

Dr hab. inż. Tomasz Kopecki*,
Dr inż. Przemysław Mazurek*
Mgr inż. Tomasz Lis*
Dr inż. Dorota Chodorowska**

* Department of Mechanical Engineering and Aviation
Rzeszów University of Technology
al. Powstańców Warszawy 12, 35-959 Rzeszów, Poland
E-mail: tkopeccki@prz.edu.pl
pmazurek@prz.edu.pl

** State Higher Vocational School in Krosno
ul. Wyspiańskiego 20, 38-400 Krosno, Poland
E-mail: dorota.chodorowska@pwsz.krosno.pl

STANY ZAKRYTYCZNYCH DEFORMACJI PÓLSKORUPOWYCH KONSTRUKCJI WALCOWYCH Z DUŻYMI WYKROJAMI W WARUNKACH OBCIĄŻEŃ EKSPLOATACYJNYCH. ANALIZA NUMERYCZNA I BADANIA EKSPERYMENTALNE

Słowa kluczowe: *obciążenia eksploatacyjne, utrata stateczności, ustroje cienkościenne, lotnicze struktury nośne, skręcanie, metoda elementów skończonych, nieliniowe analizy numeryczne, trwałość eksploatacyjna*

Streszczenie: W pracy zaprezentowano wyniki modelowych badań eksperymentalnych cienkościennych, skręcanych struktur walcowych zawierających duże wykroje. Przeanalizowano wpływ sztywności ramy wzmacniającej wykrój na postać i wielkość deformacji zakrytycznych, występujących w warunkach eksploatacji. Zaproponowano metodykę określania alternatywnych rozwiązań konstrukcyjnych szkieletu struktury, zapewniające poprawę trwałości eksploatacyjnej, w oparciu o narzędzia numeryczne.

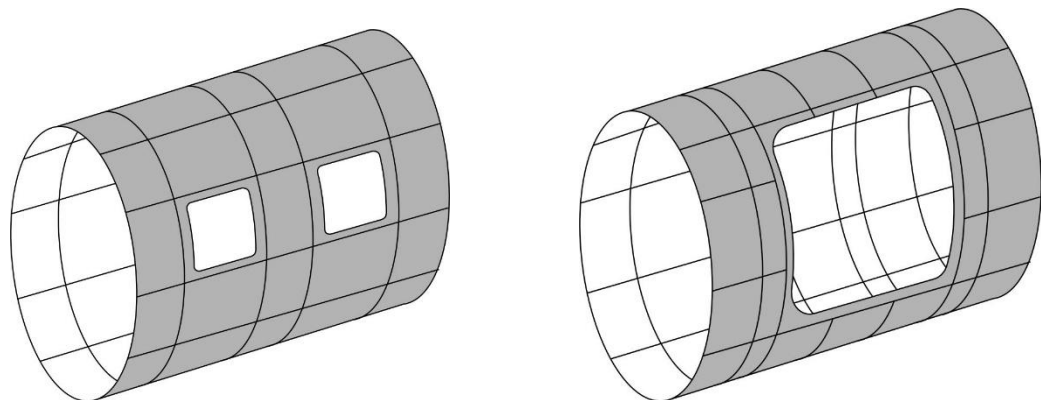
1. Wprowadzenie

Dynamiczna ewolucja rozwiązań konstrukcyjnych w zakresie struktur nośnych konstrukcji lotniczych, zainicjowana w latach 20-tych XX wieku, doprowadziła do utworzenia norm związanych z eksploatacją statków powietrznych, charakteryzujących się akceptacją założeń, które w wypadku innych rodzajów konstrukcji byłyby nieakceptowalne. Jednym z takich założeń jest dopuszczalność deformacji zakrytycznych powłok struktur półskorupowych, pod warunkiem że utrata stateczności posiada charakter lokalny oraz liniowo-sprężysty [1][2]. Zasada ta dotyczy przede wszystkim powłok wykonywanych z materiałów izotropowych, ponieważ w przypadku coraz szerzej stosowanych w lotnictwie kompozytów szklanych, węglowych i aramidowych, procesy niszczenia zachodzące podczas długotrwałej eksploatacji tychże, w warunkach deformacji zakrytycznych, wciąż są przedmiotem badań [6][7][8][10][13][19].

Pomimo coraz szerszego użycia kompozytów, jednymi z podstawowych rodzajów materiałów używanych w technice lotniczej są stopy aluminium, o znanych i powtarzalnych właściwościach mechanicznych, charakteryzujące się wysoką niezawodnością. Ich zastosowanie w przypadku powłok lotniczych struktur nośnych było początkowo problematyczne, z uwagi na dążenia konstruktorów do wyeliminowania deformacji zakrytycznych. W takich przypadkach, występowała konieczność zwiększenia grubości powłoki, z czego wynikał znaczny przyrost jej masy. Problem rozwiązano początkowo poprzez

stosowanie pokryć z blach żłobkowanych. Rozwiązanie to powszechnie stosowano jeszcze na początku lat 30-tych XX wieku, np. w konstrukcjach wytwórni Forda oraz Junkersa. Stopniowy wzrost osiągnięć statków powietrznych zaczął stawać się przyczyną powstawania problemów natury aerodynamicznej, związanych z tego rodzaju konstrukcjami, w związku z czym konieczne stało się stosowanie powłok gładkich oraz dopuszczenie możliwości powstawania lokalnych deformacji zakrytycznych [11][14].

O ile w przypadku fragmentów pokryć pozbawionych geometrycznych osobliwości, wspomniane zjawisko nie powoduje zmniejszenia ich trwałości eksploatacyjnej, o tyle obecność wszelkiego rodzaju wykrojów staje się źródłem problemów. Konstrukcje lotnicze, z racji swojego przeznaczenia i warunków eksploatacji, charakteryzują się występowaniem dużej liczby wykrojów, o zróżnicowanych gabarytach. Mogą one występować w obrębie segmentów powłoki struktury półskorupowej, ograniczonych elementami szkieletu (np. iluminatory, niewielkie otwory serwisowe). Mogą również stanowić większe nieciągłości struktury, osiągające znaczące rozmiary i powodujące konieczność dzielenia podłużnic, np. drzwi, luki załadunkowe, duże otwory serwisowe (Rys.1).



Rys.1 Przykłady wykrojów w powłokach struktur lotniczych

Z punktu widzenia właściwości wytrzymałościowych i trwałości eksploatacyjnej konstrukcji, obecność wykrojów jest zjawiskiem bardzo niekorzystnym. Powodują one zmniejszenie sztywności struktury i wymuszają stosowanie dodatkowych elementów konstrukcyjnych, w postaci dostatecznie sztywnych ram, co z kolei przyczynia się do przyrostu masy statku powietrznego. Ponadto, stanowią rejonów struktur najbardziej podatne na zniszczenia o charakterze zmęczeniowym, które mogą doprowadzić do bardzo poważnych uszkodzeń, bądź nawet zniszczenia całej struktury [1][12][16][18][20].

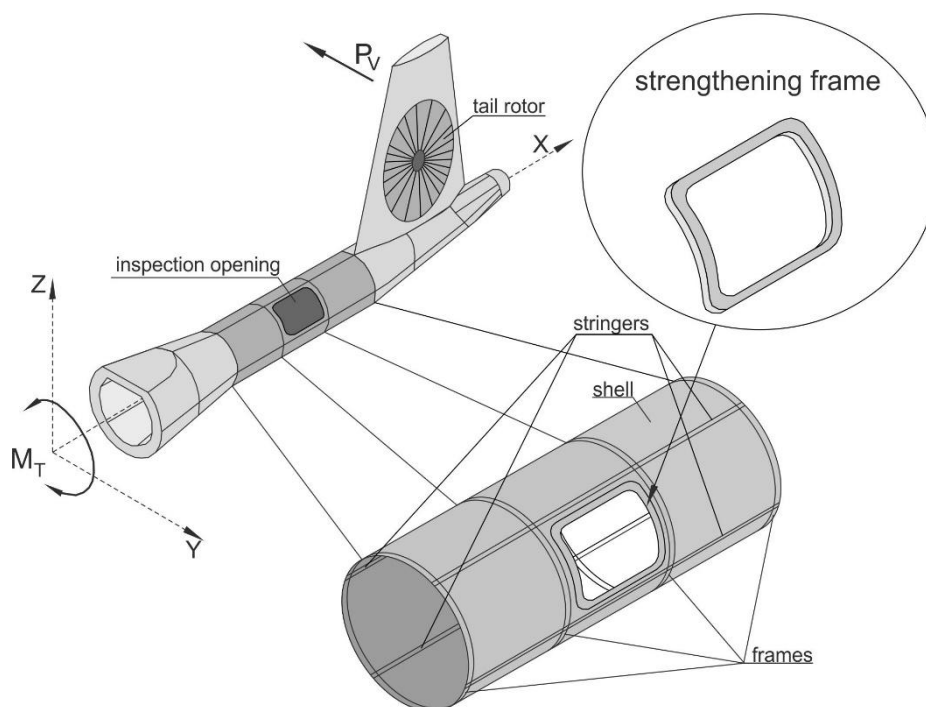
W wyniku prac badawczych nad strukturami lotniczymi, projektujące je zespoły wypracowały szereg kanonów konstrukcyjnych, zapewniających wymagany normami zapas bezpieczeństwa w warunkach eksploatacji. Należy jednak podkreślić, że wiele z tych powszechnie stosowanych wzorców opracowano na etapie rozwoju techniki, kiedy nie dysponowano jeszcze narzędziami numerycznymi, a każde z nowych rozwiązań wymagało przeprowadzenia kosztownych badań eksperymentalnych.

W chwili obecnej możliwe stało się przeprowadzanie doświadczeń o charakterze wirtualnym, przy zastosowaniu nowoczesnych narzędzi inżynierskich, w tym oprogramowania opartego na metodzie elementów skończonych. Ponadto, postęp w zakresie inżynierii materiałowej znacząco zwiększył możliwości przeprowadzania relatywnie tanich eksperymentów, z użyciem materiałów modelowych. Celowe wydaje się zatem podjęcie prób znalezienia alternatywnych rozwiązań konstrukcyjnych, zmierzających do zapewnienia możliwie wysokiej niezawodności struktury, przy jednoczesnym obniżeniu jej masy [12].

W niniejszym opracowaniu przedstawiono szereg wyników analiz eksperymentalnych oraz numerycznych, przy wykorzystaniu reprezentatywnego fragmentu półskorupowej lotniczej struktury nośnej, osłabionej wykrojem.

2. Cel i zakres badań

Przedmiotem badań był typowy fragment półskorupowej lotniczej struktury nośnej, osłabiony wykrojem (rys.2), odpowiadający np. belce ogonowej kadłuba śmigłowca z otworem serwisowym umożliwiającym dostęp do wału wirnika ogonowego, bądź wyodrębnionej części kadłuba samolotu z iluminatorem.



Rys.2 Przykład umiejscowienia badanego obiektu w strukturze nośnej statku powietrznego

W podobnych przypadkach podstawowym kanonem konstrukcyjnym jest usytuowanie wykroju pomiędzy sąsiadującymi z sobą elementami szkieletu, przy czym krawędzie otworu powinny się znajdować w możliwie małej odległości od połączeń pomiędzy szkieletem i pokryciem. W praktyce realizacja tego postulatu napotyka szereg ograniczeń. Podstawowym z nich jest konieczność wzmocnienia wykroju odpowiednią ramą, której zadaniem jest nie tylko zapewnienie pozbawionemu pokrycia segmentowi struktury odpowiedniej sztywności, ale również stworzenie możliwości osadzenia szyby iluminatora, bądź pokrywy wzornika. Ponadto, w przypadku zastosowania krawędzi wykrojów o zbyt małych promieniach zaokrągleń, istnieje wysokie ryzyko obniżenia trwałości eksploatacyjnej, spowodowane pojawianiem się szczelin zmęczeniowych.

Kolejną z zasad przyjmowanych w procesie projektowania jest dążenie do zminimalizowania deformacji zakrytycznych poprzez zastosowanie dużej liczby dodatkowych elementów szkieletu. W efekcie, prowadzi to do przyrostu masy konstrukcji i często prowadzi do jej ogólnego przewymiarowania.

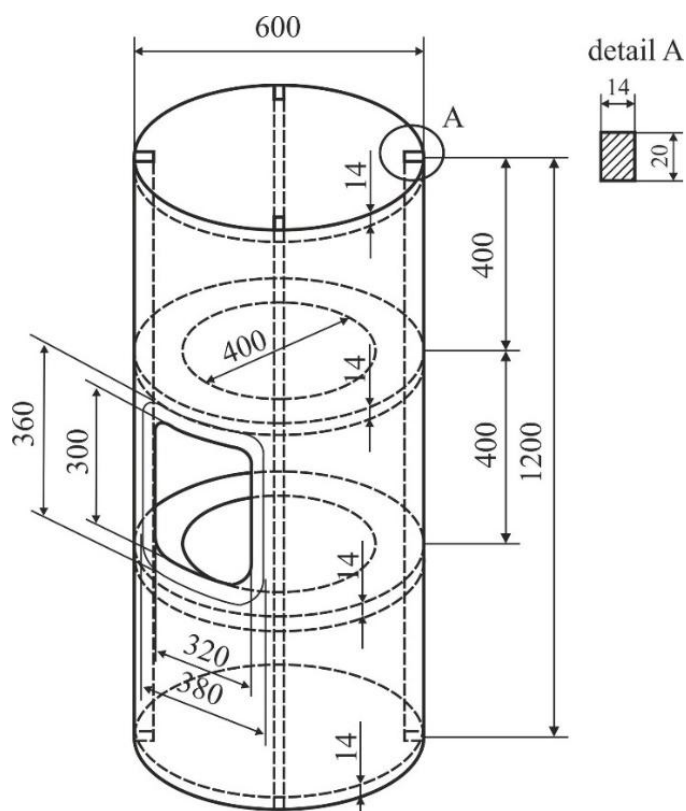
Celem przeprowadzonych badań było określenie wpływu sztywności ramy wzmacniającej wykroj na charakter deformacji zakrytycznych powłoki oraz określenie rozwiązań konstrukcyjnych zwiększających poziomy obciążenia krytycznych, jak również związaną z tym

trwałość eksploatacyjną konstrukcji, przy zastosowaniu możliwie niewielkiej liczby elementów szkieletu.

Podstawą badań był eksperyment modelowy, przeprowadzony przy użyciu specjalnego stanowiska badawczego. Deformacje powłoki określano przy zastosowaniu skanera optycznego. Wysoka czułość optyczna materiału, z którego wykonano model, pozwoliła na jakościowe określenie rozkładów naprężeń metodami polaryzacyjno-optycznymi. Wyniki eksperymentu stanowiły podstawę weryfikacji rezultatów analiz nieliniowych metodą elementów skończonych. Stworzenie adekwatnego modelu numerycznego pozwoliło określić rozwiązania konstrukcyjne zapewniające założone kryteria masowe i sztywnościowe.

3. Badania eksperymentalne

Przedmiot eksperymentu modelowego stanowiła cienkościenna struktura walcowa, wzmocniona czterema podłużnicami oraz czterema wręgami (rys.3). Skrajne wręgi zamykające stanowiły elementy lite, natomiast wręgi w sąsiedztwie wykroju miały postać szczątkową.



Rys. 3 Schemat struktury

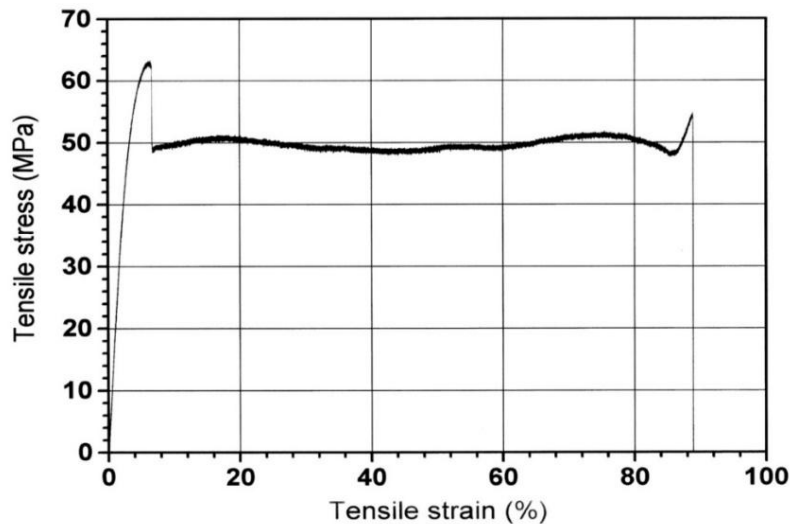
Wszystkie warianty struktury wykonano zostały z poliwęglanu, o nazwie handlowej „macrolon”, dla którego przeprowadzono próbę rozciągania oraz wyznaczono stałe materiałowe:

moduł Younga $E=3000$ MPa oraz współczynnik Poissona $\nu=0.36$.

Określono charakterystykę w/w materiału odpowiadającą jednowymiarowemu rozciąganiu (rys.4). Wyraźnie widoczne strefy deformacji sprężystej i niesprężystej sugerują możliwość przybliżania rzeczywistej charakterystyki materiału modelem idealnie sprężysto-plastycznym. Jednakże, z uwagi na fakt, iż dopuszczane jest wyłącznie wyboczenie lokalne struktury w zakresie sprężystym, w zastosowanych modelach numerycznych przyjęto model sprężysty

materiału. Ponadto, z racji niskiej wartości modułu sprężystości (o dwa rzędy niższej w stosunku do stali) możliwe staje się prowadzenie badań eksperymentalnych operując niskimi wartościami obciążenia zewnętrznego.

Wewnętrzne powierzchnie powłok pokryto substancją refleksyjną, co miało umożliwić zastosowanie metod polaryzacyjno-optycznych do jakościowego określenia rozkładów naprężeń.

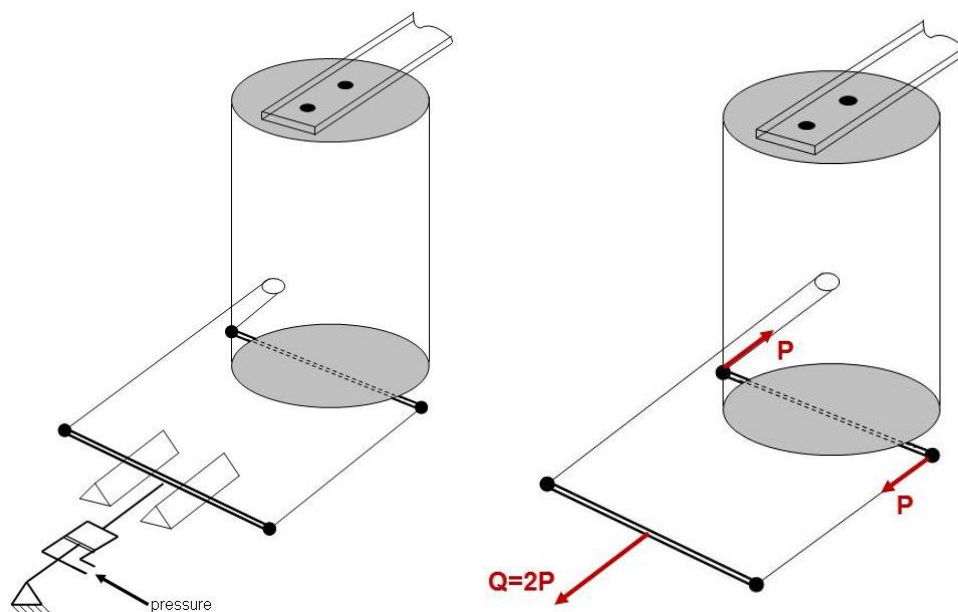


Rys. 4 Wykres rozciągania dla próbki z poliwęglanu

Badania eksperymentalne zrealizowano przy pomocy specjalnego stanowiska badawczego (rys.5). Model zamocowano oraz obciążono zgodnie ze schematem (rys.6). Obciążenie zrealizowano metodą przemieszczeniową, za pomocą siłownika hydraulicznego, współpracującego z dynamometrem.

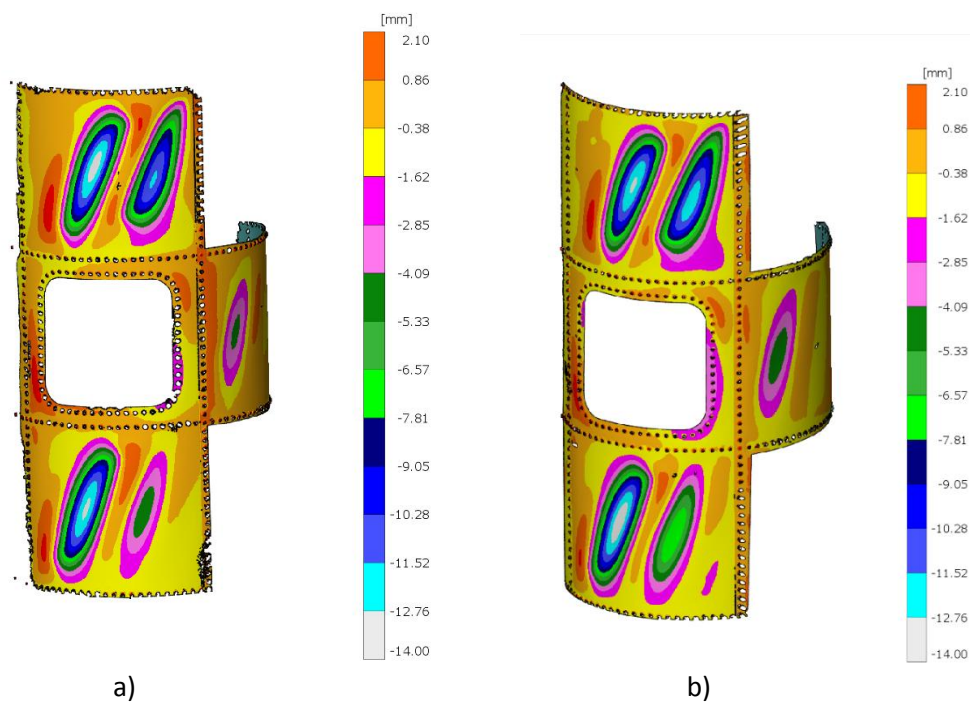


Rys. 5 Stanowisko badawcze z modelem do badań eksperymentalnych



Rys. 6 Schemat mocowania i obciążenia modelu

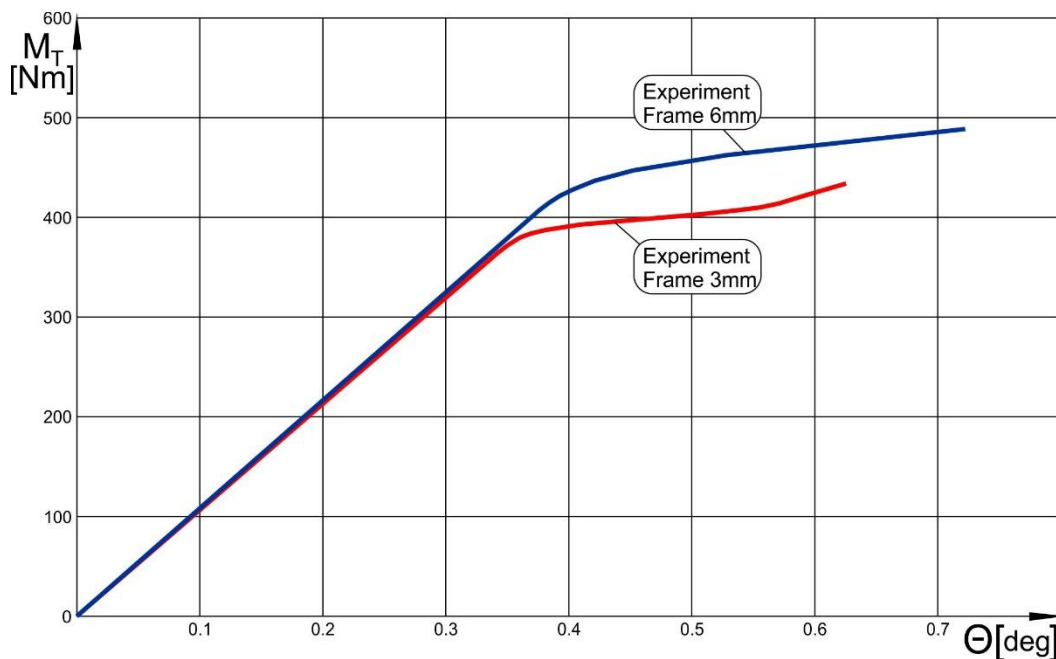
Badaniom poddano dwa warianty struktury, różniące się grubością ramy wzmacniającej wykrój (3 mm w wersji pierwszej i 6 mm w wersji drugiej). W obu przypadkach dokonano pomiarów przemieszczeń powłoki, przy użyciu skanera optycznego ATOS (rys.7). Określono również rozkłady efektów optycznych w powłokach, przy zastosowaniu polaryskopu do światła odbitego (rys.8). W trakcie realizacji obciążenia określono relacje pomiędzy wartością momentu skręcającego i całkowitym kątem skręcenia struktury, który uznano za wielkość reprezentatywną dla stanu powłoki (rys.9).



Rys. 7 Rozkłady przemieszczeń powłok określone w wyniku skanowania: a) model z ramką o grubości 3mm, b) model z ramką o grubości 6 mm



Rys.8 Rozkłady efektów optycznych w rejonie wykroju (po lewej) oraz w segmencie pokrycia powyżej wykroju (po prawej)



Rys.9 Reprezentatywne ścieżki równowagi – wynik eksperymentu

Z uzyskanych rezultatów wynika, że różnice pomiędzy rozkładami przemieszczeń w zaawansowanych stanach zakrytycznych, w badanych wersjach modelu są niewielkie. Dwukrotne zwiększenie grubości ramy wzmacniającej skutkowało nieznacznym zmniejszeniem głębokości fałd w okolicy naroża wykroju, jednocześnie przyczyniając się do pogłębienia deformacji w segmentach pokrycia sąsiadujących z segmentem wykroju (rys.7). Zestawienie reprezentatywnych ścieżek równowagi dowodzi, iż w zakresie podkrytycznym sztywności skrętne obydwu struktur były praktycznie identyczne. Zwiększenie grubości ramy spowodowało ok. dziesięcioprocentowy przyrost wartości obciążenia krytycznego. Biorąc pod uwagę relatywnie niewielkie zwiększenie masy konstrukcji, wynikające z zastosowanej zmiany, modyfikację tę uznać można za opłacalną z punktu widzenia poprawy trwałości eksploatacyjnej badanego obiektu. Przyrost wartości obciążenia, przy której zaczyna dochodzić do powstawania dużych deformacji, skutkuje bowiem zmniejszeniem liczby cykli,

podczas których dochodzi do bifurkacji i pojawienia się deformacji zakrytycznych, które jakkolwiek dopuszczalne, przyczyniają się do zmniejszenia trwałości konstrukcji.

Należy podkreślić, że o ile zastosowanie grubszej ramy wykroju w przypadku pojedynczego otworu serwisowego nie ma istotnego wpływu na zmianę masy struktury, o tyle zastosowanie podobnej modyfikacji w przypadku dużej liczby wykrojów (np. rząd iluminatorów) skutkować może znaczącym obniżeniem jej walorów eksploatacyjnych. W takim przypadku wskazana jest bardziej szczegółowa analiza wad i zalet rozważanej zmiany konstrukcyjnego rozwiązania.

Osobliwość w postaci segmentu z wykrojem powoduje, że deformacje zakrytyczne mają miejsce w segmentach pokrycia sąsiadujących z otworem, podczas gdy pozostałe segmenty pozostają w stanie podkrytycznym. Wynika stąd istotne zalecenie konstrukcyjne, w myśl którego wzbogacanie szkieletu struktury o dodatkowe elementy usztywniające powłokę, winno uwzględniać nierównomierny charakter deformacji zakrytycznych.

Eksperyment ujawnił, że deformacje zakrytyczne badanej powłoki, z uwagi na ich wielkość i dość gwałtowny przebieg zjawiska, pomimo ich charakteru lokalnego i sprężystego, mogą znacząco ograniczać trwałość eksploatacyjną konstrukcji. Konieczne zatem wydaje się wzbogacenie stref newralgicznych o dodatkowe elementy usztywniające.

W opisywanym cyklu badań przyjęto założenie, że określenie wpływu zmian konstrukcyjnych na charakter deformacji zakrytycznych i wartość obciążenia krytycznego może być przedmiotem symulacji numerycznych. Podstawowym warunkiem wiarygodności uzyskiwanych wyników jest jednak zadowalająca zgodność właściwości fizycznych modeli numerycznych oraz eksperymentalnych. Ocenę adekwatności modeli wyjściowych oparto zatem na porównaniu postaci deformacji oraz przebiegu reprezentatywnych ścieżek równowagi poddanych badaniom struktur oraz ich modeli numerycznych w ujęciu metody elementów skończonych.

3. Analizy numeryczne

Numeryczne modele badanych struktur realizowano przy użyciu oprogramowania MSC PATRAN/MSC MARC. Z uwagi na konieczność odwzorowania zjawiska utraty stateczności, do analiz użyto procedur nieliniowych, uwzględniających duże deformacje oraz wynikające z nich zmiany orientacji wektorów sił czynnych [3][5].

W metodzie elementów skończonych podstawową relacją w problemie nieliniowym, określającą związek pomiędzy stanem struktury oraz obciążeniem jest tzw. ścieżka równowagi układu, w ogólnym przypadku stanowiąca hiperpowierzchnię w hiperprzestrzeni stanu [4][5]. Jest to zależność spełniająca macierzowe równanie sił rezydualnych [9][15]:

$$\mathbf{r}(\mathbf{u}, \mathbf{\Lambda}) = \mathbf{0} \quad (1)$$

w którym \mathbf{u} jest wektorem stanu, zawierającym składowe przemieszczeń węzłów struktury odpowiadających jej aktualnej konfiguracji geometrycznej, $\mathbf{\Lambda}$ jest macierzą zawierającą parametry kontrolne odpowiadające aktualnemu poziomowi obciążenia, natomiast \mathbf{r} jest *wektorem rezydualnym*, zawierającym niezrównoważone składowe sił, związane z aktualnym stanem deformacji układu. Zbiór parametrów kontrolnych może być wyrażony poprzez pojedynczy parametr, będący funkcją obciążenia. Równanie (1) przyjmuje wówczas postać:

$$\mathbf{r}(u, \mathbf{\Lambda}) = \mathbf{0} \quad (2)$$

nazywaną monoparametrycznym równaniem sił rezydualnych.

Stosowane w nowoczesnych programach prognostyczno-korekcyjne metody określania kolejnych punktów ścieżki równowagi zawierają również fazę korekcyjną, opartą na spełnieniu przez układ dodatkowego równania, nazywanego równaniem kontroli przyrostu lub równaniem więzów [9][17]:

$$\dot{q} = \dot{q}_d + \lambda(q - q_d) \quad (3)$$

gdzie przyrosty:

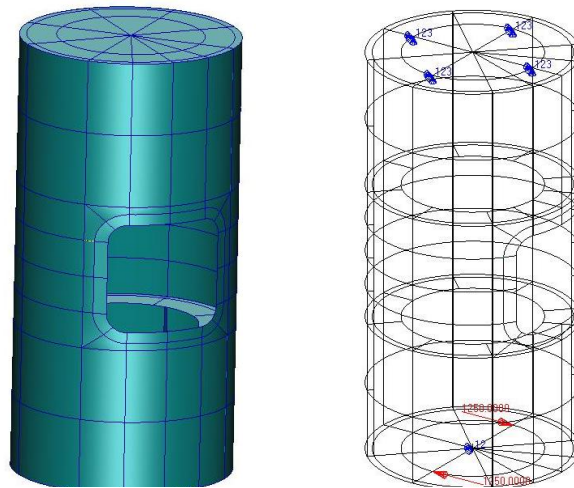
$$\Delta q = q_{n+1} - q_n \quad (4)$$

odpowiadają przejściu ze stanu n do stanu $n+1$.

Z uwagi na brak możliwości interpretacji ścieżki równowagi dla układów o liczbie stopni swobody większej niż 2 w czytelnej formie wykresu, w praktyce, do celów porównawczych, stosuje się tzw. reprezentatywne ścieżki równowagi, stanowiące zależności pomiędzy wybranym parametrem, charakteryzującym deformację układu oraz pojedynczym parametrem kontrolnym, związanym z obciążeniem. Jako potwierdzenie wiarygodności wyników nieliniowych analiz numerycznych w ujęciu MES uważa się stwierdzenie zadowalającej zbieżności pomiędzy reprezentatywnymi ścieżkami równowagi: rzeczywistą – określoną podczas eksperymentu oraz uzyskaną na drodze numerycznej. Niezbędna jest również zbieżność postaci deformacji stanowiących efekt obliczeń [9] z wynikiem eksperymentu. Opierając się na zasadzie jednoznaczności rozwiązań, w myśl której określonej formie deformacji odpowiada jedna i tylko jedna forma dystrybucji naprężeń, za wiarygodne można wówczas uznać również rozkłady naprężenia zredukowanego w zdeformowanej powłoce [11].

Ponieważ nieliniowa analiza numeryczna jest procesem iteracyjnym, zmierzającym do wyznaczenia kolejnych stanów równowagi, o jej poprawności w znaczącej mierze decyduje właściwy dobór metody prognostycznej, strategii korekcyjnej oraz całego szeregu parametrów sterujących. W opisywanym przypadku posłużono się metodą Newtona-Raphsona powiązaną ze strategią korekcyjną parametru kontrolnego (tzw. kontrola stanu). Na ogół, w przypadku analiz numerycznych deformacji zakrytycznych powłok, konieczne jest stosowanie bardziej zaawansowanych strategii korekcyjnych, należących do grupy tzw. metod kontroli długości łuku, do których zalicza się np. strategię Riksa-Ramma [17] oraz strategię Crisfielda [4]. Jak jednak wykazuje praktyka obliczeniowa, w odniesieniu do powłok o relatywnie dużych krzywiznach, w tym powłok walcowych, przy odpowiednim doborze zestawu parametrów sterujących analizą nieliniową, podstawowe strategie korekcyjne pozwalają uzyskać poprawne rozwiązania, przy znacznie krótszym czasie obliczeń.

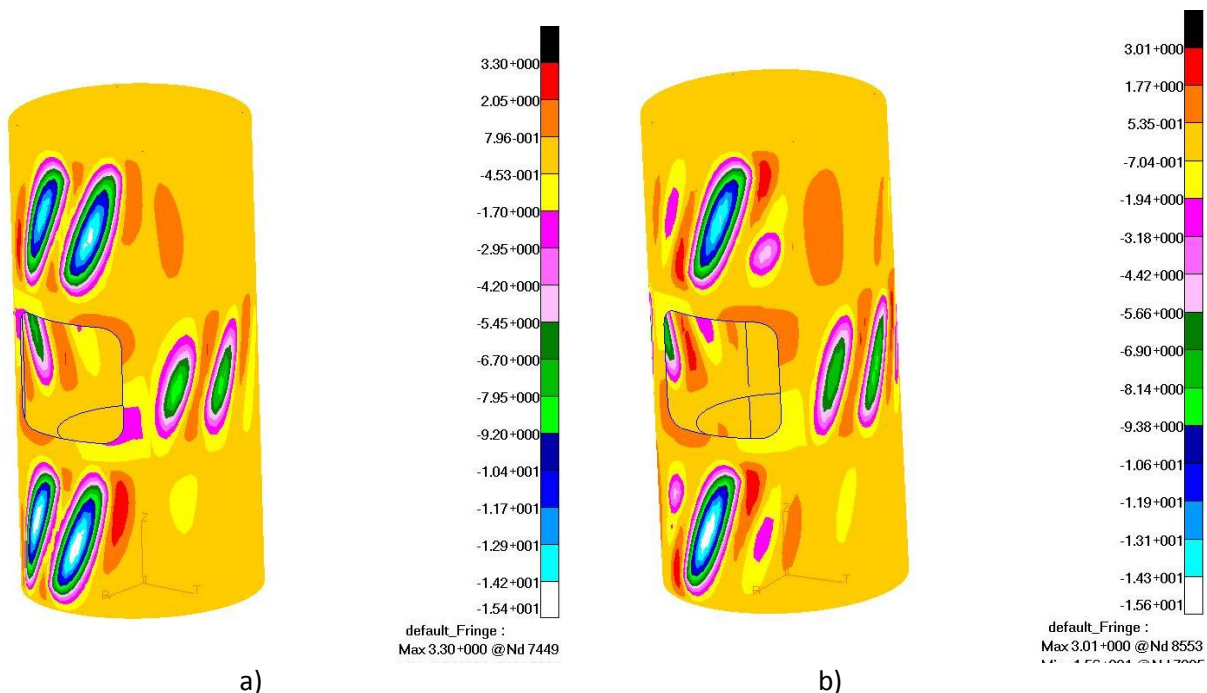
Modele numeryczne badanych wariantów struktury oparto na tym samym schemacie geometrycznym (rys. 10).



Rys. 10 Model geometryczny struktury, schemat mocowania i obciążenia

Modele numeryczne oparto na strukturach powierzchniowych, wykorzystujących cienkościennie oraz grubościennie (w przypadku odwzorowań wręg i podłużnic), czterowzłowe elementy powłokowe, o bilinearnych funkcjach kształtu. Przy zadanej gęstości siatki otrzymano łącznie ok. 10400 węzłów i ok. 10500 elementów.

W wyniku nieliniowych analiz numerycznych otrzymano rozkłady wypadkowych przemieszczeń (rys. 11).



Rys.11 Rozkłady wypadkowych przemieszczeń [mm] : a) model z ramką o grubości 3 mm, b) model z ramką o grubości 6 mm

Uzyskane rozkłady deformacji odpowiadały wynikom eksperymentu zarówno pod względem jakościowym, jak również ilościowym. Na podstawie wyników analiz numerycznych

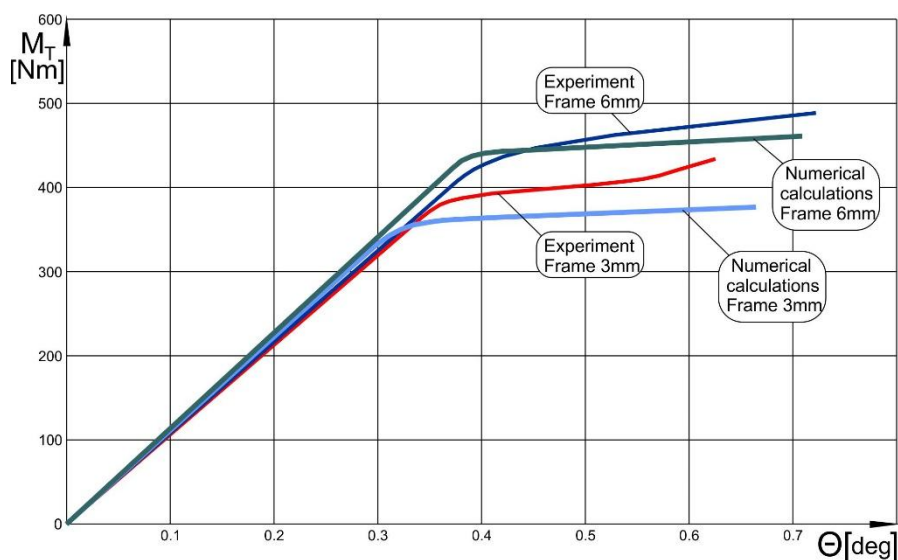
sporządzono reprezentatywne ścieżki równowagi, stanowiące relacje pomiędzy całkowitym kątem skręcenia struktury oraz wartością momentu skręcającego. Dokonano porównania charakterystyk odpowiadających eksperymentom oraz wynikom analiz numerycznych (rys.12).

Należy podkreślić, że przedstawione charakterystyki sporządzone zostały w oparciu o pomiary prowadzone dla stanów ustalonych. Podczas powstawania, a następnie pogłębiania deformacji zakrytycznych, dochodzi do całego szeregu lokalnych bifurkacji, w wyniku których zmianom ulega pewien podzbiór parametrów stanu. Zmiany te mogą skutkować pojawianiem się uskoków na charakterystykach reprezentatywnych, jednakże z punktu widzenia trwałości i niezawodności konstrukcji, ich szczegółowe odwzorowywanie nie wydaje się celowe.

W przypadku obu wersji modelu zbieżność przedstawionych charakterystyk można uznać za zadowalającą. W zakresie liniowym podobieństwo to można uznać za pełne, natomiast w zakresie zakrytycznym, rozbieżności pomiędzy parametrami kontrolnymi dla obliczeń i eksperymentu, dla określonych stanów struktury, nie przekracza 9 % (w przypadku ramki o grubości 6 mm – 7%).

Można zatem stwierdzić, że zastosowane modele numeryczne są adekwatne i posiadają właściwości zadowalająco zgodne z właściwościami obiektów rzeczywistych.

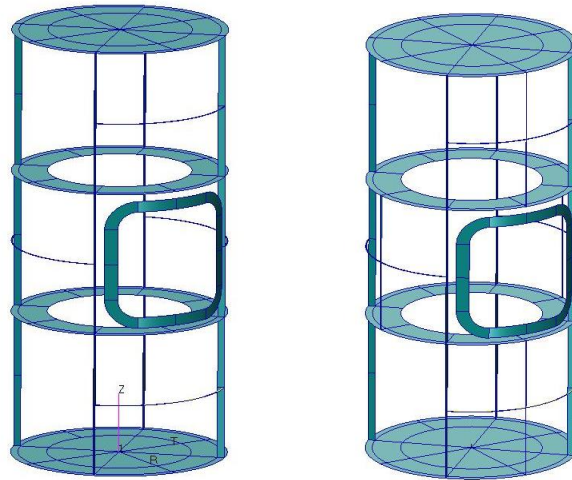
Jak wcześniej wspomniano, postać deformacji oraz wielkość związanych z nimi przemieszczeń, wydaje się niekorzystna z punktu widzenia niezawodności konstrukcji. Uzasadnione wydaje się zatem podjęcie próby wprowadzenia dodatkowych elementów szkieletu, których zadaniem byłoby usztywnienie stref newralgicznych powłoki, przy możliwie małym wzroście masy struktury.



Rys.12 Zestawienie reprezentatywnych ścieżek równowagi

Zweryfikowane modele numeryczne wykorzystano do określenia właściwości zmodyfikowanych wariantów struktur. Wprowadzane modyfikacje ograniczały się do zastosowania dodatkowych komponentów szkieletu struktury, zapewniających lokalną poprawę sztywności, skutkującą zmianą postaci deformacji zakrytycznych. Miało to na celu określenie rozwiązania możliwie najbardziej korzystnego z punktu widzenia trwałości i niezawodności konstrukcji, przy jednoczesnym dążeniu do ograniczania przyrostu jej masy.

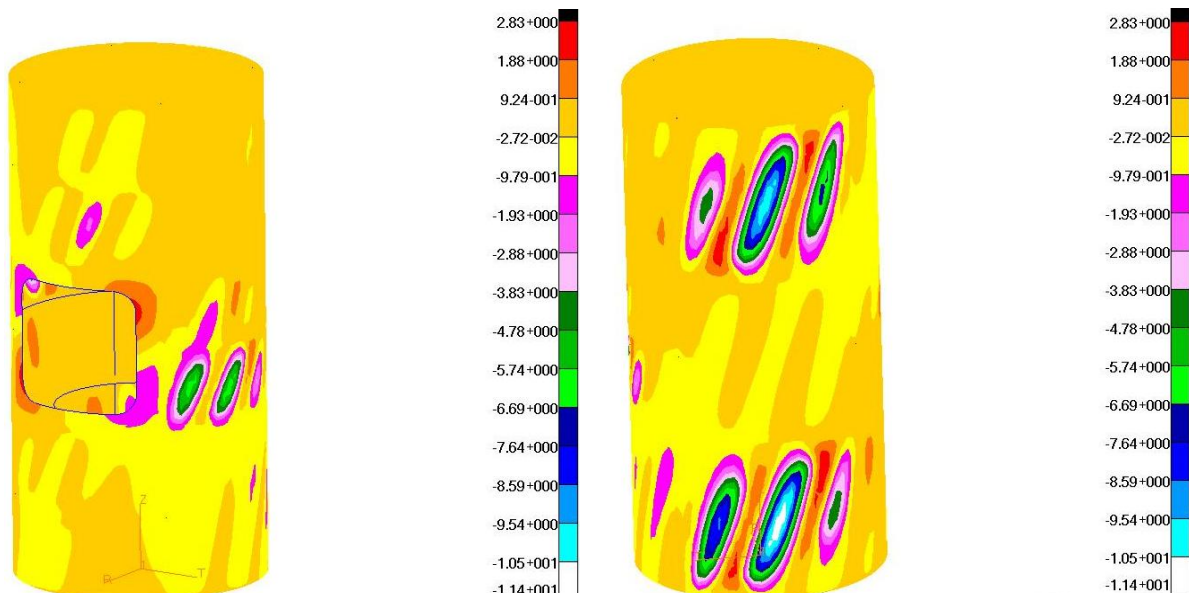
Pierwsze z alternatywnych rozwiązań polegało na wzbogaceniu segmentów powłoki sąsiadujących z wykresem o dodatkowe komponenty szkieletu, w postaci szczątkowych wręg. W kolejnej wersji struktury dodano również szczątkowe podłużnice (rys.13)



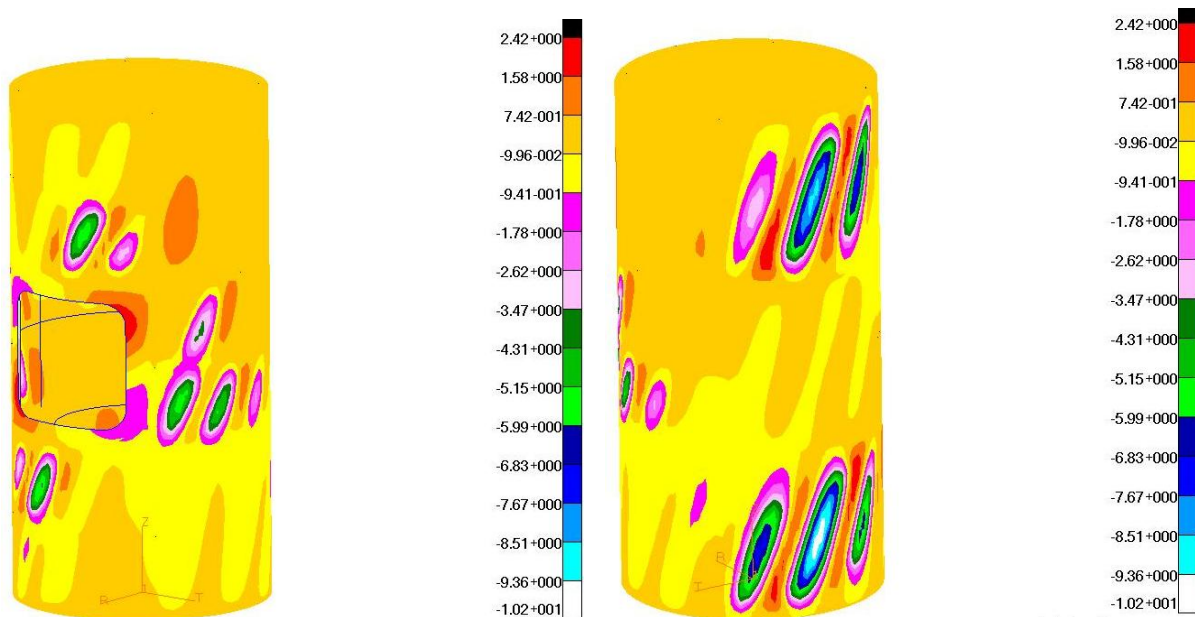
Rys.13 Zmodyfikowane modele badanych struktur: wersja ze szczątkowymi wręgami (po lewej), wersja ze szczątkowymi wręgami i podłużnicami (po prawej).

Obliczenia numeryczne przeprowadzono w obu przypadkach przy użyciu tych samych zestawów procedur, co dla wcześniejszych modeli. Rozmiary zadań nie uległy znaczącym zmianom.

Otrzymane w wyniku analiz rozkłady przemieszczeń zakrytycznych charakteryzowały się znacząco odmiennymi postaciami niż w przypadku struktur podstawowych (rys.14-15)



Rys.14 Rozkłady przemieszczeń w modelu ze szczątkowymi wręgami [mm] (po prawej – fragment pokrycia tylnej części struktury)

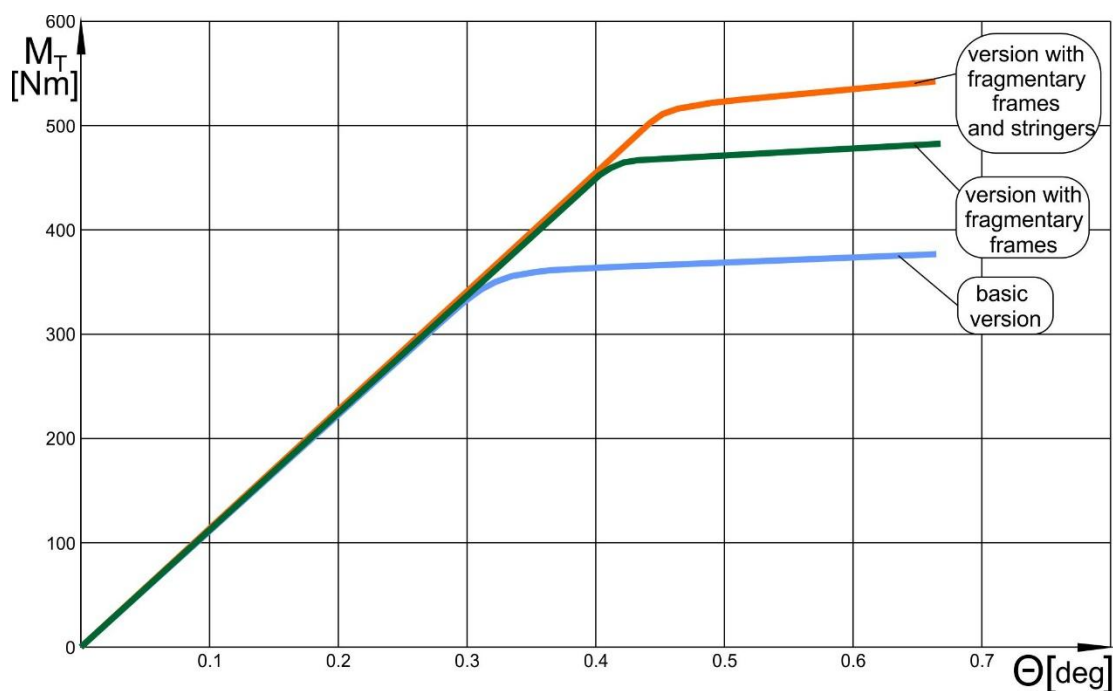


Rys.15 Rozkłady przemieszczeń w modelu ze szczątkowymi wręgami i podłużnicami [mm] (po prawej – fragment pokrycia tylnej części struktury)

W obu przypadkach obecność dodatkowych elementów szkieletu znacząco zwiększyła sztywność segmentów pokrycia sąsiadujących z wykojem, jednocześnie wymuszając pojawienie się deformacji zakrytycznych w segmentach tylnej części struktury (po stronie przeciwnej w odniesieniu do otworu). Można zatem stwierdzić, że korekta rozwiązania konstrukcyjnego spowodowała bardziej równomierną pracę konstrukcji, skutkującą zmniejszeniem maksymalnych wartości przemieszczeń zakrytycznych. Biorąc pod uwagę porównanie ilościowe, bardziej korzystne wydaje się rozwiązanie zawierające szczątkowe podłużnice, w przypadku którego maksymalne przemieszczenia są mniejsze o około 10% niż w przypadku struktury zawierającej wyłącznie szczątkowe wręgi. Należy jednak podkreślić, że prezentowane wyniki odpowiadają maksymalnym wartościom obciążeń zastosowanych podczas eksperymentu. W warunkach eksploatacji, tak duże deformacje nie są na ogół dopuszczalne, co wynika z konieczności zachowania odpowiedniej sztywności całej konstrukcji.

Podczas tworzenia modelu numerycznego, weryfikowanego eksperymentalnie, celowe jest porównywanie wielkości i charakteru deformacji w szerokim zakresie obciążeń, ponieważ pozwala to na adekwatną ocenę właściwości struktury wirtualnej i ich zgodności z właściwościami struktury rzeczywistej. W realnych warunkach eksploatacyjnych zakłada się obecność deformacji zakrytycznych odpowiadających relatywnie niewielkim przyrostom reprezentatywnych parametrów stanu struktury w stosunku do wartości odpowiadającej obciążeniom krytycznym.

Przy takim założeniu, dziesięcioprocentowa różnica pomiędzy maksymalnymi wartościami przemieszczeń dla prezentowanych powyżej struktur nie wydaje się znacząca. Istotnym czynnikiem, pozwalającym na miarodajną ocenę właściwości zaproponowanych rozwiązań jest porównanie reprezentatywnych ścieżek równowagi oraz zestawienie ich z charakterystyką odpowiadającą wersji podstawowej (rys.16).



Rys.16 Zestawienie reprezentatywnych ścieżek równowagi dla modeli numerycznych z ramką wzmacniającą wykrój o grubości 3mm

Z przedstawionych charakterystyk wynika, że zaproponowane modyfikacje zapewniają ok. dwudziesto-trzydziestoprocentowy przyrost wartości obciążenia krytycznego, co przy spodziewanym niewielkim przyroście masy wydaje się wartością zadowalającą. Jakkolwiek wprowadzenie szczątkowych podłużnic powoduje przyrost sztywności struktury i zwiększa wartość obciążenia krytycznego, wydaje się wskazane, by wybór rozwiązania docelowego poprzedzała szczegółowa analiza przyrostu masy dla kompletnej konstrukcji zawierającej proponowane modyfikacje. W przypadku materiału modelowego, użytego podczas badań eksperymentalnych, szacunkowy przyrost masy w odniesieniu do masy struktury wyjściowej wynosi około 0.5% dla rozwiązania zawierającego wręgi szczątkowe oraz około 1% dla wersji ze szczątkowymi wręgami i podłużnicami. Jeżeli zatem rozpatrywana struktura odpowiada fragmentowi konstrukcji lotniczej z pojedynczym otworem serwisowym, uzasadnione jest zastosowanie rozwiązania zawierającego szczątkowe podłużnice.

4. Podsumowanie i wnioski

Przeprowadzone badania eksperymentalne wykazały, że przyrost sztywności ramy wzmacniającej obrzeże wykroju skutkuje relatywnie niewielkim przyrostem sztywności analizowanej struktury. Celowość zastosowania tego rodzaju modyfikacji zależy od umiejscowienia i liczby wykrojów w rzeczywistej konstrukcji lotniczej. W przypadku gdy analizowany wykrój odpowiada strefie powtarzalnej, np. obrzeżu iluminatora, wpływ przyrostu grubości ramy wzmacniającej, jak również związane z tym zwiększenie masy konstrukcji, na jej trwałość eksploatacyjną i niezawodność, powinny być przedmiotem odrębnych, szczegółowych analiz.

Celem prezentowanych rozważań było również wskazanie możliwości poszukiwania alternatywnych rozwiązań konstrukcyjnych, pozwalających zwiększyć trwałość eksploatacyjną konstrukcji. Zaproponowana metodyka polega na wykorzystaniu wyników eksperymentu do opracowania adekwatnego wyjściowego modelu numerycznego w ujęciu metody elementów skończonych oraz dokonywaniu stopniowych jego modyfikacji.

W świetle przedstawionych wyników, metodyka ta wydaje się efektywna. Pozwala ona w relatywnie prosty sposób wyeliminować ewentualne błędy konstrukcyjne, obniżając trwałość eksploatacyjną ustroju poprzez szereg testów numerycznych, pozwalając ograniczyć do minimum liczbę eksperymentów, a zatem minimalizując związane z nimi koszty.

Badania eksperymentalne rozwiązań początkowych umożliwiają opracowanie adekwatnych modeli numerycznych, charakteryzujących się wysoką zgodnością właściwości sztywnościowych ze strukturami rzeczywistymi, co pozwala przyjąć założenie o wiarygodności wyników nieliniowych analiz numerycznych modeli zawierających modyfikacje.

Należy jednak podkreślić, że poszukiwanie nowych, bardziej efektywnych wersji struktury poprzez wprowadzanie kolejnych modyfikacji modeli numerycznych, powoduje coraz bardziej znaczące odstępstwa od zweryfikowanego rozwiązania wyjściowego, a zatem również zmniejszenie wiarygodności uzyskiwanych wyników. Konieczne wydaje się zatem poddanie weryfikacji eksperymentalnej struktury w jej postaci docelowej, uznanej za zadowalającą z punktu widzenia przyjętych kryteriów.

Zaprezentowane rozwiązania alternatywne w stosunku do ustroju wyjściowego stanowią jedynie przykłady modyfikacji mających na celu zwiększenie trwałości eksploatacyjnej konstrukcji. Celowe wydaje się przeprowadzenie szeregu kolejnych testów numerycznych, pozwalających określić wady i zalety całego szeregu rozwiązań konstrukcyjnych. Przykładowo, wskazane wydaje się określenie efektu obecności dodatkowych, szczytkowych elementów szkieletu w tylnych segmentach pokrycia, które w przypadku usztywnienia obszarów w sąsiedztwie otworu, ulegają dużym deformacjom zakrytycznym.

Przewidywane jest wykonanie badań eksperymentalnych rozwiązań uznanych za najbardziej zadowalające oraz ewentualne uściślenie ostatecznych wersji modeli numerycznych.

Literatura

1. Arbocz J.: *Post-buckling behavior of structures. Numerical techniques for more complicated structures.*, Lecture Notes In Physics, 1985.
2. Arbocz J., Hol J.M.A.: *Recent development in shell stability analysis*, Report LR-633 Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 1990.
3. Bathe K. J.: *Finite element procedures*, Prentice Hall, 1996.
4. Crisfield M. A.: *Non-linear finite element analysis of solid and structures*, J. Wiley & Sons, 1997.
5. Doyle J.F.: *Nonlinear analysis of thin-walled structures*, Springer-Verlag, 2001.
6. Dębski H., Kubiak T., Teter A.: *Numerical and experimental studies of compressed composite columns with complex open cross-sections*, Composite Structures, 2014: 118: 28-36.
7. Dębski H., Kubiak T., Teter A.: *Experimental investigation of channel-section composite profiles' behavior with various sequences of plies subjected to static compression*, Thin-Walled Structures, 2013: 71: 147–154.

8. Dębski H.: *Experimental investigation of post-buckling behavior of composite column with top-hat cross-section*, Eksploatacja i Niezawodność - Maintenance and Reliability, 2013: 16 (2): 1056-109.
9. Felippa C. A., Crivelli L. A., Haugen B.: *A survey of the core-congruent formulation for nonlinear finite element*, Archive of Computer Methods in Engineering, 1994.
10. Kolakowski Z., Mania R.: *Semi-analytical method versus the FEM for analysis of the local post-buckling of thin-walled composite structures*, Composite Structures, 2012: 97: 99-106.
11. Kopecki T., Mazurek P.: *Problems of numerical bifurcation reproducing in post-critical deformation states of aircraft structures*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2013: 51: 4: 969–977.
12. Kopecki T., Mazurek P.: *Numerical representation of post-critical deformations in the processes of determining stress distributions in closed multi-segment thin-walled aircraft load-bearing structures*, Eksploatacja i Niezawodność - Maintenance and Reliability, 2014: 16: 1: 164–169.
13. Li C., Wu Z.: *Buckling of 120° stiffened composite cylindrical shell under axial compression – Experiment and simulation*, Composite Structures, 2015: 128: 199-206.
14. Lynch C. A.: *Finite element study of the post buckling behavior of a typical aircraft fuselage panel*, PhD Thesis, Queen's University Belfast, 2000.
15. Rakowski G., Kacprzyk Z.: *The finite elements method in mechanics of structures*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej 1993.
16. Rudawska A., Dębski: *Experimental and numerical analysis of adhesively bonded aluminium alloy sheets joints*, Eksploatacja i Niezawodność - Maintenance and Reliability, 2011: 49: 1: 4-10.
17. Riks E.: *An incremental approach to the solution of snapping and buckling problems*, International Journal of Solid and Structures, 1979: 15: 529–551.
18. Sonat C., Topkaya C., Rotter J.M.: *Buckling of cylindrical metal shells on discretely supported ring beams*, Thin-walled Structures, 2015: 93: 22-35.
19. Teter A., Kolakowski Z.: *Coupled dynamic buckling of thin-walled composite columns with open cross-sections*, Composite Structures, 2013: 95: 1: 28-34.
20. Yeh M., Lin M., Wu W.: *Bending buckling of an elastoplastic cylindrical shell with a cutout*, Engineering Structures, 1999: 21: 11: 996-1005.