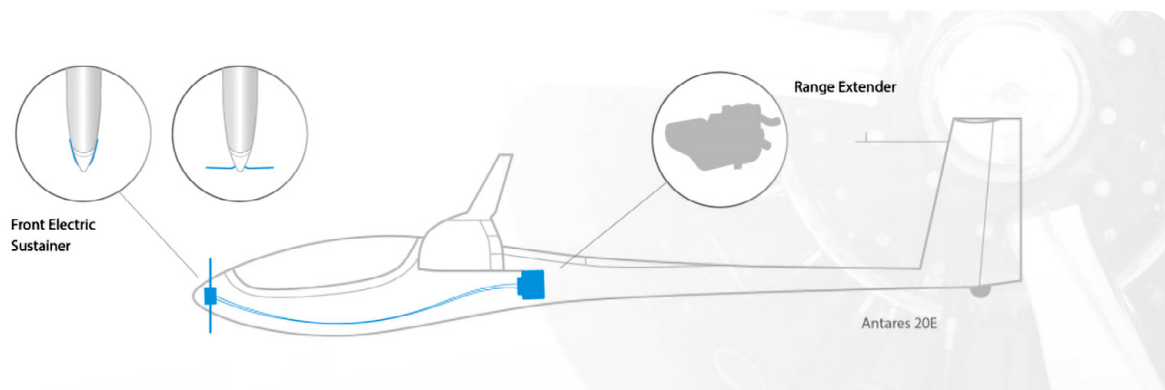


XXXV Kongres OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol a Voile) – część 2

Jarosław Pytka
Politechnika Lubelska



Ryc. 1. Schemat hybrydowego układu napędowego E-ROP

dzięki uprzejmości: R. Klein

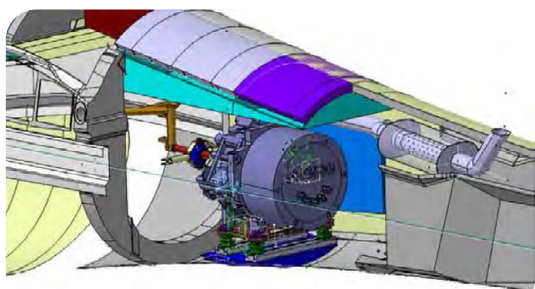
W artykule przedstawiono wybrane referaty zaprezentowane na XXXV Kongresie OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol a Voile). Niniejsza, druga część opracowania zawiera referaty z zakresu innowacyjnych układów napędowych w motoszybowcach, konstrukcji, metod badań oraz układów sterowania szybowca. Omówienie zawiera streszczenia wybranych referatów przetłumaczonych przez autora artykułu z języka angielskiego, a 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.

Innowacyjne układy napędowe szybowca

Profesor Rainer Klein oraz inżynier Stefan Senger z Dualnej Szkoły Wyższej w Mosbach przedstawili projekt motoszybowca z napędem hybrydowym [18]. Dotyczy on optymalizacji konstrukcji hybrydowego układu napędowego składającego się z akumulatorów i ekstendera zasięgu, umożliwiającego wykonywanie długich przelotów.

„Aby osiągnąć możliwie najniższe zużycie energii w przelotach, niezbędna jest bardzo dobra aerodynamika szybowca, a ponadto konieczne jest, aby masa lotu była jak najmniejsza, ponieważ każdy kilogram masy szybowca obciążony jest kosztem energii podczas wznoszenia się na wysokość przelotową. Te dwa wymagania w zasadzie są ze sobą sprzeczne w przypadku napędów elektrycz-

nych w motoszybowcach, ponieważ aby móc polecieć tak daleko, jak to możliwe, trzeba uwzględnić duży ciężar baterii, co przynosi efekt przeciwny do zamierzonego w osiągnięciu wysokości przelotowej. Wyjściem z tej niekorzystnej sytuacji mogą być napędy hybrydowo-elektryczne, gdyż energię niezbędną do długich przelotów można pozyskać z paliwa kopalnego o wielokrotnie wyższej gęstości energii niż akumulatory energii elektrycznej. Aby udowodnić, że loty długodystansowe można wykonywać systemem hybrydowym, wykorzystano istniejący już płatowiec, który charakteryzuje się doskonałą aerodynamiką. E1-Antares wyprodukowany przez firmę Lange Aviation to motoszybowiec elektryczny, który z akumulatorami w skrzydle może pokonać dystans około 170 km na napędzie elektrycznym. Rycina 1 przedstawia schemat hybrydowego układu napędowego. Aby znacznie zwiększyć zasięg przy napędzie hybrydowym, konieczne było niemal całkowite przeprojektowanie konfiguracji motoszybowca. W nowym projekcie opracowano system akumulatorów o większej gęstości energii z ogniw Li-Ion w formacie 18650. W konstrukcji kadłuba konieczna była zmiana konfiguracji, tak aby stosowany pierwotnie składany silnik w tylnej komorze został zastąpiony przednim elektrycznym systemem podtrzymującym (EFS) w części dziobowej kadłuba. Dzięki temu przestrzeń z tyłu kabiny w kadłubie wykorzystano na zabudowę ekstendera zasięgu o maksymalnej ciągłej mocy elektrycznej 12 kW. Ekstender zasięgu (ryc. 2) składa się z generatora Wankla ze sterowanym falownikiem, który podaje napięcie wyjściowe na szynę wysokiego napięcia akumulatora napędowego (ryc. 3)” [18].



Ryc. 2. Ekstender zasięgu z generatorem Wankla zabudowany w kadłubie motoszybowca
dzięki uprzejmości: R. Klein



Ryc. 3. Bateria akumulatorów napędowych
dzięki uprzejmości: R. Klein

Prezentowany na Kongresie (lipiec 2021) aktualny stan projektu był taki, że testowy motoszybowiec E-ROP został zmodernizowany (ryc. 4), ale układ napędowy pozostawał zamontowany bez integracji ekstendera zasięgu. Zamiast tego zastosowano akumulator o pojemności ok. 4 kWh, który miał zapewnić zasięg ok. 80 km. Ukończenie prac nad nowym akumulatorem w skrzydle miało zapewnić dodatkowe 18 kWh energii. W efekcie uzyskano by zasięg do



Ryc. 4. Prototyp szybowca E-ROP przed próbami w locie, 1 czerwca 2021 r., lotnisko Unterwössen, Niemcy
dzięki uprzejmości: R. Klein

Zespół naukowców i studentów z Politechniki Lubelskiej oraz Lotniczej Akademii Wojskowej w Dęblinie zaprezentował wyniki badań w locie modelu motoszybowca z innowacyjnym systemem napędowym PROPWING [13]. Innowacja polega na umieszczeniu kilku zespołów napędowych silnik elektryczny – śmigło w skrzydle. Śmigło napędowe pracuje w płaszczyźnie



Ryc. 5. Model motoszybowca z 4 układami napędowymi PROPWING w skrzydłach. Model wyposażony w aparaturę pomiarowo-badawczą, łącznie z systemem telemetrycznym

przecinającej skrzydło, dlatego też według autorów korzystne jest umieszczenie zespołu bliżej krawędzi spływu. Rozwiązanie było prezentowane na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, a także w innych publikacjach [14, 15]. W bieżącym referacie badacze zaprezentowali wyniki pomiarów w locie modelu motoszybowca z 4 zespołami PROPWING (ryc. 5 i 6). Wyniki potwierdziły funkcjonalność omawianego systemu napędowego, model wykonywał udane loty, był sterowny w pełnym zakresie prędkości lotu. Jednakże stwierdzono również, że motoszybowiec z układem PROPWING, w porównaniu z klasycznym układem napędowym (jeden centralny duży silnik ze śmigłem), rozwija niższą prędkość lotu poziomego, ma gorsze wznoszenie i generuje znacznie wyższy hałas. Zdaniem autorów może to być spowodowane nieoptymalnym doбором śmigieł do silników napędowych. Ze względu na niewielkie wymiary modelu (rozpiętość 1500 mm, cięciwa skrzydła ok. 220 mm), w skrzydłach mieszczą się najmniejsze dostępne silniki elektryczne, które w komplecie ze śmigłem fabrycznym stanowią optymalny układ napędowy do napędu dronów wyścigowych. Dlatego też kolejny model latający z układem napędowym PROPWING będzie posiadał większy rozmiar skrzydła, co pozwoli na zastosowanie większych silników, a także dobór korzystniejszych śmigieł.



Ryc. 6. Model motoszybowca napędzany systemem PROPWING w locie

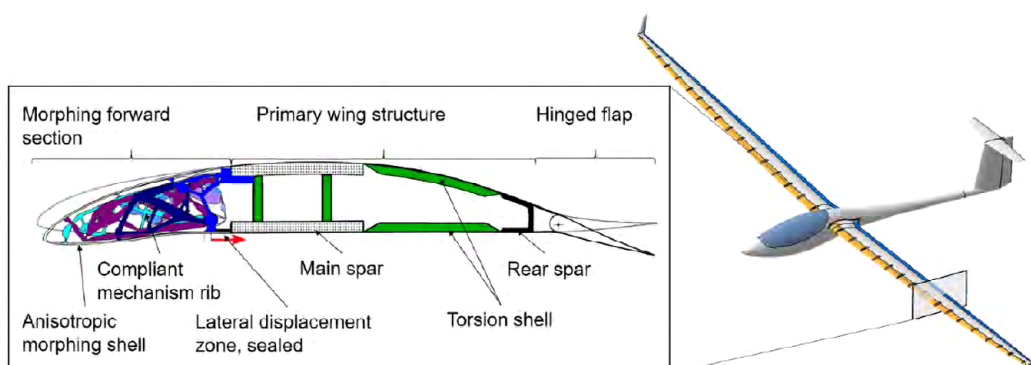
Innowacyjne rozwiązania w zakresie konstrukcji, metod badań oraz systemów sterowania szybowców

Tak zwane technologie morficzne, których inspiracją jest niejednokrotnie anatomia ptaków, znajdują coraz szersze zastosowania w technice lotniczej. Ponieważ aktualny stan rozwoju

technologii morficznych jest wciąż daleki od poziomu gotowości pozwalającego na ich aplikację w praktyce, wiele ośrodków badawczych realizuje projekty w tym zakresie. Fabian Sturm i Mirko Hornung z Uniwersytetu Technicznego w Monachium zaprezentowali koncepcję morficznego poszycia skrzydła szybowca i badania nad nim [19].

„Szybowce operują w szerokim zakresie prędkości, od krążenia z małą prędkością w termice, po przeloty z dużą prędkością. Celem jest maksymalizacja średniej prędkości przelotowej. Najnowocześniejsze profile lotnicze z kłapami charakteryzują się niskim oporem w całym zakresie współczynników siły nośnej od $C_L = 0,2 \div 1,5$. Profil, dla którego górny narożnik siodła laminarnego występuje przy wyższym współczynniku siły nośnej, pozwala na zmniejszenie powierzchni skrzydła. Utrzymując masę, jednocześnie zwiększa się obciążenie skrzydła, a utrzymanie stałej rozpiętości skutkuje wyższym współczynnikiem wydłużenia. W rezultacie opór profilu jest niższy, a przy wyższych prędkościach można osiągnąć wysoki stosunek siły nośnej do oporu. Aby to uzyskać, można połączyć zmienną sekcję przednią z konwencjonalną klapą na krawędzi spływu, co daje maksymalny współczynnik siły nośnej do $C_L = 1,8$ [23]. Podczas lotu kształt płata można zmieniać z konfiguracji o niskiej do wysokiej prędkości, jak w przypadku płata z konwencjonalną klapą. Według tej koncepcji J. Achleitner wraz z zespołem zaprojektowali i zoptymalizowali numerycznie skrzydło szybowca o rozpiętości 18 m [2]. Obliczenia wykazują tu znaczny wzrost prędkości i wyższy stosunek siły nośnej do oporu w porównaniu z konwencjonalnym, najnowocześniejszym szybowcem. Możliwe jest też zapewnienie korzystnych osiągnięć przy niskiej prędkości, np. podczas lądowania” [19].

Koncepcję konstrukcji skrzydła przedstawiono na rycinie 7. „Morficzne poszycie skrzydła jest podtrzymywane przez dyskretną liczbę podatnych mechanizmów, działających jak elastycznie odkształcalne żebra, których kształt jest wynikiem optymalizacji topologii [16, 17]. Narzucają one określone odkształcenie kinematyczne poszycia, aby uzyskać docelowy kształt aerodynamiczny płata. Kształt tych żeber jest wynikiem optymalizacji topologii, mającej na celu osiągnięcie precyzyjnego odchylenia wyjściowego od danego ugięcia wejściowego. Górna powierzchnia poszycia morficznego jest przymocowana do konstrukcji



Ryc. 7. Koncepcja konstrukcyjna szybowca ze zmiennokształtną przednią sekcją skrzydła
dzięki uprzejmości: F. Sturm

skrzydła pierwotnego, na dolnej powierzchni znajduje się szczelina konstrukcyjna, która umożliwia przemieszczenie boczne. Szczelina jest aerodynamicznie uszczelniona taśmą z Mylaru, jak w przypadku uszczelniania klap na krawędzi spływu. Dzięki temu krawędź natarcia zachowuje swój kształt podczas morfingu. Odchylenie można realizować zgodnie na obu powierzchniach albo na dolnej powierzchni poszycia morficznego” [19].

Sturm wraz z zespołem [20] zbadali trzy różne koncepcje morficznego poszycia skrzydeł. W oparciu o te wyniki udoskonalono układ poszycia i dokładniej określono wymagania. Jak podkreślają autorzy, „zmieniające się poszycie powinno zapewniać aerodynamiczny kształt i w efekcie akceptowalne współczynniki oporu i dopuszczalne maksymalne współczynniki siły nośnej. Należy to osiągnąć dla całego poszycia morficznego, szczególnie pomiędzy podatnymi żebrami mechanizmu, dla wszystkich warunków lotu, z odpowiadającymi im obciążeniami aerodynamicznymi. Odształcenie morficzne powinno zachodzić przy jak najmniejszym wydatku energetycznym. Poszycie zmiennokształtne nie może wyginać się poniżej obciążenia granicznego dla całej obwiedni przypadku obciążenia. Musi mieć wystarczającą wytrzymałość statyczną i zmęczeniową, aby przenosić obciążenia aerodynamiczne i wytrzymać odształcenia pojawiające się przez cały okres użytkowania bez awarii. Nie musi przenosić globalnych obciążeń zginających i skrętnych skrzydła” [20].

„Z tego powodu korzystne wydaje się zapewnienie wysokiej sztywności zginania wzdłuż rozpiętości i małej sztywności zginania wzdłuż cięciwy skrzydła. Jednakże obie sztywności powinny być wystarczająco wysokie, aby zapobiec wyboczeniu. Ponieważ na zmiennokształtne poszycie wywierane są globalne odształcenia zginające i odształcenia pierwotnej konstrukcji skrzydła, górna powierzchnia poszycia jest wstępnie naprężona przez odształcenie ściskające i jest szczególnie podatna na wyboczenie w przypadkach obciążeń z dodatkimi współczynnikami obciążenia. Niska sztywność na ściskanie membrany wzdłuż rozpiętości jest korzystna dla zmniejszenia naprężeń ściskających w górnej powierzchni poszycia” [20].

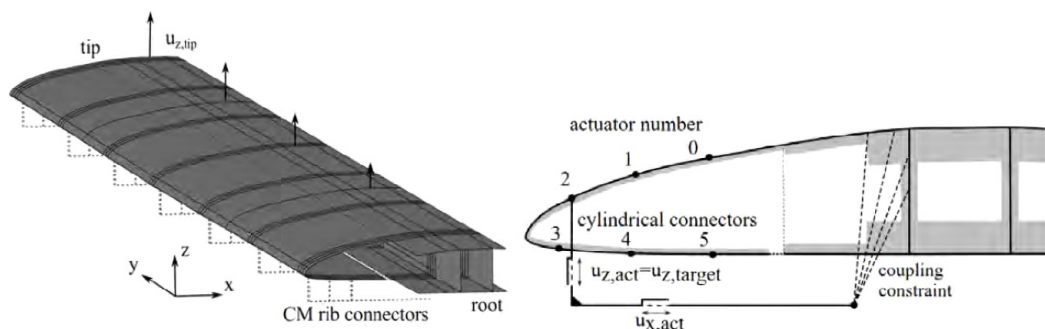
Zastosowana przez autorów metodologia badań struktur zmiennokształtnych jest niestandardowa. „Najpierw badano szereg dostępnych laminatów na poziomie elementarnej, płaskiej powłoki. W tym celu stałe materiałowe dla obciążeń zginających obliczono przy użyciu klasycznej teorii laminatów. Badano zrównoważone laminaty z parami

warstw o przeciwnych kątach włókien, aby uzyskać powłoki o zmniejszonej sztywności w kierunku x w porównaniu z jednowarstwowymi laminatami 0° . Sztywność na ścinanie wzrasta wraz ze wzrostem kąta włókien, maksymalnie do 45° . Poszycie modelowano jako materiał kompozytowy, przyjmując właściwości sprężyste dla stosunku objętościowego włókien wynoszącego 50 %. Modele poszycia skrzydła modelowano jako symetryczne zrównoważone laminaty o rdzeniu z włókna polipropylenowego, niskiej gęstości i gramaturze 200 g/m^2 , aby zwiększyć geometryczny moment bezwładności i sztywność zginania, jak zaproponowano w pracy [20]. Zastosowano zewnętrzną warstwę z tkaniny o gramaturze 25 g/m^2 i 45° jako zabezpieczenie przed pęknięciami. Warstwy jednokierunkowe ułożono naprzemiennie z dodatnim i ujemnym kątem ułożenia włókien” [20].

Analizę na poziomie konstrukcji skrzydła przeprowadzono za pomocą programu ABAQUS CAE 2018, przy użyciu analizy nieliniowej. Dzięki temu „możliwa była analiza znacznych odształceń i rotacji, a także wyboczenia. Badaniom poddano reprezentatywny segment skrzydła o długości 3000 mm szybowca klasy 18 m. Segment zamodelowano jako poszycie z sekcją zmiennokształtną oraz dźwigar, pomijając sekcję od dźwigara do krawędzi spływu, jak pokazano na rycinie 8. W sumie zbadano 12 różnych poszyci laminatowych z warstwami CRFP lub GFRP, z rozstawem żeber 300 mm i 500 mm. Sprowadza się to do 7 lub 11 żeber, każde z 6 punktami aktywacji” [20].

„Wielkości ugięcia uzyskane z globalnej analizy skrzydła zadano na dźwigarze skrzydła, zaś pionowe ugięcia poszycia morficznego zadano względem dźwigara z cylindrycznymi elementami łączącymi. Sześć idealnie sztywnych łączników rozmieszczonych na poszyciu zmiennokształtnym reprezentuje punkty aktywacji żeber. Na powierzchni poszycia morficznego przyłożono równomiernie ciśnienie aerodynamiczne.

W modelu zastosowano sześć stopni obciążenia, które reprezentują: obciążenie o przebiegu piłoksztalnym (1), lot przelotowy (2), krążenie w termicie (3+4) oraz manewr przeciągnięcia (5+6) z odpowiadającymi im konfiguracjami profilu skrzydła z poszyciem zmiennokształtnym. Wywodzą się one ze wstępnych badań struktury pierwotnej [8]. W każdym przypadku mierzono różnicę energii niezbędnej do ustawienia poszycia morficznego pomiędzy konfiguracją wyjściową i przekształconą, aby określić wymaganą pracę odształcenia. Dla każdego położenia siłownika mierzona jest całkowita siła złącza w celu określenia sił reakcji na mechanizmie



Ryc. 8. Model MES morficznego poszycia części przedniej (po lewej), punkty aktywacji żebra mechanizmu ze złączami (po prawej)
dzięki uprzejmości: F. Sturm

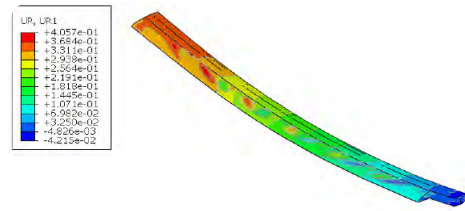
zmieniającym kształt poszycia. Wyboczenie bada się, identyfikując nieliniowe przemieszczenie powłoki i obrót węzła.

Na dwóch dyskretnych przekrojach pomiędzy żebrami mechanizmów zmiany kształtu, przy $y_1 = 1050$ mm i $y_2 = 2550$ mm, poddano analizie odkształcony model poszycia. Współrzędne węzłowe sekcji przedniej są derotowane i normalizowane, a także nakładane na projektowaną tylną część płata, aby uzyskać kompletny profil skrzydła. W tym badaniu nie uwzględniono globalnego skręcenia skrzydła, a jedynie odkształcenie w obrębie jednego przekroju. Następnie za pomocą programu XFOIL badano właściwości aerodynamiczne skrzydła” [20].

Wyniki analizy przeprowadzonej w oparciu o klasyczną teorię laminatów pokazują oczekiwany spadek anizotropii sztywności zginania wraz ze wzrostem kąta ułożenia włókien. Ponadto sztywność poprzeczna wzrasta wraz ze wzrostem kąta włókien. Godny uwagi jest stromy gradient sztywności w kierunku x wraz ze zmianą kąta włókien. Należy to uwzględnić w odniesieniu do tolerancji produkcyjnych.

Z analizy MES segmentu skrzydła wynika, że „nie ma istotnej różnicy, jeśli chodzi o pracę zmiany kształtu poszycia dla dwóch rozstawów żeber mechanizmów morficznych. Praca odkształcenia wzrasta wraz ze wzrostem odkształcenia przy zginaniu skrzydła dla wszystkich konfiguracji. Największej pracy odkształcenia wymagają laminaty z włóknami węglowymi i te o kącie włókien $\pm 45^\circ$. Zwiększenie grubości warstw rdzenia znacznie zwiększa pracę odkształcenia. Siły na łącznikach działające na punkty aktywacji mechanizmu zmiany kształtu różnią się zarówno wzdłuż rozpiętości, jak i cięciwy. Ogólnie mówiąc, mechanizmy, które obsługują krawędź natarcia muszą wytrzymać najwyższe obciążenia. Przy większym ugięciu skrzydła i sztywniejszych laminatach siły na łącznikach rosną” [20].

Na rycinie 9 po lewej stronie pokazano wykres konturu obrotu węzła, na którym można wizualnie zidentyfikować wyboczenie. „Stopień obciążenia, przy którym identyfikowane jest wyboczenie, jest pokazany dla wszystkich laminatów i rozstawów żeber wzdłuż przęsła. Linia pozioma przedstawia obciążenie graniczne dla przypadku obciążenia przy przeciągnięciu w locie. Laminaty o zrównoważonych kątach włókien 30° lub większych oraz te z grubszymi warstwami rdzenia są odporne na wyboczenie aż do najwyższego stopnia obciążenia” [20].

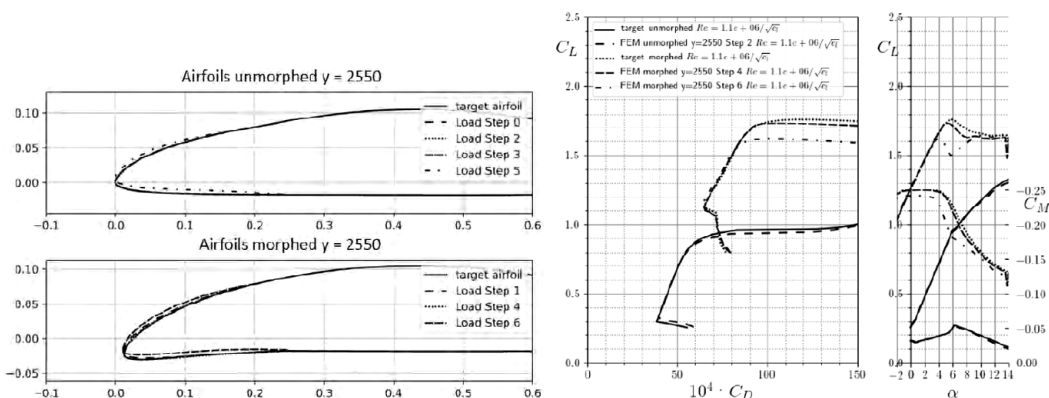


Ryc. 9. Obrót węzłowy UR1 do wizualnej identyfikacji wyboczenia, stopień obciążenia 6, dla przypadku przeciągnięcia w locie
dzięki uprzejmości: F. Sturm

Na rycinie 10 pokazano profile skrzydła powstałe wskutek zmiany kształtu poszycia. Po lewej stronie wykreślono geometrię dla każdego stopnia obciążenia wraz z geometrią docelową. „W przypadku stanu obciążenia dla krążenia w termice (3+4) oraz dla przeciągnięcia (5+6), krawędź natarcia jest wygięta do góry. W przypadku stanu obciążenia lotu przelotowego (2) nie stwierdzono wizualnej różnicy. Po prawej stronie wykreślono krzywe biegunowe profilu na podstawie analizy za pomocą XFOIL. Krzywe C_L - α dla skrzydła o profilu zmiennokształtnym są zgodne z biegunowymi docelowymi profili aż do wysokich współczynników siły nośnej. Dla stanu (2) obciążenia w locie przelotowym, siodło laminarne krzywej biegunowej (zakres o niskim oporze aerodynamicznym) dla odkształconego płata jest węższe niż jest to pożądane, a współczynniki oporu są bardzo zbliżone do współczynników docelowego płata. Przy wygiętej do góry krawędzi natarcia nie osiąga się pożądanych maksymalnych współczynników siły nośnej” [20].

Naukowcy z Uniwersytetu Technicznego w Dreźnie przedstawili wyniki prac badawczo-rozwojowych nad czujnikiem odkształcenia zbudowanym na bazie włókien węglowych [4].

„Pomiar warunków obciążenia w czasie rzeczywistym staje się coraz bardziej przydatny do określania naprężeń i odkształceń mechanicznych podczas lotu szybowca. Ponadto dane dotyczące obciążeń, zebrane na dużą skalę, można wykorzystać do obliczenia nowych, bardziej realistycznych widm obciążeń, które stanowią podstawę każdego projektu konstrukcyjnego szybowca i mogą prowadzić do



Ryc. 10. Profil skrzydła w części przedniej, przed i po zmianie kształtu (po lewej), krzywe biegunowe skrzydła (po prawej)
dzięki uprzejmości: F. Sturm

niższej masy własnej, a tym samym do większego zakresu obciążeń skrzydeł, ostatecznie zaś pozwolą uzyskać wyższe osiągi szybowca.

Najczęściej stosowane wbudowane systemy pomiaru obciążenia opierają się na pomiarach odkształceń. Odkształcenie można mierzyć różnymi metodami. Poniżej krótko scharakteryzowano kilka z nich.

Często stosowana jest rezystancyjna zasada pomiaru przy użyciu tensometrów. Tensometr metalowy składa się z drutu wykonanego z konstantanu, ułożonego w siatkę pomiarową. Zmiana geometryczna wynikająca z odkształcenia zmienia rezystancję elektryczną siatki pomiarowej. Następnie mierzy się różnicę w oporze elektrycznym. Tensometry metalowe wykazują czułość około 2 (współczynnik k). Aby móc zmierzyć stosunkowo niewielkie zmiany rezystancji elektrycznej pod obciążeniem, konieczne jest zastosowanie mostków pomiarowych i wzmacniaczy.

Czujniki działające zgodnie z piezorezystancyjną zasadą pomiaru wykazują zmianę rezystancji elektrycznej pod obciążeniem rozciągającym lub ściskającym. Przykładowym typem czujnika działającego w oparciu o tę zasadę są półprzewodnikowe czujniki tensometryczne. Jako element pomiarowy w przypadku tensometrów półprzewodnikowych stosuje się głównie krzem w postaci cienkiego paska monokrystalicznego lub warstwy naparowanej. Znacznie wyższy współczynnik k , wynoszący ponad 200 dla tensometrów półprzewodnikowych, jest korzystny w porównaniu z tensometrami metalowymi. Wyższe czułości umożliwiają zastosowanie prostszego sprzętu do pomiaru mniejszych odkształceń. Jednakże zakres pomiarowy jest niższy, a sygnał jest mniej stabilny przy zmiennej temperaturze otoczenia" [4].

„W przypadku światłowodowej zasady pomiaru przestrajalne lub szerokopasmowe światło lasera jest doprowadzane do szklanego światłowodu. Widmo częstotliwości światła odbitego jest wykrywane i analizowane, co umożliwi pomiar nie tylko poziomu odkształcenia, ale także położenia wzdłuż czujnika światłowodowego. Można wyróżnić dwie zasady cząstkowe: dyskretną metodę pomiaru wykorzystującą siatkę Bragga z włókien (można ją porównać do metody tensometrów) oraz quasi-ciągłą metodę pomiaru, zwaną reflektometrią w dziedzinie częstotliwości optycznych" [4].

„Chociaż odkształcenie rozkłada się w sposób ciągły w całej konstrukcji, zazwyczaj jest mierzone dyskretnie na powierzchni, gdzie umiejscowiono tensometry metalowe lub półprzewodnikowe. Aby zmierzyć całe pole odkształceń na dużym obszarze, w przypadku dyskretnych czujników pomiarowych niezbędne są wielokanałowe systemy pomiarowe. Rozwiązaniem ciągłego pomiaru odkształcenia jest czujnik światłowodowy. Jednak zarówno systemy światłowodowe, jak i wielokanałowe systemy oparte na tensometrach o porównywalnej rozdzielczości i wielkości pola pomiarowego są bardzo kosztowne ze względu na wymaganą elektronikę pomiarową. Zajmują one dużo miejsca i w przypadku szybowca są niekorzystne ze względu na znaczną masę systemu pomiarowego" [4].

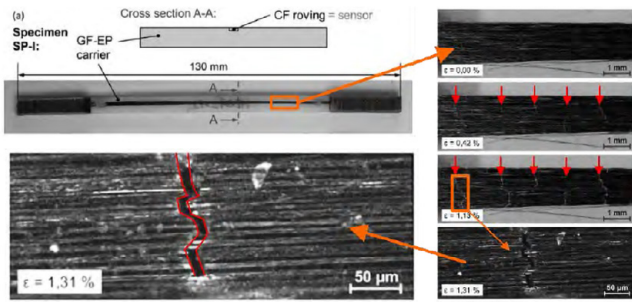
„Znanych jest wiele przykładów zastosowania klasycznych tensometrów i siatek braggowskich do badań obcią-

żeń w szybowcach, m.in. w szybowcu Stemme S10 VTX, który jest używany przez Uniwersytet Nauk Stosowanych w Aachen [5], lub w szybowcu Discus-2c DLR [45]. W kontekście szybowców doświadczalnych i prototypów technologii te umożliwiają bardzo dokładny pomiar odkształceń. Jednak w przypadku zastosowań seryjnych, takich jak systemy autonomiczne, gdzie ważna jest aktywna redukcja obciążenia lub monitorowanie konstrukcji na dużym obszarze, potrzebne są lżejsze i mniej kosztowne sposoby pomiaru ciągłego naprężenia w czasie lotu" [4].

Rozwiązaniem, które może spełnić te wymagania, jest nowatorski czujnik odkształcenia na bazie włókna węglowego, który został opracowany w ciągu ostatnich pięciu lat w Instytucie Inżynierii Lekkiej i Technologii Polimerów Uniwersytetu Technicznego w Dreźnie. „W ramach projektu badawczego *MonStrain* demonstrator skrzydła ze zintegrowanym czujnikiem naprężenia opartym na technologii włókien węglowych jest rozwijany w zakresie długości pomiarowej od około 10 cm do 3 m. Czujnik odkształcenia oparty na technologii włókien węglowych może służyć do wyznaczania przestrzennego rozkładu odkształcenia przy użyciu stosunkowo tanich i lekkich urządzeń pomiarowych" [4].

„Zastosowanie włókna węglowego jako elementu sensorycznego do pomiaru odkształcenia jest nowością w porównaniu ze stosowaniem tensometrów lub czujników światłowodowych. Właściwości elektryczne włókien węglowych pod obciążeniem rozciągającym są przedmiotem różnych badań [3, 10, 11, 12, 22]. Zasadniczo włókno węglowe wykazuje zachowanie piezorezystancyjne, umożliwiając w ten sposób pomiar naprężenia wzdłuż włókna przez zmianę rezystancji elektrycznej. Współczynnik czułości k wynosi około 1,9, podobnie jak w przypadku klasycznych metalowych tensometrów elektrooporowych [10]. Jednakże możliwy jest tylko pomiar odkształcenia całego włókna. Nie jest możliwa identyfikacja i pomiar lokalnych odkształceń działających na włókno. Lokalne odkształcenia można zatem mierzyć jedynie przy użyciu krótkich odcinków włókna węglowego, które oferują niskie opory elektryczne i jeszcze mniejsze różnice w oporności elektrycznej pod obciążeniem, co jeszcze bardziej komplikuje pomiar" [4].

„Większe zmiany oporu elektrycznego zaobserwowano w przypadku nieodwracalnie uszkodzonych włókien węglowych. Cykle odwracalnych odkształceń (pęknięć) włókien węglowych mogą być wykorzystywane do pomiaru tych odkształceń [1]. Pierwszy opis czujnika odkształcenia, wykorzystującego pęknięcia w elemencie pomiarowym z włókna węglowego, został wykonany przez Höhne i jego współpracowników. [6]. Rowing węglowy charakteryzujący się wysokim modułem Younga (wynoszącym 900 GPa) i niskim wydłużeniem końcowym (0,3 %) został osadzony w nośniku epoksydowym wzmocnionym włóknem szklanym. Następnie nośnik poddano wydłużeniu powyżej maksymalnego wydłużenia rowingu węglowego, ale poniżej maksymalnego wydłużenia nośnika szklano-epoksydowego. Zauważono, że pęknięcia powstają prostopadle do kierunku obciążenia w obrębie rowingu (ryc. 11)" [4].



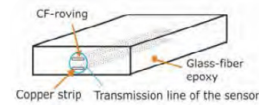
Ryc. 11. Schemat próbki do badania z nośnikiem z laminatu szklano-epoksydowego (u góry po lewej) i mikroskopia pęknięć w rowingu węglowym osadzonym w nośniku [52]

dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild

„Zmierzono oporność elektryczną pękniętego rowingu węglowego podczas cyklicznej próby rozciągania nośnika i wykazano zmiany sięgające 900 % przy odkształceniach wynoszących 0,5 %, co odpowiada współczynnikowi k wynoszącemu około 1800. Ten znacznie wyższy współczynnik k umożliwia zastosowanie uproszczonej aparatury pomiarowej i sprawia, że tego rodzaju czujnik jest szczególnie interesujący do zastosowania w monitorowaniu stanu konstrukcji” [4].

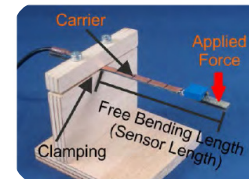
„Ponieważ pęknięcia są prawie równomiernie rozmieszczone wzdłuż rowingu węglowego, duże zmiany oporu elektrycznego, wynikające z otwierania i zamykania tych pęknięć, można postrzegać jako przestrzenny rozkład uszkodzeń. Umożliwia to wykorzystanie reflektometrii elektrycznej w dziedzinie czasu (ETDR) do przestrzennego pomiaru rezystancji elektrycznej, a dokładniej impedancji linii mikropaskowej, w której pęknięty rowing stanowi odpowiednio jeden przewodnik. Koncepcja ta została uszczegółowiona i opisana w [7].

Czujnik opisany w [7] składał się z linii transmisyjnej, w której wykorzystano rowing węglowy oraz pasek miedziany pełniący funkcję drugiego przewodnika lub masy, zintegrowany z nośnikiem szklano-epoksydowym (ryc. 12). Linię transmisyjną zakończono za pomocą dopasowanego rezystora. Czujnik zamocowano w konfiguracji ramienia wspornikowego i podłączono do urządzenia ETDR (D-TDR 3000, Sympuls Aachen GmbH). Do swobodnego końca nośnika przyłożono siłę (ryc. 13), poddając nośnik, a tym samym czujnik, zginaniu. Przesuwając nośnik do różnych pozycji mocowania (55 mm do 11 mm) i mierząc wynikową impedancję pod obciążeniem zginającym za pomocą urządzenia ETDR, wykazano, że czujnik może mierzyć przestrzenny rozkład odkształcenia. Potwierdzono zdolność rozdzielczości przestrzennej w zakresie milimetrowym [7]. Jednakże całkowita długość czujnika była ograniczona, między innymi ze względu na wysokie tłumienie sygnału ETDR i niespójną impedancję wzdłuż linii transmisyjnej. Aby móc zwiększać długość czujnika i używać go w realistycznym środowisku, konieczne były dalsze badania. Autorzy referatu zbadali więc praktyczne zastosowanie czujnika odkształcenia z włókna węglowego w ramach projektu badawczego *MonStrain*” [4].



Ryc. 12. Schematyczna konfiguracja czujnika odkształcenia z włókna węglowego tworzącego linię transmisyjną [53]

dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild



Ryc. 13. Czujnik zamocowany w konfiguracji ramienia wspornikowego [53]

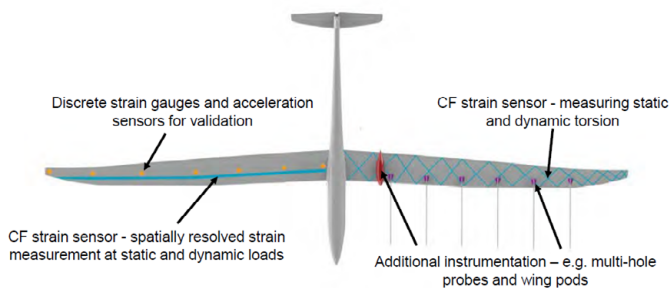
dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild

Celem projektu *MonStrain* był rozwój technologii czujników naprężeń CF w kierunku wykorzystania do aktywnego monitorowania obciążenia dużych konstrukcji lotniczych.

Projekt został podzielony na 3 główne etapy. „W pierwszym z nich prowadzono próby laboratoryjne, w ramach których określono granice zakresu pomiarowego, maksymalnego zakresu odkształcenia i możliwej do zrealizowania długości pomiarowej. Ponadto analizowano nowe możliwości, takie jak pomiar ściskania za pomocą wstępnie naprężonych czujników, a także maksymalne częstotliwości pomiarowe czujnika z włókien węglowych w układach dynamicznych.

Drugi etap projektu skupiał się na zwiększeniu długości pomiarowej, co okazało się istotne w przypadku stosowania w badaniach elementów konstrukcyjnych o znacznych wymiarach. Aby to osiągnąć, należało zmniejszyć impedancję czujnika. Udało się to osiągnąć przez zmniejszenie rezystancji włókna, na przykład przez zastosowanie powłok metalicznych. Innym analizowanym podejściem była redukcja punktów pomiarowych wzdłuż włókien. Przez celowe wprowadzenie do włókna wstępnego uszkodzenia (pęknięcia), uzyskano punkty pomiarowe, a jednocześnie zmniejszeniu uległa impedancja i w efekcie zwiększyła się długość pomiarowa.

Trzeci etap projektu *MonStrain* był realizowany w ścisłej współpracy z Akafliag Dresden i jego celem było opracowanie koncepcji integracji czujnika z elementami struktury szybowca. Ze względu na stosowanie głównie ręcznych procesów produkcyjnych, konstrukcje szybowców idealnie nadawały się do opracowania demonstratora technologii. Czujnik odkształceń z włóknem węglowym został zintegrowany ze skrzydłem szybowca, które w celu walidacji również zostało wyposażone w tensometry i czujniki przyspieszenia (ryc. 14). W przypadku badań dynamicznych umożliwiło to testowanie systemu pomiarowego w wybranych zakresach naprężeń i częstotliwości. Wynikiem projektu *MonStrain* miał być pełnoskalowy czujnik, który następnie miał zostać wykorzystany do badań w locie wybranych elementów struktury szybowca” [4].



Ryc. 14. Lewe skrzydło: planowane oprzyrządowanie demonstratora skrzydła do testów naziemnych w projekcie MonStrain, prawe skrzydło: możliwe dodatkowe oprzyrządowanie docelowego przyszłego latającego demonstratora

dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild

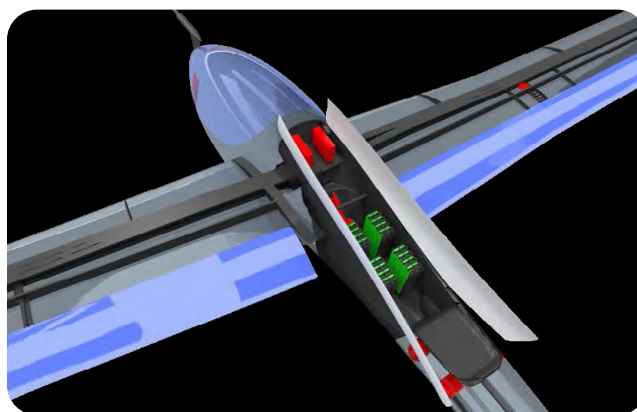
Akademicka Grupa Lotnicza z Politechniki w Stuttgarcie pod kierownictwem Felixa Jonke zaprezentowała aktualny stan badań i technologii w zakresie systemu *fly-by-wire* przeznaczanego do sterowania szybowców [9]. System *Fly-by-Wire* miałby służyć jako demonstrator technologii sterowania elektronicznego w szybowcach. Autorzy uzyskali wsparcie ze strony Institut für Luftfahrtsysteme Uniwersytetu w Stuttgarcie, którego wkład polegał na opracowaniu komputera pokładowego i oprogramowania.

„Głównym celem było wdrożenie w szybowcu systemu sterowania typu *fly-by-wire*. Mechaniczne elementy sterujące miały zostać zastąpione kablami i siłownikami, co umożliwiłoby w pełni elektryczną manipulację powierzchniami sterującymi. Przewidywano, że system *fly-by-wire* wygeneruje nowe możliwości w dziedzinie bezpieczeństwa i osiągnięć szybowca. Dane Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU, Federalne Biuro Badania Wypadków Powietrznych) pokazały, że około 49 % wszystkich wypadków śmiertelnych zostało spowodowanych wprowadzeniem do niekontrolowanego położenia w locie na skutek błędu pilota. Konwencjonalne rozwiązania bezpieczeństwa minimalizują obrażenia pilota w razie wypadku, zaś podejście autorów systemu miało na celu zapobieganie wypadkom, zanim one nastąpią. Zaplanowana została integracja *fly-by-wire* z systemem przeciw-przeciągnięciowym. Komputer pokładowy miałby wówczas aktywnie interweniować podczas lotu, co jest już standardem w samolotach pasażerskich. Możliwa byłaby również taka funkcja jak system unikania kolizji w przestrzeni powietrznej” [9].

„Integracja systemu *fly-by-wire* wymaga umieszczenia w kadłubie szybowca komputera pokładowego, okablowania, siłowników, czujników i akumulatorów zasilających (ryc. 15). Przedmiotowy system stwarza nowe wyzwania. Na przykład system baterii musi być redundantny i posiadać wystarczającą ochronę przeciwpożarową. Należy przeanalizować wpływ konstrukcji szybowca (kompozyt węglowy) na działanie i bezpieczeństwo układu elektrycznego. W zakresie bezpieczeństwa należy określić współczynnik awaryjności każdego komponentu, aby następnie wyznaczyć wskaźnik awaryjności całego systemu” [9].

Obok wyzwań związanych z systemem *fly-by-wire* istnieją również dodatkowe korzyści wynikające z kontynuacji projektu. Przykładowo, realizowane są nowe konstrukcje skrzydeł. „W jednym z poprzednich projektów – szybowcu fs 34

– próbowano zastosować klapę Fowlera, która umożliwia pilotowi zmianę powierzchni skrzydła w locie. Przy wysuniętych klapach szybowiec ma powierzchnię skrzydeł porównywalną z innymi szybowcami o wysokich osiągnięciach, co umożliwia lepsze wykorzystanie prądów termicznych. Przy schowanych klapach najlepsza prędkość szybowania samolotu jest wyższa niż w przypadku konkurentów ze względu na większe obciążenie skrzydeł i mniejszy opór.



Ryc. 15. Rozmieszczenie podzespołów systemu fly-by-wire w szybowcu fs-36 Velo: komputer systemu, aktuatorzy i akumulatory zasilające

dzięki uprzejmości: F. Johnke

Obecnie poczyniono znaczne postępy w zakresie określania integralności i redundancji systemu. Ponadto dzięki ścisłej współpracy z Federalnym Urzędem Lotnictwa określono wytyczne, zgodnie z którymi szybowiec fs36 i wszystkie kolejne szybowce typu *fly-by-wire* będą certyfikowane.

Oprócz prac projektowych wspomaganych komputerowo zbudowano model sekcji skrzydła w celu weryfikacji założeń projektu i zdobycia doświadczenia podczas budowy pełnowymiarowego skrzydła (ryc. 16). Zgodnie z projektem każde skrzydło ma posiadać cztery indywidualnie sterowane kłapy. Sterowanie nimi odbywać się będzie za pomocą siłowników wbudowanych w strukturę konstrukcyjną skrzydła” [9].



Ryc. 16. Model sekcji skrzydła szybowca fs-36 Velo z układem fly-by-wire

dzięki uprzejmości: F. Johnke

Podsumowanie

Przedstawione referaty pokazują, jak dalece zaawansowany jest dzisiejszy szybowiec zarówno w aspekcie aerodynamiki i osiągow w locie, jak również w kwestii bezpieczeństwa – czynnego i biernego. Aktualne tendencje rozwojowe skupiają się na badaniach i wdrażaniu rozwiązań ewolucyjnych. Są one kontynuacją sprawdzonych koncepcji przy jednoczesnym eksperymentowaniu z innowacyjnymi, często bardzo odważnymi propozycjami w zakresie aerodynamiki, układów napędowych, systemów asystenckich czy technik pomiarowych. Analizując treść referatów kongresowych, można zauważyć, że niezwykle istotną rolę w osiągnięciu dobrych wyników badań, które przekładają się na udane wdrożenia, odgrywa współpraca w obszarze badań naukowych, akademickich kół lotniczych oraz przemysłu lotniczego.

Bibliografia

- [1] Abry, J.C., Choi, Y.K., Chateauminois, A., Dallozu, B., Giraud, G., Salvia, M. (2001). In-situ Monitoring of Damage in CFRP-Laminates by Means of AC and DC Measurements. *Composites Science and Technology*, 61(6), s. 855–864.
- [2] Achleitner, J., Rohde-Brandenburger, K., Rogalla von Bieberstein, P., Sturm, F., Hornung, M., (2019). *Aerodynamic Design of a Morphing Wing Sailplane*. AIAA-Aviation Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston (Virginia), s. 4.
- [3] Błażewicz, S., Patalita, B., Touzain, P. (1997). Study of Piezoresistance Effect in Carbon Fibers. *Carbon* 35(10–11), s. 1613–1618.
- [4] Condé-Wolter, J., Steinbild, P.J., Kostka, P., Ehrig, T., Winkler, A., Modler, N., Sell, F. (2021). *Load Monitoring for Sailplanes Utilizing an Innovative Carbon Fibre-Based, Spatially Resolved Strain Sensor*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 117–120.
- [5] Dahmann, P. (2011). *Stemme S10 VTX als multifunktionales Forschungsflugzeug*. Proceedings of Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. DGLR, Bremen.
- [6] Höhne, R., Ehrig, T., Kostka, P., Modler, N. (2016). Phenomenological Investigation of a Carbon Fibre Based Strain Sensor with Spatial Resolution by Means of Time Domain Reflectometry. *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik*, 47(11), s. 1024–1033.
- [7] Höhne, R., Kostka, P., Modler, N. (2017). *Characterization of the Spatial Resolution Capability of a Novel Carbon Fiber Strain Sensor Based on Characteristic Impedance Measurements*. Proceedings Sensor, s. 166–171. DOI: 10.5162/sensor2017/B1.3.
- [8] Illenberger, G. (2019). *Numerical Investigations on the Static Aeroelasticity of a Sailplane with a Morphing Forward Wing Section*. Semester Thesis, Technical University of Munich, Institute for Aircraft Design.
- [9] Johnke, F., Santosa, J.F., Habermann, M. (2021). *fs36 Fly-by-Wire of the Akademische Fliegergruppe Stuttgart*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 27–30.
- [10] Mäder, T., Nestler, D., Wielage, B. (2011). *Strain Sensing Using Single Carbon Fibres*. Proceedings of 18th International Conference on Composite Materials, Jeju Island, South Korea.
- [11] Mäder, T. (2014). *Neuartige Sensoren zur Erfassung von Dehnungen in Faserverbundwerkstoffen (Structural Health Monitoring)*. Dissertation, Chemnitz.
- [12] Owston, C.N. (1970). Electrical Properties of Single Carbon Fibres. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 3(11), s. 1615–1626.
- [13] Pytka, J., Rypulak, A., Czyż, Z., Bąbel, R., Gierczak, K., Pytka, Jar., Kliza, R., Hryc, K. (2021). *Experimental Verification of the PROPWING Propulsion System – First Tests of a Model Motor Glider*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 49–52.
- [14] Pytka, J., Gnapowski, E., Rypulak, A., Kasprzak, P., Pytka, Jar. (2018). *Sailplane Wing Integrated with a Motor – Propeller System*. XXXIV OSTIV Congress Proceedings, Hosin.
- [15] Pytka, J., Rypulak, A., Michałowska, J., Pytka, J.D., Błażejczak, D., Gnapowski, E., Laskowski J. (2020). *Flight Testing of the PROPWING Airplane Propulsion Concept*. 7th International Workshop on Metrology for AeroSpace. Pisa: IEEE.
- [16] Reinisch, J. (2019). *Synthesis of Compliant Mechanisms for Morphing Wings with Nonlinear Topology Optimization*. Master's Thesis, Technical University of Munich, Institute for Aircraft Design.
- [17] Reinisch, J., Wehrle, E., Achleitner, J. (2021). Multiresolution Topology Optimization of Large-Deformation Path-Generation Compliant Mechanisms with Stress Constraints. *Applied Sciences* 11(6), s. 2479. <https://doi.org/10.3390/app11062479>.
- [18] Senger, S., Klein, R. (2021). *E-ROP Electric and Rotary Engined Hybrid Plane*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 47–48.
- [19] Sturm, F., Hornung, M. (2021). *Morphing Shell Design of a Sailplane with a Morphing Forward Wing Section*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 109–112.
- [20] Sturm, F., Achleitner J., Jocham, K., Hornung, M. (2019). *Studies of Anisotropic Wing Shell Concepts for a Sailplane with a Morphing Forward Wing Section*. AIAA-Aviation Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston (Virginia), s. 4.
- [21] Viana, M.V.P. (2015). *Sensor Calibration for Calculation of Loads on a Flexible Aircraft*. Proceedings of International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. St Petersburg.
- [22] Wang, X., Wang, S., Chung, D.D.L. (1999). Sensing Damage in Carbon Fiber and Its Polymer-Matrix and Carbon-Matrix Composites by Electrical Resistance Measurement. *Journal of Materials Science*, 34(11), s. 2703–2713.
- [23] Weinzierl, M., Achleitner, J., Baier, H. (2015). Highly Extensible Skin of a Variable Geometry Wing Leading Edge of a High-Performance Sailplane. *Technical Soaring*, 39(1), s. 4–9.