XXV Seminarium
NIENISZCZĄCE BADANIA MATERIAŁÓW
Zakopane, 20-22 marca 2019

AUTOMATYZACJA BADAŃ ULTRADŹWIĘKOWYCH LOTNICZYCH STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH W PRZEMYSŁOWEJ PRAKTYCE PZL ŚWIDNIK

Grzegorz GÓRA
PZL Świdnik Leonardo Helicopters
grzegorz.gora@leonardocompany.com

1. WSTĘP

Pod wieloma względami, można uznać, iż ostanie dwie dekady dla przemysłu lotniczego to okres swoistego przełomu w dziedzinie stosowania kompozytów polimerowych wzmacnianych włóknem. Bez cienia wątpliwości wyznacznikiem tegoż przełomu było pojawienie się na rynku lotniczych przewozów pasażerskich, dwóch konkurujących ze sobą samolotów szerokokadłubowych A350, oraz B787 Dreamliner. Konstrukcje każdego z nich, a co jeszcze bardziej istotne stosowane metody produkcji (oraz jej wolumen) można pod wieloma względami uznać za rewolucyjne. Po raz pierwszy, w przypadku samolotu cywilnego tej klasy, przekroczono próg 50% udziału kompozytów w całkowitej masie struktury (oraz niemalże 100% całkowitej, zewnętrznej powierzchni płatowca). Po drugie zaś, co jest nie mniej ważne, zastosowane technologie wytwarzania struktur kompozytowych daleko wykraczają poza ramy znane z dotychczasowej praktyki przemysłu lotniczego (chodzi, tu zarówno o metody i organizację produkcji, jak i skalę ich stosowania). W pewnym sensie, można by powiedzieć, że jakość, ilość, tempo to trzy słowa klucze, pokazujące obecny kierunek przemian w jakim podąża cały sektor lotniczych producentów OEM oraz ich podwykonawców i poddostawców polimerowych struktur kompozytowych.

Oczywistym jest, iż przemiany te nie mogą pozostać bez wpływu również na branżę badań nieniszczących, gdzie dla tej grupy materiałów konstrukcyjnych wiodącą rolę pełnią wciąż badania ultradźwiękowe. Rosnąca skala produkcji części kompozytowych (włącznie z grupą typu „primary"), wzrost stopnia ich złożoności strukturalnej oraz geometrycznej, nowe metody wytwarzania, oraz niespotykana dotychczas skala automatyzacji wytwarzania sprawiają, iż stosowane metody pracy, wymagane kwalifikacje personelu oraz posiadane wyposażenie laboratoriów ultradźwiękowych muszą stale ewoluować, tak by nadążyć za bieżącymi potrzebami w realizacji zlecanych badan nieniszczących.

Mając na uwadze powyższe, w dalszej części niniejszego artykułu naświetlono historię przemian w dziedzinie produkcji lotniczych kompozytów polimerowych. Przedstawiono również bieżącą charakterystykę działalności Laboratorium Badań Ultradźwiękowych Zakładu Kompozytów PZL Świdnik, które jest jedną z największych tego typu placówek na terenie kraju. W przedstawionym opisie szczególny nacisk położono na wyposażenie oraz metodykę pracy posiadanych systemów automatycznych, bardzo intensywnie wykorzystywanych w codziennej praktyce przy produkcji lotniczych struktur kompozytowych w PZL Świdnik.

2. KRÓTKA HISTORIA LOTNICZCZYCH KOMPOZYTÓW POLIMEROWYCH.

Historycznie rzecz ujmując, jako prawdziwego protoplastę praktycznych, lotniczych zastosowań kompozytów polimerowych, powinno uznać się laminaty szklane GFRP (Glass Fibre Reinforced Poliymer). Już przed 2-gą wojną światową znano technologie wytwarzania zarówno włókna szklanego jako zbrojenia, jak i związków polimerowych mogących mieć zastosowanie jako osnowa [9],[14]. Dzięki bardzo dobrej relacji posiadanych własności mechanicznych w stosunku do wagi jednostkowej, nowe materiały szybko zwróciły na siebie uwagę jako potencjalna alternatywa dla tradycyjnie stosowanych metali. W USA, już w roku 1942 ogłoszono rządowy program rozwoju tzw. „plastików zbrojonych" (reinfroced plastics – w skrócie RP) [11], a rok później w bazie Wright-Patterson Air Force Base powstały dwa pierwsze, prototypowe kadłuby samolotu szkolnego Vultee BT-15 (rys.2.1), które w całości wykonano z kompozytów polimerowych (struktura przekładkowa „sandwich" na bazie laminatu szklanego GFRP, oraz drewna balsa jako wypełniacz usztywniający). W roku 1944, po wykonaniu prób naziemnych, samolot oznaczony jako XBT-19 przeszedł z powodzeniem próby w locie, stanowiąc jeden z pierwszych przykładów praktycznego wdrożenia kompozytów typu RP do budowy silnie-obciążonych struktur lotniczych [10] [11] [15].

Rys.2.1 Vultee BT-15 Valliant

Rys.2.2 Boeing B 707

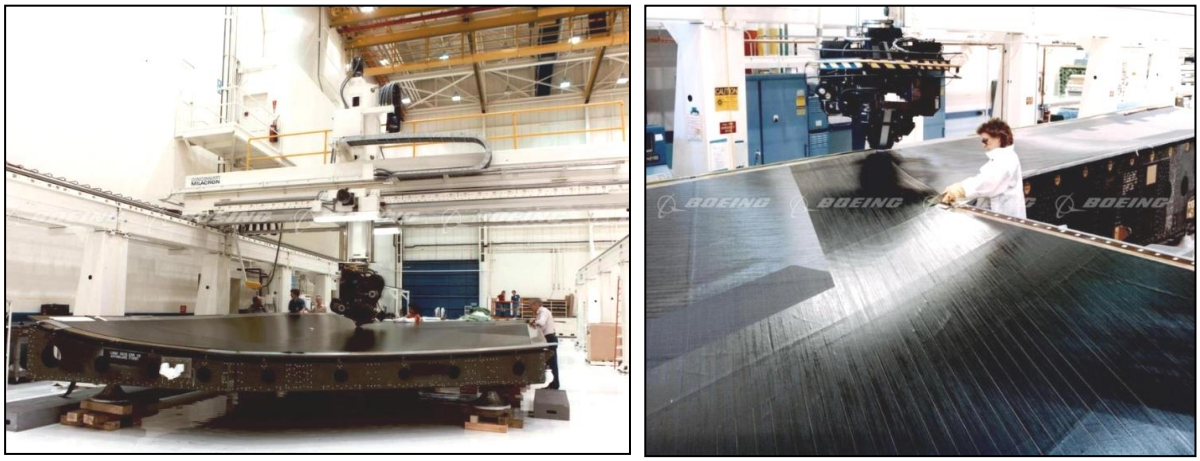
Kolejna dekada poprzedniego stulecia to okres, w którym duża część z obecnie znanych, podstawowych technologii produkcji kompozytów polimerowych wzmacnianych włóknem została opanowana, a następnie rozwinięta do poziomu umożliwiającego realizację praktycznych aplikacji [1]. Pojawiają się również pierwsze, seryjne, lotnicze zastosowania laminatów szklanych. Przykładowo, wykorzystano je do produkcji osłon radarów pokładowych bombowców strategicznych B-52 Stratofortress (1952), czy też pasażerskiego B707 (wg. niektórych źródeł w przypadku tego ostatniego całkowity udział w/w kompozytów stanowił aż 2[%] masy całej struktury płatowca [12]). Zarówno w Stanach Zjednoczonych jak i w Europie prowadzone są liczne programy badawcze mające na celu określenie, możliwości dalszych, lotniczych zastosowań kompozytów polimerowych RP (pamiętać jednak należy, iż w latach 50-tych pojęcie „reinforced plastics" odnosiło się prawie wyłącznie do materiałów wzmacnianych włóknem szklanym).

Praktycznie rzecz biorą, prawdziwy (i oczekiwany) przełom w dalszym rozwoju tej dziedziny materiałów konstrukcyjnych rozpoczął się dopiero wraz ze stworzeniem wysoko-wytrzymałościowego włókna węglowego (1958. Roger Bacon. National Carbon Company) [5][6], włókien borowych (1959, Texaco Experiments Inc) [18], a kilka lat później włókien aramidowych (1965, Stephanie Kwolek, Herbert Blades. Du Point de Nemours & Company) [14][19]. Dzięki szybkiemu, komercyjnemu wdrożeniu technologii produkcji nowych typów włókien pierwszą połowę dekady lat sześćdziesiątych określa się jako początek ery tzw. zaawansowanych materiałów kompozytowych ACM (Advanced Composite Materials),

tworzonych na bazie osnowy polimerowej oraz wzmocnień z wysokowytrzymałych włókien ciągłych o niskiej gęstości [14][20].

W ciągu kolejnych kilku lat pojawią się pierwsze, praktyczne wdrożenia kompozytów ACM w konstrukcji struktur lotniczych. Przykładowo, już w roku 1968 angielska firma Rolls-Roys zastosowała wysokowytrzymałe włókna węglowe do produkcji łopatek kompresora silnika odrzutowego RB211[6](*), a w USA, kompozyty na bazie włókien boru i żywic epoksydowych wykorzystano do wykonania powierzchni sterowych wybranych samolotów USAAF [11] np. F-4 (ster kierunku) [13], F111 (statecznik poziomy) [15], czy C5-A – sloty, uzyskując w ten sposób, odpowiednio 35%, 25%, 15% oszczędności wagowych w stosunku do metalowych pierwowzorów.

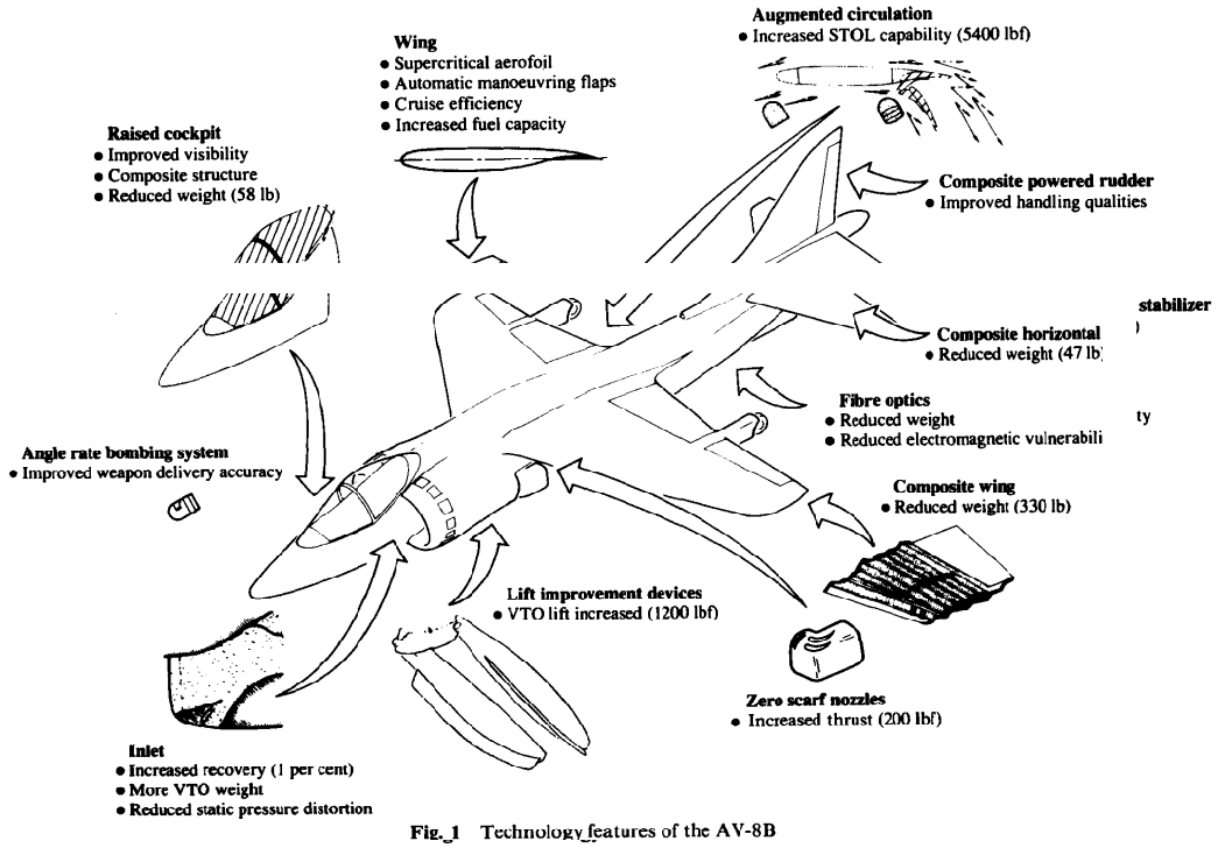
W następnej dekadzie, w początku lat siedemdziesiątych na rynku komercyjnym pojawiają się włókna aramidowe KEVLAR, oraz NOMEX (DuPont). Kompozyty polimerowe znajdują kolejne zastosowania komercyjne (np. w sporcie wyczynowym), stają się również przedmiotem inżynierskich programów kształcenia studentów [14]. W przemyśle lotniczym, wskutek kryzysu naftowego, stosowanie materiałów kompozytowych staje się jedną z dróg redukcji masy płatowca (a tym samym obniżenia kosztów jednostkowych lotu). Prym wiedzie tu AIRBUS z modelem A300, w którym kompozytowe części niekrytyczne stanowią 5% całkowitej masy struktury płatowca [21][22]. Podobnie jednak, jak w poprzednich dekadach, aplikacje militarne są dominującą siłą napędową rozwoju tej dziedziny inżynierii materiałowej [17]. Przykładem jest tu projekt nowego samolotu pokładowego US NAVY F/A-18 A/B Hornet, gdzie wysokowytrzymałe kompozyty polimerowe stanowią już 10% struktury (włączając części krytyczne[24]). Wciąż jednak relacja kosztu jednostkowego kompozytu ACM do kosztu aluminium jest za wysoka (na początku lat 70-tych było to aż 300 do 10[$]!)[17]. Tak więc mimo, iż kompozyty polimerowe stają się coraz bardziej powszechne w świadomości inżynierów, to szerokie ich stosowanie blokowane jest nadal wysoką ceną, oraz wciąż relatywnie niskim poziomem dojrzałości technologicznej TRL (Technology Readiness Level) objawiającym się między innymi przez: nieznane koszty napraw/serwisu, obawy dotyczące kosztów/terminowości produkcji, brak odpowiednio wykwalifikowanego personelu oraz brak ujednoliconych (w całej branży) standardów definiujących wymagania odnoszące się do produkcji/badań, czy też własności fizyko/mechanicznych samych materiałów kompozytowych np. odporność na zmienne czynniki środowiskowe, czy też uderzenia zewnętrzne „impact damage”[14][24] (patrz, opisany wcześniej przypadek łopatek kompresora silnika odrzutowego Rolls-Roys).



Rys. 2.3 Automat ATL w trakcie układania poszycia skrzydła samolotu B-2 (lata 80te - fabryka Boeinga).

(*) Niestety, finalnie przedsięwzięcie to zakończyło się niepowodzeniem rynkowym, gdyż wytwarzane w tym czasie łopatki karbonowe były zbyt mało odporne na uszkodzenia typu „impact damage”.

Kolejna dekada lat 80-tych, odznaczyła się wprowadzeniem zdecydowanie bardziej „agresywnych" strategii użycia materiałów kompozytowych ACM w procesie projektowania płatowca [14]. Sztandarowym tego przykładem jest program bombowca B-2 „Spirit". Szerokie stosowanie materiałów kompozytowych (po raz pierwszy na tak dużą skalę w strukturach krytycznych), to jedna z trzech charakterystycznych cech tego samolotu (oprócz koncepcji latającego skrzydła, oraz technologii stealth) [23]. Jednakże, tak jak już wcześniej wspomniano proces przemysłowego wykorzystania kompozytów polimerowych ACM wciąż był traktowany jako technologicznie niedojrzały („technologically immature")[23]. W związku z tym, skalkulowane ryzyko niepowodzenia projektu było bardzo wysokie. W efekcie, aż do roku 1983 realizowano równolegle projektowanie dwóch struktur skrzydła płatowca. Jedna z pierwotnie zakładanych kompozytów, druga zaś wykonana „tradycyjnie" na bazie aluminium (na wszelki wypadek, gdyby konstrukcja kompozytowa zawiodła). Ostatecznie jednak poniesione ryzyko opłaciło się. Pierwszy lot B-2 wykonano w roku 1989, a udział materiałów kompozytowych w ogólnej masie jego struktury wyniósł ponad 30%. W tej dekadzie, podobnie wysoki wynik, prawdopodobnie osiągnięto jedynie w przypadku samolotu pionowego startu i lądowania AV-8B Harrier II (ponad 27%)[28].



Rys. 2.4. Kompozytowa struktura AV-8B Harrier II

Te, oraz tym podobne programy militarne lat 80-tych (na zaawansowanym etapie realizacji były już europejskie programy Rafaele oraz Eurofighter Typhoon), pozwoliły na zgromadzenie wielkiej bazy danych i bagażu pionierskich doświadczeń z zakresu konstrukcji/badań oraz technologii wykonania wysokowytrzymałych struktur kompozytowych. Wymienić tu można, między innymi: stosowanie wielkogabarytowych autoklawów z komputerową kontrolą procesów polimeryzacji, technologie automatycznego układania laminatów ATL/AFP („Automated Tape Layig/Fibre Placemenet"), technologia cięcia wodą („Waterjet") jak też zastosowanie na przemysłową skalę technik badań NDT UT z wykorzystaniem zobrazowania typu C-SCAN [23],[29].

W USA, dekada lat 80-tych to również okres realizacji licznych, ogólnokrajowych prac analitycznych oraz programów badawczych typu „Research and Development". Programy te w większości sponsorowane przez państwo (NASA, Air Force Research Laboratory, Depertment of Energy etc.) nakierowane były na dwa zasadnicze kierunki tematyczne [28][26]:

1/ podwyższenie parametrów wytrzymałościowych kompozytów polimerowych w środowisku o wysokiej wilgotności/temperaturze (400[F]*), poprawienie odporności na działanie uszkodzeń („damage tolerance") oraz odporności na delaminacje („delamination resistance") w warunkach obciążeń statycznych/dynamicznych.

2/ określenie/rozwinięcie nisko kosztowych (w stosunku do przełomu lat 80-90) metod projektowania i efektywnego produkowania struktur z kompozytów polimerowych.

(*) *poziom temperatury ustalony w połowie lat 80tych, na potrzeby programu Advanced Tactical Fighter[28]*.

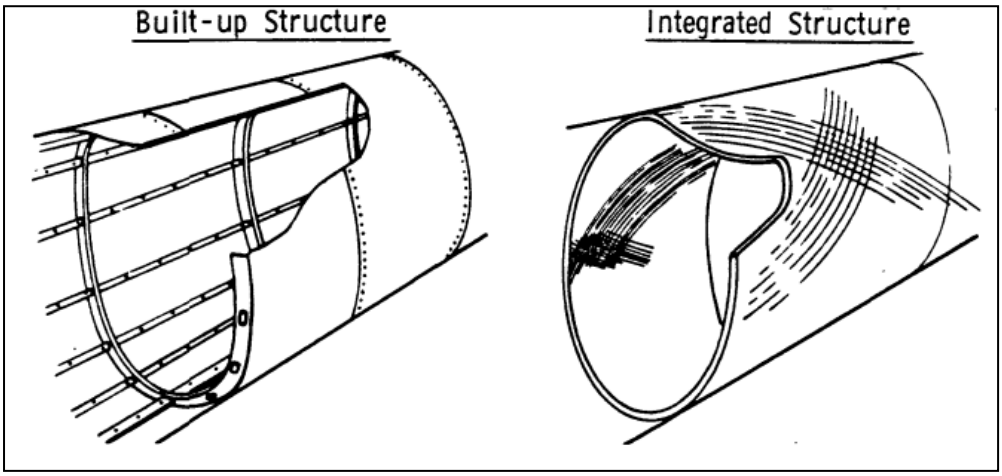
Wyniki, oraz praktyczne wnioski z prowadzonych w tamtym czasie prac i analiz są bardzo szeroko przedstawione w dostępnych materiałach źródłowych [26, 28, 30]. Poruszają one szereg kluczowych postulatów warunkujących bieżące (przełom lat 80/90) i przyszłościowe zastosowania kompozytów polimerowych w lotnictwie np.:

A/ dalszy rozwój badań nad wysokowytrzymałymi włóknami wzmacniającymi, żywicami termoutwardzalnymi, oraz praktyczne zastosowanie termoplastów np. PEEK. Żywice te odznaczają się szeregiem interesujących cech z punktu widzenia zastosowań produkcyjnych np. posiadają praktycznie nieograniczoną żywotność, co pozwala na uniknięcie typowych dla żywic termoutwardzalnych (np. epoxy) problemów z warunkami środowiskowymi oraz związanym z tym czasem składowania.

B/ wprowadzenie wzmocnień w formie preform 2D, oraz 3D (wytwarzanych z zastosowaniem podstawowych technik włókienniczych np. zszywanie/*stitching*, wyplatanie/*braiding* etc) [31] (Rys. 2.6).

C/ zastępowanie dominujących w latach 70/80ch ręcznych technik układania (rys.3.1), zdecydowanie efektywniejszymi technikami automatycznymi np: automatyczne układanie taśm/włókiem ATL/AFP, nawijanie („filament winding'), przetłaczanie („pultrusion"), formowanie próżniowe/próżniowo-ciśnieniowe (RFI/RTM) czy też przetłaczanie („hot drape forming").

D/ zmiana konceptu projektowania kompozytowych struktur lotniczych, celem zmniejszenia pracochłonności montażu oraz ilości łączonych ze sobą części/zespołów (poszycia, wręgi, dźwigary, elementy łączne etc). Zaproponowano między innymi, zmniejszenie ilość linii podziału (zwiększając powierzchnię) pojedynczych elementów poszycia (np. kadłuba) wykonanego w technologii pół skorupowej, lub też w bardziej efektywnym przypadku, wykonując kadłub/jego elementy w technologii skorupowej (wykonanej z wykorzystaniem automatycznych technik układania włókien ciągłych ATL/AFP. (Rys. 2.5).



Rys. 2.5. Typowa, oparta na elementach aluminiowych struktura kadłuba (lewo), oraz nowa kompozytowa koncepcja wykorzystująca automatyczne procesy układania ATL/AFP(prawo).

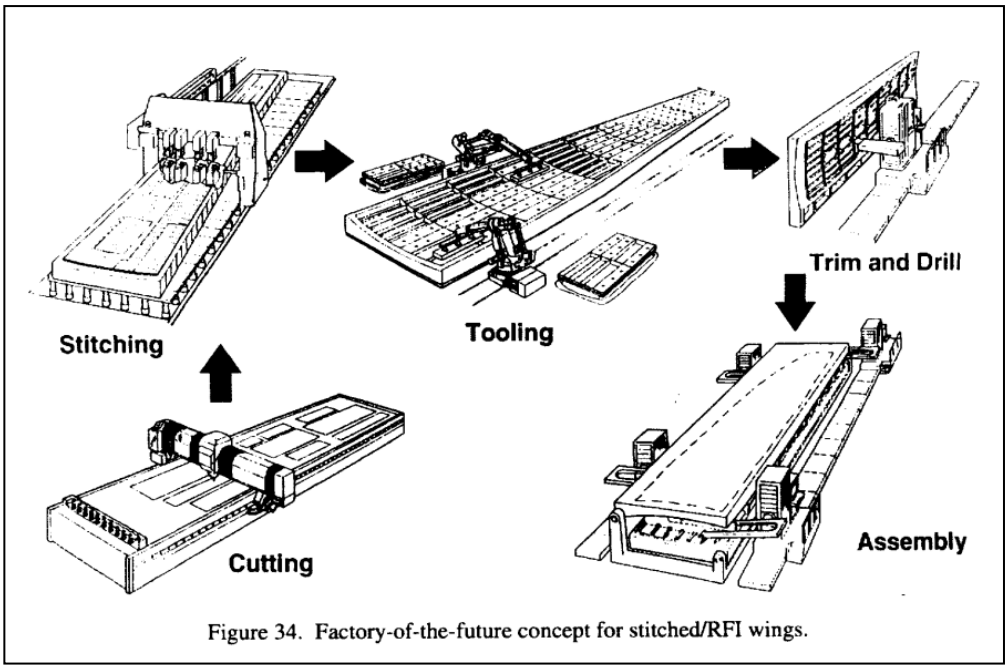
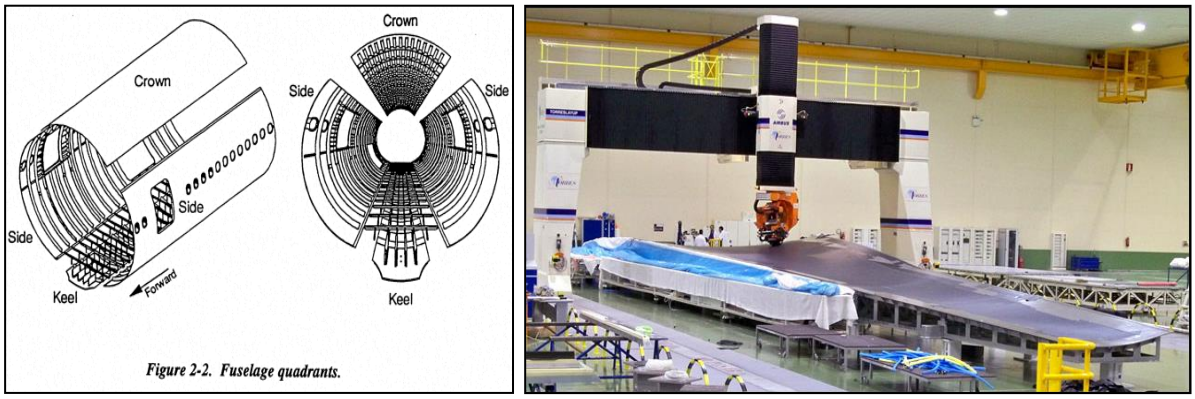


Figure 34. Factory-of-the-future concept for stitched/RFI wings.

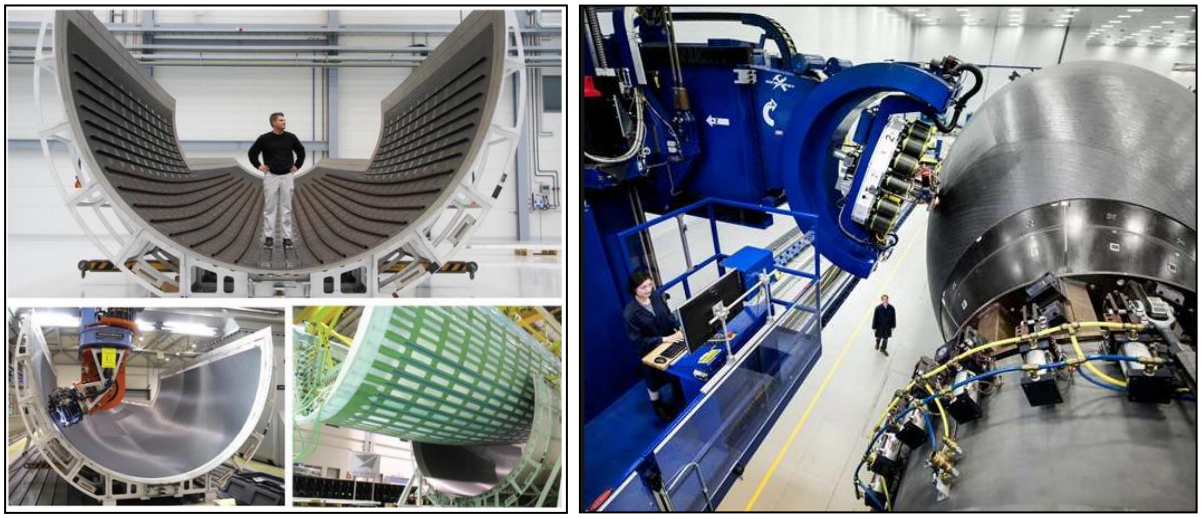
Rys. 2.6 Wizja zautomatyzowanej fabryki przyszłości (przełom lat 80/90). Proces produkcji skrzydła samolotu z wykorzystaniem szytych preform (wzmocnień)2D/3D [31].

Na przestrzeni następnych, blisko trzech dekad (1990-2019), praktycznie rzecz biorąc, każdy z w/w postulatów był lub jest realizowany, dając silny impuls do dalszego, bardzo intensywnego wzrostu zastosowań kompozytów polimerowych w lotnictwie.
Sztandarowym przykładem są tu dwie flagowe konstrukcje lotnictwa cywilnego ostatnich lat: Airbus A350 oraz Boeing 787. W przypadku, każdego z nich (po raz pierwszy w klasie pasażerskich samolotów szerokokadłubowych) zastosowano materiały kompozytowe na tak wielką skalę (włącznie ze strukturami typu „primary"). W każdym z nich również widać bardzo wyraźny wpływ postulatów wypracowanych na bazie wspominanych już prac badawczych lat 80-tych poprzedniego stulecia. Konstrukcję płatowca oparto na łączonych ze sobą wielkogabarytowych zespołach kompozytowych. Kadłub podzielono na kilka sekcji opartych bądź na bazie 4 wielkopowierzchniowych paneli składowych (bardziej konserwatywna konstrukcja pół-skorupowa A350. Rys.2.7/2.8), lub jako pojedyncze zespoły kompozytowe wykonywane (w całości!) w jednym procesie produkcyjnym (B787. Rys. 2.8/2.9). Taka filozofia projektowania pozwala na podniesienie wydajności montażu

finalnego, dużą redukcję jego kosztów (mniej części, mniej operacji/roboczogodzin etc), oraz na podniesienie efektu skali w wykorzystaniu powszechnie stosowanej już technologii automatycznego układania taśm/włókien wzmacniających. Automaty ATL/AFP wręcz zrewolucjonizowały proces produkcji kompozytowych struktur monolitycznych i są już tak efektywne, iż w roku 2019 Boeing zamierza osiągnąć rekordową wydajność montażu 14 kadłubów 787 miesięcznie (dzięki technologii ATL/AFP, długa na 12m struktura monolityczna sekcji nosowej 787 -*Spirit AeroSystems*- układana jest przez zaledwie 3 operatorów! Rys. 2.8/2.9).



Rys. 2.7. A350. Podział sekcji kadłuba (lewo), oraz automat AFP do układania laminatowego poszycia skrzydła.



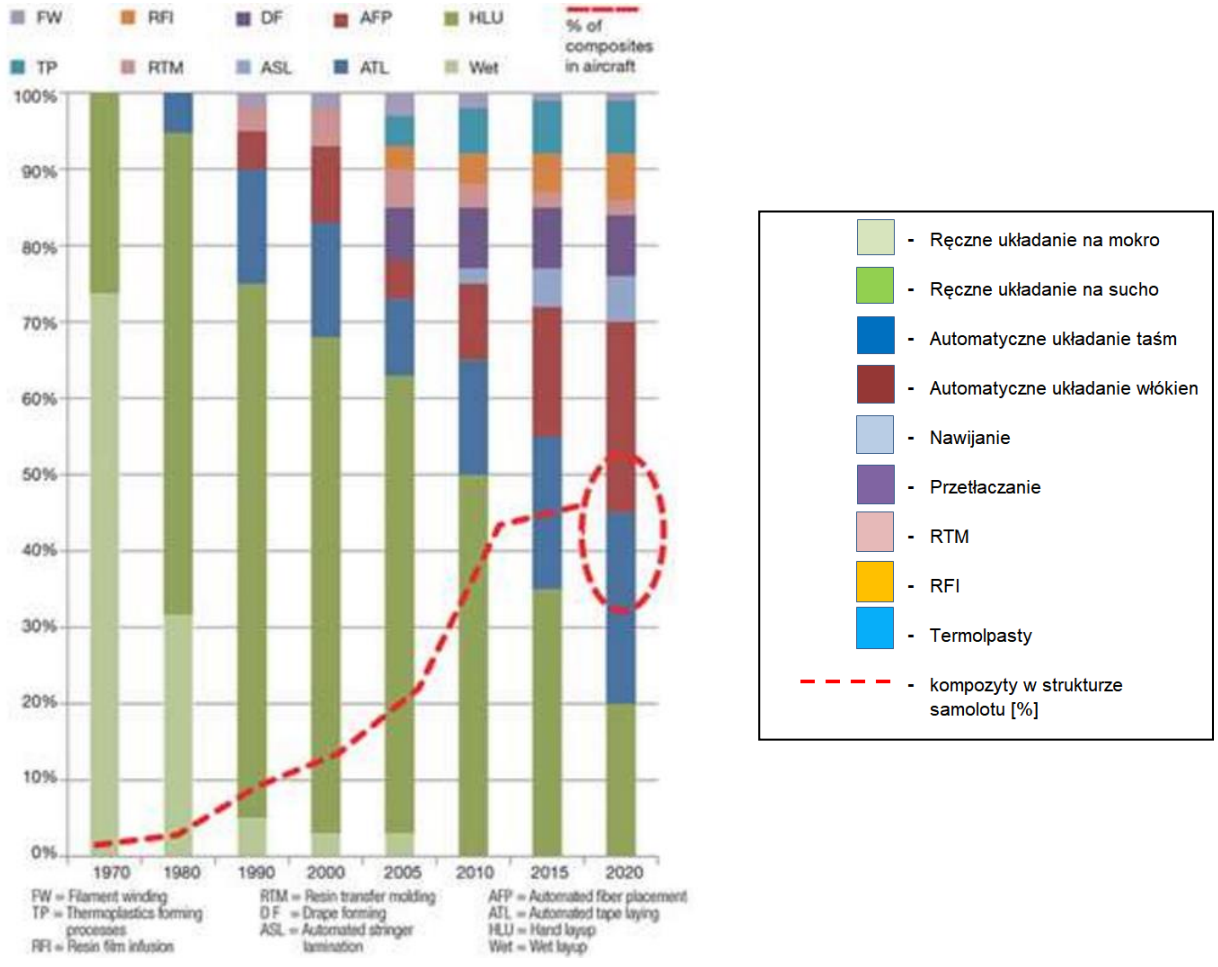
Rys. 2.8. Produkcja kompozytowych paneli kadłuba A350 (lewo), oraz automat do układania monolitycznej struktury sekcji nosowej 787 (prawo).

Rys. 2.9. Sekcja nosowa 787 na stanowisku do automatycznego układania ATL/AFP (lewo), oraz po polimeryzacji w autoklawie i wycięciu otworów konstrukcyjnych.

3. AUTOMATYZACJA. WYZWANIE DLA BADAŃ NINISZCZĄCYCH.

Podsumowując dotychczasowe dokonania Boeinga oraz Airbusa, można bez ogródek powiedzieć, iż zarówno w przypadku konstrukcji A350 jak i B787 proces produkcji (w pewnym stopniu) zaczyna coraz bardziej przypominać filozofię wielkoseryjnego montażu, typowego dla przemysłu samochodowego. Jak już wspomniano we wstępie do niniejszego opracowania, takie podejście procesowe, z oczywistych względów wywiera silną presję na model organizacji pracy poddostawców, oraz podwykonawców w całym sektorze lotniczym (włącznie z laboratoriami badań nieniszczących!). Aby podołać tym wymaganiom, wszystkie jednostki badań nieniszczących zaangażowane w produkcyjny proces kontroli kompozytowych części lotniczych, stają przed wielkim wyzwaniem. Z jednej strony, wzrastające wymagania dotyczące utrzymania wysokich standardów organizacyjno/technicznych (np. konieczność kwalifikacji NADCAP), oraz rosnące wyzwania technologiczne (części o coraz bardziej skomplikowanej strukturze, geometrii, wymiarach), z drugiej zaś strony, narastająca presja ograniczonego czasu, oraz nieustannie rosnąca ilość obiektów do badań!

Cóż, wyzwanie, nie do pokonania …? Cofnijmy się jeszcze raz, na moment do lat 80-tych poprzedniego stulecia. W tamtym czasie, metodyka produkcji części kompozytowych zdominowana była w większości przez ręczne techniki wytwarzania [Rys3.1]. Jednak, podjęte analizy, oraz prace badawcze jednoznacznie wskazały, iż dla poprawy produktywności na tym polu, minimum dwa postulaty, muszą być spełnione: stosowanie technik wytwarzania eliminujących potrzebę pracy rąk ludzkich oraz automatyzacja procesów produkcji.



Rys. 3.1 Struktura stosowanych technologii wytwarzania kompozytowych części lotniczych.

W tym momencie, wróćmy z powrotem do lotniczej branży badań nieniszczących struktur kompozytowych. Spróbujmy przytoczone powyżej postulaty skonfrontować z wyzwaniami jakie stoją przed wspomnianą dziedziną lotniczego sektora NDT. Wydaje się, iż z praktycznego punktu widzenia, w kwestii dostępnych i wykorzystywanych metod badań/technik, w codziennej praktyce przemysłowej wciąż aktualne jest zestawienie jak poniżej [32]:

- Metody ultradźwiękowe,
- Techniki rezonansowe Bond-Testing, oraz Tap-Test.
- Metody radiograficzne
- Metody termowizyjne oraz interferometryczne

Na przestrzeni ostatnich lat, każda z w/w grup metod/technik NDT znajduje zastosowanie, w zależności od typu struktur podlegających inspekcji, wymaganych kryteriów akceptacji czy też stref przeznaczonych do badania. Jednakże z punktu widzenia swojej relatywnej uniwersalności (w stosunku do specyficznych cech struktury części kompozytowych) metoda ultradźwiękowa w procesie kontroli produkcji jest najszczerzej stosowana.
Z tej perspektywy, spośród kilku dostępnych technik ultradźwiękowych, badania ręczne od dawna odgrywały i odgrywają kluczową rolę. Zarówno technika echa (głowice jedno i wielo-przetwornikowe) jak i technika przepuszczania (głowice rolkowe), są wciąż szeroko stosowane. Ich relatywnie niski koszt oraz wysoka uniwersalność, dotychczas doskonale sprawdzały się w aplikacjach przemysłowych. Niestety, z powodu swej istoty (badanie ręczne!) posiadają one jeden, kluczowy (z punktu widzenia tematu niniejszej pracy) mankament: niska wydajność a także brak zapisu wyników badania*). Tak więc, okazuje się iż, obecnie, podobnie jak w przypadku ręcznych technik układania kompozytów z lat 80-tych, spełnienie postulatu automatyzacji praktycznie staje się jedynym rozwiązaniem pozwalającym sprostać silnie rosnącemu popytowi na badania produkcyjne szerokiej gamy (struktura/geometria/wymiary) części kompozytowych(**). Bazując na tego typu analizach oraz zgodnie ze światowymi trendami w PZL Świdnik, już w roku 2002 dokonano zakupu i wdrożenia pierwszego 4-osiowego systemu badań automatycznych MIDAS CIJP5/3. W roku 2012 dokonano kolejnego wdrożenia, tym razem znacznie bardziej zaawansowanego technologicznie, systemu 12-osiowego MUSCAN. Obydwa systemy oraz charakterystyka realizowanych za ich pomocą badań przedstawione zostaną w dalszej części opracowania.

(*) jest to, ogólne stwierdzenie dotyczące pracy z popularnymi defektoskopami UT PE/TT.

(**) oczywiście badania ręczne, wciąż mają i będą mieć szerokie zastosowanie np. do inspekcji części małoseryjnych, małogabarytowych i/lub o bardzo skomplikowanym kształcie, jak również są one niezbędne w przypadku konieczności weryfikacji lokalnych stref badania automatycznego czy też stref napraw.

4. AUTOMATYCZNE BADANIA NDT UT – praktyka PZL Świdnik.

Laboratorium ultradźwiękowe PZL Świdnik jest jednostką dysponującą wysokokwalifikowanym i doświadczonym personelem badań nieniszczących (11 inspektorów UT2/UT3) wyposażoną w bogatą paletę najwyższej jakości wyposażenia badawczego. Główne zadanie laboratorium to prowadzenie przemysłowych badań ultradźwiękowych szerokiej gamy części i zespołów kompozytowych wykorzystywanych do produkcji śmigłowców koncernu Leonardo Helicopters. Od samego początku działalności laboratorium (rok 2002), systematycznie realizowany jest wieloletni program inwestycyjny, mający na celu utrzymanie zdolności do wykonywania badań na poziomie adekwatnym do bieżących potrzeb produkcyjnych. Jest to konieczne, biorąc pod uwagę fakt, że w okresie ostatnich 7 lat roczna ilość zarejestrowanych badan-UT uległa podwojeniu. Z początkowej wartości 6400 w roku 2011 liczba ta w zrosła w roku ubiegłym do poziomu 14400! W tym miejscu trzeba

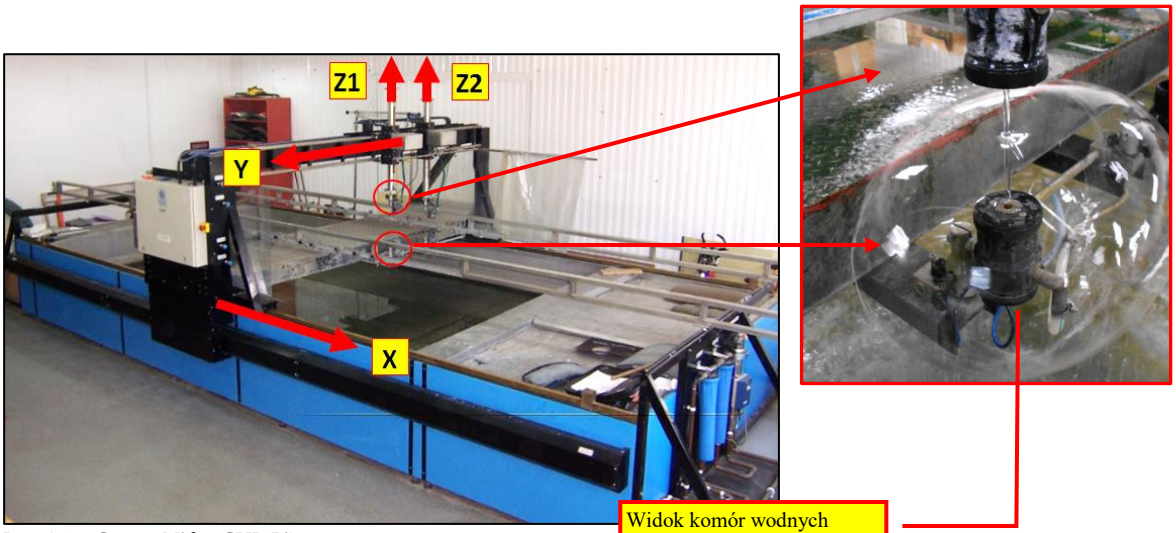
bardzo wyraźnie podkreślić iż wykonanie takiej ilości inspekcji bez właściwego wyposażenia automatycznego, byłoby po prostu niemożliwe. Rosnąca, ilość, wielkość, oraz krzywizna produkowanych części kompozytowych praktycznie uniemożliwia sprostaniu planom produkcyjnym będąc wyłącznie wyposażonym w sprzęt dedykowany do badań manualnych. Mając to na uwadze (tak jak podkreślono to we wcześniejszym rozdziale) w PZL Świdnik z dużym wyprzedzeniem podjęto decyzje o zakupie i wdrożeniu 2 dużych, systemów badań automatycznych:

- UT-TT/Midas (rok instalacji: 2002).
- UT-TT/NUSCAN (rok instalacji: 2012).

W chwili obecnej, obydwa systemy są już od lat eksploatowane i wciąż bardzo dobrze spełniają swoją rolę. Ich wyjątkowa konstrukcja, wypracowane metodyki pracy oraz liczne doświadczenia w polu automatyzacji inspekcji struktur kompozytowych stanowią o unikatowości Laboratorium Ultradźwiękowego na skalę całego kraju. Biorąc pod uwagę powyższe, w dalszej części artykułu (zgodnie z głównym tematem) przedstawione będą podstawowe aspekty techniczne realizacji automatycznych badań ultradźwiękowych części kompozytowych typu 2D/3D. Na wstępie zaprezentowano ogólną charakterystykę techniczną, każdego z wykorzystywanych w PZL systemów. Dalej, zakreślono skrótowy szkic metodyki wykonania badań, wraz prezentacją kilku przykładowo uzyskanych zobrazowań typu C-SCAN.

4.1 Automatyczne badania ultradźwiękowe w przestrzeni 2D.

Ogólna charakterystyk systemu.
Midas CIJP 5/3 to automatyczny, 4-osiwy system przeznaczony do realizacji ultradźwiękowych badań nieniszczących struktur płaskich oraz o niewielkiej krzywiźnie powierzchni (technika TT/sprzężenie natryskowe „squireter"). System wykorzystuje dwukolumnowy, czteroosiowy układ mechaniczny w systemie typu" bridge" (rys. 4.1). Mostek układu porusza się wzdłuż głównej osi skanowania X i jest platformą bazową dla układu jezdnego kolumn Z1/Z2 (ruch w osi indeksowania Y). Każda z kolumn wyposażona jest w dwie komory wodne z umieszczonymi wewnątrz głowicami ultradźwiękowymi. Osie X/Y sterowane są komputerowo tworząc płaszczyznę skanowania o powierzchni 3200x1300 [mm]. System wyposażony jest w sterowany komputerowo ultradźwiękowy układ nadawczo odbiorczy, wyposażony między innymi w programowalny nadajnik z możliwością skokowej regulacji parametrów impulsu pobudzającego (dla optymalnego dopasowania do częstotliwości stosowanych w torze akustycznym głowic (1/2.25/5 [MHz]), szerokopasmowy wzmacniacz logarytmiczny oraz tłumik kalibrowany z minimalnym krokiem regulacji 1[dB]. W układzie tym stosowane są nieogniskowane, wąskopasmowe głowice normalne fal podłużnych, o częstotliwości dobieranej indywidualnie, w zależności od charakterystyki akustycznej badanej struktury.

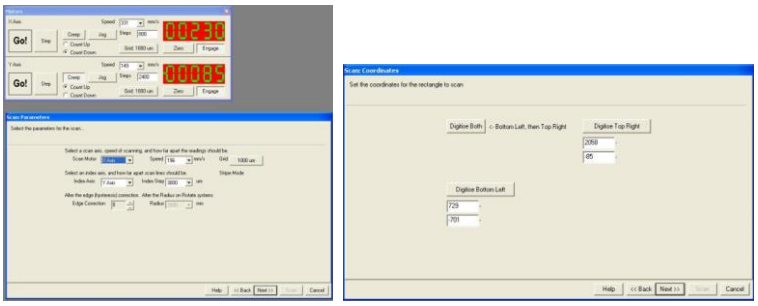


Rys. 4.1 System Midas CIJP 5/3.

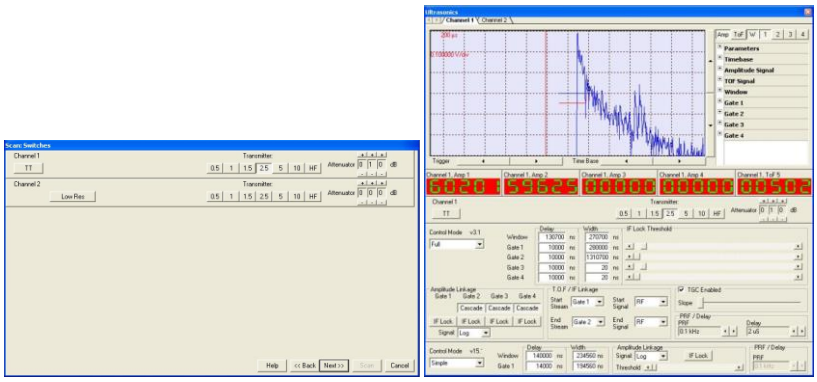
Przygotowanie i realizacja badania 2D.

1/ Badane cześci oraz wzorzec odniesienia zamocować w strefi skanowania. Dobrać właściwe głowice ultradźwiękowe i wyregulować prawidłowe sprzężenia wodne.

2/ Wykonać auto-kalibrację systemu. Zdefiniować indeks/prędkość i wymiary wymagnej przestrzeni skanowania (Rys. 4.2/4.3). Dobrać właściwe parametry układu odbiorczo-nadawczego (Rys. 4.3). Uruchomić auto-skanowanie.



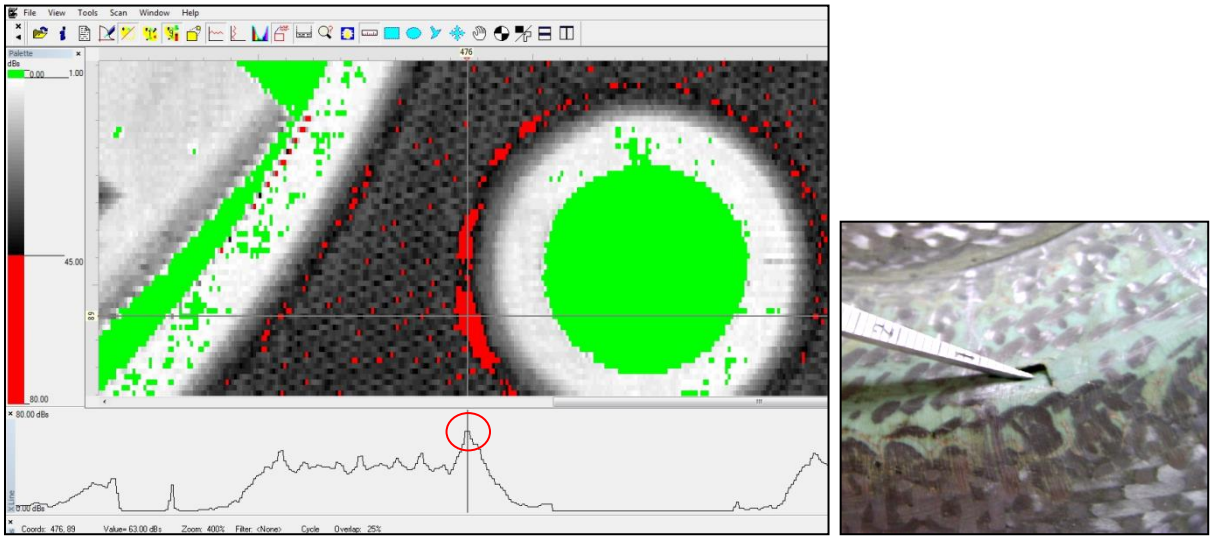
Rys. 4.2. Okna programowanie układu mechanicznego/napędowego systemu.



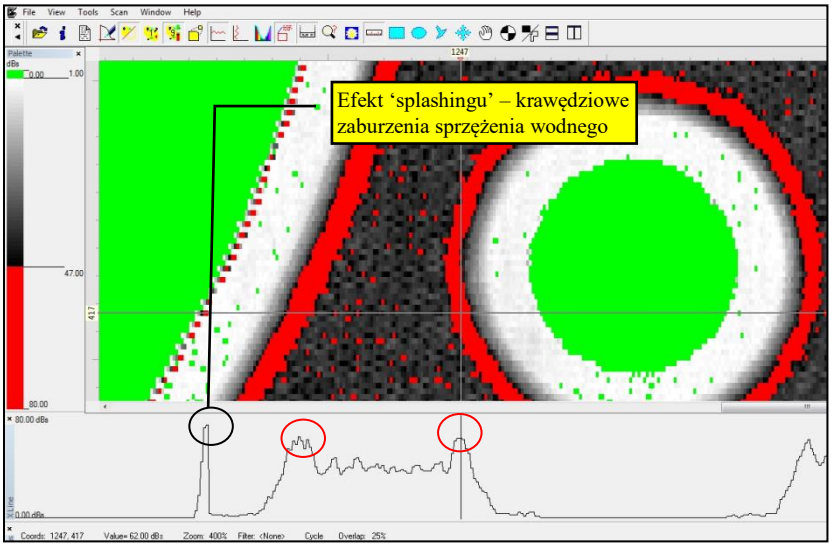
Rys. 4.3. Okna programowanie układu nadawczo-odbiorczego systemu.

Ocena uzyskanych wyników badania.

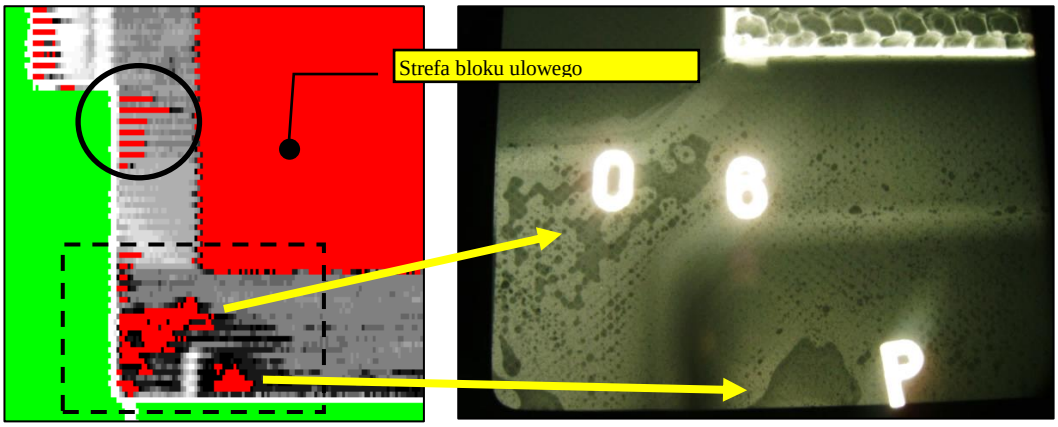
Ocena uzyskanych wyników badania (decybelowa mapa tłumienia CSCAN) wykonywana jest w oparciu o trójbarwną paletę kolorów z możliwością dynamicznego ustawienia poziomu interpretacji ITR („Interpretation Treshold"), oraz oceny ETR („Evaluation Treshold"). W takcie prowadzonej oceny, koniecznym jest przeprowadzenie weryfikacji uzyskanych wskazań, tak by upewnić się, iż nie są one wynikiem naturalnych cech konstrukcyjnych badanej części lub też stanu jej powierzchni (Rys. 4.4/4.5/4.7). Jeśli jest to konieczne, należy przeprowadzić badanie weryfikacyjnie z zastosowaniem innych, dostępnych metod/technik NDT (rys. 4.6/4.8).



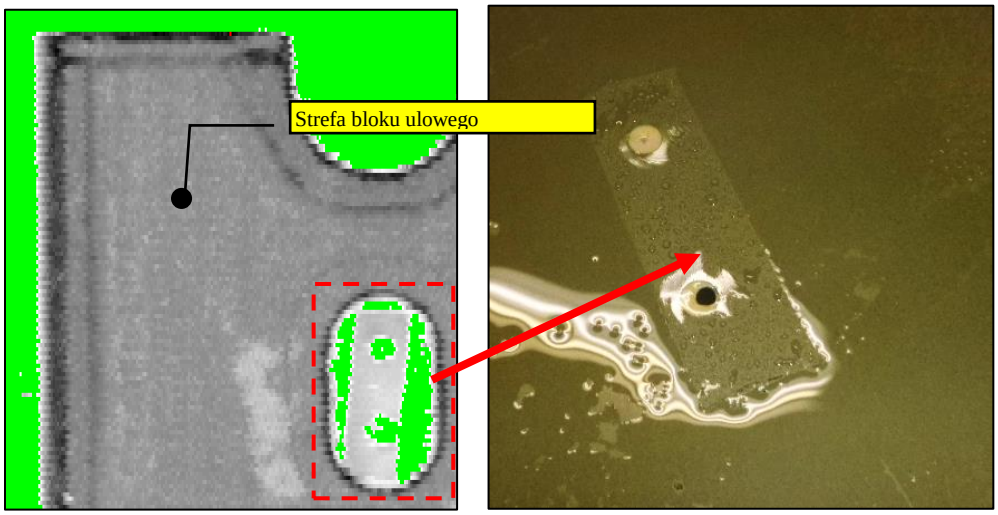
Rys. 4.4. Zobrazowanie C-SCAN/tłumienie. Struktura przekładkowa z blokiem ulowym NOMEX, pokryta kilkuwarstwowym laminatem węglowym. Strefa skosu bloku ulowego - niedoklejenie poszycia do bloku ulowego (częstotliwość 5[MHz].



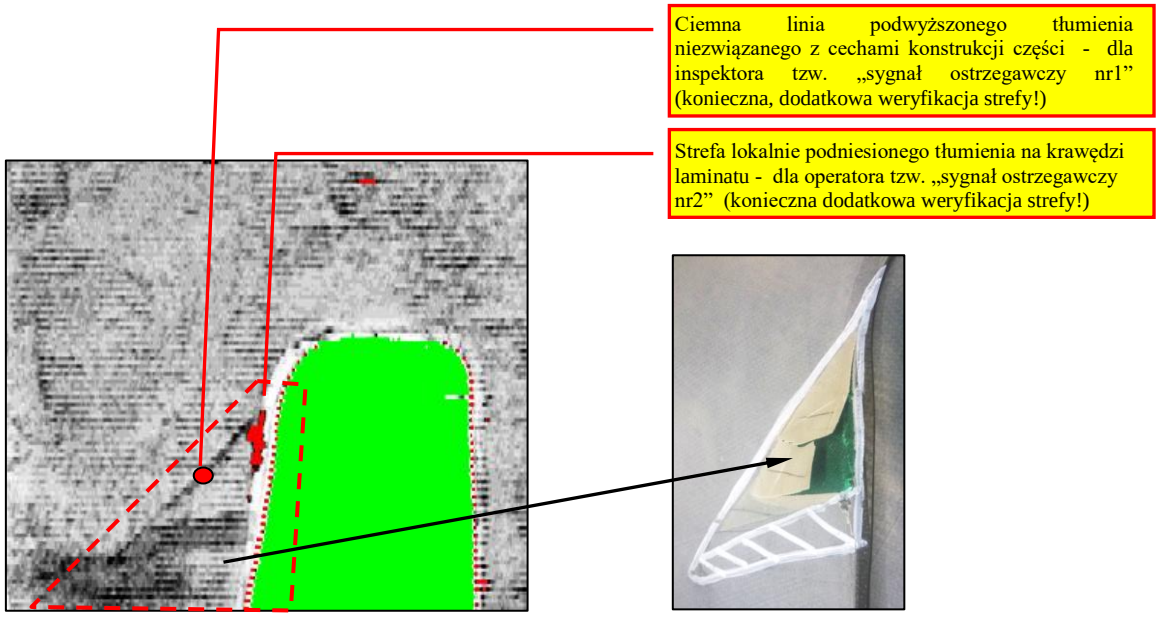
Rys. 4.5. Zobrazowanie C-SCAN/tłuminie. Struktura, jak na Rys. 4.4. Strefa skosu bloku ulowego wypełniona klejem spieniającym. Przy tym samym poziomie tłumienia tła bazowego (rys. 4.4), wartość lokalnego tłumienia strefy spieniacza (max 62dB)! Praktycznie niemożliwe wykrycie i ocena potencjalnych niedoklejeń struktury przekładkowej lub delaminacji poszycia (częstotliwość 5Mhz).



Rys. 4.6 Pustki powietrzne w cienkościennej, wielowarstwowej strukturze klejonej typu skin-to-skin (częstotliwość 2.25[MHz])



Rys. 4.7 Lokalny obszar wielowarstwowej, cienkościennej struktury klejonej typu skin-to-skin (wewnątrz strefy bloku ulowego). Wskazanie nieistotne, pochodzące od resztek kleju na poszyciu zewnętrznym (pozostałość po taśmie samoprzylepnej stosowanej we wcześniejszej operacji technologicznej).

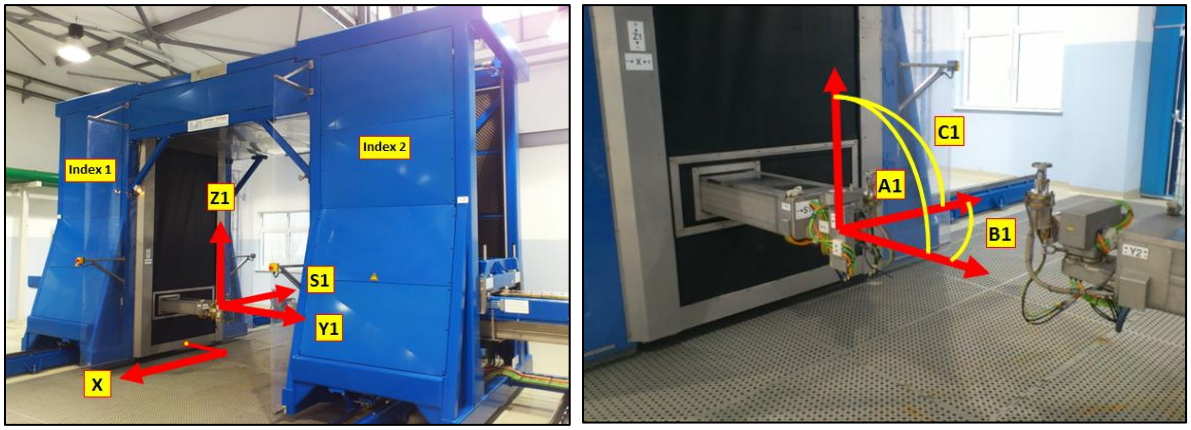


Rys. 4.8 Strefa laminatu węglowo-szklanego o grubości ok. 1.2 [mm]. FOD (Ciało obce). Fragment nieusuniętej folii oddzielającej pod pierwszą warstwą prepregu.

4.3 Automatyczne badania ultradźwiękowe w przestrzeni 3D.

Ogólna charakterystyk systemu.
NUSCAN to automatyczny, 12-osiowy system przeznaczony do realizacji ultradźwiękowych badań nieniszczących struktur płaskich, oraz o skomplikowanej geometrii 3D (technika TT/sprzężenie natryskowe „squirter"). W ramach jego konstrukcji wyodrębnić można 6 podstawowych podsystemów: elektromechaniczny układ napędowy, system komputerowego sterowania numerycznego, system hydrauliczny filtracji/zasilania wodnego, podsystemy zabezpieczające oraz najważniejszy (z punktu widzenia realizowanych zadań) układ ultradźwiękowy. Celem bliższego zapoznania czytelnika, z unikatową konstrukcją systemu NUSCAN (jedyna tego typu instalacja w Polsce), w dalszej części tego rozdziału, każdy z w/w układów/podsystemów będzie pokrótce scharakteryzowany.

Układ elektromechaniczny/sterowanie.
Układ elektromechaniczny zapewnia zdolność realizacji badań NDT UT w przestrzeni skanowania o wymiarach 5000x2500x2000[mm]. Jest to układ dwukolumnowy w konfiguracji bramowej z dwoma ramionami wyposażonymi w wieloosiowe manipulatory (rys. 4.9). Główną platformę nośną stanowią dwie sprzężone ze sobą kolumny (tzw. brama) poruszające się w kierunku głównej osi liniowej X (zajmowana powierzchnia układu to: ok 96[m2]). Każda z kolumn wyposażona jest w pojedyncze ramię (tzw. index1/index2) mogące poruszać się w kierunkach 3ch, prostopadłych do siebie osi linowych: S1/Y1/Z1 oraz S2/Y2/Z2. Ramiona index1/index2 zakończone są manipulatorami (rys. 4.9/4.12) odpowiedzialnymi za realizację ruchów w układzie biegunowym: osie A1/B1/C1 oraz A2/B2. Dla poszczególnych osi dostępne są następujące zakresy wykonywanych przemieszczeń: X=5000[mm], Y=2000[mm], Z=2500[mm], S=+/-350[mm], A=+/-110[°], B=+/-50[°], C=+/-90[°].



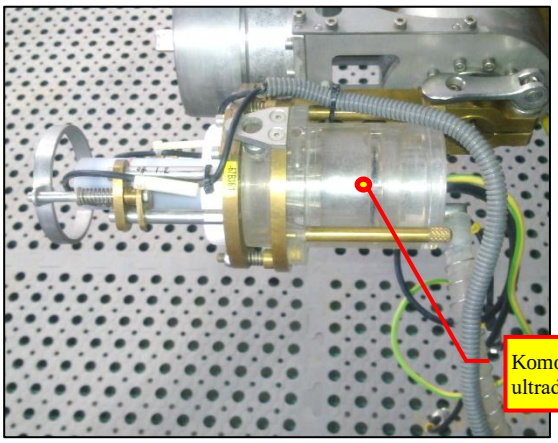
Rys.4.9 System NUSCAN wraz z liniowymi osiami swobody ramienia Index1 (zdjęcie lewe). Widok ramienia index1 wraz z kątowymi osiami swobody (zdjęcie prawe).

Ruchy składowe poszczególnych osi realizowane są w sposób niezależny od siebie. Daje to możliwość wykonania programów skanowania zarówno w dowolnej płaszczyźnie (będącej wariacją pozycji 3ch płaszczyzn podstawowych XY/XZ/YZ) jak i po złożonej trajektorii 3D. W każdym przypadku zapewnione jest, stałe położenie współosiowe, oraz stały dystans między 2-ma dyszami wodnymi. Całość kontrolowana jest w oparciu o komputerowe sterowanie numeryczne na bazie systemu Siemens SINUMERIK 840D (system dedykowany do średnich i dużych obrabiarek CNC Rys. 4.10). Sterowanie SINUMERIK zapewnia możliwość realizacji sekwencji ruchów dla każdej z 12stu osi w 2ch podstawowych trybach „automat"/"manual".

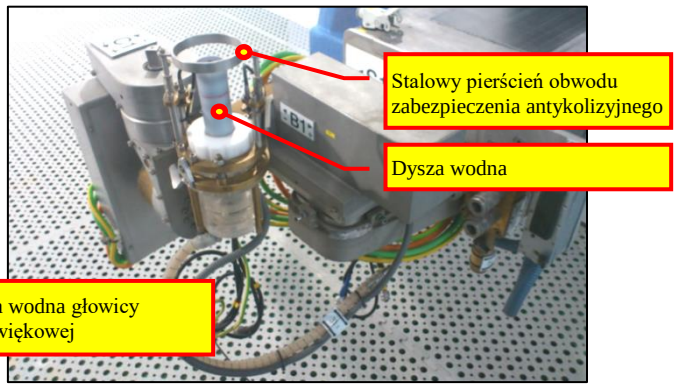
Rys.4.10 Panel ręczny, szafa układu sterowania wraz z głównym komunikatorem obsługi sytemu SINUMERIK.

Układ hydrauliczny, oraz podsystemy zabezpieczające.

W porównaniu do typowego układu skanowania 2D (np. Midas CIJP 5/3), system NUSCAN musi zagwarantować prawidłowe, stabilne sprzężenie akustyczne głowic ultradźwiękowych oraz badanego obiektu (w każdym z dowolnych punktów przestrzeni skanowania o wolumenie rzędu 25[m3], oraz na maksymalnej wysokości pracy H=2500+600 [mm]). Układ hydrauliczny wraz z dyszami, oraz specjalnie wyprofilowanymi komorami wodnymi głowic-UT (Rys. 5.11) jest w stanie zapewnić laminarny przepływ strumieni wody niezależnie od wzajemnej orientacji dysz oraz ich chwilowego położenia względem kierunku i zwrotu działania siły grawitacji.



Rys. 4.11 Zespół dyszy i komory wodnej



Rys.4.12 Manipulator na ramieniu Indax1

Układy zabezpieczające.

Układy zabezpieczające mają na celu zapewnienie bezpieczeństwa pracowników znajdujących się w otoczeniu systemu, jak też zabezpieczenie przed potencjalnym, samoczynnym uszkodzeniem poszczególnych jego elementów. Są to:

A/ 5 wyłączników awaryjnych, oraz zamknięta strefa bezpieczeństwa (160[m2]) z bramką świetlą, uniemożliwiająca niekontrolowane wtargnięcie osób postronnych w pobliże pracującego systemu.

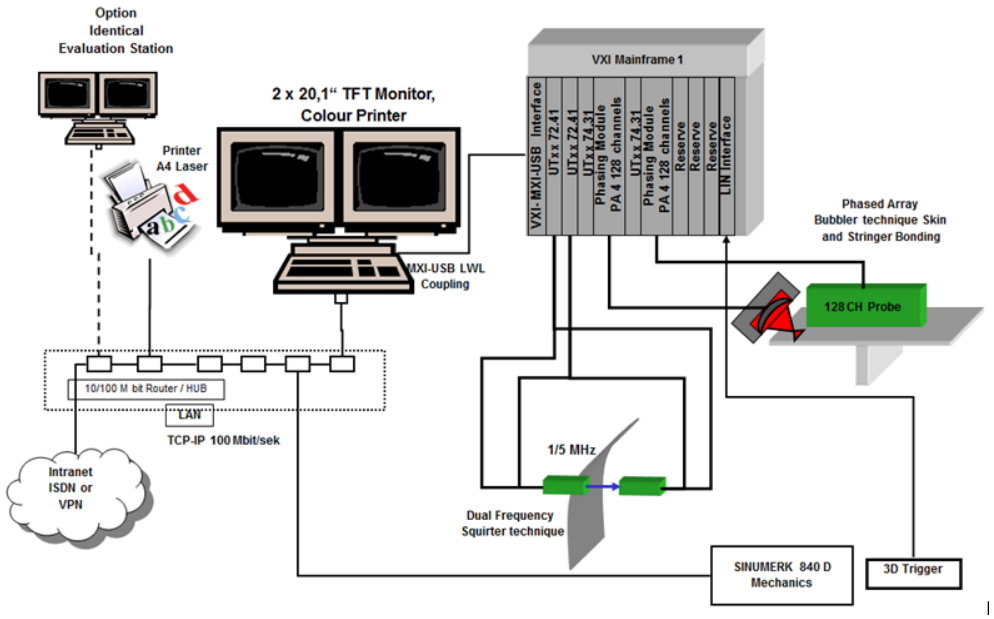
B/ automatyczne zabezpieczenie antykolizyjnego dysz wodnych Rys. 4.12.

C/ pneumatyczny układu zabezpieczający, systemu zasilania wodnego.

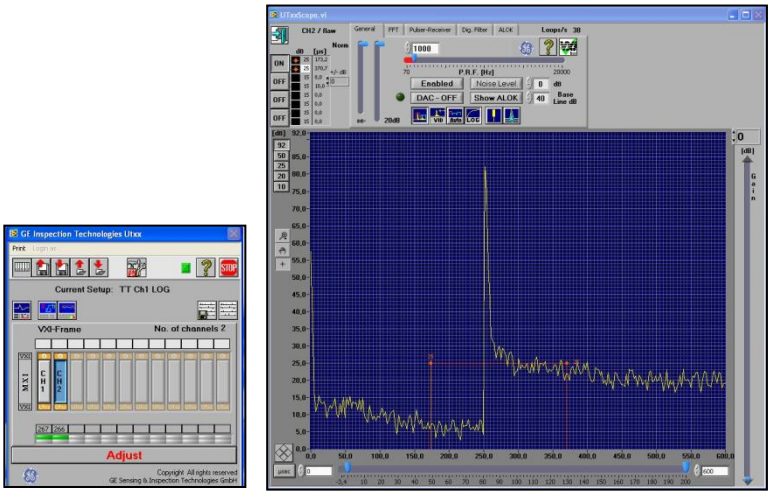
Układ ultradźwiękowy.

Układ zaprojektowany jest jako system wielomodułowy o otwartej architekturze opartej na przemysłowym standardzie VXI (patrz rys.4.13). Liczba oraz typ zastosowanych modułów może być określana indywidualnie, w zależności od konkretnych zastosowań badawczych. W PZL Świdnik dobrano konfigurację dwu modułową opartą na karcie typu UTxx-72. Moduł UTxx-72, to wykonany na

pojedynczej płycie drukowanej układ elektroniczny, działający niezależnie i będący w istocie jednokanałowym układem nadawczo-odbiorczym z możliwością programowania funkcji z poziomu komputera PC. Dzięki tego typu konfiguracji, podczas realizacji jednej sesji skanowania, możliwym jest prowadzenie inspekcji ultradźwiękowej z jednoczesnym wykorzystywaniem 2ch kanałów (TT CH1/CH2). W połączeniu z dwu przetwornikowymi głowicami wąskopasmowymi system jest bardzo elastycznym narzędziem dającym możliwość, szybkiej analizy stanu struktur kompozytowych zawierających zarówno silnie tłumiące sekcje przekładkowe z blokiem ulowym jak i struktury monolityczne .



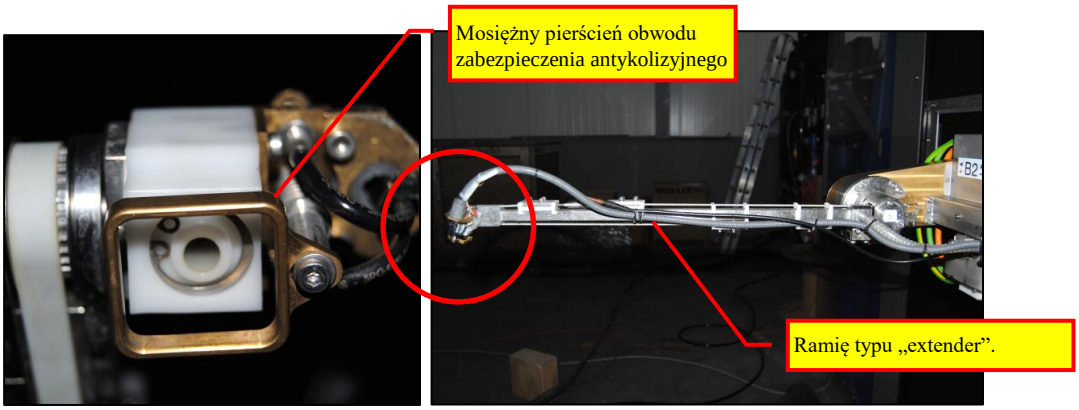
Rys.4.13 Schemat architektury układu ultradźwiękowego systemu NUSCAN .



Rys.4.14 Główne, okno oprogramowania UTxx.

Opisana powyżej, wielomodułowa budowa toru elektrycznego systemu pozwala również na elastyczny dobór głowic ultradźwiękowych w jego torze akustycznym (zależnie od ilości i typu modułów zamontowanych w kasecie VXI). W PZL

Świdnik standardowo wykorzystywana jest para dwuprzetwornikowych (1/5[MHz), wąskopasmowych głowic ogniskowanych fal podłużnych. Dodatkowo, możliwe jest wykorzystanie klasycznej, jedno przetwornikowej wąskopasmowej głowicy normalnej 1[MHz] Rys.4.15. Głowica zamontowana jest na ramieniu typu Extender wykorzystywanym do badań struktur wysoko tłumiących o dużej krzywiźnie (naroża o kącie rozwarcia < 90[°])

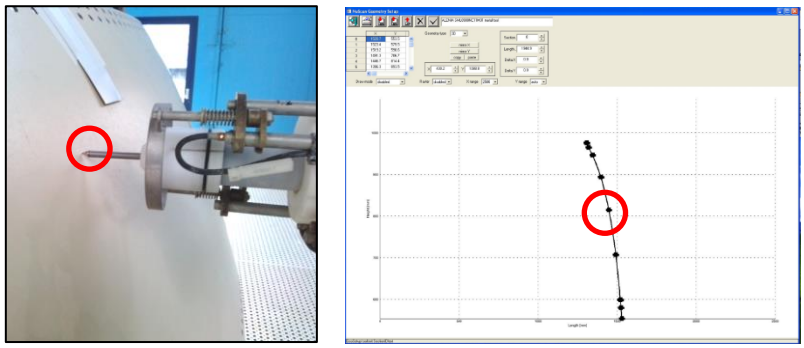


Rys. 4.15 Mini komora i dysza głowicy 1MHz.

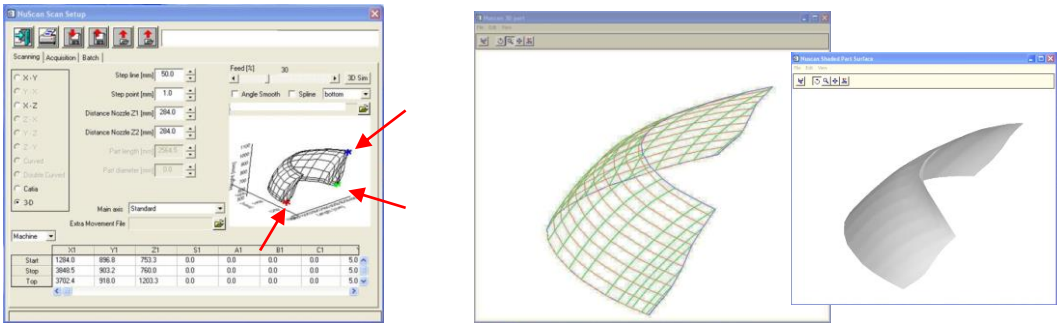
Organizacja danych (parametry sterowania) systemu NUSCAN.
Główne parametry badania, przechowywane są w formie 3ch plików typu „setup":

- Scan Setup – główne parametry skanu: indeks, prędkość, odległość między dyszami etc,
- UT Parameters Setup – parametry ultradźwiękowego układu odbiornik-nadajnik.
- Geometry Setup – geometria skanowania.

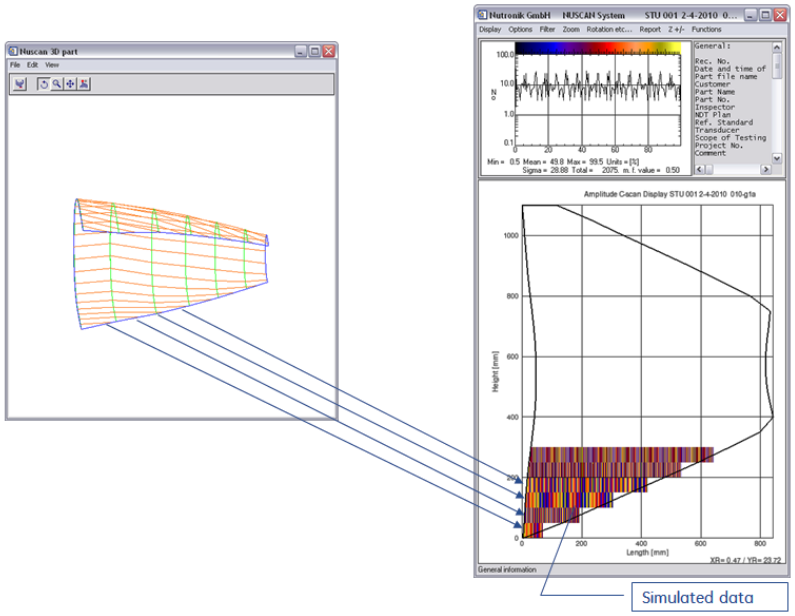
Każda geometria skanowania 3D definiowana jest jednorazowo (na bazie plików w formacie CATIA lub manualnie). Przed rozpoczęciem inspekcji, system (na bazie posiadanej geometrii 3D) oblicza wymaganą ilości linii skanowania oraz dokonuje kalkulacji ich krzywizny (tworzona jest tzw. siatka skanowania Rys. 4.17). Na tej podstawie system SINUMERIK kieruje sekwencjami ruchów skanowania, jak również, na bieżąco, trakcie inspekcji tworzony jest obraz 2D zobrazowania C-SCAN (rys. 4.18/4.19).



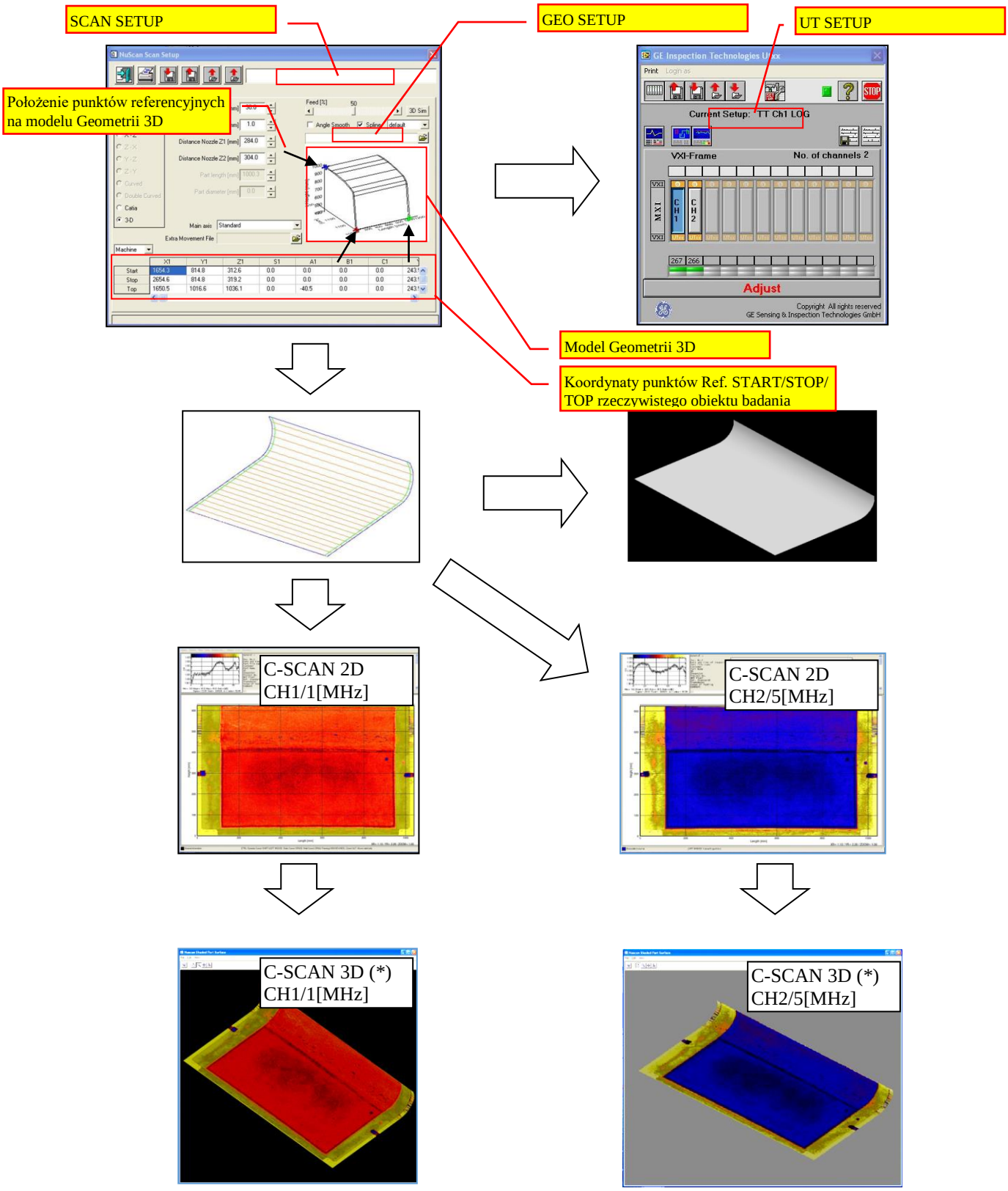
Rys. 4.16 Procedura ręcznego modelowania krzywizny 3D (teach-in). Widok wykorzystywanej końcówki pomiarowej (lewo) oraz utworzony, pojedynczy przekrój modelu 3D (prawo).



Rys. 4.17 Gotowy modelu 3D z punktami referencyjnymi START/STOP/TOP (lewo). Wygenerowana siatka skanowania i animacja „skóry”/ pokrycia części (prawo).



Rys. 4.18 Schemat tworzenia obrazu C-SCAN 2D na (bazie wygenerowanej siatki skanowania).



Rys.4.20 Poglądowy model procesu generowania zdjęcia CSCAN 2D/3D.

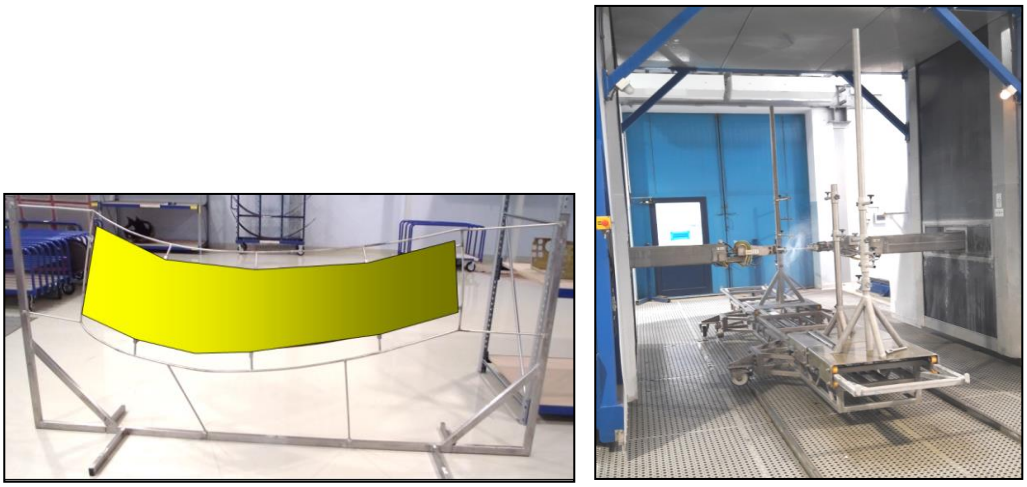
(*) Jest to przestrzenne zobrazowanie 3D, bez możliwości stosowania zaawansowanych narzędzi do obróbki wyników badania (dostępnych dla zobrazowania 2D).

Przygotowanie i realizacja badania 3D.

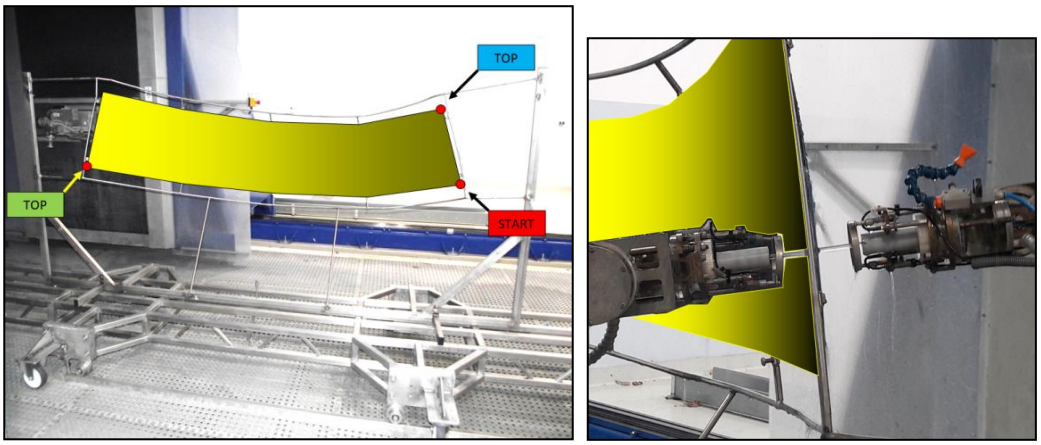
1/ Przygototowaną część oraz wzorzec odniesienia zamocować w przestrzeni skanowania (Rys. 4.21/4.22). Wybrać opcję skanowania (z/bez ramienia extender). Załadować właściwe pliki setup (jeśli konieczne zamocować ramie „extender").

2/ Zdefiniować położenie i kierunek układu współrzędnych części w przestrzeni 3D systemu SINUMERIK tj. wprowadzić wartości rzeczywiste współrzędnych punktów referencyjnych *START/STOP/TOP Rys.4.17/4.22)*.

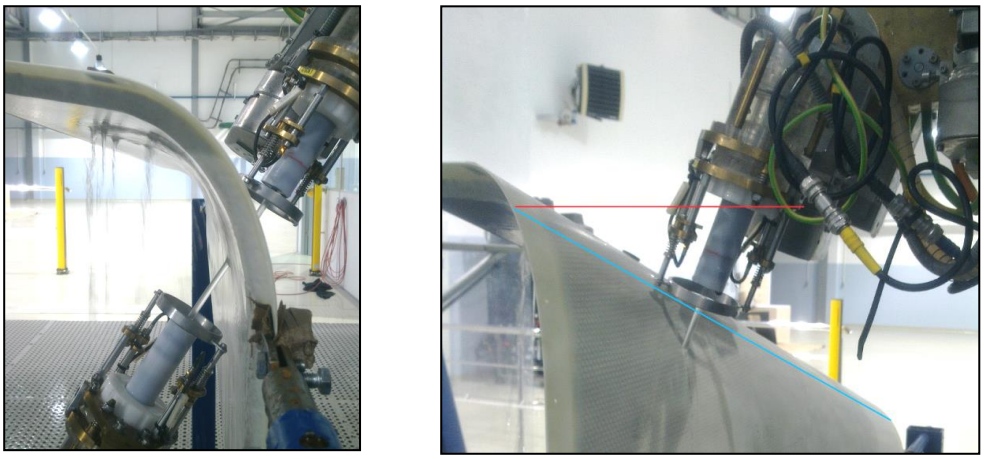
3/ Uruchomić zasilanie wodne/sprawdzić prawidłowość sprzężenia, bezpiecznie uruchomić proces skanowania (Rys. 4.23).



Rys. 4.21 Przyrząd specjalny do mocowania cienkościenny struktur monolitycznych 3D (lewo). Platforma do mocowania części wraz z układem stojaków. Widoczne również ramiona Index1/Index2 w pozycji bezpośredniego sprzężenia wodnego (prawo).



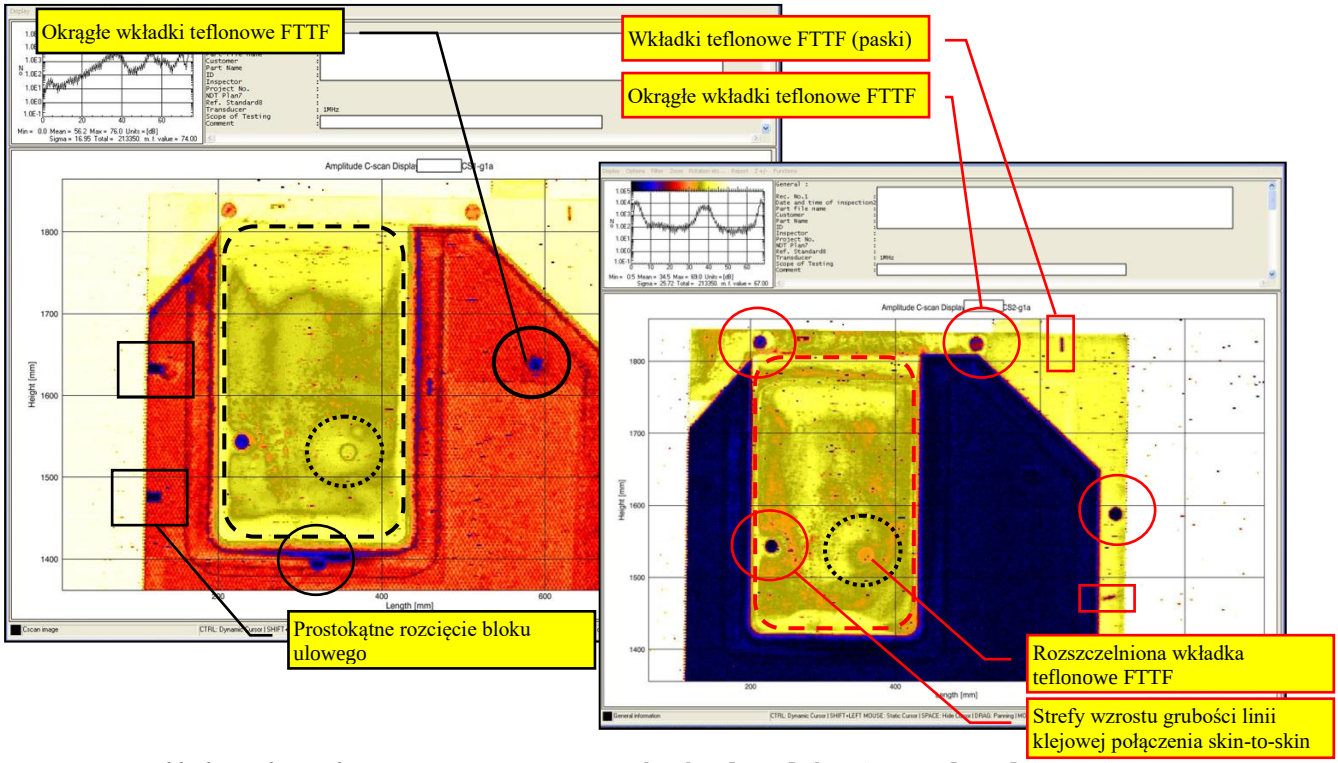
Rys. 4.22. Fizyczne położenie (na rzeczywistym obiekcie) punktów referencyjnych START/STOP/ TOP (lewo). Skanowanie cienkościennej struktury monolitycznej 3D (prawo).



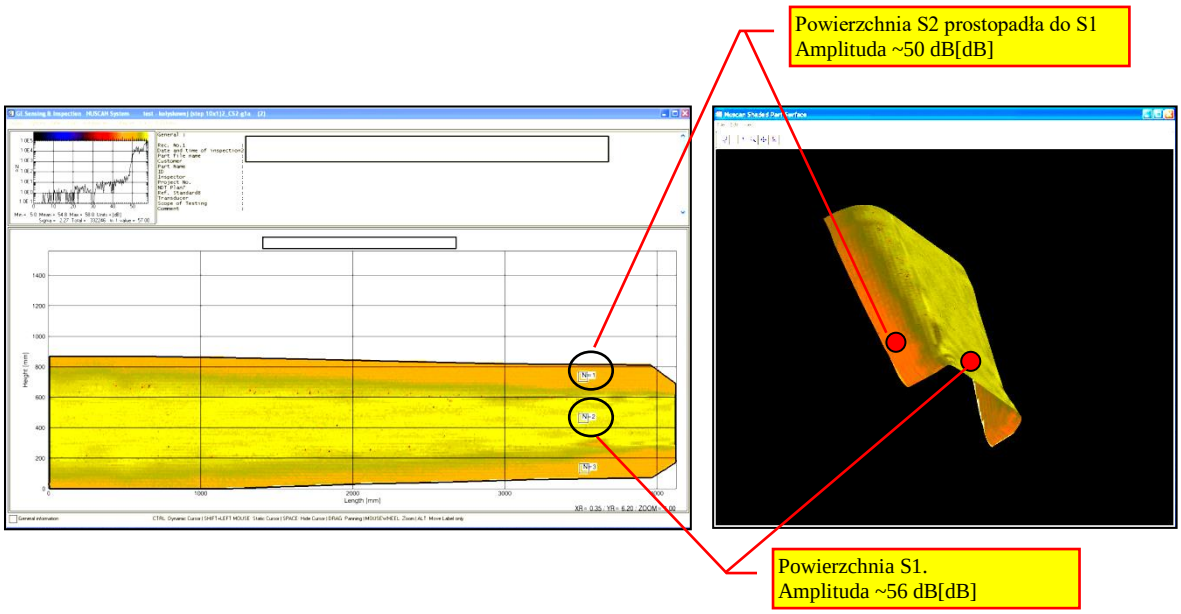
Rys. 4.23 Pozycja kolizyjna dyszy oraz badanego obiektu . Wszelkie zadania wykonywane z wykorzystaniem systemu NSCAN muszą być realizowane ze szczególną ostrożnością. Ewentualne pomyłki/niedopatrzenia inspektora mogą skutkować kolizją.

Ocena uzyskanych wyników badania.

Podobnie jak w przypadku opisanego wcześniej systemu Midas ocena uzyskanych wyników badania (decybelowa mapa amplitudy CSCAN) wykonywana jest w oparciu o trójbarwną paletę kolorów, z możliwością dynamicznego ustawienia poziomu interpretacji ITR („Interpretation Treshold"), oraz oceny ETR („Evaluation Treshold"). Dostępna jest również szeroka gama narzędzi wspomagających proces oceny np: konwersja amplituda vs tłumienie, filtry cyfrowe, skalowanie, wizualizacja 3D, przekroje amplitudowe BSCAN z oznaczeniem wartości szczytowych, pomiary powierzchni/dystansu nieciągłości, pomiar amplitudy w zadanym obszarze, funkcja wskazywania indywidualnych punktów/stref/defektów na powierzchni części 3D, czy też tzw. „rescan" tj. funkcja ponownego skanowania w zdefiniowanym wcześniej obszarze części.



Rys. 4.24 Przykładowe dwa zobrazowania 2D CSCAN/amplituda 1[MHz] (lewo) oraz 5[MHz] (prawo). Zobrazowania otrzymane w wyniku pojedynczej sesji skanowania NUSCAN. Struktura klejona z blokiem ulowym oraz aluminiowymi półkami (typu skin-to-skin).



Rys. 4.25 Zobrazowania 2D oraz 3D CSCAN/Amplituda CH2/5MHz. Skanowanie 3D wykonano w warunkach bezpośredniego sprzężenia wodnego głowic UT (bez zamontowanej części w przestrzeni skanowania). Wynik negatywny (dla 2ch powierzchni prostopadłych różnica delta dB=6[dB]!). Wymagane dochodzenie, celem wyjaśnienia niezgodności!

5. WNIOSKI.

5.1 Ostanie dwie dekady rozwoju przemysłu lotniczego stoją pod znakiem bardzo silnego wzrostu wolumenu produkcji lotniczych części i zespołów wykonanych z kompozytów polimerowych. Dzieje się tak ze względu na kilka istotnych czynników:

- stała rywalizacja między głównymi konkurentami na rynku lotniczych producentów OEM nasila ciągły trend do podnoszenia parametrów ekonomiczno-technicznych statków powietrznych. Zmusza to do stosowania coraz bardziej odważnych strategii w użyciu materiałów kompozytowych.
- szereg nowych, wysokowydajnych (automatycznych) metod wytwarzania kompozytów polimerowych uzyskało poziom dojrzałości technologicznej.
- wprowadzono zmiany w metodyce projektowania struktury płatowca – zaczyna ona coraz silniej uwzględniać ekonomikę wytwarzania kompozytów polimerowych (co jeszcze bardziej uatrakcyjnia ich stosowanie).

5.2 Dynamiczny wzrost produkcji lotniczych części kompozytowych, już od wielu lat wywiera silny wpływ również na sektor badań nieniszczących (ze szczególnym uwzględnieniem badań ultradźwiękowych). Powoduje to, iż dotychczas powszechnie stosowane techniki ręczne stają się coraz mniej efektywne i muszą być zastępowane technikami automatycznymi.

5.3 Coraz większy udział w ogólnej ilości produkowanych części kompozytowych stanowią struktury wielkogabarytowe o skomplikowanym krzywiźnie 3D. Powoduje to wzrost zapotrzebowanie, na wykonywanie badań ultradźwiękowych z wykorzystaniem automatycznych systemów wieloosiowych (gantry/robotic).

5.4 Systematyczny wzrost gabarytów oraz krzywizny lotniczych części kompozytowych, może również prowadzić, do coraz większego zainteresowania automatycznymi technikami z jednostronnym dostępem do badanej powierzchni (np. typu laser ultrasonic/thermography).

LITERATURA

1. Kevin Potter.“The Structural Integrity of Carbon Fiber Composites”. Springer 2017. CH2 p.29-57.
2. US3574040 patent. „Aparatus doe making laminated structural shapes by the controlled detrisve placementand polymerization of tectonic fi lament tapes”.
3. TORAY. „History of carbon fiber”. http://www.torayca.com/en/aboutus/abo_002.html
4. WTEC Hyper-Librarian. Published: April 1994. “Breif history of evolution in composites manufacturing technology”. http://www.wtec.org/loyola/polymers/c1_s2.htm
5. WIKIPEDIA. „Carbonf Fibres”. https://en.wikipedia.org/wiki/Carbon_fibers
6. Composite Press. „Carbon fibres”. https://www.compositespress.com/wikicomposites/carbon-fibers/
7. Paulina Mayer, Jacek W.Kaczmar. Tworzywa sztuczne i chemia. “Właściwości i zastosowania włókien węglowych i szklanych”.
8. High Performance Polymers: Their Origin and Development pp 341-353. „Carbon Fibres, from Light bulbs to outer space”. Roger Bacon, Charles T. Moses.
9. The Library of the Calfornia Institute of Technology. History of Recent Science & Technology: *Composites Overview.* Tim Palucka and Bernadette Bensaude-Vincent. https://authors.library.caltech.edu/5456/1/hrst.mit.edu/hrs/materials/public/composites/Composites_Overview.htm
10. WIKIPEDIA. „Fibre-reinforced plastics”. https://en.wikipedia.org/wiki/Fibre-reinforced_plastic#cite_note-13
11. George Lubin. „Handbook of Composites”. 1982.
12. Century of flight. Development of aviation technology – composites and advanced materials in aircraft. www.century-of-flight.net/Aviation history/evolution of technology/Composites and Advanced Materials.htm
13. History of composites, Tim Palucka and Bernadette Bensaude-Vincent. https://authors.library.caltech.edu/5456/1/hrst.mit.edu/hrs/materials/public/composites/Composites_Overview.htm
14. Curt Rogers. RAND Note N-3503-AF prepared for USAF.1992. “Advanced Composite Materials: The Air Force’s Role in Technology Development”.
15. W.P. Conrardy “Systems Application of new materials. High-modulus, High-strenght Plastic Composites“. May 1971. NMAB-283. Accelerating utilization of new materials. National Materials Advisory Board. Division of Engineering. National Reasearch Council (US).
16. Karen Haywood Queen. AdvancedManufacturing.org. October 2017. “Airbus, Boeing, Lockheed singing praises of composites”. https://advancedmanufacturing.org/14615-2/
17. Howard K. Simmons, Joel Mannary. September 1978. “F-18 Composite Structures Data Analysis”. Report No N68335-77-C-1561. Naval Air Systems Command. Department of the Navy. Washington D.C. 20361.
18. A.K. Kulshreshtha, C.Vasile. 2002. Handbook of Polymer Blends and Composites, Tom 1. Rapra Technology Ltd.
19. „Aramid Fibers”. https://www.chem.uwec.edu/chem405_s01/malenirf/project.html
20. “High Performace Carbon Fibres”. Wrzesień 2003. American Chemical Society. https://www.acs.org/content/dam/acsorg/education/whatischemistry/landmarks/carbonfibers/high-performance-carbon-fibers-commemorative-booklet.pdf
21. Module11: Engineering Applications of Composite Materials Learning Unit-1: M11.1 M11.1 Engineering Applications of Composites Materials. https://nptel.ac.in/courses/105108124/pdf/Lecture_Notes/LNm11.pdf
22. [8] Harris, Charles E. And Shurart, Mark J., 2001, “An Assessment of the State of the Art in the Design and Manufacturing of Large Composite Structures for Aerospace Vehicles”. https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20010041346.pdf
23. John M.Griffin, James E.Kinnu. “B-2 Systems Engineering Case Stady”. Air Force Center for Systems Engineering at the Air Force Institute of Technology. Wright-Patterson.
24. B.L.Riley. “AV-8B/GR Mk 5 Airframe composite applications. 1986. MCDonnell Aircraft Company.

25. FLTLT Chris Kourloufas, Mr Chris Kourloufas . 2016. F/A-18A/B Inner Wing Step Lap Joint Defect Management. 2016 ASI Symposium.
26. Susan M. Krolewski. MIT MTL TR 89-47 Reort for US Army Materials Technology Laboratory 1989. „Study of the application of automation to composites amnufacturing".
27. This day in Aviation. https://www.thisdayinaviation.com/tag/airbus-helicopters/
28. Darrel R. Tenny and H.Benson Dexter. January 1985. NASA Langley Resarch Center. Technical Memorandum 86353. „Advances in composites technology"
29. Alan Hiken. „The Evolution of the Composite Fuselage: A Manufacturing Perspective". https://www.intechopen.com/online-first/the-evolution-of-the-composite-fuselage-a-manufacturing-perspective
30. M.B.Dow, H.B.Dexter. NASA November 1887. "Development of Stitched, Braided and woven composite structures in the ACT program (1985 to 1997)".
31. M.Kozioł, J.Śleziona. Kompozyty 8:2 (2008). „Kompozyty Polimerowo-Włókniste o Trójwymiwarowym Zbrojeniu".
32. S.Mackiewicz, G.Góra. Nieniszczece badania materiałów. Zakopane 03.2005. „Ultradźwiękowe badania konstrukcji kompozytowych w przemyśle lotniczym".