NUMERYCZNO-EKSPERYMENTALNA ANALIZA STANU NAPRĘŻENIA SKRZYDŁA SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO WYKONANEGO METODĄ DRUKU PRZESTRZENNEGO

Łukasz ŚWIĘCH*, Arkadiusz BEDNARZ*
* Katedra Samolotów i Silników Lotniczych, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów

Streszczenie. W pracy przedstawiono rezultaty prób statycznych pierwszorzędowej struktury nośnej samolotu bezzałogowego TWISST-ter wykonanego w technologii addytywnej FFF zwanej popularnie drukiem przestrzennym.

Zasadniczy cel badań stanowiło określenie poziomu wytężenia struktury umożliwiając ocenę rozważanego rozwiązania konstrukcyjnego pod względem wytrzymałościowym. Z uwagi na fakt, iż właściwości elementów wytworzonych w technologii druku 3D na chwilę obecną pozostają słabo poznane podjęte prace obejmowały zarówno niszczące badania doświadczalne, jak i analizy numeryczne w ujęciu MES.

W trakcie badań eksperymentalnych wykorzystano system pomiaru deformacji ARAMIS działający w oparciu o metodę trójwymiarowej, cyfrowej korelacji obrazu. Uzyskane w efekcie rezultaty umożliwiły kalibrację modelu numerycznego opartą na poszukiwaniu zbieżności z wyznaczonymi eksperymentalnie polami przemieszczeń. Podejście takie zapewniło poprawność wyznaczonych numerycznie rozkładów naprężenia.

Na podstawie wyników badań wprowadzono wymagane poprawki konstrukcyjne oraz sformułowano wnioski o charakterze ogólnym dotyczące badań numerycznych struktur wytwarzanych z wykorzystaniem druku przestrzennego.

1. WSTĘP

Obecnie obserwować można znaczny wzrost zainteresowania bezzałogowymi systemami latającymi (BSL, ang. UAV). Statki powietrzne tego typu znajdują zastosowanie w coraz większym zakresie zadań lotniczych, poczynając od misji patrolowych, poprzez zadania fotogrametryczne na zastosowaniach bojowych kończąc. Najprostsze konstrukcje wykonywane są metodami modelarskimi z wykorzystaniem, jako głównego budulca balsy lub styroduru. Bardziej zaawansowane wytwarzane są jako struktury kompozytowe zbrojone włóknami szklanymi lub węglowymi. Pomimo niewątpliwych zalet materiałów kompozytowych, z których na pierwszy plan wysuwa się korzystny stosunek wytrzymałościowo-masowy wyrażony poprzez parametr zwany wytrzymałością właściwą oraz stosunkową prostotę wytwarzania skomplikowanych geometrycznie konstrukcji wspomnieć należy o wysokim koszcie materiału oraz potrzebnego do wytworzenia oprzyrządowania.

W pracy przedstawiono fragment badań związany z zastosowaniem alternatywnej, do wyżej wspomnianych, technologii wykonawczej małych bezzałogowych aparatów latających. W ostatnim czasie obserwować można przyspieszony rozwój tych technologii wytwórczych objawiający się wieloma metodami różniącymi się zarówno wykorzystywanymi materiałami budulcowymi jak i sposobem ich przetwarzania. Do najbardziej rozpowszechnionych zaliczyć należy metody: osadzania topionego materiału (FFF,FDM) oraz metody stereolitograficzne

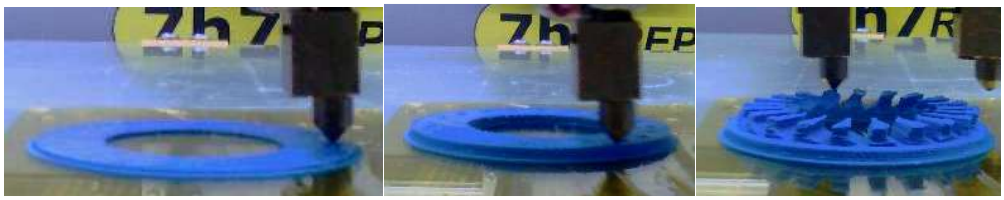
(SLA, SL). Niezależnie od wersji, technologie te pozwalają na wykonywanie skomplikowanych geometrycznie struktur stosunkowo niskim kosztem. W takim przypadku możliwym staje się produkcja statków powietrznych nawet w jednostkowych egzemplarzach bez potrzeby wytwarzania kosztownego oprzyrządowania.

2. TECHNOLOGIA ADDYTYWNA FFF

Spośród wielu metod wspomnianych powyżej obecnie najbardziej rozpowszechnioną jest metoda osadzania topionego materiału (ang. *FFF – FusedFilamentFabrication*). Technologia została opracowana w 2005 roku przez doktora Adriana Bowyer'a z Uniwersytetu Bath w Wielkiej Brytanii i udostępniona w ramach otwartej licencji jako projekt RepRap.

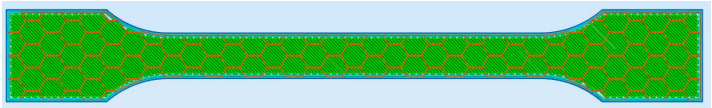
Możliwe do wykorzystania materiały budulcowe obejmują szerokie spektrum począwszy od inżynierskich polimerów takich jak ABS, PC, PET, HIPS czy Nylon poprzez materiały biodegradowalne np. PLA, na kompozytach np. ABS-PC lub PLA z włóknami węglowymi kończąc.

Idea tej technologii oparta jest tworzeniu obiektów „warstwa po warstwie" wykorzystując w tym celu roztopiony plastyk przeciskany przez dyszę (rys.1). Stosowane dysze mają średnice od 0,2 mm do powyżej 1 mm. Dobór tego elementu determinuje możliwą do uzyskania dokładność wymiarową oraz wpływa na czas budowy modelu.



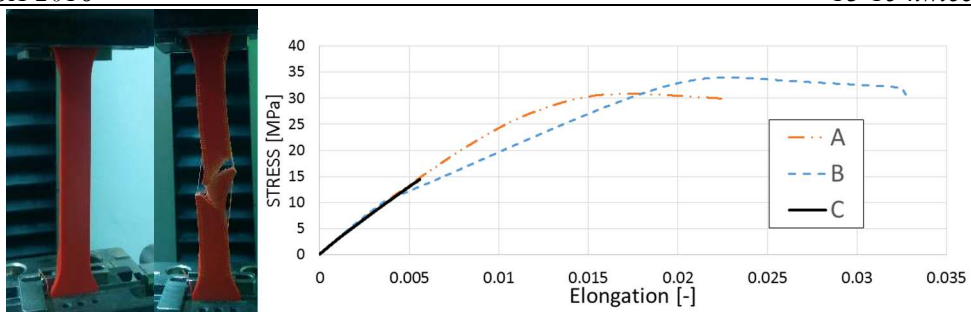
Rys.1. Przykład budowy modelu w technologii FFF

Do wytworzenia obiektu niezbędna jest jego cyfrowa reprezentacja w postaci modelu numerycznego, który poddawany jest podziałowi na kolejne warstwy wydruku z wykorzystaniem specjalnego oprogramowania. Podzielony model składa się z dwóch stref (Rys.2). Zasadniczą częścią są obwody wykorzystywane są do odtworzenia żądanego kształtu elementu, przestrzeń pomiędzy nimi wypełniana jest natomiast wedle wyboru użytkownika determinującego zarówno jego gęstość jak i kształt (ruszt, plaster miodu, itp.). Parametry te decydują zarówno o sztywności, wytrzymałości jak i masie produkowanego elementu.



Rys.2. Przykład modelu zawierającego jeden obwód oraz wypełnienie plastra miody o gęstości 10%

Właściwości mechaniczne obiektów wykonywanych w tej technologii silnie zależą od przyjętego sposobu podziału elementu, jak i jego usytuowania w trakcie obróbki. Rysunek 3 przedstawia rezultaty prób rozciągania trzech rodzajów próbek wykonanych z materiału ABS (kształt próbki, jak na rysunku 2). Próbka oznaczona jako A wykonywana była leżąc płasko na stole drukarki i wypełniana była naprzemiennie warstwami równoległymi i prostopadłymi do swojej długości. Próbka B wypełniana była warstwami obróconymi o kąt 45° w stosunku do długości próbki. Próbka C natomiast powstawała w kierunku pionowym.



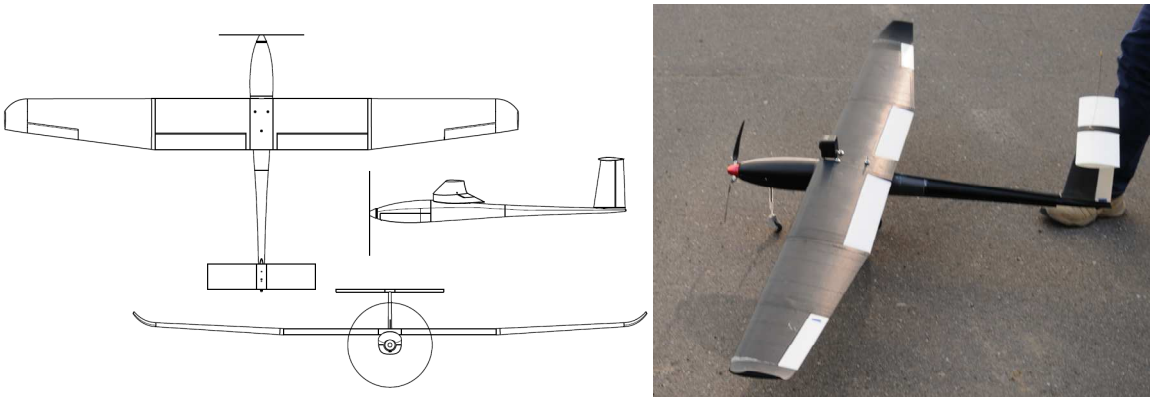
Rys.4. Rezultaty próby rozciągania próbek wykonanych z ABS

3. BADANIA DOŚWIADCZALNE

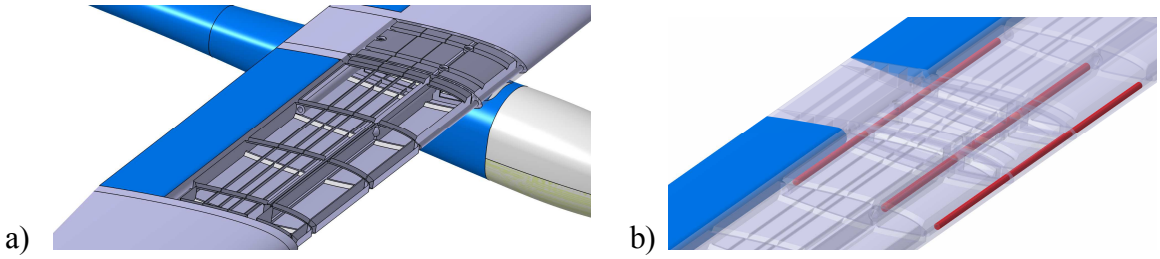
3.1. Opis badanej konstrukcji

W ramach badań przeprowadzono próbę statyczną centropłata skrzydła samolotu bezzałogowego TWISST-ter (Rys.5). Samolot w układzie klasycznym o masie 2,5 kg oraz rozpiętości skrzydeł równej 2 m, powstaje jako próba weryfikacji możliwości wykorzystania druku przestrzennego do wytwarzania małych statków powietrznych.

Struktura nośna samolotu w całości wykonana została jako wydruk 3D o grubości pokrycia równej 0,94 mm. Skrzydło wykonano jako wolnonośną, półskorupową strukturę dwudźwigarową wzmacnianą dodatkowo podłużnicami w obrębie kesonu przedniego oraz głównego (rys.6a). Połączenie centropłata z łącznikiem kadłubowym zrealizowano poprzez zastosowanie trzech rurek węglowych o średnicy 5 mm (rys. 6b).



Rys.5.Samolot bezzałogowy TWISST-ter



a) b)

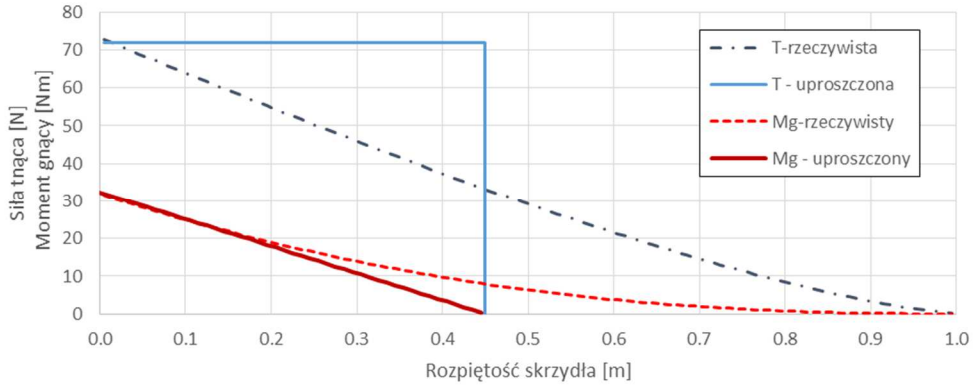
Rys. 6. Struktura nośna badanego skrzydła

3.2. Obciążenie

Zasadniczym obciążeniem przekroju skrzydła jest siła tnąca (T), moment gnący (Mg) oraz moment skręcający (Ms) powstały na skutek działania sił aerodynamicznych będących wynikiem opływu powietrza wokół powierzchni nośnych w trakcie lotu. Rysunek 7 przedstawia rozkład wspomnianych parametrów obciążenia uzyskany na drodze obliczeń projektowych, z wykorzystaniem metody Shrenka [2,3].

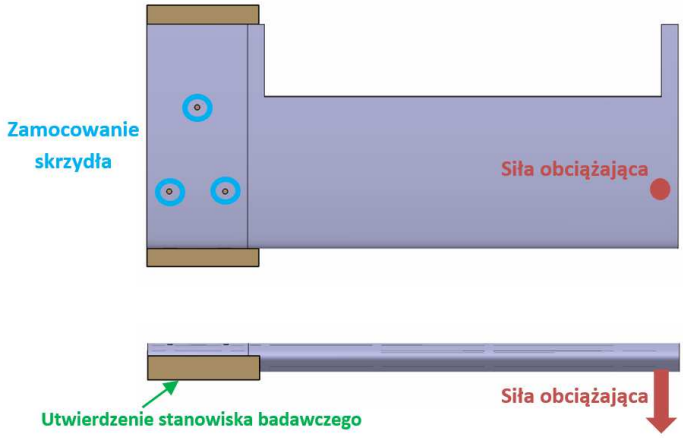
Rzeczywisty sposób obciążenia w postaci ciągłego rozkładu ciśnień jest kłopotliwy w realizacji technicznej prób statycznych, dlatego też w praktyce stosuje się uproszczony rozkład sił działających na skrzydło.

W trakcie omawianych badań doświadczalnych przeprowadzono próbę statyczną środkowej części skrzydła – segmentu w obrębie klapy, sprowadzając obciążenie do siły normalnej działającej w przekroju utożsamianym ze średnią cięciwą aerodynamiczną. Uzyskany w ten sposób rozkład obciążenia zapewnia wystąpienie rzeczywistych wartości siły tnącej oraz momentu gnącego w newralgicznym, przykadłubowym przekroju. Na rysunku 7 przedstawiono porównanie rzeczywistego i realizowanego doświadczalnie rozkładu obciążenia skrzydła.

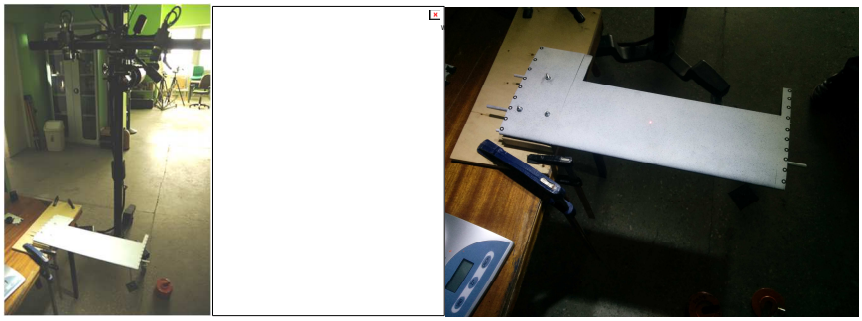


Rys.7. Rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości skrzydła

Na potrzeby prób fragment skrzydła zamocowano poprzez trzy śruby do drewnianej podstawy symulując w ten sposób montaż struktury w kadłubie samolotu. Obciążenie przykładano do powierzchni skrzydła w sposób grawitacyjny, zapewniający niezależność działającej siły od deformacji struktury (sterowanie siłą). Model obciążenia oraz realizację techniczną stanowiska prezentują rysunki 8 i 9.



Rys. 8. Model skrzydła i stanowiska badawczego



Rys. 9. Stanowisko badawcze oraz sposób obciążenia

3.3. Eksperymentalne pomiary deformacji - metoda Cyfrowej Korelacji Obrazu

Rejestracji deformacji powierzchni skrzydła w trakcie badań eksperymentalnych dokonywano przy pomocy skanera optycznego ARAMIS firmy GOM mbH, wykorzystującego w swoim działaniu trójwymiarową wersję metody cyfrowej korelacji obrazu (ang. *Digital Image Correlation – DIC*).

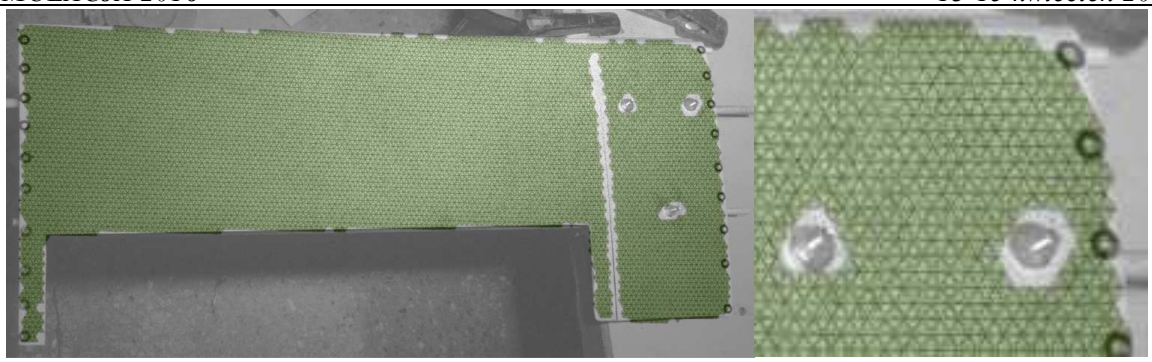
Jest to optyczno-numeryczna metoda umożliwiająca dokonywanie przestrzennych pomiarów deformacji struktury o dowolnej geometrii [1, 4]. Pomiar polega na cyfrowej transformacji zarejestrowanego obrazu opartej na śledzeniu zmian rozkładu pikseli na wykonywanych fotografiach. Urządzenie składa się z dwóch kamer cyfrowych połączonych z komputerem klasy PC tworząc wraz z oprogramowaniem system pomiarowy.

Przed badaniem przeprowadza się kalibrację urządzenia definiującą przestrzeń pomiarową. Na potrzeby badań dobrano pole pomiarowe o wymiarach 450x450 mm. Pomiar polega na wykonaniu serii zdjęć odpowiednio przygotowanego elementu, w trakcie jego obciążania. Przygotowanie obiektu polega na pokryciu jego powierzchni białą farbą, na którą nanieść należy stochastyczny wzór czarnych plamek.

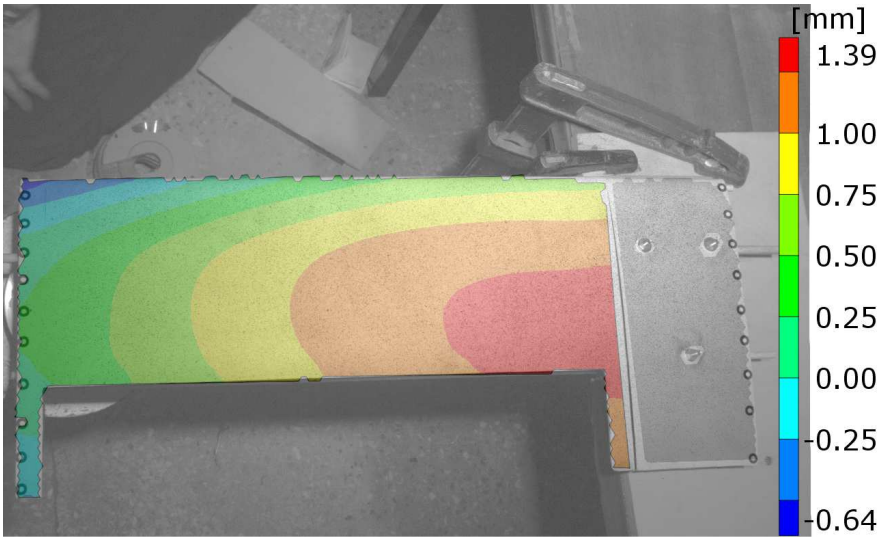
Po wykonaniu zdjęć system dzieli powierzchnię badanego obiektu na szereg podobszarów tworzących tzw. siatkę odkształceniową (rys. 10). W obrębie każdego oczka siatki znajduje się niepowtarzalny układ plamek, co stanowi podstawę identyfikacji jego położenia w przyjętym układzie współrzędnych. Zdjęcia z obydwu kamer porównywane są ze sobą w celu nadania trzeciego wymiaru wykonanym fotografiom. Pierwszy zestaw zdjęć przyjmowany jest jako stan referencyjny. Odkształcenia powierzchni badanego elementu powodują zmianę konfiguracji plamek w każdym oczku siatki i przez porównanie ich z początkowym stanem referencyjnym obliczane są wartości przemieszczeń. Precyzja pomiaru jest uzależniona od dokładności przeprowadzenia procedury kalibracyjnej, ewentualnych błędów w dopasowaniu poszczególnych zdjęć w procedurach korelacji obrazu (niedokładnościami samej metody), jak również jakością naniesionego wzoru plamek. Ostatecznie, dokładność pomiaru przemieszczeń zawiera się w granicach od 1μm do 5 μm.

Wynikiem pomiarów staje się ilościowa informacja o wielkości przemieszczenia rejestrowanego obszaru powierzchni w trakcie badań. Forma prezentacji wyników w postaci barwnych map z przyporządkowaną skalą jest analogiczna do prezentacji wyników analiz MES i pozwala na bezpośrednie porównywanie tożsamych rezultatów.

Rezultaty przeprowadzonych badań zaprezentowano w rozdziale



Rys. 10. Podział powierzchni skrzydła na siatkę odkształceniową

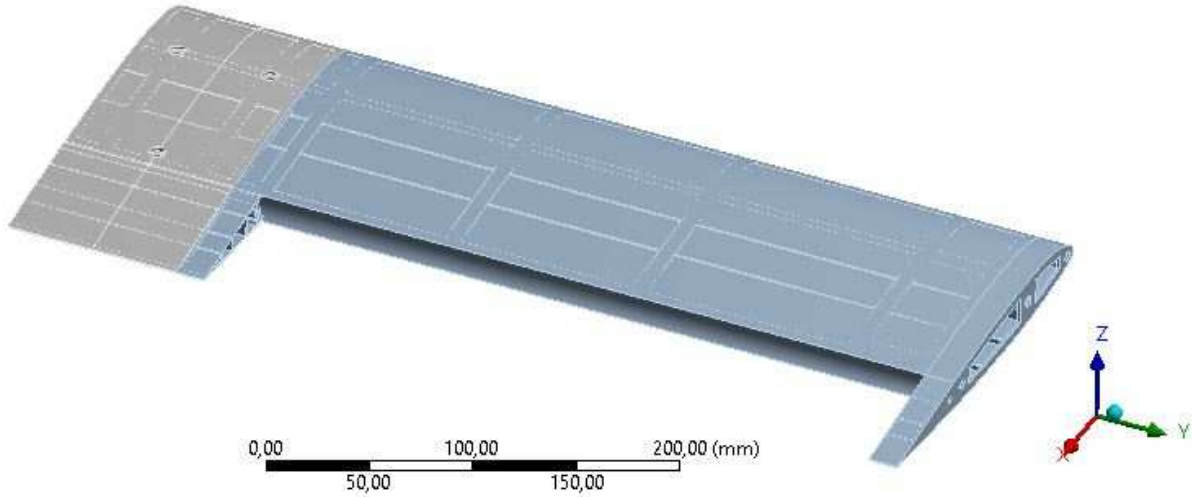


Rys.11. Przykładowy wynik pomiaru systemem ARAMIS – przemieszczenia wzdłuż rozpiętości skrzydła

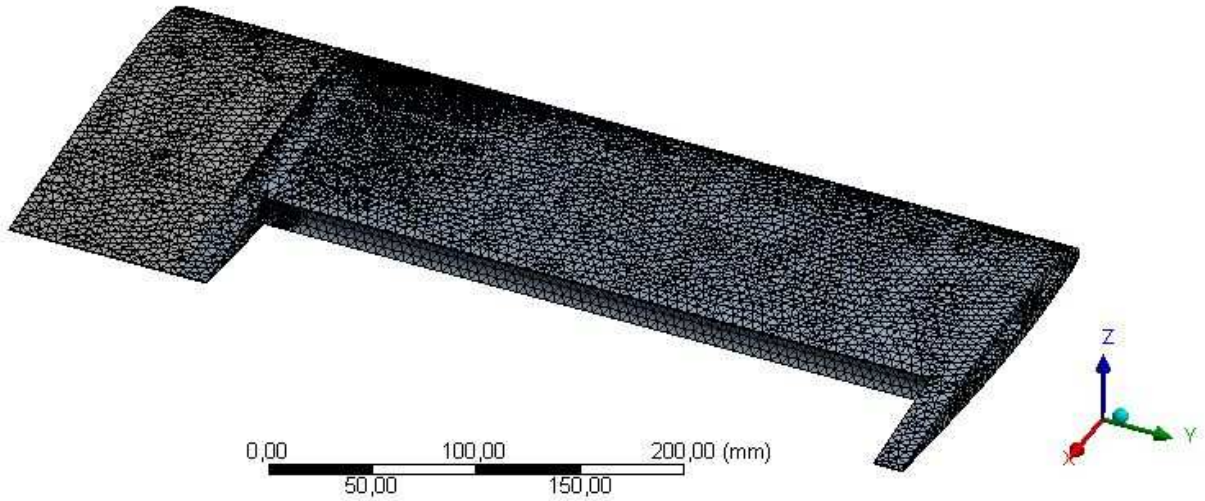
4. ANALIZA NUMERYCZNA

4.1. Model numeryczny

Model skrzydła przygotowany wstępnie do wydruku 3D został zaimportowany do programu Ansys Workbench 14.5 i przystosowany do analizy numerycznej. Wygląd modelu przedstawiono na rysunku 12. Bazując na modelu geometrycznym centropłata utworzono szereg modeli dyskretnych składających się z różnej liczby elementów skończonych oraz różnych wartości sił obciążających układ. Optymalny rozmiar elementów skończonych wykorzystanych do budowy modelu dyskretnego został określony we wczesnym etapie przygotowania analizy. Z założenia, model został zbudowany w oparciu o elementy typu TET-10, które posiadają kwadratowe funkcje kształtu (rys. 13).



Rys. 12. Model numeryczny skrzydła wykorzystany w analizie numerycznej



Rys.13. Model dyskretny składający się z ponad 155000 elementów typu TET-10

4.2. Przygotowanie analizy

Modele materiałów wykorzystanych do przygotowania analizy zostały zdefiniowane jako liniowo-sprężyste. Stałe materiałowe niezbędne do obliczeń zdefiniowano w oparciu o dane uzyskane eksperymentalnie i zostały zestawione w tabeli 1. W analizie pominięto efekty termiczne.

Tabela 1. Stałe materiałowe

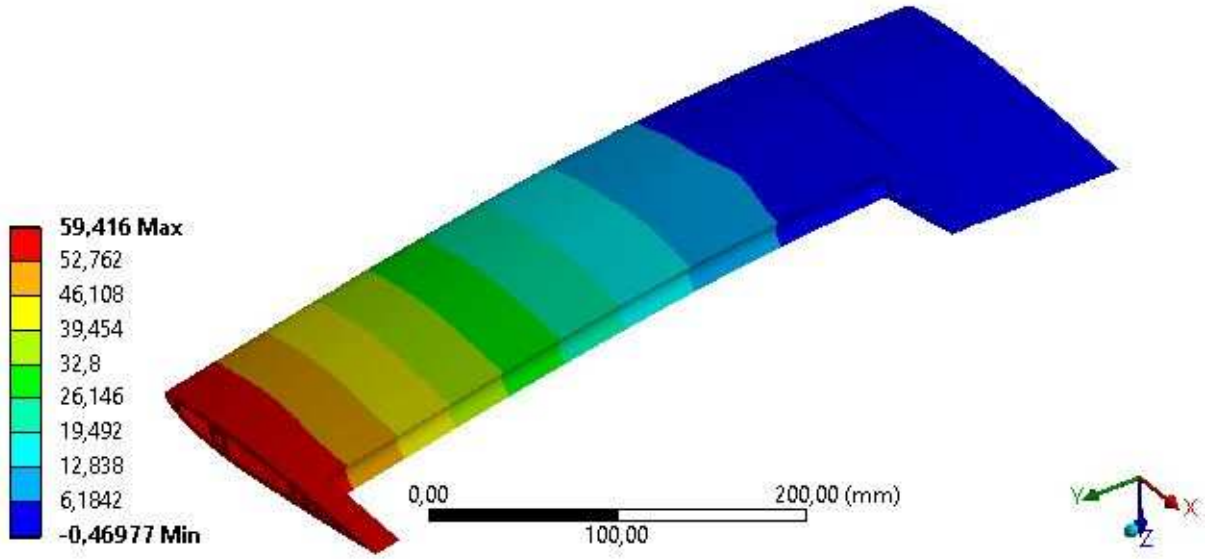
Nazwa materiału	Elementy	Moduł Young'a	Współczynnik Poisson'a
		MPa	-
ABS (Akrylo-Butiadieno-Styren)	Skrzydło, łącznik	1300	0,35
Węgiel	Rurki mocujące skrzydło	100000	0,1

Układ został obciążony poprzez element sześcienny przyłożony w miejscu przecięcia się żebra

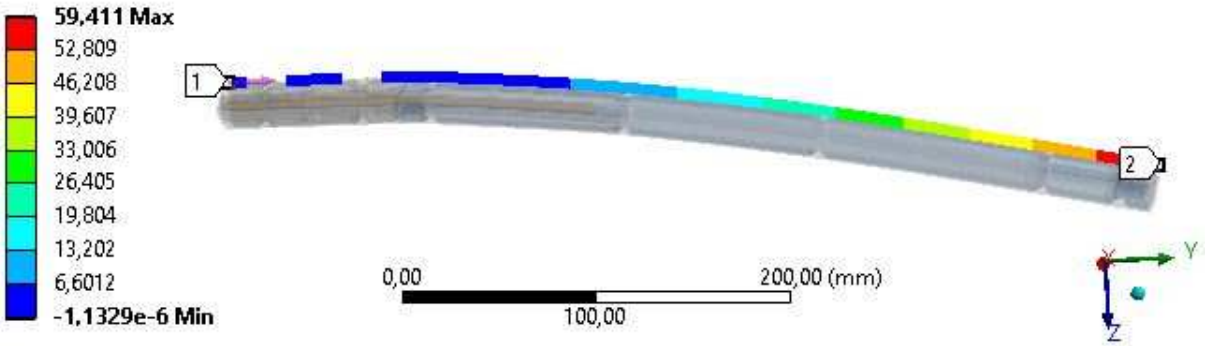
i głównego dźwigara skrzydła. Siła równa 85 [N] odpowiadała eksperymentalnym warunkom obciążenia. Kontakty pomiędzy elementami struktury nośnej, rurkami węglowymi, zostały zdefiniowano jako Frictional ze współczynnikiem tarcia 0,15. Takie kontakty pozwalają odzwierciedlać rzeczywiste zmiany zachodzące w modelu eksperymentalnym (wysunięcie się rurek węglowych ze skrzydła – co zostało omówione we wcześniejszym rozdziale). Ostatnim krokiem przygotowania analizy było zablokowanie wszystkich stopni swobody w łączniku.

4.3. Ugięcie skrzydła

Głównym źródłem informacji odnośnie zbieżności wyników z analizy numerycznej i eksperymentalnej jest maksymalne ugięcie skrzydła w trakcie próby a także postać tej deformacji. Porównanie to zostanie przedstawione w rozdziale 5. Maksymalne przemieszczenia na kierunku osi Z znajdują się na końcu skrzydła i dla przypadku obciążenia 85 [N], przemieszczenie to wynosi blisko 60 [mm] (rys. 14). Głównym czynnikiem wpływającym na wartość maksymalnego przemieszczenia jest moduł Young'a dla materiału rurek węglowych i samego skrzydła. Dodatkowo, zaobserwować można rozwarcie powstające pomiędzy łącznikiem i skrzydłem. Wynika ono z wysuwania się rurek węglowych ze skrzydła. Kształt ugięcia skrzydła, dla zdefiniowanego wstępnie włókna na górnej powierzchni modelu, został przedstawiony na rysunku 15.



Rys. 14.Przemieszczenia kierunkowe (Z) [mm] z analizy numerycznej

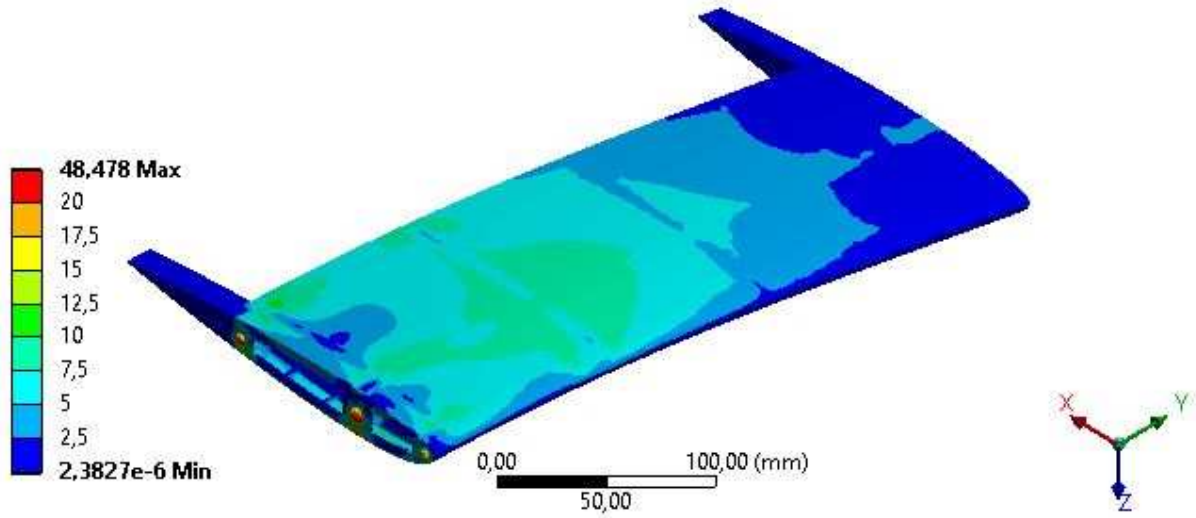


Rys. 15. Kształt ugięcia skrzydła [mm] przy obciążeniu 85 N – przemieszczenia kierunkowe (Z)

Rozkład przemieszczeń przedstawiony na rysunku 15 posłużył do porównania wyników obu analiz, które zostało omówione w kolejnym rozdziale.

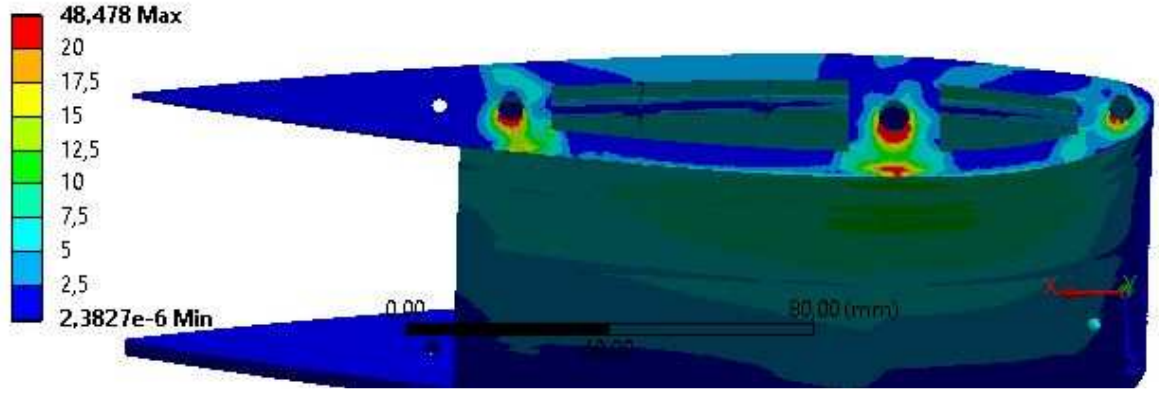
4.4. Rozkład naprężeń

Rozkład maksymalnych naprężeń zredukowanych pozwoli określić newralgiczne punkty proponowanej konstrukcji. Założenie mówiące o tym, że podobieństwo odkształceń z różnych analiz odpowiada podobieństwu naprężeń, pozwala na określenie naprężeń w skrzydle.



Rys. 16. Rozkład naprężeń zredukowanych [MPa] na powierzchni skrzydła

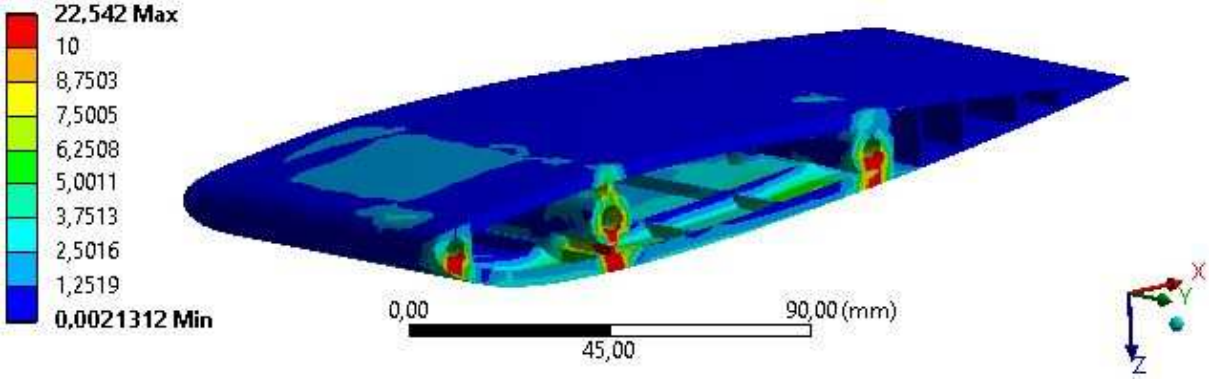
Największe wytężenie materiału można zaobserwować w okolicach kontaktu skrzydła z rurkami węglowymi. Jest to związane z naciskiem podczas zginania konstrukcji, będącym wynikiem różnic w sztywności poszczególnych elementów. Maksymalne naprężenia zredukowane w wysokości 48 MPa (rys. 16 i 17). Informacja ta może sugerować o konieczności edycji geometrii skrzydła w tym miejscu. Na obrazie naprężeń na całym skrzydle, wyraźnie odznaczają się miejsca wystąpienia umocnień wewnętrznych konstrukcji (żebra).



Rys. 17. Rozkład naprężeń zredukowanych [MPa] w okolicach miejsca zamocowania skrzydła

Podobne wnioski, odnośnie wystąpienia maksymalnych naprężeń zredukowanych można ułożyć w oparciu o widok z rysunku 18. Przedstawiono na nim naprężenia zredukowane w łączniku. Maksymalna wartość, prawie 23 MPa, odpowiada miejscu wystąpienia rurek

węglowych łączących obie części konstrukcji.

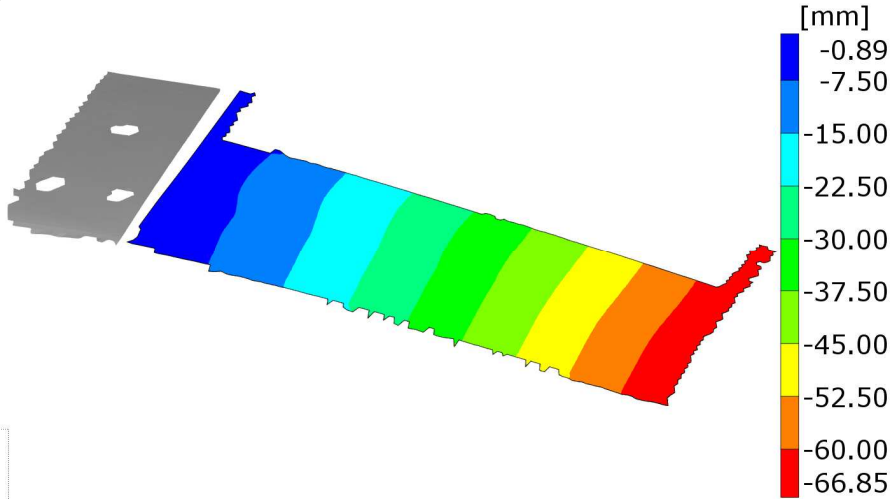


Rys. 18. Rozkład naprężeń zredukowanych [MPa] w łączniku

Uzyskane maksymalne naprężenia zredukowane dla skrzydła są efektem lokalnym związanym z kontaktem pomiędzy skrzydłem a rurkami (w analizie rurka ma idealnie ostrą krawędź – w rzeczywistości występuje zaokrąglenie). W pozostałych rejonach zwiększonych naprężeń, naprężenia nie przekraczają 40 MPa.

5. PORÓWNANIE WYNIKÓW BADAŃ

Najważniejszym pomiarem wpływającym na ocenę wyników obu analiz jest rozkład przemieszczeń (ugięcia skrzydła). Maksymalne ugięcie skrzydła, odnotowane w analizie eksperymentalnej, dla obciążenia 85 N, wynosi 66,85 mm (rys. 19). W przypadku analizy numerycznej, maksymalne przemieszczenia kierunkowe (Z) wynoszą 59,4 mm (rys. 20). Kształt rozkładu obu ugięć jest podobny. Różnica w analizach wynika bezpośrednio z dokładności zamocowania modelu rzeczywistego w trakcie próby eksperymentalnej. W trakcie próby zaobserwowano podniesienie się łącznika (obrót względem linii styku łącznika ze skrzydłem). Było to spowodowane metodą zamocowania stanowiska pomiarowego. Minimalny obrót łącznika spowodował obrót całej konstrukcji, a w konsekwencji wpłynął na wzrost ugięcia skrzydła.

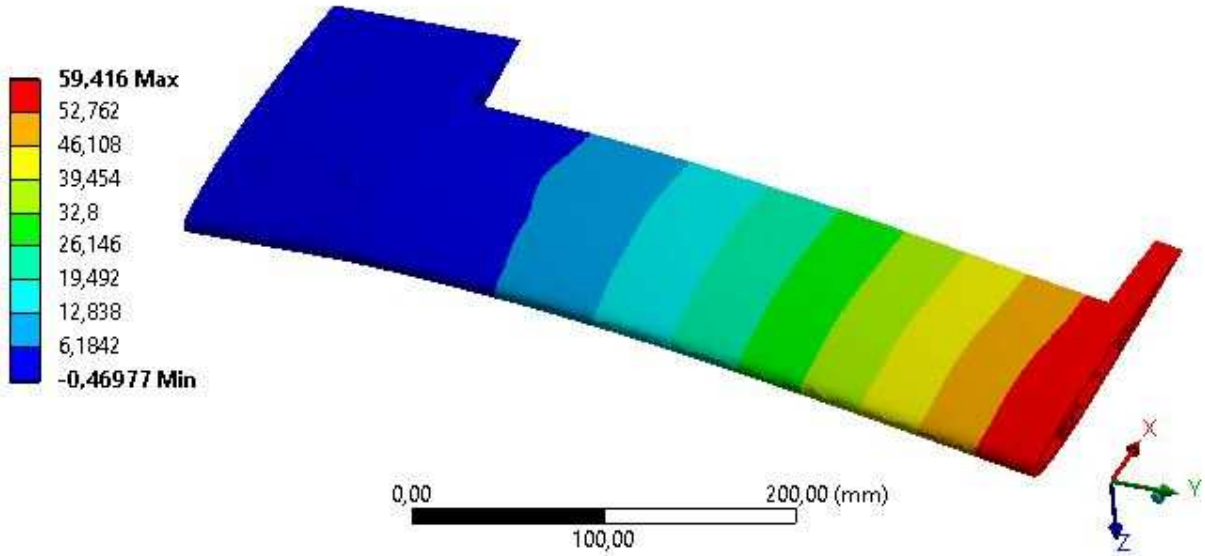


Rys. 19. Pole powierzchni ugięcia skrzydła uzyskane metodą eksperymentalną – obciążenie 85 N

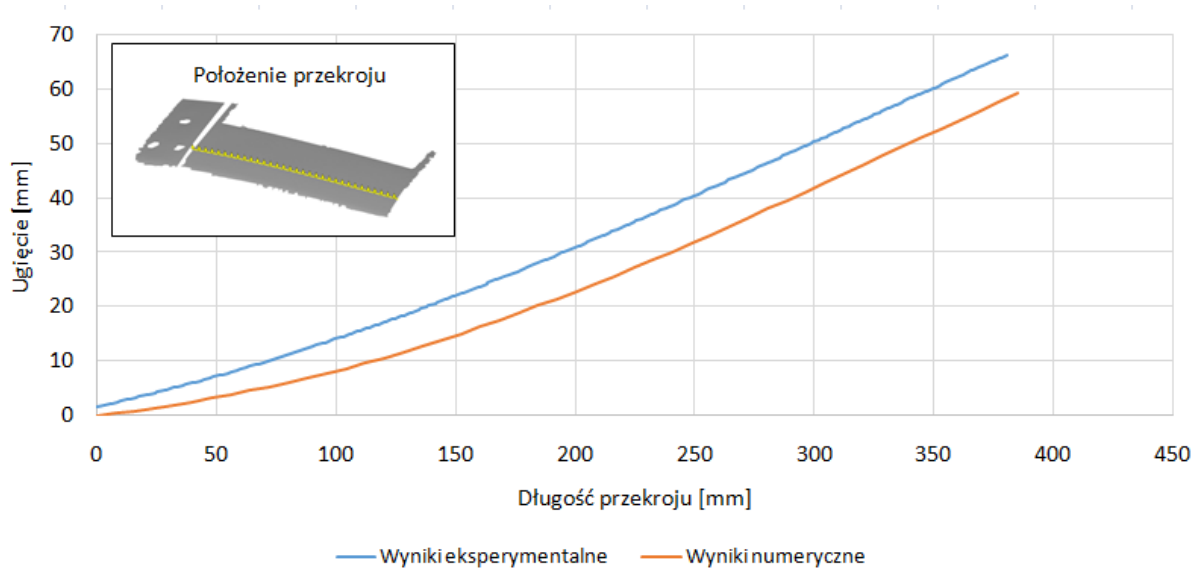
W przypadku analizy numerycznej, nie założono idealne zamocowanie łącznika, nie występuje obrót tego elementu, przez co wyniki winny być mniejsze. Różnicę w wynikach

można zaobserwować na rysunku 21, przedstawiającym rozkład ugięcia skrzydła wzdłuż jego długości. W oparciu o powyższe można stwierdzić, że wyniki są zbieżne. Różnice wynikają również z zamocowania skrzydła w trakcie badań doświadczalnych oraz z niedokładnie odtworzonych warunków brzegowych w analizie MES.

Dodatkową informacją o poprawności przeprowadzenia eksperymentu i przygotowania analizy numerycznej jest fakt, iż oba modele zachowały się w sposób podobny oraz nie uległy uszkodzeniu.



Rys. 20. Pole powierzchni ugięcia skrzydła [mm] uzyskane metodą numeryczną – obciążenie 85 N



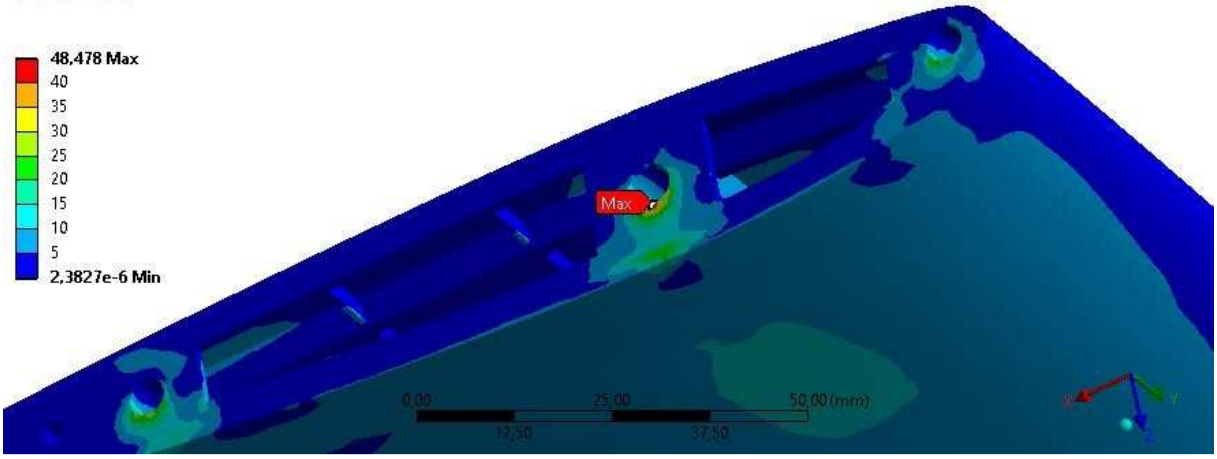
Rys. 21. Ugięcie skrzydła wzdłuż przekroju głównego dźwigara – obciążenie 85 N

6. PODSUMOWANIE

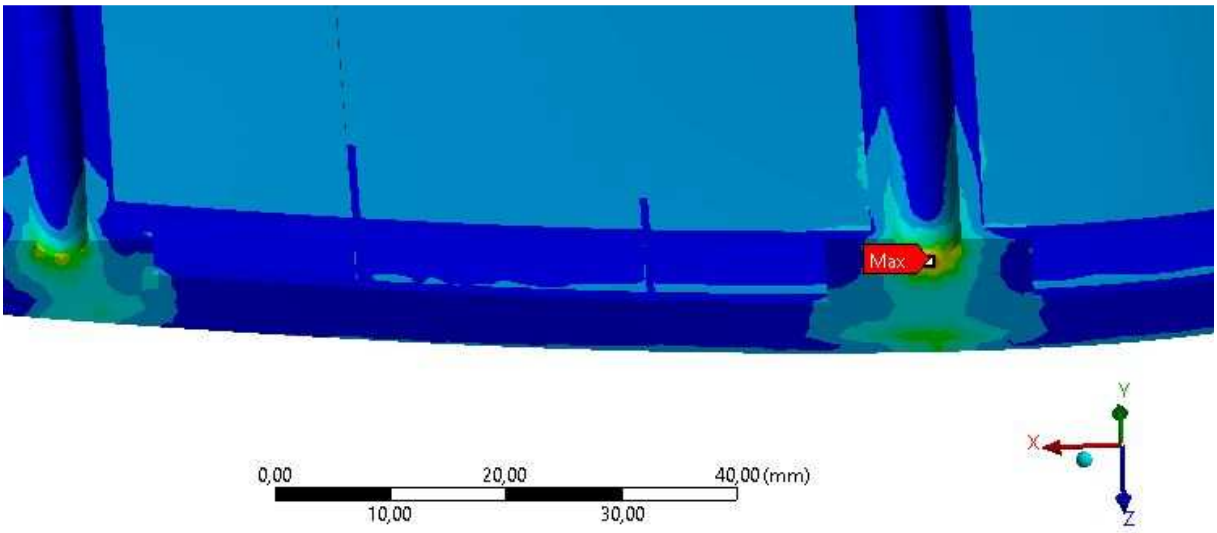
Uzyskana zbieżność rezultatów badań eksperymentalnych oraz wyników analiz numerycznych dowodzi poprawności przyjętego modelu MES. Z uwagi na fakt, iż badania

prowadzone były w zakresie sprężystej pracy materiału, liniowej zależności pomiędzy odkształceniami i naprężeniami, wnioskować można również poprawność otrzymanych numerycznie rozkładów wytężenia.

Poniżej zaprezentowano newralgiczne obszary konstrukcji wykazujące maksymalne wartości koncentracji naprężeń. Rysunki 22 i 23 pokazują miejsce wystąpienia maksymalnych naprężeń zredukowanych w skrzydle. Skala na rysunkach została tak dobrana, że wszystko co przekracza 40 MPa (wytrzymałość na rozciąganie dla materiału skrzydła – ABS) zostało oznaczone kolorem czerwonym. Po dokładniejszej obserwacji można stwierdzić, że lokalne spiętrzenie naprężeń do 48 MPa występuje w jednym miejscu, gdzie bryła ma prosty. Może to świadczyć o błędzie modelu geometrycznego. Wynik ten można uznać za błąd numeryczny wynikający z przygotowania modelu numerycznego.



Rys. 22. Miejsce wystąpienia maksymalnym naprężeń zredukowanych [MPa] w skrzydle – obciążenie 85 N



Rys. 23. Widok przekroju w miejscu wystąpienia maksymalnych naprężeń zredukowanych [MPa] w skrzydle – obciążenie 85 N

Wspomnieć należy również, iż poziom obciążenia realizowany w trakcie badań eksperymentalnych odpowiada stanowi lotu samolotu przy współczynniku przeciążenia równym około 7. Wartość taka możliwa jest do uzyskania albo w bardzo burzliwej atmosferze, albo w trakcie wykonywania skomplikowanych figur akrobacji wyższej. W przypadku małych samolotów bezzałogowych wykorzystywanych w celach patrolowych sytuacja taka jest mało prawdopodobna, a rzeczywisty współczynnik przeciążenia nie wzrośnie powyżej poziomu 4.

Uznać zatem należy, iż analizowana konstrukcja w sposób wystarczający spełnia warunki bezpieczeństwa eksploatacji.

Dowiedziona w trakcie badań dostateczna wytrzymałość statyczna nie wyczerpuje tematyki badawczej, ponieważ w trakcie eksploatacji struktura nośna statku powietrznego poddawana jest obciążeniom zmiennym w czasie. Celowym jest zatem określenie na drodze badań doświadczalnych również trwałości zmęczeniowej konstrukcji wytwarzanych w technologii druku przestrzennego.

FINANSOWANIE

Praca realizowana w ramach projektu LIDER/011/443/L-4/12/NCBR/2013 z dnia 01.10.2013 roku finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w Warszawie, w ramach konkursu LIDER IV.

LITERATURA

1] ARAMIS: User manual, GOM mbH, 2010

2] Schrenk O.: A simple approximation method for obtaining the spanwise lift distribution. NACA TM 948, 1940

3] Skarbiński A., Stafiej W.: Projektowanie i konstrukcja szybowców, WKŁ, 1965

4] Zafar A.: Digital image correlation. CEE 498KUC – Experimental methods in Structures and Materials, 2008

FINANSOWANIE

Praca realizowana w ramach projektu LIDER/011/443/L-4/12/NCBR/2013 z dnia 01.10.2013 roku finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w Warszawie, w ramach konkursu LIDER IV.