2, Arnold Engineering Development Center, April 1986.
14. http://www.davis-eng.com/bird_strike_simulator.html
15. Zbrowski A., *Działło pneumatyczne do testów zderzeniowych*, „Problemy Eksploatacji” Issue 3, 2012, pp. 133-144.
16. Park H., Kim H., *Damage resistance of single lap adhesive composite joints by transverse ice impact*, “International Journal of Impact Engineering” Vol. 37 Issue 2, 2010, pp. 177-184.
17. Park C., Jang B., Kim J., Kim C., Jun S., *Bird strike event monitoring in a composite UAV wing using high speed optical fiber sensing system*, “Composites Science and Technology” Vol. 72 Issue 4, 2012, pp. 498-505.
18. Guida M., Marulo F., Meo M., Riccio M., *Analysis of Bird Impact on a Composite Tailplane Leading Edge*, “Applied Composite Materials” Vol. 15 Issue 4-6, 2008, pp. 241-257.

19. <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/education/innovations/spotlight/bam.html>
20. <http://archive.nrc-cnrc.gc.ca/eng/news/nrc/2007/01/07/bird-plane.html>
21. Capriolo I., Sacerdote U., *High velocity air gun with frangible valve trigger means*, Patent US3428037, 1969.
22. Hou J., Ruiz C., *Soft body impact on laminated composite materials*, "Composites Part A: Applied Science and Manufacturing" Vol. 38 Issue 2, 2007, pp. 505-515.
23. Zbrowski A., Samborski T., Zacharski S., *The method for high-energy throwing of the objects in impact testing*, "TTS Technika Transportu Szybowego" Issue 9, 2012, pp. 619-627.
24. Barber J., Taylor H., Wilbeck J., *Characterization of bird impacts on rigid plate*, Technical report AFFDL-TR-75-5. Air Force Flight Dynamics Lab, January 1975.
25. Boguszewicz P., Wodyński P., *Odporność szyb czolowych szybkich pojazdów szynowych na zderzenia z tzw. ciałami obcym*, „Prace Instytutu Lotnictwa” Issue 4, 2010, pp. 5-12.
26. Zbrowski A., Zacharski S., *Urządzenie wylotowe w armacie pneumatycznej do testów konstrukcji lotniczych*, „TTS Technika Transportu Szybowego” Issue 9, 2012, pp. 629-638.
27. Olsson R., Juntikka R., Asp L., *High velocity hail impact on composite laminates – modelling and testing*, [w:] *Solid Mechanics and Its Applications. Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures*, red. Abrate S., Castanie B., Rayapakse Y., Springer 2013, pp. 393-425.
28. Rhymer J., Kim H., Roach D., *The damage resistance of quasi-isotropic carbon/epoxy composite tape laminates impacted by high velocity ice*, "Composites Part A: Applied Science and Manufacturing" Vol. 43 Issue 7, July 2012, pp. 1134-1144.
29. Barber J., Taylor H., Wilbeck J., *Bird impact forces and pressures on rigid and compliant targets*, Technical report AFFDL-TR-77-60. Air Force Flight Dynamics Lab, May 1978.
30. Zbrowski A., *Badania prototypu działła pneumatycznego*, „Problemy Eksploatacji” Issue 3, 2011, pp. 217-234.
31. McCarthy M., Xiao J., McCarthy C., Kamoulakos A., Ramos J., Gallard J., Melito V., *Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates – Part 2: modelling of impact with SPH bird model*, "Applied Composite Materials" Vol. 11 Issue 5, 2004, pp. 317-340.
32. Kermandis T., Labeas G., Sunaric M., Ubels L., *Development and Validation of a Novel Bird Strike Resistant Composite Leading Edge Structure*. Applied Composite Materials Vol. 12 Issue 6, 2005, pp. 327-353.
33. Georgiadis S., Gunnion A., Thomson R., Cartwright B., *Bird-strike simulation for certification of the Boeing 787 composite moveable trailing edge*, "Composite Structures" Vol. 86 Issues 1-3, 2008, pp. 258-268.
34. Zbrowski A., *Experimental tests concerning the impact resistance of a tailplane*, "Archives of Civil and Mechanical Engineering" Vol. 14 Issue 1, 2014, pp. 53-60.
35. Lavoie M., Gakwaya A., Ensan M., Zimcik D., Nandlall D., *Bird's substitute tests results and evaluation of available numerical methods*, "International Journal of Impact Engineering" Vol. 36 Issues 10-11, 2009, pp. 1276-1287

dr inż. Andrzej Zbrowski jest adiunktem i kieruje Zakładem Doświadczalnym w Instytucie Technologii Eksploatacji – PIB w Radomiu. Koncentruje się na zagadnieniach związanych z budową maszyn, konstrukcjami mechatronicznych urządzeń badawczych, systemami bezpieczeństwa technicznego oraz badaniami prototypów. Jest autorem lub współautorem ponad 250 publikacji naukowych, 66 uzyskanych patentów oraz 160 zgłoszeń patentowych. Brał udział w realizacji 40 projektów badawczych, ponadto kierował 12 projektami badawczymi i rozwojowymi.