

# XXXV Kongres OSTIV – Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile

Jarosław Pytka  
Politechnika Lubelska

W dniach 19–23 lipca 2021 r. odbył się XXXV Kongres OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile). Z powodu sytuacji epidemicznej wydarzenie zorganizowano i przeprowadzono w trybie zdalnym. Ponadto – inaczej niż zwykle – Kongres nie odbył się równoległe z mistrzostwami świata w szybownictwie. Niniejsze omówienie zawiera, przetłumaczone z języka angielskiego przez autora artykułu, fragmenty streszczeń wybranych referatów, zamieszczonych w pełnej wersji w pracy XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings pod redakcją Rolfa Radespiela i Tilla Lindnera. Wykorzystane w tekście ilustracje także pochodzą z wymienionego wyżej opracowania i zostały przedrukowane za zgodą autorów. W tym miejscu należy również polecić stronę internetową OSTIV (<https://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/index>), gdzie (poza wspomnianym opracowaniem) znajdują się też inne materiały naukowe i branżowe, m.in. „Technical Soaring” – czasopismo naukowe poświęcone tematyce techniki szybowcowej i szybownictwa.

W pierwszej części artykułu zostaną przedstawione wybrane referaty dotyczące aerodynamiki, dynamiki struktury szybowca oraz bezpieczeństwa biernego i czynnego.

## Aerodynamika

Wyznaczanie widm turbulencji atmosferycznych podczas przelotu szybowca było tematem prezentacji Michaela Greinera i Wernera Würza z Uniwersytetu Technicznego w Sztutgarcie [9]. Pęcherzyki separacji laminarnej (ang. *laminar separation bubbles*, LSB) odgrywają ważną rolę w projektowaniu profili o naturalnym przepływie laminarnym (ang. *natural laminar flow*, NLF). Według Greinera i Würza, „zapobieganie separacji laminarnej jest czynnikiem decydującym o konturze górnej powierzchni skrzydła (profilu) i możliwym przebiegu laminarnym. Występowanie pęcherzyków separacji laminarnej jest związane z obecnością turbulencji strumienia swobodnego (ang. *free stream turbulence*, FST). Sformułowano tezę, że gdyby projekt aerodynamiczny skrzydła szybowca uwzględniał specyficzny poziom FST, można by czerpać korzyści ze zmniejszonego rozmiaru i mniejszego oporu związanego z występowaniem pęcherzyków oderwania laminarnego. Celem prezentowanej pracy było ilościowe określenie wpływu zwiększonych turbulencji napływu na pęcherzyki separacji laminarnej.

W trakcie przelotu termika wprowadza turbulentną energię na dużą skalę do warstwy konwekcyjnej atmosfery. Energia ta jest przekazywana na mniejsze skale, aż zostanie rozproszona na ciepło. Pomiędzy wprowadzeniem energii kinetycznej a rozproszeniem kształtuje się widmo o nachyleniu wykładniczym  $-5/3$  zgodnie z hipotezą Kołmogorowa [15]. Wpływ turbulencji strumienia swobodnego na warstwy przyścienne był przedmiotem różnych badań [2], jednakże niewiele jest informacji na temat poziomu turbulencji w warunkach szybowania [14, 16]. Interesujące są dwie skale turbulencji, mianowicie (1) turbulencje lub porywy o niskiej częstotliwości, które działają poprzez wahania kąta natarcia na rozkład ciśnienia, oraz (2) turbulencje o wysokiej częstotliwości lub zwiększony poziom turbulencji, które działają poprzez mechanizmy wrażliwości bezpośrednio na początkowe amplitudy fal Tollmiena–Schlichtinga (TS, jest to fala niestabilna w strumieniu, która powstaje w ograniczonym przepływie ścinającym) [9].”

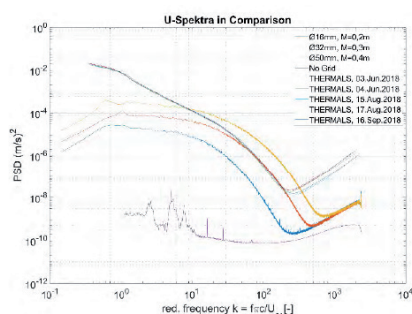
Aby zbadać oba zjawiska w tunelu aerodynamicznym, należało pozyskać charakterystyki typowych turbulencji strumienia swobodnego. Autorzy referatu opisali stanowisko pomiarowo-badawcze, w którym „szybowiec Arcus wyposażono w system pomiarowy, który rejestrował składowe  $u$  i  $v$  napływu za pomocą specjalnie zbudowanego termoanemometru (ang. *constant temperature anemometer*, CTA), składającego się z dwuwymiarowej sondy termoanemometrycznej. Przewód sondy został zainstalowany na wysokości 1,3 m przed krawędzią natarcia skrzydła (ryc. 1). Sygnały termoanemometryczne rejestrowano za pomocą przetwornika analogowo-cyfrowego typu sigma-delta, z częstotliwością próbkowania wynoszącą 105 kHz, a maksymalny czas ciągłej pracy systemu pomiarowego wynosił 8 godzin. Dodatkowe pomiary, takie jak ciśnienie dynamiczne i statyczne, temperatura i wilgotność, wykonano przy częstotliwości próbkowania 0,2 kHz. Dane te pozwoliły skorygować kalibrację termoanemometru z uwzględnieniem temperatury otoczenia. Zmierzono także dynamiczne obciążenia przeciążeniowe na końcu wysokości, aby wykluczyć wpływ wibracji na odczyty z termoanemometru. Cała instalacja została przetestowana i skalibrowana w laminarnym tunelu aerodynamicznym w Sztutgarcie. W locie można było uzyskać widma do 5 kHz, obejmujące znaczną część podzakresu rozpraszającego, zanim dominował szum specyficzny dla termoanemometru. W sezonie 2018 prowadzono pomiary w locie przez 13 dni wzdłuż Jury Szwabskiej, z czego wyselekcjonowano łącznie 22 godziny zapisu danych z lotów przelotowych.

Uwzględniono szereg różnych sytuacji pogodowych i średnich prędkości wznoszenia do 3 m/s, a także termikę opisaną przez pilotów jako gładką i burzliwą” [9].



**Ryc. 1. Wysięgnik o długości 1300 mm z sondą termoanemometryczną, przymocowany do skrzydła szybowca, przed krawędzią natarcia**  
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

W dalszej kolejności Greiner i Würz omówili metodę redukcji danych, w której, „aby ułatwić analizę statystyczną wyników, ciągły strumień danych podzielono na odcinki czterosekundowe i wyznaczono gęstości widmowe mocy (PSD) oraz współczynniki rozpraszania. Według śladu GPS odcinki zostały zidentyfikowane jako unoszone w termice, lecące na wprost lub bez kategorii. Jeśli chodzi o kategorię termiczną, współczynniki rozpraszania i gęstości widma mocy wykazują jedynie niewielkie rozproszenie podczas każdego lotu, jak również pomiędzy lotami. Gdy kolejne sekcje termiczne traktuje się jako całość, a dane z termoanemometru są próbkowane w dół, PSD można wyprowadzić dla częstotliwości 0,01 Hz. Zasadniczo, wszystkie termiczne gęstości widmowe mocy zgadzają się bardzo dobrze z widmami modelu (ryc. 2). W porównaniu z wynikami osiąganymi w laminarnym tunelu aerodynamicznym, intensywność turbulencji z zakresu ( $15 \text{ Hz} \leq f \leq 5 \text{ kHz}$ ) w termice jest stale wyższa 60-krotnie” [9].



**Ryc. 2. Uśrednione gęstości widmowe mocy turbulencji w termice wyznaczone w laminarnym tunelu aerodynamicznym oraz widma modelowe według [1]**  
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

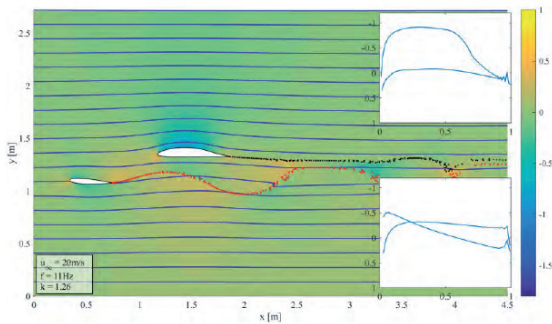
Ponieważ pęcherzyki oderwania laminarnego odgrywają szczególną rolę przy niskich prędkościach lotu i dużym kącie natarcia, przypadki referencyjne do dalszych badań wyprowadzono z typowych danych dotyczących prędkości

i turbulencji mierzonych w termice. Zgodnie z uzyskanymi wynikami „amplituda kąta natarcia wynosząca  $\pm 0,6^\circ$  pokrywa 83–92 % wszystkich podmuchów przy rozpatrywanych częstotliwościach podmuchów. Intensywności turbulencji uzyskane w badaniach w locie odnoszą się do widm wyznaczonych w tunelu laminarnym w zakresie 15–5000 Hz. Aby dopasować warunki eksperymentu w tunelu aerodynamicznym do pomiarów w atmosferze, widma muszą mieścić się w zakresie częstotliwości fal Tollmiena–Schlichtinga.

Widma uzyskane podczas pomiarów w locie dobrze odpowiadają widmom turbulencji, które można uzyskać w laminarnym tunelu aerodynamicznym. Chociaż w tunelu trudno wytworzyć duże wiry, można z łatwością odtworzyć turbulencje na małą skalę w zakresie częstotliwości ( $0,5 \text{ kHz} \leq f \leq 3 \text{ kHz}$ ) fal Tollmiena–Schlichtinga. Poza termiką, na prostych odcinkach przelotu trudno sformułować ogólne stwierdzenia na temat wielkości turbulencji strumienia swobodnego, ponieważ tor lotu może krzyżować się z prądami wstępującymi, opadającymi lub martwym powietrzem. Jest oczywiste, że niskie współczynniki rozpraszania występują wówczas, gdy szybowiec opada z prędkością pionową zbliżoną do teoretycznej, wynikającą z krzywej biegunowej. Oznacza to, że wszystkim prądom wznoszącym i opadającym towarzyszy większa intensywność turbulencji. Najmniejsze współczynniki rozpraszania są zatem znacznie wyższe niż współczynniki otrzymane w badaniach w laminarnym tunelu aerodynamicznym” [9].

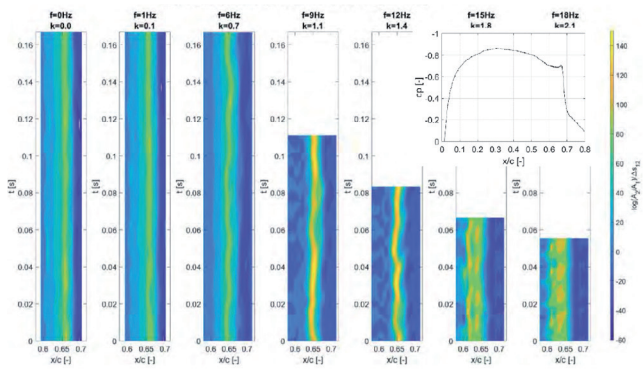
Na potrzeby eksperymentów w tunelu aerodynamicznym sporządzono model sekcji skrzydła o profilu rzeczywistego skrzydła szybowca z klapami, w którym „klapę ustawiono w pozycji wysuniętej i rozciągnięto, aby zmniejszyć gradienty w turbulentnej warstwie granicznej, natomiast przednią część profilu skrócono, aby zmniejszyć efekt prostowania generowanych podmuchów. Zadbano o to, aby nie zmienić właściwości stabilności warstwy granicznej przed miejscem pojawiania się pęcherzyków separacji. Model wyposażono w 65 portów ciśnienia statycznego na górnej powierzchni i w rejonie krawędzi natarcia, z czego 21 znajduje się w przewidywanym zakresie pojawiania się pęcherzyków separacji laminarnej. Do pomiaru nieustalonych ciśnień do 3 kHz, 32 porty są również podłączone do piezorezystancyjnych czujników ciśnienia w modelu. Do określenia profili prędkości warstwy granicznej wykorzystywana jest precyzyjna ruchoma sonda termoanemometryczna.

Aby zbadać wpływ zmian kąta natarcia o niskiej częstotliwości w tunelu aerodynamicznym, przed badanym modelem sekcji skrzydła instaluje się drugie skrzydło, które wykonuje sinusoidalne ruchy pochylające (ryc. 3), jako generator podmuchów uruchamiany przez serwo mechanizm CNC. Właściwe ruchy generatora wymagają doboru reprezentatywnych kombinacji częstotliwości i amplitudy. Czasowy przebieg wartości kąta natarcia został podzielony na sekwencję zmian. Każdy krok zmiany odpowiada połowie oscylacji, od szczytu do szczytu. Węzły zostały wybrane w taki sposób, że preferowano duże amplitudy, bez względu na częstotliwość. W ten sposób uzyskano zakres amplitud dla każdej częstotliwości, z którego można wybrać odpowiednie wartości do eksperymentu. Przykładowo amplituda  $\pm 6^\circ$  generatora podmuchów odpowiada oscylacji kąta natarcia badanego skrzydła wynoszącej  $\pm 0,6^\circ$  [9].



**Ryc. 3. Zmiany kąta natarcia uzyskiwane za pomocą oscylującego skrzydła przed głównym skrzydłem**  
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

Analizując uzyskane wyniki, Greiner i Würz stwierdzili, że „przeprowadzone pomiary dostarczyły danych, które zostaną poddane analizie i porównane z wynikami numerycznymi. Niestabilne ciśnienia i profile prędkości warstwy przyściennej pozwalają na porównanie z metodą LST. Szczególną uwagę należy zwrócić na przypadki z podmuchami wiatru. Ilustruje to rycina 4. Przedstawia ona współczynniki wzmocnienia dla różnych częstotliwości podmuchów obliczone na podstawie uśrednionych fazowo ciśnień powierzchniowych. Wielkość i zasięg przestrzenny stopnia wzmocnienia dla najbardziej wzmoczonego współczynnika Fouriera zmieniają się wraz ze wzrostem częstotliwości podmuchów” [9].



**Ryc. 4. Szybkości wzmocnienia w pęcherzu oderwania dla różnych częstotliwości podmuchów**  
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

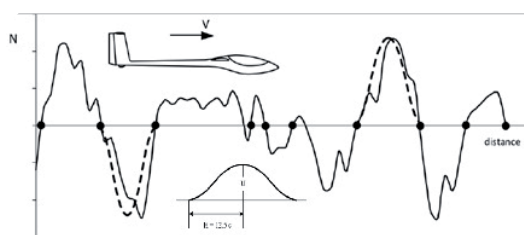
Podsumowując, autorzy referatu stwierdzili, że „zarejestrowane podczas przelotów szybowcem turbulencje napływowe w konwekcyjnej warstwie granicznej atmosfery pozwoliły na wyznaczenie widm obejmujących skalę od figoidy do zakresu rozproszenia, które następnie zostały wykorzystane do scharakteryzowania turbulencji strumienia swobodnego. W oparciu o uzyskane wyniki pomiarów w locie przeprowadzono eksperymenty w tunelu aerodynamicznym w celu zbadania wpływu turbulencji swobodnego strumienia na pęcherzyki separacji laminarnej. Następnym etapem badań będzie analiza danych z tunelu aerodynamicznego, której celem ostatecznym jest udoskonalenie metod projektowania skrzydeł szybowców, a także łopát turbin wiatrowych” [9].

## Dynamika struktury szybowca poddanego działaniu podmuchu

Dwa referaty zaprezentowane w ramach Kongresu dotyczyły dynamiki struktury szybowca poddanego działaniu podmuchów w trakcie lotu. Jan Schwochow zaprezentował nową metodę analizy dynamiki skrzydeł szybowca podczas podmuchów [19]. We wprowadzeniu autor pierwszego referatu zauważył, że „ponieważ na ogół nie jest dostępny strukturalny model dynamiki szybowca, trudno jest uwzględnić elastyczność konstrukcyjną skrzydeł o dużym wydłużeniu, która w większości przypadków może złagodzić obciążenia od podmuchów. Zgodnie z dokumentem CS-22 [17, 29] obliczenia wytrzymałości skrzydła przeprowadza się na bazie sztywnego modelu szybowca, który napotyka podmuch jednostkowy o kształcie  $1 - \cos$ . Analiza współczynnika obciążenia od podmuchu jest powiązana ze wzorem Pratta-Walkera, w którym długość podmuchu jest ustalona na 25 średnich cięciw skrzydła [29]. W przypadku lekkich szybowców ze skrzydłami o dużym wydłużeniu, kryterium to może zawyżać obciążenia od podmuchów. Inny, prostszy wzór na współczynnik łagodzenia podmuchów jest sugerowany przez OSTIV Sailplane Development Panel jako poprawka do CS-22. Omawiana praca zawiera propozycję procedury obliczeniowej obciążenia skrzydła z zastosowaniem bardziej racjonalnej analizy podmuchów, wykorzystującej model aeroelastyczny szybowca w metodzie elementów skończonych w połączeniu z nieustalonymi obciążeniami aerodynamicznymi sformułowanymi w dziedzinie częstotliwości” [19].

Schwochow wskazał, że „podmuch atmosferyczny tworzy się wskutek działania przypadkowych wahań prędkości i kierunku wiatru spowodowanych ruchem wirowym powietrza. Termin „obciążenia dynamiczne” jest używany do reprezentowania obciążeń od podmuchu, które obejmują siły bezwładności związane z przyspieszeniami w trybie sprężystym (drżania swobodne). Podmuchy o dużych gradientach prędkości powietrza w kierunku poziomym lub pionowym nazywane są podmuchami dyskretnymi. Mogą one wystąpić na granicy termiki i prądów zstępujących, strumieni fal lub w warunkach inwersji temperatury. Jeśli szybowiec napotka którekolwiek z wymienionych zjawisk w locie z wysoką prędkością poziomą, generowana jest impulsywna zmiana obciążeń aerodynamicznych skrzydła” [19].

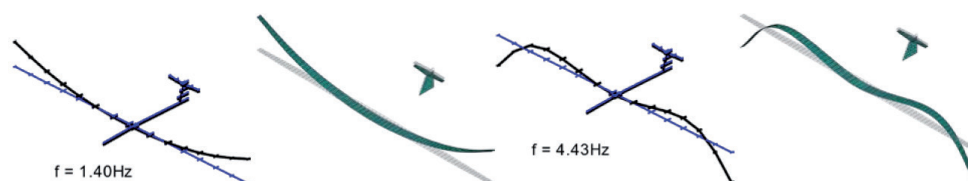
Jak zauważa autor referatu, „stosowaną powszechnie koncepcją podmuchu jest model  $1 - \cos$  (ryc. 5). Specyfikacje certyfikacyjne dla szybowców i motoszybowców EASA CS-22 [29] zakładają ten dyskretny profil podmuchów w celu oszacowania obciążeń spowodowanych turbulencjami atmosferycznymi. Zastosowanie formuły Pratta-Walkera określa maksymalne współczynniki obciążenia podmuchem w zależności od prędkości lotu i współczynnika złagodzenia podmuchu, który jest powiązany ze stosunkiem masy i nachyleniem siły nośnej. Czynniki te uwzględnia opóźnienie wywołanych ruchem sił aerodynamicznych działających na samolot przez ocenę funkcji Wagnera” [19].



Ryc. 5. Metoda 1-cos opisu charakterystyki podmuchu  
(dzięki uprzejmości J. Schwochow)

Nowa formuła zaproponowana w [4] zawiera jako dane wejściowe zależność między długością napotkanego podmuchu a średnią cięciwą skrzydła wynoszącą  $l$  m. Według Schwochow, „jak dotąd nie udało się znaleźć rozwiązania wyznaczania długości podmuchu, obejmującego wszystkie istotne warunki meteorologiczne. Schwochow sugeruje modyfikację równania w nowej poprawce do CS-22, w celu ustalenia wartości współczynnika złagodzenia, adekwatnie do 25-krotnej średniej długości cięciwy skrzydła. Aby sprawdzić poprawność nowego wzoru, przeprowadzono symulację czasu reakcji na podmuch szybowca klasy otwartej. Przeprowadzona symulacja jest zgodna z metodologią przedstawioną w pracy [25].

Metodologia badań zakładała, że model MES konstrukcji szybowca zostanie utworzony we współrzędnych globalnych i przedstawia dynamikę strukturalną płatowca. Zwykle w użyciu jest do kilku tysięcy punktów siatki, z trzema współrzędnymi przemieszczenia i trzema współrzędnymi obrotu w każdym z punktów. Rodzaj elementów użytych w analizie metodą elementów skończonych zależy od konstrukcji szybowca. Ze względu na bardzo smukłe skrzydła i usterzenie szybowca, elementy Eulera–Bernoulliego są odpowiednie do odwzorowania charakterystyk dynamicznych płatowca (patrz ryc. 6). Globalna sztywność i macierz masy są obliczane na podstawie charakterystyki zginania i skręcania dla całej rozpiętości. Zamiast analizy globalnej, w celu rozwiązania problemu odpowiedzi dynamicznej analizowany jest ruch drgający i częstotliwości drgań własnych. Częstotliwości drgań własnych i mody normalne można określić eksperymentalnie w ramach testu GVT (*ground vibration test*, [30]). Test drgań naziemnych GVT służy do określania parametrów modalnych kompletnego statku powietrznego i jest zwykle wykonywany na późnym etapie procesu projektowania. Wynik jest wykorzystywany do aktualizacji modeli analitycznych szybowca w celu przewidywania granic flatteru oraz ustalenia krzywej wyrwania przed pierwszym lotem testowym. Po lotach testowych aktualizowane są modele analityczne oraz przeprowadza się końcowe obliczenia flatteru” [19].



Ryc. 6. Mody drgań struktury szybowca poddanego działaniu podmuchu  
(dzięki uprzejmości J. Schwochow)

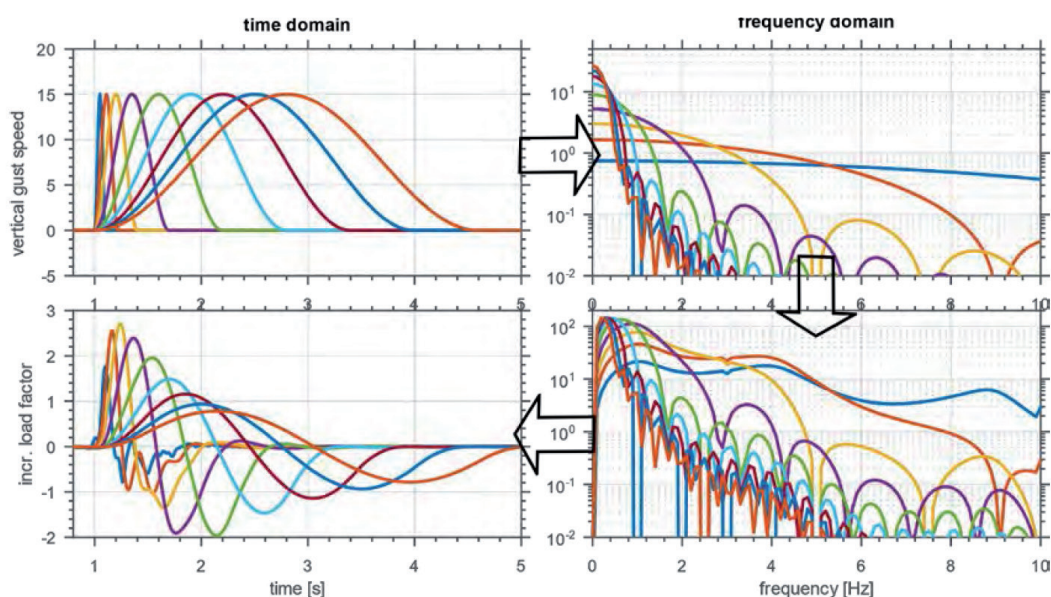
W prezentowanej metodzie zaproponowanej przez Schwochowa, „niestacjonarne macierze sił aerodynamicznych są obliczane z przemieszczeń w trybie normalnym całego statku powietrznego przy użyciu metody DLM (*doublet lattice method*, [1, 3]), która zasadniczo jest konwersją do metody aerodynamicznych elementów skończonych. Dostępne są aplikacje i skrypty, np. w środowisku MathWorks/Matlab, funkcjonalne w zakresie obliczeń konstrukcji metodą DLM [28].

Jeśli przyjąć, że występują oscylacje podmuchu, macierz współczynników wpływu aerodynamicznego jest złożoną nieliniową funkcją częstotliwości zredukowanej. Elementy skrajne modelu różnią się od tych użytych w modelu konstrukcyjnym, ich wzajemne połączenia zrealizowano z zastosowaniem interpolacji funkcjami sklejanymi. W przypadku wzbudzenia podmuchu jednorodnego, prędkość podmuchu pionowego działającą na określony element skończony można uzyskać na podstawie opóźnienia czasowego prędkości podmuchu w punkcie odniesienia.

Aby uzyskać model układu aeroelastycznego w dziedzinie czasu, odpowiedź przejściową uzyskuje się wykorzystując fakt, że splot w dziedzinie czasu odpowiada mnożeniu w dziedzinie częstotliwości. Obie macierze sił aerodynamicznych są funkcjami zredukowanej częstotliwości, co oznacza, że równania aeroelastyczne w dziedzinie częstotliwości ustalają funkcję przenoszenia odpowiedzi strukturalnej na wejście podmuchu w dziedzinie częstotliwości. Otrzymaną odpowiedź w dziedzinie czasu można obliczyć za pomocą prostej i odwrotnej transformacji Fouriera.

Przejściowy przyrostowy współczynnik obciążenia podmuchem  $n\Delta$  przedstawia sumę obciążeń całkowitych z udziałem sił aerodynamicznych, bezwładnościowych i sprężystych. Zakłada się, że szybowiec jest w równowadze z wyważeniem na poziomie 1 g przed i po napotkaniu podmuchu. W zależności od długości podmuchu i prędkości lotu gradient podmuchu będzie się zmieniał, a dodatkowa energia podmuchu wprowadzona do konstrukcji spowoduje odkształcenie. Zadanie polega na znalezieniu długości podmuchu, która wytwarza maksymalne i minimalne obciążenia przyrostowe, co określono terminem „podmuchu dostrojonego” (ang. *tuned gust*).

Konstrukcyjny model reprezentatywnego szybowca klasy otwartej o rozpiętości skrzydeł 25 m służy jako przykład do analizy modalnej odpowiedzi na podmuch. Podstawowe dane szybowca: masa całkowita  $m = 650$  kg, powierzchnia skrzydła  $S = 16,3$  m<sup>2</sup>, średnia cięciwa  $l_m = 0,83$  m. Zgodnie z CS-22 maksymalna dodatnia i ujemna prędkość podmuchu wynosi  $U_g = 15$  m/s przy założonej projektowej prędkości podmuchu  $V_B = 50$  m/s. W górnej części ryciny 7 wykreślono prędkość pionową podmuchu, natomiast w dolnej części



Ryc. 7. Charakterystyka podmuchu i odpowiedź struktury szybowca przedstawiona za pomocą współczynnika obciążenia w dziedzinie czasu i częstotliwości

(dzięki uprzejmości J. Schwochow)

przedstawiono przejściową odpowiedź współczynnika obciążenia w środku ciężkości.

Wynikowy przyrostowy współczynnik obciążenia podmuchem  $n\Delta$  można bezpośrednio porównać z wynikiem uproszczonego oszacowania CS-22 na podstawie wzoru Pratta-Walkera i nowego rozszerzonego wzoru ze zmienną długością podmuchów. Na rycinie 7 wykreślono obwiednię maksymalnych i minimalnych współczynników obciążenia. Podczas gdy wzór Pratta-Walkera zakłada stałą długość podmuchów, co skutkuje stałym współczynnikiem obciążenia  $n\Delta = 4,42$ , nowa metoda daje w wyniku większe wartości współczynnika przy bardzo krótkich podmuchach, zaś przy dłuższych podmuchach dąży do zera. Obwiednia odpowiedzi przejściowych jest wykreślona dla dwóch przypadków: 1) szybowca o bardzo dużej sztywności, 2) elastycznego szybowca o typowej sztywności, określonej w oparciu o test GVT” [19].

Podsumowując swój referat, Schwochow stwierdził, że „nowa metoda określania współczynnika obciążenia od podmuchu obejmuje dynamikę strukturalną szybowca uwzględniającą aeroelastyczność konstrukcji, dla pełnego zakresu zmian długości podmuchów” [19].

Profesor Leok Boermans wraz z Eduardosem Lasaukasem podjęli problem obciążeń struktury szybowca pochodzących od podmuchów [4]. Autorzy zauważyli, że „wyznaczanie obciążenia od podmuchów w Specyfikacjach certyfikacyjnych dla szybowców i motoszybowców CS-22 oraz Normach zdatności do lotu OSTIV dla szybowców i motoszybowców OSTIVAS opiera się na badaniach teoretycznych i eksperymentalnych przeprowadzonych przez NACA w latach 1951–1959. Metoda ta bazuje na modelu Pratta, w którym zakłada się podmuch o kształcie  $(1-\cos)$  oraz maksymalnej prędkości 15 m/s [17]. Założenia te dotyczą obciążeń od podmuchów dla dużych samolotów i nie obejmują zakresu parametrów charakterystycznych dla szybowców, tj. stosunkowo niskich obciążeń skrzydeł

i długości cięciwy skrzydła. Ponieważ długość standardowego profilu podmuchu projektowego w metodzie Pratta jest zdefiniowana jako 12,5-krotność średniej cięciwy skrzydła, powyższa parametryzacja jest niewłaściwa w przypadku szybowca, gdyż średnia cięciwa nie jest reprezentatywna dla rozmiaru i wagi współczesnego szybowca (np. dla EB29: masa startowa wynosi 850 kg, a średnia cięciwa skrzydła – 0,58 m)” [4]. Autorzy podjęli się modyfikacji metody Pratta, a także opracowali własny model obliczeniowy obciążeń od podmuchów, biorąc pod uwagę, że „maksymalny stosunek prędkości podmuchu do odległości jego gradientu, zmierzony przez NACA w Raporcie 997, wynosił 0,81 m/s na metr [6]. Prowadzi to do podmuchu o kształcie  $1-\cos$  o maksymalnej prędkości 15 m/s, gdy długość gradientu podmuchu wynosi 23 m. Studium literaturowe mające na celu znalezienie nowego podmuchu projektowego dla celów zdatności do lotu doprowadziło do [5], gdzie przedstawiono wyniki kampanii pomiarów podmuchów w Rosji, podobnej do NACA 997, ale przeprowadzonej z szybowcami. Zmierzony maksymalny stosunek prędkości podmuchu do jego nachylenia wyniósł 1,25 m/s na metr. Prowadzi to do podmuchu o kształcie  $1-\cos$  i maksymalnej prędkości 15 m/s przy długości gradientu podmuchów wynoszącej 15 m. Aby obliczyć współczynnik obciążenia struktury szybowca dla określonej długości podmuchu, zamiast zastosować 12,5-krotność średniej cięciwy skrzydła, przekształcono wzór Pratta na współczynnik złagodzenia podmuchu w uogólnione wyrażenie, które jest ważne dla każdego sztywnego szybowca w locie ze stałą prędkością i kątem pochylenia przez podmuch o kształcie  $1-\cos$  o dowolnej długości do maksymalnej prędkości podmuchu 15 m/s” [4].

W cytowanym referacie „powyższe wyrażenie zostało zweryfikowane przez rozwiązanie równania ruchu Pratta, podanego w [17] z przejściowymi funkcjami podnoszenia Jonesa i podmuchem o kształcie  $1-\cos$ . Mając uogólnione

wyrażenie na współczynnik złagodzenia i wspomniane wcześniej długości podmuchów 23 m i 15 m, obliczono współczynniki obciążeń dla 33 różnych szybowców i porównano z aktualnymi współczynnikami obciążenia obliczonymi przy założeniu  $H = 12,5^*c$ . Stosując równanie Pratta, 33 rozważane szybowce mają współczynnik obciążenia podmuchem między 5 a 6, a dla 2/3 szybowców współczynnik obciążenia podmuchem jest wyższy niż współczynnik obciążenia manewrowego równy 5,3" [4]. Przy najwyższym gradiencie podmuchów zmierzonym przez NACA i odpowiadającej mu długości gradientu podmuchów wynoszącej 23 m, współczynnik obciążenia podmuchem wynosi około 4, co jest prawie identyczne z maksymalnym współczynnikiem obciążenia, podmuchem określonym w normach ASTM F2564-14 „Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Glider” [Standardowa specyfikacja projektowania i działania lekkiego szybowca sportowego]. Według autorów referatu nie ma pewności, czy uzyskana zbieżność jest dziełem przypadku, czy jest to reguła.

Powołując się na rosyjskie pomiary obciążenia podmuchami Boermans i Lasauskas, podnoszą, że „szybowce mogą napotkać bardziej strome podmuchy [5]. Dla najbardziej stromego podmuchu z odległością nachylenia  $H = 15$  m współczynnik obciążenia wynosi od 4 do 5, czyli jest o około 15 % niższy niż obliczony metodą OSTIVAS i CS-22, i zawsze poniżej zalecanego współczynnika obciążenia manewrowego, który wynosi 5,3" [4].

W drugiej części artykułu do zaktualizowania podejścia Pratta autorzy wykorzystali nowoczesne zintegrowane narzędzie do symulacji ASWING [7] oraz tzw. dostrojoną analizę obciążenia dynamicznego dyskretnego podmuchu [10]. Na podstawie przeprowadzonych symulacji, porównując wyniki obciążenia podmuchami obliczone za pomocą ASWING i NASTRAN, autorzy stwierdzili, że były one praktycznie. Za pomocą ASWING można obliczyć sztywny szybowiec lecący ze stałą prędkością i kątem pochylenia w podmuchu (podejście Pratta), ale także elastyczny szybowiec lecący ze stałą prędkością i kątem pochylenia oraz stałą ster wysokości w podmuchu. Dostrojony system dyskretnych podmuchów to seria dyskretnych ( $1-\cos$ ) ukształtowanych podmuchów o maksymalnej prędkości podmuchu 15 m/s i różnych długościach podmuchów (5 m, 10 m, 15 m..., 30 m), które są badane w celu dostrojenia podmuchu do uzyskania maksymalnej odpowiedzi. Z obliczonych obciążeń od podmuchów trzech typowych szybowców sztywnych (lekki i mała rozpiętość, średni ciężar i rozpiętość 18 m oraz ciężki i długa rozpiętość), lecących w gradiencie podmuchów o długości od 5 m do 30 m, wyprowadzono uogólniony współczynnik złagodzenia, który obowiązuje dla dowolnego szybowca o dowolnej ( $1-\cos$ ) długości podmuchu do maksymalnej prędkości podmuchu 15 m/s. Ten uogólniony współczynnik złagodzenia jest nieco wyższy, tj. złagodzenie jest mniejsze niż w przypadku uwzględnienia uogólnionego współczynnika złagodzenia Pratta" [4].

Podsumowując, Boermans i Lasauskas stwierdzili, że „optymalna metodyka polega na wyborze długości podmuchu dla projektowanej nowej konstrukcji szybowca, aby zapewnić taki sam poziom bezpieczeństwa w podmuchach

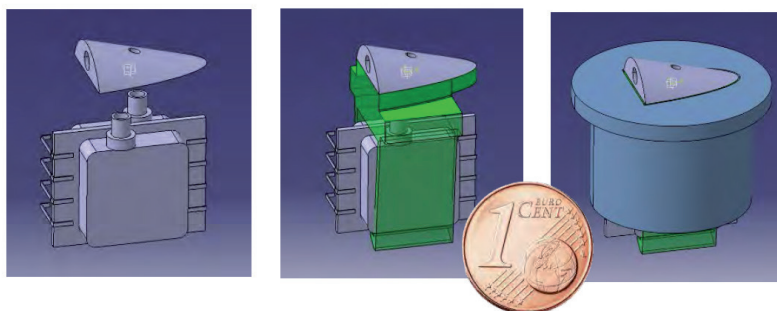
jak dla obecnie użytkowanych szybowców. Uśredniając uogólniony współczynnik złagodzenia ASWING i pierwotny współczynnik złagodzenia Pratta, można określić długość podmuchu, który należy brać pod uwagę w projektowaniu struktury szybowca" [4].

## Bezpieczeństwo czynne i bierne szybowca

Zespół autorów z SFL GmbH Stuttgart oraz z Uniwersytetu Technicznego w Sztutgarcie opracował system asystencki zapobiegający przeciągnięciu szybowca w locie [20]. Autorzy wskazują, że „utrata kontroli, po której następuje przeciągnięcie i korkociąg, to najbardziej śmiertelny rodzaj wypadku w lotnictwie ogólnym, w tym również w lotach szybowcowych. W celu analizy i poszukiwania możliwych środków technicznych, które mogą zapobiegać takim wypadkom, autorzy rozpoczęli projekt badawczy ASASys. Głównym celem projektu jest opracowanie systemu, którego zadaniem jest wsparcie pilota. Projekt jest częściowo finansowany przez niemiecki program badań lotniczych LuFo. Firma inżynieryjno-projektowa SFL GmbH ze Stuttgartu w Niemczech połączyła siły z Instytutem Aerodynamiki i Dynamiki Gazów (IAG) oraz Instytutem Mechaniki Lotu i Kontroli (iFR) Uniwersytetu w Stuttgartu, aby stworzyć zespół badawczy. Celem jest opracowanie systemu, który mógłby być instalowany w szybowcach i w nowych modelach lekkich samolotów lub jako modernizacja istniejących statków powietrznych. Realizację programu badawczego ASASys rozpoczęto w 2018 roku" [20]. Referat zaprezentowany na Kongresie OSTIV ukazał elementy systemu a także wyniki pierwszych testów w tunelu aerodynamicznym i prób w locie.

Według autorów cytowanego referatu „wielokrotnie proponowano zastosowanie w szybowcach klasycznych czujników ostrzegania o przeciągnięciu oraz czujników kąta natarcia, aby umożliwić pilotowi bezpośrednią ocenę sytuacji w kierunku przeciągnięcia. Niemniej jednak doświadczenie w eksploatacji pokazało, że takie czujniki są rzadko używane w szybownictwie, pomimo wyraźnych zalet polegających na dostarczaniu dodatkowych informacji dla pilota. Głównym powodem niechęci w stosunku do wspomnianych czujników jest fakt, że podczas lotów termicznych, szybowiec znajduje się bardzo blisko krytycznej wartości kąta natarcia, zatem ostrzeżenie pojawiać się może dość często w sytuacji, gdy szybowiec krąży ciasno, pozostając w konfiguracji całkowicie bezpiecznej. Dlatego system akceptowalny dla typowego pilota szybowcowego nie powinien ostrzegać przy statycznej wartości kąta natarcia lub prędkości minimalnej, powinien natomiast uwzględniać sytuację w locie. Co więcej, idealnie byłoby wykryć przeciągnięcie będące wciąż w fazie rozwoju, a następnie ocenić, czy w ciągu następnych sekund może dojść do sytuacji niebezpiecznej, krytycznej, czy może ryzyko korkociągu wcale nie wystąpi" [20].

W tym celu powstał system zaproponowany w programie ASASys, który „wykorzystuje nowy typ sondy ciśnieniowej na górnej stronie skrzydła, która nosi nazwę Embedded Wall Shear Sensor (EWSS) i działa podobnie do sondy Prestona. Profil prędkości w warstwie granicznej górnej części skrzydła



**Ryc. 8. Czujnik systemu zabezpieczenia przed przeciągnięciem**  
(dzięki uprzejmości W. Scholz)

wraz z EWSS wykazuje różnicę ciśnień między otworami po stronie skierowanej do przodu i górnej części EWSS w kształcie nachylenia, która jest mierzona i normalizowana względem ciśnienia dynamicznego pobieranego z pokładowego systemu statycznego Pitota. Na rycinie 8 przedstawiono wersje rozwojowe sensora EWSS. Elementy obudowy są wytwarzane metodą druku 3D. Jako przetworniki stosowane są dostępne na rynku elektroniczne czujniki ciśnienia, a cały zespół EWSS jest instalowany w górnej części skrzydła na wysokości ok. 65 % lokalnej długości cięciwy” [20].

„Do celów testowych zastosowano po jednym EWSS zainstalowanym na każdym skrzydle, na wewnętrznym końcu lotki. Dodatkowo w skład wyposażenia pomiarowego wchodzi klasyczna sonda danych aerodynamicznych z wysięgnika dziobowego, która zapewnia pomiar kąta natarcia w celach porównawczych” [20].

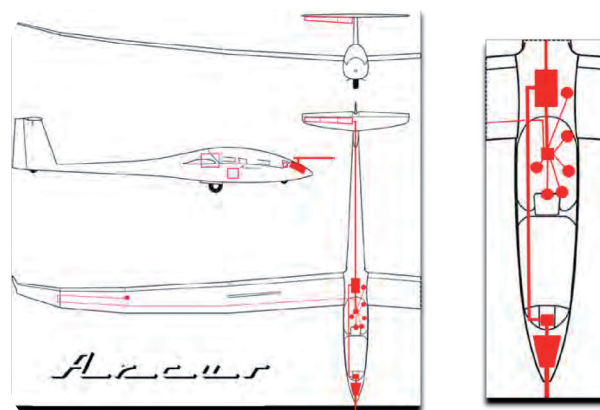
Oczekiwania autorów są takie, aby „w konfiguracji szybowca bliskiej przeciągnięcia możliwe było wykrycie rozwijającego się rozwarstwienia przepływu powietrza na górnej powierzchni skrzydła, co pozwoli również na wykrycie asymetrycznej sytuacji w locie i „wczesne ostrzeżenie” przed rozwijającym się przeciągnięciem. W idealnej sytuacji doprowadziłoby to do „inteligentnego ostrzeżenia o przeciągnięciu”, które nie tylko wykrywa  $\alpha$  lub w pełni rozwinięte przeciągnięcie, ale również stany pośrednie, prowadzące do sytuacji niebezpiecznej.

Oprócz realizacji przedstawionego powyżej ulepszony sposób wykrywania przeciągnięcia, proponowany system powinien aktywnie wspierać pilota w zakresie zapobiegania przeciągnięciu, a nawet posiadać funkcjonalność przerwania rozwijającego się przeciągnięcia przez wywołanie momentu pochylenia dziobu szybowca. W początkowej fazie projektu zdecydowano, aby nie integrować systemu EWSS z podstawowymi systemami sterowania. Pozwoliło to uniknąć możliwych problemów związanych z trzepotaniem, impulsami inicjującymi, a także problemów z certyfikacją. Zamiast tego przedstawiono etapowe rozwiązanie polegające na zastosowaniu spoilerów na stateczniku poziomym.

Z dotychczasowego doświadczenia w zakresie stosowania spoilerów na górnej powierzchni skrzydeł lub kłapy dzielonej na spodniej powierzchni wynioskowano, że efekt sterowności takiego urządzenia byłby podobny jak w przypadku steru wysokości. Zatem taka dodatkowa powierzchnia sterowa może wygenerować wystarczający efekt aerodynamiczny na rzecz wspomaganie pilota, a co istotne, pozwoli to skorygować

istotny błąd w sterowaniu (np. gdy pilot stale ściąga dżążek na siebie podczas przeciągania)” [20].

Rycina 9 przedstawia schemat prezentowanego systemu na platformie testowej bazującej na szybowcu Arcus E, który ma być użyty do badań w ramach programu ASASys. Prezentując szczegóły konstrukcyjne, wskazano, że „w nosowej części szybowca zainstalowano wysięgnik sondy danych aerodynamicznych z czujnikami do pomiaru  $\alpha$  i  $\beta$  oraz ciśnienia całkowitego i statycznego. System zbierania danych aerodynamicznych został ulokowany na tablicy przyrządów przedniej kabiny. Pod tylnym siedzeniem są zamontowane czujniki rejestrujące odchylenie układu sterowania. Główny komputer pokładowy znajduje się w tylnym przedziale bagażowym, razem z platformą inercjalną, blisko środka ciężkości. Testowane czujniki przeciągnięcia są zainstalowane w obu skrzydłach i spojlerach w dolnej części statecznika poziomego” [20].



**Ryc. 9. Architektura systemu ASASys**  
(dzięki uprzejmości W. Scholz)

Do czasu obrad Kongresu planowany program testów w locie w ramach ASASys nie został w pełni ukończony, dlatego pokazane tutaj wyniki koncentrują się na testach w tunelu aerodynamicznym przeprowadzonych przez Instytut Aerodynamiki i Dynamiki Gazów (IAG) Uniwersytetu w Stuttgarcie, a także przedstawia platformę do prób w locie, planowanych w SFL.

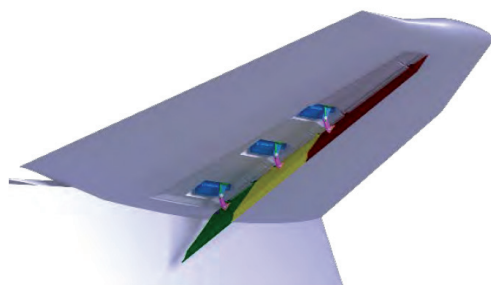
Wniosek uzyskany na podstawie przykładowych wyników jest dwojaki:

- „z czujnikiem ustawionym na 65 % ciśnienie pomiarowe wynosi 0, gdy separacja jest na poziomie 65 % lub

do przodu, co ma miejsce przy  $\alpha = 12^\circ$  dla wszystkich ustawień klap – samo to stanowi klasyczne ostrzeżenie o przeciągnięciu;

- jednocześnie nawet przy znacznie niższej wartości kąta  $\alpha$  czujnik już daje sygnał wyjściowy, który można wykorzystać do oszacowania wartości kąta  $\alpha$  (tj. pozycji z wiatrem początkowej separacji), co pozwala przewidzieć początek przeciągnięcia” [20].

Na koniec wskazano, że „dalsze pomiary w laminarnym tunelu aerodynamicznym IAG wykazały oczekiwaną skuteczność klap spojlera na stateczniku poziomym. Pomiary te zostały następnie wykorzystane przez SFL do zaprojektowania modyfikacji na platformie do testów w locie. Rycina 10 obrazuje szkic modyfikacji usterzenia ogonowego Arcus, a rycina 11 przedstawia zmodyfikowany szybowiec Arcus E, który jest używany jako platforma testowa do badań w locie przez SFL GmbH dla ASASys i innych programów. Pierwsze wyniki prób w locie pokazują, że czujnik przeciągnięcia istotnie pozwala na dobre prognozowanie rozwijającej się sytuacji przeciągnięcia i że dane wyjściowe można wykorzystać do obliczenia użytecznej wartości alfa, która jest zbliżona do wartości kąta  $\alpha$  mierzonej za pomocą sondy danych aerodynamicznych na wysięgniku dziobowym. Następnym krokiem będzie zaimplementowanie algorytmów w komputerze pokładowym, aby wykorzystać prognozę wartości kąta  $\alpha$  i chwili przeciągnięcia do stworzenia adaptacyjnego ostrzeżenia o przeciągnięciu dla pilota i umożliwić użycie klap spojlera, co pozwoli na powrót do bezpiecznego stanu lotu” [20].



**Ryc. 10. Modyfikacja usterzenia poziomego w szybowcu Arcus jako element systemu ASASys**  
(dzięki uprzejmości W. Scholz)



**Ryc. 11. Szybowiec Arcus T używany do prób systemu zabezpieczenia przed przeciągnięciem ASASys**  
(dzięki uprzejmości W. Scholz)

Badacze z Akafleg Hannover zaprezentowali aktualny stan prac badawczo-rozwojowych na rzecz skonstruowania i zbudowania bezpiecznej kabiny szybowca, chroniącej pilota w przypadku zderzenia z ziemią.

Jak wskazują Lindner i in., „odporność kabiny szybowców na uderzenia uległa znacznej poprawie wraz z nowelizacją przepisów CS 22.561 wniesioną w 2008 roku, a wymagającą spełnienia wyższych obciążeń statycznych bez uszkodzeń w warunkach awaryjnego lądowania. Jednakże w dalszym ciągu lata duża liczba szybowców opracowanych dla wcześniejszych, mniej rygorystycznych przepisów o warunkach lądowania awaryjnego, czyli obciążenia 6 g działającego na część dziobową szybowca pod kątem  $45^\circ$ . Wartość ta wydaje się raczej niska w porównaniu z bardziej realnymi scenariuszami wypadków wysokiego ryzyka. Z analizy 78 raportów powypadkowych sporządzonych przez Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) wynika, że 48 % zgłoszonych wypadków ma miejsce w pierwszej kolejności na stromym torze lotu i przy dużej prędkości, co skutkuje śmiertelnością wynoszącą 94 %. Liczby te dobrze zgadzają się ze statystykami podanymi w [24]. Aby zebrać parametry wejściowe scenariusza o najwyższym ryzyku, które można zastosować w dynamicznej symulacji MES, w Idaflieg Sommertreffen przeprowadzono próby w locie z wejściem w korkociąg na bezpiecznej wysokości. Typowy kąt pochylenia  $\theta$  i prędkość opadania w szybowca klasy standard wyznaczono dzięki pomiarom za pomocą IMU i GPS. Dla wszystkich 5 badanych szybowców uzyskano wartości w przedziałach  $\theta = 20...60^\circ$  i  $w < 25$  m/s. Jako pierwsze przybliżenie przeżywalności w takim scenariuszu przyjmuje się opóźnienie przeciążenia po uderzeniu. Przy dopuszczalnej odległości odkształcenia  $s = 440$  mm (od nosa do grodzi sterującej w Astir CS) i prędkości uderzenia 20 m/s, wynosi ono 44 ms. Fakt, że to wyidealizowane oszacowanie przeżywalności nie jest prawdziwe w świecie rzeczywistym, wynika z dwóch głównych powodów: a) po uderzeniu integralność konstrukcji zostaje utracona z powodu wybożenia i silnego momentu zginającego działającego na owiewkę, b) niewiele konstrukcji szybowców wykorzystuje możliwość pochłaniania energii przez odkształcenie części dziobowej kadłuba. Zauważono to we wcześniejszych pracach [11, 21, 23]. Co więcej, podłoże może mieć wpływ na to, czy i w jaki sposób nastąpi uszkodzenie konstrukcji. Jeśli nastąpi penetracja luźnej, odkształcalnej gleby, wzór uszkodzeń jest inny niż w przypadku zderzenia szybowca z twardym podłożem” [13].

Na podstawie dokumentacji technicznej szybowca, próbek materiałów i skanowania 3D zbudowano szczegółowy model szybowca w MES, w którym „uwzględniono wszystkie główne elementy konstrukcyjne, takie jak układ włókien, grodzie, podłużnice i połączenia klejone. W modelu zastosowano masy fikcyjne części ogonowej i belki sprężyste o prawidłowej częstotliwości własnej zastępującej skrzydła. Zidentyfikowany powyżej przypadek obciążenia jest realizowany w następujący sposób: kąt toru lotu  $45^\circ$  przy prędkości 20 m/s i brak ślizgu bocznego. Należy zauważyć, że wyidealizowane równoważne obciążenia statyczne są znacznie wyższe niż warunek lądowania awaryjnego 15 g,  $45^\circ$  w CS-22” [13].



W komputerowym modelu kokpitu instalowano różne konstrukcje przypominające klatkę bezpieczeństwa, pokazane na rycinie 12. Autorzy referatu zastosowali „dwa ograniczenia zewnętrzne: żadne mechanizmy sterujące w istniejącym kokpicie nie są modyfikowane, co skutkuje ograniczeniem dostępnej przestrzeni oraz ograniczeniem dodatkowej wagi do 10 kg. Wynikowy wybór projektu oparty na przybliżonych, ale wystarczająco szybkich symulacjach pokazano po prawej stronie ryciny 12. W przypadku wyników przedstawionych w następnym rozdziale zastosowano bardziej szczegółowy model MES. Ta dynamiczna symulacja *explicit* składa się z ponad 48000 elementów. Elementy kompozytowe modelowano jako konwencjonalne elementy powłokowe (S4R) z kryterium inicjacji uszkodzeń Hashin i degradacją sztywności do zera. Przy czasie symulacji wynoszącym 0,2 s wykonanie obliczeń w klastrze 8-rdzeniowym zajęło 33 godziny” [13].

Następnie, „po uzgodnieniu zewnętrznego konturu konstrukcji ramy technologią przyrostową sporządzono demonstrator w pełnej skali i zamontowano go testowo w szybowcu Astir CS. Ujawniło to konieczne poprawki, które należy uwzględnić w modelu produkcyjnym, takie jak dolny szew kokpitu i położenie dźwigni awaryjnego odrzucania owiewki. Porównanie symulacji zderzenia z ziemią w uproszczonym modelu MES dla zmodernizowanego i oryginalnego szybowca Astir CS pokazano na rycinie 13. Szereg czasowej szczegółowej symulacji opisanej powyżej przedstawiono na rycinie 14. Wyboczenie jest mniej znaczne, a tylna część kokpitu pozostaje nienaruszona. Jednak kadłub nadal ulega uszkodzeniom w niedopuszczalny sposób, nie zachowując bezpiecznej przestrzeni dla pilota” [13].



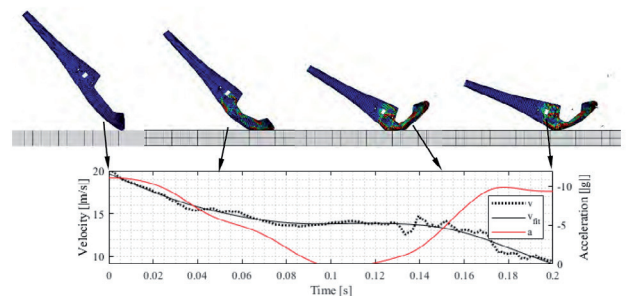
Ryc. 12. Wirtualnie przetestowane koncepcje zmodernizowanej ramy (po lewej) i ostateczny projekt (po prawej, wymiary pozaskalowe)



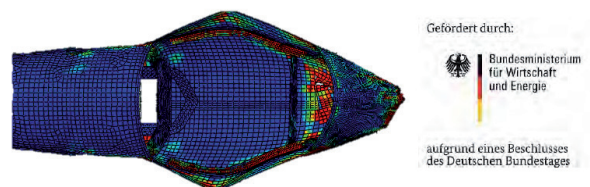
Ryc. 13. Ograniczone odkształcenie po modernizacji (po prawej), jak pokazano w zmniejszonym modelu MES użytym do iteracji. Kolory pokazują względne odkształcenie (dzięki uprzejmości T. Lindner)

Czerwona krzywa na ryc. 14, „wskazująca globalną wielkość przeciążenia, pokazuje raczej niskie szczytowe opóźnienie wynoszące ok. 10 g. Dzieje się tak głównie dlatego, że

prędkość początkowa przy kącie zderzenia 45° jest podzielona na dwie składowe, poziomą i pionową. Kadłub odchyła się od powierzchni ziemi i utrzymuje prędkość poziomą, zwalniając jedynie na skutek tarcia. Jedynie pionowy ruch kadłuba jest redukowany przez rozpraszanie energii w odkształceniu, co czyni go dominującym czynnikiem wielkości przeciążenia. Problem ten został szczegółowo rozwiązany przez odkształcenie plastyczne powierzchni uderzenia. Jednakże ta obserwacja pokazuje, jak skuteczne jest kierowane odchylenie w kierunku poślizgu po uderzeniu. Można to osiągnąć za pomocą belek kilowych [21] i grodzi pochylonych do przodu. W obecnym stanie projektu integralność konstrukcyjna kokpitu nadal nie jest zachowana, jak widać na rycinie 15. Punkt inicjacji zniszczenia kokpitu przesunął się jedynie z wycięcia na owiewkę w tylną część na wyboczenie kadłuba w punkcie maksymalnej długości swobodnej. Uzyskany wynik zostanie uwzględniony w modyfikacjach układu włókien laminatu struktury kadłuba” [13].



Ryc. 14. Przebieg w funkcji czasu szczegółowej symulacji MES kabiny szybowca w trakcie zderzenia z ziemią (dzięki uprzejmości T. Lindner)



Ryc. 15. Wyboczenie wzmocnionego kokpitu Astir CS. Kolory obrazują wielkość uszkodzenia struktury, od niebieskiego do czerwonego (dzięki uprzejmości T. Lindner)

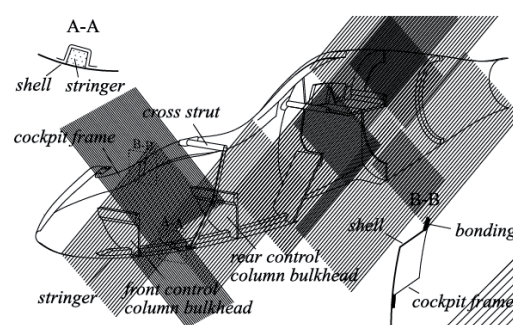
Zespół badawczy z Akafleg Brunzwik, DLR oraz firmy GOM przedstawił wyniki pomiarów deformacji kabiny dwumiejscowego szybowca podczas lądowania awaryjnego. Autorzy referatu wskazują, że „doświadczenia z badań statycznych i dynamicznych pokazują, że ryzyko obrażeń pilota wynika przede wszystkim z destrukcji samej konstrukcji kokpitu, a w mniejszym stopniu z silnych przeciążeń działających na człowieka. Bezpieczeństwo pasywne szybowca bazuje zasadniczo na rozwiązaniu konstrukcyjnym ramy kokpitu jako głównego elementu nośnego. Awaria ramy kokpitu wokół wycięcia na owiewkę zwykle prowadzi do destrukcji konstrukcji kokpitu. Obszerne prace Segala [22], Rögera [18], Sperbera [24] i Kämpfa [12] pokazują, że rama kokpitu wygina się na zewnątrz podczas lądowania

awaryjnego. Znaczne odkształcenie ostatecznie powoduje pęknięcie ramy. Na podstawie zmierzonych odkształceń Waibel [26] proponuje metodę obliczeniową wymiarowania ramy kokpitu z uwzględnieniem odkształceń i wstępnej krzywizny. Szeroko zakrojone testy doprowadziły do powstania kokpitu bezpieczeństwa, który jest standardem w nowoczesnych szybowcach i znacznie zwiększa ochronę pasażerów” [8].

Jednakże, zdaniem Fohlmeistera i in., „dostępne wyniki badań odnoszą się do szybowców jednomiejscowych. Nie ma żadnych ustaleń odnoszących się do szybowców dwumiejscowych, które stają się coraz bardziej popularne [27]. Zwłaszcza w przypadku szybowców dwumiejscowych dłuższe kadłuby powodują większy moment zginający ze względu na dużą odległość między punktem uderzenia w dziobie a środkiem masy w kadłubie. Ten moment zginający musi przenieść kokpit. Dłuższy odcinek samonośny ramy kokpitu dodatkowo pogarsza problem stabilności strukturalnej. Dlatego istnieje potrzeba bardziej szczegółowego badania zachowania się dwumiejscowych szybowców w przypadku awarii, aby uzyskać wytyczne do projektowania bardziej bezpiecznych konstrukcji” [8].

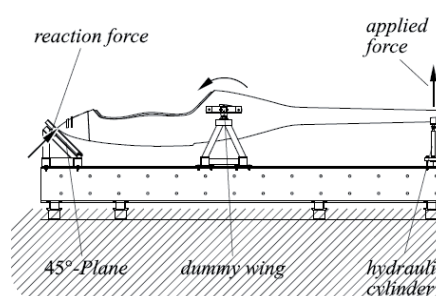
Aby zweryfikować bezpieczeństwo bierne kadłuba i kokpitu, „specyfikacja certyfikacji wymaga testu obciążeniowego, który można przeprowadzić quasi-statycznie. W teście symulowane jest zderzenie z ziemią pod kątem 45°. Badanie takie przeprowadzono na sposób optycznego pomiaru odkształcenia kadłuba szybowca. Test przeprowadzono na kadłubie szybowca SB 15, przedstawiającym aktualny stan techniki w zakresie nowoczesnych kokpitów bezpieczeństwa (patrz ryc. 16). SB 15 jest dwumiejscowym szybowcem klasy 20 m, w którym piloci siedzą jeden za drugim. Konstrukcja kokpitu wzmocnionego w szybowcu SB 15 opiera się na zaleceniach Sperbera [24]. Celem tej konstrukcji jest utrzymanie nienaruszonej przestrzeni wnętrza kokpitu (niezbędnej do przeżycia) i zapobieganie tzw. kolapsowi kokpitu. Aby to osiągnąć, wycięcie w kadłubie na owiewkę zostało wzmocnione ramą (przekrój B-B, ryc. 16), która jest wsparta metalową rozpórką poprzeczną pomiędzy miejscami pilotów. Rama kokpitu ma za zadanie przenieść powstający moment zginający, a także przenieść obciążenia wokół pilotów i rozprowadzić je w środkowej części kadłuba. Dodatkowe podłużnice na spodzie zwiększają sztywność na zginanie. Dwie przegrody kolumny sterującej podtrzymują powłokę kadłuba. W teście pominięto montaż skorup siedzeń.

Dla potrzeb testu kadłub został zamontowany na atropie skrzydła umożliwiającej obrót wokół osi poprzecznej, jak pokazano na rycinie 17. Tylną część kadłuba wypchnięto do góry za pomocą cylindra hydraulicznego, powodując, że kadłub wykonał ruch pochylający do dołu. W rezultacie dziób kadłuba zetknął się z płaszczyzną zderzeniową 45° umieszczoną przed kadłubem. W tym miejscu wygenerowano testową siłę reakcji, którą mierzono w trakcie próby. Zgodnie ze specyfikacją certyfikacyjną, mającą zastosowanie do szybowca SB 15, siła musi odpowiadać opóźnieniu o wartości 6 g” [8].



Ryc. 16. Układ konstrukcji przedniej części szybowca z elementami bezpieczeństwa biernego

(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)



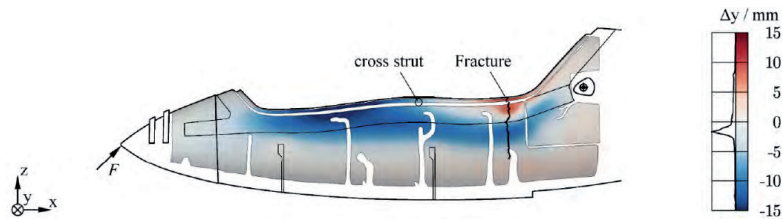
Ryc. 17. Zasada testu obciążeniowego kadłuba szybowca

(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)

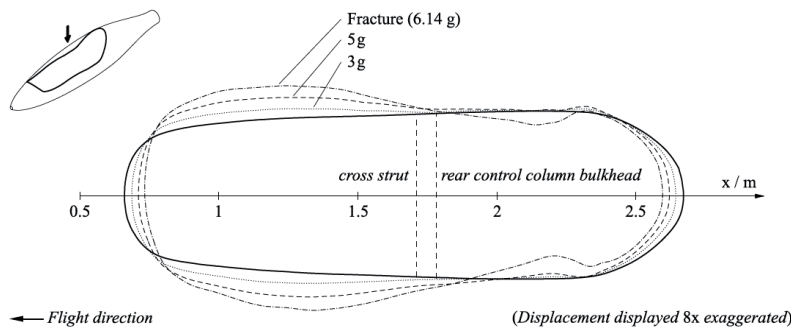
W omawianej pracy „pomiar odkształcenia przeprowadzono za pomocą systemu ARAMIS firmy GOM, składającego się z trzech zsynchronizowanych czujników 3D. ARAMIS wykorzystuje cyfrową korelację obrazu do optycznego rejestrowania współrzędnych 3D na stochastycznym wzorze w skali szarości naniesionym na powłokę. Kiedy kadłub odkształca się pod obciążeniem, ruch i odkształcenie wzoru stochastycznego przeliczane są na przemieszczenia 3D i odkształcenia w stosunku do stanu odniesienia, bez obciążenia. Znaczniki i czujniki systemu ARAMIS umieszczono w przestrzeni pomiarowej, obejmującej cały obszar kokpitu. Dzięki temu możliwe było określenie odkształcenia zewnętrznego poszycia kadłuba po obu stronach. Ponadto zbadano szczegółowo krytyczny obliczeniowo obszar w tylnej części ramy kokpitu za pomocą czujnika ARAMIS o wyższej rozdzielczości lokalnej.

Kadłub uległ uszkodzeniu przy obciążeniu odpowiadającym opóźnieniu 6,14 g. Wskutek znacznej deformacji zaobserwowano awarię polegającą na pęknięciu laminatu w lewym tylnym obszarze ramy kokpitu, tuż przed końcem wycięcia na owiewkę. Pęknięcie przebiega przez klejoną ramę kokpitu i przez skorupę.

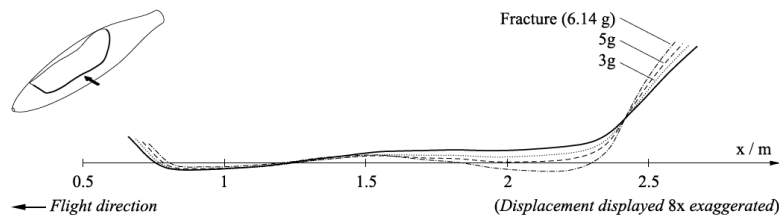
Kolejne awarie wystąpiły w przegrodach kolumny sterującej, które lokalnie uległy rozwarstwieniu. Dodatkowo metalowe połączenie belki poprzecznej z konstrukcją kompozytową uległo odkształceniu plastycznemu na skutek ugięcia ramy kokpitu. Rycina 18 przedstawia zmierzone odkształcenie powłoki kadłuba w kierunku rozpiętości bezpośrednio przed wystąpieniem pęknięcia. Wyraźnie widoczne jest poszerzenie kadłuba w miejscu przedniego pilota w górnej części. Poszerzenie rozciąga się w dół za rurą poprzeczną. Krótco przed pęknięciem rama kokpitu



Ryc. 18. Pomiary systemem ARAMIS obrazujące ugięcie kadłuba na zewnątrz przy obciążeniu 6,14 g. Przemieszczenie do wewnątrz obserwowalne jedynie w obszarze złamania (niebieski: przemieszczenie w kierunku od płaszczyzny rysunku, czerwony: przemieszczenie w płaszczyznę rysunku)  
(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)



Ryc. 19. Pomiary wykazujące poszerzenie ramy kokpitu przed belką poprzeczną, powodujące ugięcie do wewnątrz w tylnej części  
(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)



Ryc. 20. Przemieszczenie do dołu w tylnej części, powodujące obciążenia kruszące w przekroju poprzecznym, skutkujące owalizacją, co wyjaśnia przemieszczenie poszycia kadłuba na zewnątrz  
(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)

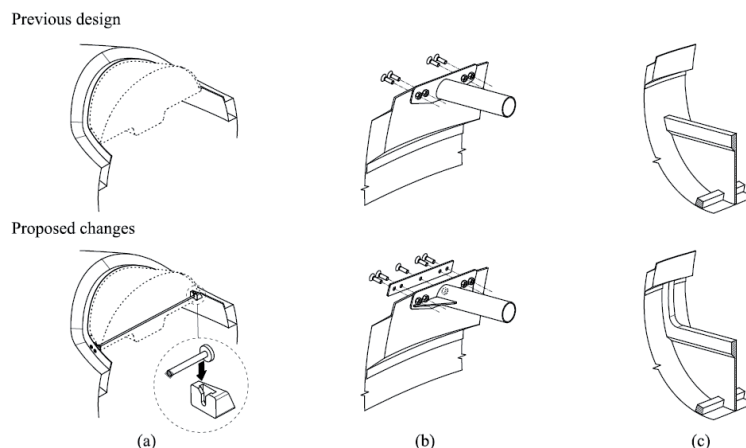
wykazuje nieliniowe odkształcenie wybożeniowe do wewnątrz w obszarze późniejszej awarii” [8].

Autorzy referatu proponują wyjaśnienie „mechanizmu powstawania odkształcenia struktury kadłuba za pomocą analizy przemieszczeń optycznych, oceniając oddzielnie odkształcenie w kierunku poprzecznym i pionowym. Rozszerzanie się ramy kokpitu w obszarze przednim jest wynikiem wtórnego zgięcia wokół osi pionowej, wynikającego z wstępnej krzywizny ramy kokpitu. To zachowanie jest znane i występuje w szybowcach jednomiejscowych [26]. W przypadku szybowców dwumiejscowych, ramę kokpitu można podzielić na dwie sekcje, jak pokazano na rysunku 19. Sekcja przed belką poprzeczną ma większą długość samonośną, dlatego w tym obszarze rozpoczynają się deformacje już przy małych siłach i dominuje deformacja całej ramy. Rozpórka poprzeczna pomiędzy pilotami działa jak przegub obrotowy i sprzyja odkształceniom do wewnątrz w tylnej części. Ponieważ długość samonośna jest krótsza w tylnej części, zachowanie stabilności jest tutaj

mniej krytyczne. Poniżej obszaru wybożenia wewnętrznego widocznego na ryc. 17, w dalszym ciągu można zaobserwować odkształcenie na zewnątrz w miejscu tylnego fotela pilota. Odkształcenie na zewnątrz jest konsekwencją momentu zginającego wokół osi rozpiętości, generowanego przez siłę testową.

Rycina 20 przedstawia ugięcie ramy kokpitu wzdłuż osi pionowej. Wyraźnie widać, że największe ugięcie występuje przed tylnym zagięciem ramy kokpitu, gdzie stosunek momentu zginającego do momentu bezwładności osiąga maksimum. Obniżenie wręgu powoduje powstawanie w przekroju kadłuba sił pionowych, które są porównywalne z obciążeniami niszczącymi w dźwigarze skrzydła i prowadzą do owalizacji przekroju. W rezultacie powłoka kadłuba odchyła się na zewnątrz poniżej ramy kokpitu” [27].

W podsumowaniu, Fohlmeister i in. podnoszą, że „przeprowadzone badania pokazują, że powstawanie odkształceń w kokpitach dwumiejscowych różni się od kokpitów jednomiejscowych ze względu na przegub obrotowy



Ryc. 21. Proponowane rozwiązania konstrukcyjne mające na celu zmniejszenie odkształceń poprzecznych ramy kokpitu (dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)

utworzony przez poprzeczną rozpórkę. Do obliczeń w żadnym wypadku nie należy dzielić ramy kokpitu na dwie części (przednią i tylną), gdyż byłyby one sprawdzane niezależnie, pomijając przegub obrotowy. Aby przedstawić uzyskane wyniki w obliczeniach projektowych, wymagana jest analiza nieliniowa, ponieważ efekty odkształcenia naruszają główne założenia metod liniowych. Na tym tle rozsądne wydaje się każdorazowe przeprowadzanie testu obciążeniowego dla nowych konstrukcji kadłuba.

Zmierzone odkształcenia można również wykorzystać do opracowania propozycji ulepszeń, które przy niewielkim wzroście masy zwiększają nośność konstrukcji i które można przenieść na inne konstrukcje. Celem przykładowych modyfikacji pokazanych na rycinie 21 jest zmniejszenie odkształceń bocznych ramy kokpitu” [8].

W drugiej części artykułu przedstawione zostaną referaty dotyczące układów napędowych w motoszybowcach, innowacji w zakresie konstrukcji, metod badań i systemów sterowania szybowcem.

## Bibliografia:

- [1] Albano, E., Rodden W.P. (1969). A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows. *AIAA Journal*, 7(2).
- [2] Bertolotti, F.P. (2001). Effect of Atmospheric Turbulence on a Laminar Boundary-Layer. *Technical Soaring*, 25, s. 154–159.
- [3] Böhnisch, N. et al. (2022). *Whirl Flutter for Distributed Propulsion Systems on a Flexible Wing*. AIAA SCITECH 2022 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2022-1755>.
- [4] Boermans, L.M.M., Lasauskas E. (2021). *On the Gust Loads of Sailplanes*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 9–13.
- [5] Chernov, V.V. (1965). Results of Research in the Field of Structural Strength Limits for Sporting Gliders. *OSTIV Publication VIII*, <https://journals.sfu.ca/ts/index.php/op/article/view/1541/1473>.
- [6] Donely, P. (1950). *Summary of Information Relating to Gust Loads on Airplanes*. NACA Report 997. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930090953/downloads/19930090953.pdf>.
- [7] Drela, M. (1999). *Integrated Simulation Model for Preliminary Aerodynamic, Structural, and Control-Law Design of Aircraft*. AIAA 99-1394. 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1999-1394>.
- [8] Fohlmeister, L., Adam T.J., Schwarz B. (2021). *Optical deformation measurement of a two-seater cockpit under emergency landing conditions during a quasi-static load test*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 78–81.
- [9] Greiner, M., Würz W. (2021). *Laminar Separation Bubbles at Unsteady Inflow Conditions – A Status Report*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 57–61, [https://ostiv.org/congress/congress-events/congress-details/xxxv-congress-2.html?\\_hash=Oi1gBqW1bbWJ34%2Bb7a%2BP%2Bt4s86dpsgyRHCnja4RQw%3D&ctx=a%3A1%3A%7Bs%3A2%3A%3A%3B%3A525%3B%7D&p=ostiv-docs%2Fcongress%2F2021%2F2021\\_OSTIV\\_Congress\\_proceedings.pdf](https://ostiv.org/congress/congress-events/congress-details/xxxv-congress-2.html?_hash=Oi1gBqW1bbWJ34%2Bb7a%2BP%2Bt4s86dpsgyRHCnja4RQw%3D&ctx=a%3A1%3A%7Bs%3A2%3A%3A%3B%3A525%3B%7D&p=ostiv-docs%2Fcongress%2F2021%2F2021_OSTIV_Congress_proceedings.pdf).
- [10] Hobbitt, F.M. (1988). *Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications*. Washington D.C.: AIAA Education Series.
- [11] Hurley, T., Vandenburg J. (2002). *Small Airplane Crashworthiness Design Guide*. Phoenix: Simula Technologies.
- [12] Kämpf, K-P., Crawley E.F., Hansman J. (1989). Experimental Investigation of the Crashworthiness of Scaled Composite Sailplane Fuselages. *Journal of Aircraft*, 26(7), s. 675–681.
- [13] Lindner, T., Rolffs Ch., Dierksen N., Öküz R., Scheffler S., Dorn O. (2021). *Proceedings in the Development of a Crashworthy Glider Cockpit*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 75–77.
- [14] MacCready, P.B. (1962). The Inertial Subrange of Atmospheric Turbulence. *Journal of Geophysical Research*, 67, s. 1051–1059. DOI: <https://doi.org/10.1029/JZ067i003p01051>.
- [15] Pope, S.B. (2000). *Turbulent Flows*. Cambridge: Cambridge University Press.
- [16] Popelka, L., Matějka M., Zelený L., Uruba V. (2014). *CTA Measurement of Longitudinal Velocity Fluctuations and Its Spectra in Thermal Convection Atmosphere and Lee-Wave Condition Using Sailplane In-Flight Experiment*. XXXII OSTIV Congress, Leszno.
- [17] Pratt, K.G., Walker W.G. (1954). *A Revised Gust-Load Formula and Re-Evaluation of the V-G Data Taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950*. NACA-Report

- 1206, <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930090988/downloads/19930090988.pdf>.
- [18] Röger, W. (2007). *Safe and Crashworthy Cockpit*, Fachhochschule Aachen, Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik.
- [19] Schwochow, J. (2021). *Gust Response on Elastic Sailplanes*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 4–7.
- [20] Scholz, W., Leis S., Petters W., Würz W., Axthelm J., Fichter W. (2021). *ASASys – Anti-Stall Assistant System for Sailplanes*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 19–22.
- [21] Schuster, U., Wolf K. (2014). Improvement of Sailplane Crashworthiness trough Keel Beams with Silicone Cores. *Technical Soaring*, 38, s. 16–26.
- [22] Segal, A.M. (1989). Aircraft (Full-Size Glider) Crash-Worthiness Impact Test. *Technical Soaring*, 14(2), s. 40–46.
- [23] Shanahan, D. (2004). *Human Tolerance and Crash Survivability, Injury Analysis*, RTO-EN-HFM-113. Carlsbad (USA).
- [24] Sperber, M. (1998). Untersuchung des Insassenschutzes bei Unfällen mit Segelflugzeugen und Motorseglern-Forschungsauftrag-Nr. L-2/93-50112/92. TÜV Rheinland GmbH – Institut für Verkehrssicherheit – Abteilung Luftfahrttechnik, Köln.
- [25] Vink W.J., de Jonge J.B. (1997). *A MATLAB Program to Study Gust Loading on a Simple Aircraft Model*, National Aerospace Laboratory NLR, 1997-07-29, NLR Technical Publication TP 97379 U <https://reports.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/6e9dfbac-e14a-4632-b5e6-5ad31c43a6cd/content>.
- [26] Waibel, G. (2000). Designing a Crashworthy Cockpit Sill. *Technical Soaring*, 24(4), s. 109–112.
- [27] Comment Response Document to Notice of Proposed Amendment 2007–12. (2008). *Cockpit crashworthiness*. European Aviation Safety Agency.
- [28] Doublet Lattice Method: [https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/110175-dlmpo?s\\_tid=prof\\_contriblnk&s\\_tid=mwa\\_osa\\_a](https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/110175-dlmpo?s_tid=prof_contriblnk&s_tid=mwa_osa_a).
- [29] EASA. (2009). Certification Specifications for Sailplanes, CS-22, <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/group/cs-22-sailplanes-and-powered-sailplanes#cs-22-sailplanes-and-powered-sailplanes>.
- [30] Ground Vibration Testing: <https://www.bksv.com/en/knowledge/applications/structural-dynamics/ground-vibration-test>.

## SAMOLOTEM PO ŚWIECIE



**Pilatus PC-9**

Źródło: Pilatus Aircraft Ltd



**Pilatus PC-21**  
Žródło: Pilatus Aircraft Ltd