

Barbara Surowska*, Jarosław Bieniaś

Politechnika Lubelska, Wydział Mechaniczny, Katedra Inżynierii Materiałowej, ul. Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin, Poland

* Corresponding author. E-mail: b.surowska@pollub.pl

Otrzymano (Received) 28.01.2010

WYTWARZANIE WIELOWARSTWOWYCH STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH METODĄ AUTOKLAWOWĄ

Materiały kompozytowe i laminatowe wypierają stopniowo inne, tradycyjne materiały stosowane na złożone struktury lotnicze. Obecnie podstawowa technologia to proces autoklawowy polimeryzacji i łączenia warstw prepregów. Proces ten stosowany jest do wszystkich elementów „krytycznych”, a więc pracujących w niewralgicznych częściach konstrukcji. Do struktur o mniejszym stopniu skomplikowania i niższych wymaganiach wytrzymałościowych oraz do produkcji krótkoseryjnej wdrażane są technologie bezautoklawowe skracające czas wytwarzania, obniżające koszty produkcji, ale dające niższą jakość strukturalną wytworu. Do zalet techniki wytwarzania kompozytów w autoklawie z punktu widzenia zastosowania w strukturach lotniczych możemy zaliczyć: możliwość wytwarzania kompozytów z szeregu rodzaju materiałów, wysokie właściwości mechaniczne kompozytów, wysoką jakość powierzchni kompozytów i struktur, powtarzalność, pełną kontrolę procesu i detalu podczas utwardzania (temperatura, ciśnienie), minimalną ilość porowatości <1%. W artykule omówiono technologię wytwarzania wielowarstwowych struktur kompozytowych z zastosowaniem autoklawu na przykładzie paneli wykonanych do celów badawczych w warunkach przemysłowych. Przedmiot badań stanowiły materiały kompozytowe: szklano/epoksydowe, węglowo/epoksydowe, kevlarowo/epoksydowe oraz hybrydowo- (szklano-węglowo-polietylenowo)/epoksydowe - system prepregowy Hexcel, Cytec (taśmy jednokierunkowe, tkaniny). Wytworzone materiały kompozytowe metodą autoklawową (badania własne) charakteryzują się wysoką jakością i jednorodnością strukturalną.

Słowa kluczowe: prepregi, laminaty, autoklaw, proces utwardzania, struktura lotnicza

MULTIPLIES COMPOSITE STRUCTURES PRODUCED BY AUTOCLAVE PROCESS

Composites and laminates progressively displace other classic materials applied to aviation structures. The progress in materials extorts the developing of new technologies in structures production. The autoclave process of curing and bonding of the prepreg plies is currently the basic technology. This process is used to the manufacture of all “critical” parts namely the parts working in crucial elements of the constructions. The out-of-autoclave processes are used to produce low-cost prototype and limited production structures. They enable the shortening of process time, the reducing of cost but often the structural quality is lower. Advantages of the autoclave process, from the point of view of application on aerospace structures, are the possibility of producing a wide variety of materials, high mechanical properties of manufactured composites, excellent quality of composites surface and composite structures, high fiber volume fraction in the composites, repeatability, full control of elements and process during curing (temperature, pressure) and low void content (<1%). In this paper the methods of multiplies composites parts production used in Polish aviation industry are described. The subject of the examination were composites: glass/epoxy, carbon/epoxy, kevlar/epoxy and hybrid (glass-carbon-polyethylene)/epoxy - Hexcel and Cytec prepreg systems (unidirectional tape, fabrics). In this paper the methods of multiplies composites parts production used in Polish aviation industry are described. The composites produced by autoclave method (our results) characterized by high quality and structural homogeneity.

Keywords: prepregs, laminates, autoclave process, curing process, aviation structures

WPROWADZENIE

Materiały kompozytowe o osnowie polimerowej wzmacniane włóknami, dzięki niskiej gęstości i specyficznym właściwościom mechanicznym, pozwalają na projektowanie i wytwarzanie różnorodnych elementów konstrukcji w produkcji jednostkowej i seryjnej. Szczególnie przemysł lotniczy postrzega je jako nowoczesne tworzywa do realizacji obecnych i przyszłych konstrukcji lotniczych nowej generacji. Struktury kompozytowe wytwarzane metodami stosowanymi w lotnictwie wy-

korzystywane są głównie na elementy określone jako „primary structure” - elementy krytyczne konstrukcji lotniczych oraz „secondary structure” - pozostałe odpowiedzialne elementy [1, 2].

Gwałtowny wzrost zastosowania kompozytów w tej gałęzi przemysłu nastąpił w XXI wieku. Pod koniec XX wieku opracowano bowiem i wprowadzono do produkcji unowocześnione tworzywa polimerowe termoutwardzalne i termoplastyczne, włókna węglowe i aramidowe

oraz nowatorskie zestawienia tworzyw w kompozytach i laminatach włóknistych. Pozwoliło to na zastąpienie laminatami kompozytowymi tradycyjnych materiałów metalowych oraz struktur przekładkowych nie tylko w lekkich samolotach i śmigłowcach, ale także w dużych samolotach wojskowych i pasażerskich, na przykład w konstrukcji kadłubów, skrzydeł, usterzenia, łopat wirnika śmigłowców, drzwi, wyposażenia wnętrza. Wraz z postępem w wytwarzaniu komponentów nastąpił również rozwój nowych technologii wytwarzania kompozytów i laminatów, w tym metalowo-włóknistych (FML) oraz na osnowie polimerów termoplastycznych.

Klasyczna prosta technologia produkcji struktur kompozytowych to metoda „na mokro”, w której włókno rovingowe lub maty umieszcza się warstwami w formie, a następnie nasącza żywicą epoksydową z utwardzaczem. Pozwala ona na ręczne lub - rzadziej - zautomatyzowane jednostkowe wykonanie struktur o złożonym kształcie, ale o niezbyt wysokiej i powtarzalnej jakości. Metodą tą w Polsce wykonuje się niektóre elementy kadłubów śmigłowców i awionetek oraz łopaty wirnika śmigłowca.

Inną metodą mokrą jest proces pultruzji polegający na impregnacji ciągłych pasm włókien rovingowych ciekłą żywicą, przeciągnięciu ich przez ustniki formujące, a następnie utwardzeniu podczas przeciągania przez zespół grzejny o określonym profilu temperaturowym [3]. Metodą tą wytwarza się w sposób ciągły profile kompozytowe z dużą wydajnością, stosunkowo niskimi kosztami, bez odpadów i przy dużej automatyzacji.

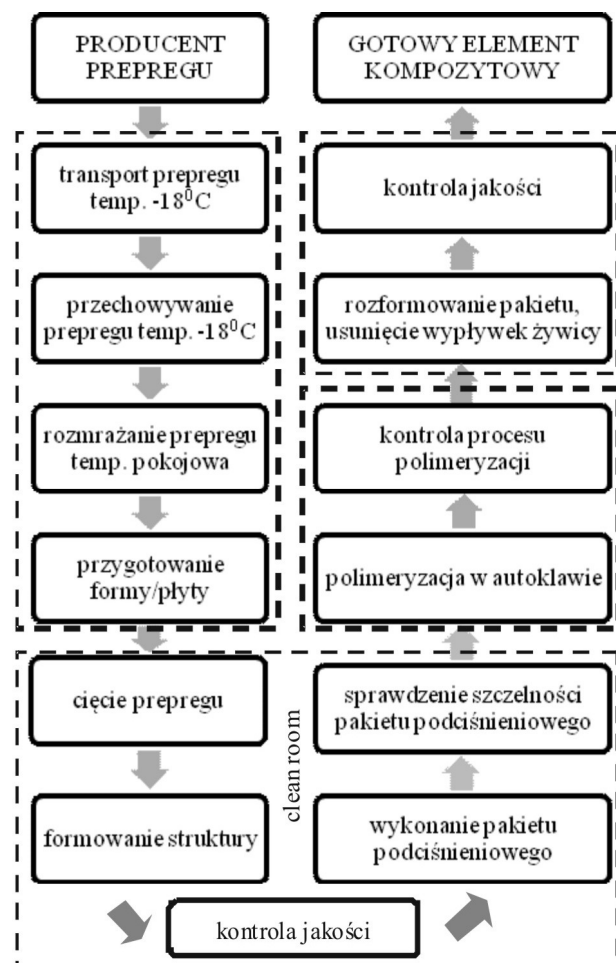
Nowocześniejsze metody oparte na ciekłych żywicach termoutwardzalnych to RTM (Resin Transfer Moulding) i VaRTM (Vacuum assisted RTM). Metoda RTM polega na wtłoczeniu przy użyciu podwyższonego ciśnienia ciekłej mieszaniny żywicy i utwardzacza w przestrzeń między dopasowane części formy, w której znajduje się ukształtowane wzmocnienie. Najczęściej zbrojenie występuje w postaci preformy [4-6]. Proces VaRTM jest wariantem metody RTM z zastosowaniem próżni i użyciem jednoczesnej formy w połączeniu z workiem próżniowym. Realizowany jest w trzech etapach: formowanie preformy, nasycanie żywicą, utwardzanie przesączonej preformy. Proces utwardzania prowadzi się w podwyższonej temperaturze uzyskiwanej przez nagrzewanie formy. Metoda VaRTM pozwala na osiągnięcie 60% zawartości włókien wzmacniających w materiałach kompozytowych [4, 6]. Metody RTM i VaRTM stosowane są głównie do produkcji dużych struktur, często o złożonych kształtach. Zaletami są dość dobra powtarzalność jakościowa, dobry stan powierzchni wyrobu, brak ograniczeń rozmiarowych i względnie niski koszt produkcji.

Druga grupa metod to te, w których wykorzystuje się preimpregnaty, nazywane prepregami. Utwardzanie realizuje się w warunkach regulowanych cykli zmian ciśnienia i temperatury w autoklawie lub w systemie Quickstep™ [7-9]. Proces realizowany w autoklawie uważany jest obecnie za najlepszy pod względem jako-

ści otrzymywanego wyrobu, w szczególności w przemyśle lotniczym na „primary structures” [10]. W pracy przedstawiono szczegółowy opis procesu autoklawowego, umożliwiającego wytwarzanie różnorodnych laminatów doświadczalnych, w tym hybrydowych oraz metalowo-włóknistych (FML) w warunkach przemysłowych i laboratoryjnych, z zachowaniem wszystkich procedur wymaganych w produkcji struktur lotniczych.

PROCES PRZYGOTOWANIA WSADU DO AUTOKLAWU

Proces wytwarzania struktur kompozytowych realizowany jest w kilku etapach (rys. 1).



Rys. 1. Schemat procesu powstawania struktury kompozytowej

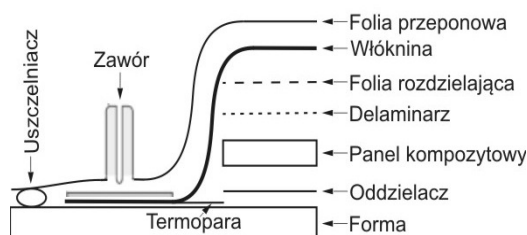
Fig. 1. Scheme of composite structure forming process

Etapem wstępnym jest przygotowanie formy odwzorowującej kształt oraz wymiary wytwarzanego elementu lub płyty metalowej do wytwarzania płaskich paneli. Stosowane są formy metalowe oraz kompozytowe [11], jako płyty do wykonywania paneli płaskich używane są blachy stalowe lub aluminiowe. Następnie przygotowuje się prepregi, czyli cienkie warstwy wzmocnienia zaimpregnowanego częściowo utwardzoną żywicą. Prepregi, hermetycznie zapakowane przez producenta, transportowane są i przechowywane w temperaturze

-18°C dla zminimalizowania procesu samoistnej polimeryzacji żywicy (w tej temperaturze okres ważności prepregów wynosi około 1 roku). Prepregi poddawane są procesowi rozmrażania do temperatury otoczenia przez 24 do 48 godzin w celu uniknięcia kondensacji pary wodnej na ich powierzchni. Etap cięcia prepregu i formowania struktury przeprowadzany jest w specjalnym klimatyzowanym pomieszczeniu, tzw. „clean room”. Cięcie formatek na określony wymiar realizowane jest najczęściej automatycznie przez ploter tnący. Formatki mogą być czasowo przechowywane w temp. +4°C [11-13].

Układanie warstw w formie w nowoczesnych zakładach kontrolowane jest laserowym systemem pozycjonowania. Na formie wyświetlane są kontury miejsc, w których powinny być układane kolejne formatki. Powierzchnia formy musi być odpowiednio przygotowana, aby nie nastąpiło przyklejenie się prepregu do foremnika. W opisywanym przykładzie zastosowano płytę aluminiową o grubości około 2,5 mm pokrytą folią PTFE jako oddzielnikiem.

Po ułożeniu warstw prepregu budujących panel i umieszczeniu termopar w naddatku materiału formuje się pakiet podciśnieniowy (rys. 2). Nakłada się folię perforowaną rozdzielającą, a na nią suchą tkaninę szklaną, która ma za zadanie odprowadzenie powietrza i nadmiaru żywicy z panelu kompozytowego. Brzegi folii i tkaniny okleja się taśmą samoprzylepną. Następnie układa się folię ciągłą przeponową oraz docisk wykonany np. z blachy aluminiowej o grubości minimum 1 mm. Folia zapobiega przywieraniu docisku, a docisk zabezpiecza panel przed pofałdowaniem w procesie polimeryzacji.



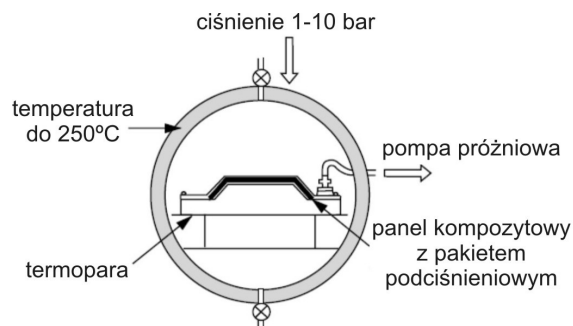
Rys. 2. Panel kompozytowy wraz z pakietem podciśnieniowym

Fig. 2. Composite panel with vacuum bag

Kolejnymi czynnościami jest przyklejenie uszczelnacza w postaci taśmy do krawędzi płyty dociskowej oraz ułożenie dwu termopar jak najbliżej pakietu kompozytowego. Całość przykrywana jest włókniną (odprowadzenie powietrza i nadmiaru żywicy), której gramaturę dobiera się w zależności od ciśnienia panującego w autoklawie podczas procesu polimeryzacji. Następnie do uszczelnacza przykleja się folię przeponową, w której instaluje się minimum dwa zawory podciśnieniowe (jeden to zawór ssący, drugi to zawór kontrolny). Tak wykonany pakiet podciśnieniowy podłączany jest do pompy próżniowej w celu wywarcia podciśnienia o wartości około -0,1 MPa. Następnie należy wykonać próbę szczelności pakietu podciśnieniowego.

PROCES POLIMERYZACJI W AUTOKLAWIE

Autoklaw stanowi swego rodzaju zbiornik ciśnieniowy wyposażony w systemy próżniowe i ciśnieniowe, systemy grzewcze oraz chłodzące, kontrolery próżni i temperatury, układ sterowania (rys. 3).



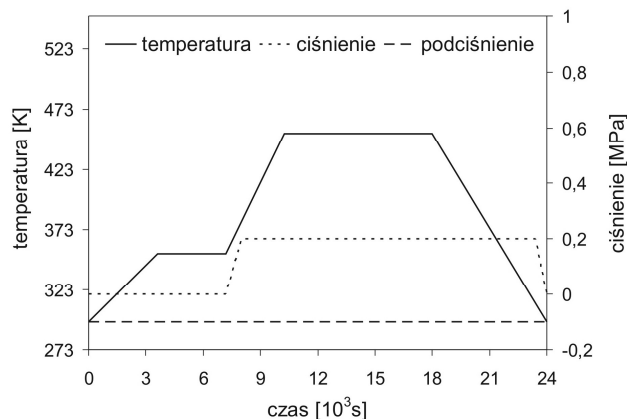
Rys. 3. Schemat budowy autoklawu [1]

Fig. 3. Scheme of autoclave [1]

Przykładowe parametry techniczne autoklawów przemysłowych to:

- średnica: od 1,5 do kilku metrów
- długość: kilka - kilkanaście metrów
- ciśnienie robocze: 0,1÷2 MPa
- gaz roboczy: azot, dwutlenek węgla, powietrze
- nagrzewanie realizowane elektrycznie do 523 K (250°C)
- chłodzenie wodą
- kontrolery temperatury - w zależności od wielkości autoklawu od kilku do kilkudziesięciu
- kontrolery próżni w zależności od wielkości autoklawu od kilku do kilkudziesięciu
- sterowanie automatyczne.

Proces utwardzania w autoklawie realizowany jest przez szybki wzrost temperatury w warunkach regulowanego ciśnienia, wygrzewanie izotermiczne w czasie wymaganym do zajścia procesu, a następnie ochłodzenie. Parametry procesu (podciśnienie, nadciśnienie, temperaturę, czas) ustala się dla konkretnego kompozytu lub laminatu (rys. 4).



Rys. 4. Schemat procesu utwardzania w autoklawie laminatu włókno węglowe/żywica epoksydowa

Fig. 4. Scheme of the curing of carbon fibre/epoxy laminate in an autoclave

Zazwyczaj utwardzanie przebiega w dwóch etapach. Etap pierwszy to: obniżenie ciśnienia do uzyskania podciśnienia rzędu $-0,1$ MPa (w pakiecie kompozytowym/podciśnieniowym), nagrzanie do temperatury 353 K z prędkością $0,033$ K/s i wygrzewanie przez około 1 h. Drugi etap to: podwyższenie ciśnienia w autoklawie do $0,2$ MPa dla struktur złożonych typu sandwich lub do $0,4\div 0,7$ MPa dla struktur monolitycznych, podwyższenie temperatury do 453 K i wygrzewanie przez około 2 h.

Etap końcowy to obniżenie temperatury do 343 K lub niższej z prędkością $0,033$ K/s, obniżenie ciśnienia do poziomu normalnego, zamknięcie próżni i wyłączenie autoklawu. Kluczową operacją w tym procesie jest obniżenie ciśnienia. Ponadto niezbędna jest kontrola prędkości nagrzewania i chłodzenia. Jeśli temperatura wzrasta zbyt szybko, następuje wzrost poziomu naprężeń cieplnych w materiale. Zbyt szybkie chłodzenie ogranicza możliwość relaksacji naprężeń pierwotnych i cieplnych, co może powodować odkształcenia w postaci sfalowania podczas procesu formowania elementu [14].

BADANIA WŁASNE

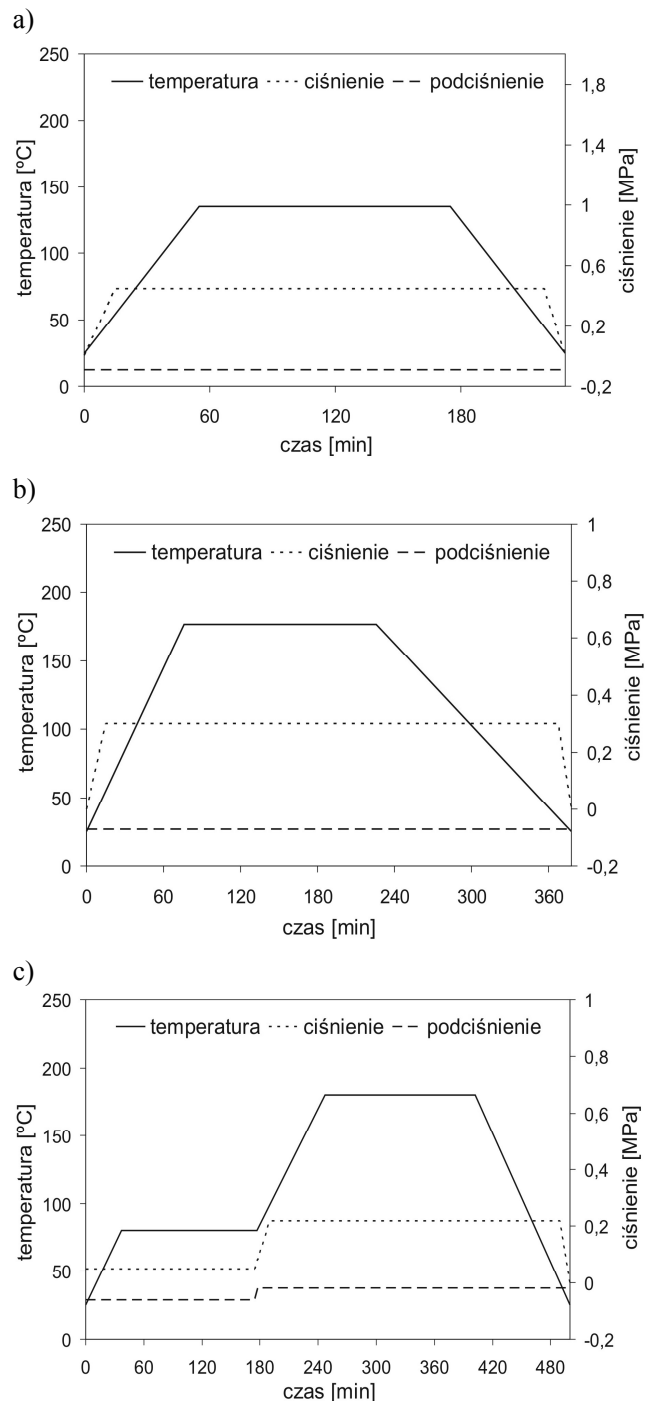
Według opisanej powyżej procedury techniką autoklawową wykonano w PZL Świdnik SA szereg paneli kompozytowych o osnowie żywic epoksydowych wzmacnianych włóknami szklanymi, węglowymi, keklarowymi i hybrydowymi (szklano-węglowymi). Celem było uzyskanie wysokiej jakości laminatów do badań właściwości fizycznych, mechanicznych oraz numerycznych (stworzenie bazy danych do projektowania struktur laminatowych metodami numerycznymi w środowisku Abaqus).

Kompozyty wytworzono z następujących systemów prepregowych:

- jednokierunkowy taśmowy prepreg szklano/epoksydowy (Hexcel, USA), włókno szklane: typu R,
- jednokierunkowy taśmowy prepreg węglowo/epoksydowy (Hexcel, USA), włókna węglowe AS7J12K, tkaninowy prepreg węglowo/epoksydowy, splot skośny 2×2 , (Hexcel, USA), włókna węglowe HTA-6K,
- tkaninowy prepreg keklarowo/epoksydowy (Cytec, USA), włókna keklarowe 49 K-285,
- tkaninowy prepreg hybrydowy szklano-węglowo-poliestrowo/epoksydowy, splot skośny 2×2 (Hexcel USA), układ hybrydowy: (% wag.) 50% włókien węglowych HS, 36% włókien szklanych E, 14% włókien poliestrowych.

Nominalny udział objętościowy włókien zbrojących w kompozytach wynosił $60\div 70\%$.

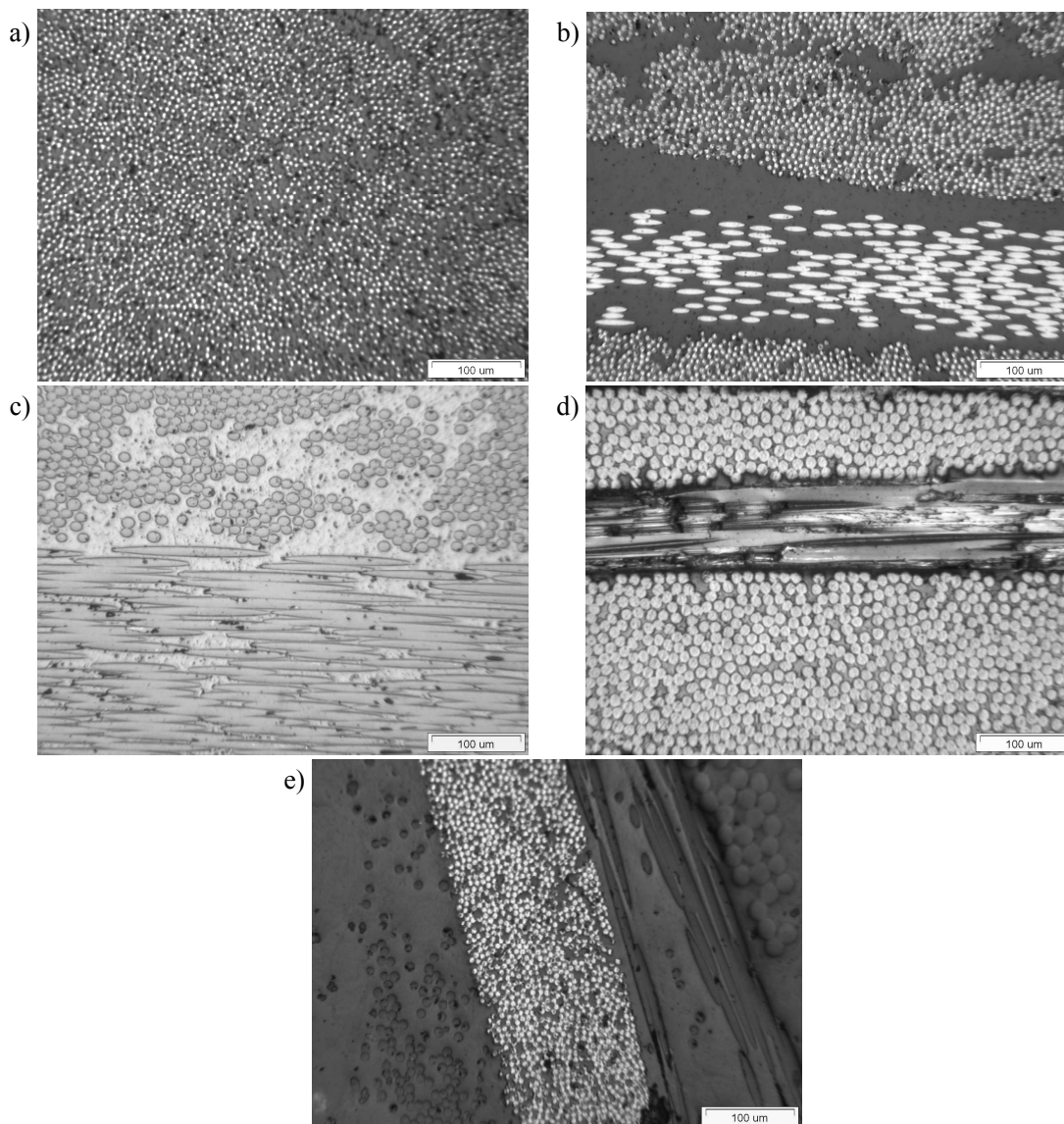
Rysunek 5 przedstawia schematy procesu utwardzania wytworzonych autoklawowo materiałów kompozytowych.



Rys. 5. Schemat procesu utwardzania w autoklawie laminatów: szklano-epoksydowych i węglowo-epoksydowych (a), keklarowo-epoksydowych (b), hybrydowych szklano-węglowych epoksydowych (c)

Fig. 5. Scheme of the curing of laminate in an autoclave: glass fibre/epoxy and carbon fibre/epoxy (a), Kevlar fibre/epoxy (b), hybrid fibre (glass and carbon)/epoxy (c)

Obserwacje strukturalne oraz badania nieniszczące potwierdziły bardzo dobrą jakość materiałów, przede wszystkim pod względem nieciągłości strukturalnych (porowatości wewnętrznej), co kwalifikuje je do badań wytrzymałości mechanicznej i zmęczenia. Przykładowe mikrostruktury wytworzonych materiałów kompozytowych przedstawiono na rysunku 6.



Rys. 6. Mikrostruktura materiałów kompozytowych: węglowych - preperg jednokierunkowy (a), węglowych - tkanina (b), szklanych - preperg jednokierunkowy (c), kevlarowych - tkanina (d), hybrydowych - tkanina (e)

Fig. 6. Microstructure of composites: carbon - unidirectional prepreg (a), carbon - fabric (b), glass - unidirectional prepreg (c), kevlar - fabric (d), hybrid - fabric (e)

PODSUMOWANIE

Wytwarzanie materiałów kompozytowych metodą autoklawową należy aktualnie do najbardziej zaawansowanych technik kształtowania kompozytów w lotnictwie, w szczególności na silnie obciążone elementy konstrukcji. Technika wytwarzania materiałów w autoklawie zapewnia osiągnięcie szeregu właściwości kompozytowi, które są nieosiągalne dla innych metod wytwarzania. Do najważniejszych zalet techniki wytwarzania kompozytów w autoklawie możemy zaliczyć: wysokie właściwości mechaniczne wytworzonych kompozytów, wysoką jakość kompozytów i powierzchni, powtarzalność, pełną kontrolę procesu wytwarzania (proces zautomatyzowany), pełną kontrolę detalu w procesie utwardzania (temperatura, ciśnienie), minimalną ilość porowatości <1%. Zastosowanie metody autoklawowej do wytwarzania kompozytów o osnowie

żywicy epoksydowej wzmocnionych włóknami szklanymi, węglowymi i hybrydowymi (badania własne) pozwoliło na uzyskanie struktur kompozytowych o wysokiej jakości i jednorodności strukturalnej.

Podziękowania

Badania realizowane w ramach Projektu Nr POIG.0101.02-00-015/08 w Programie Operacyjnym Innowacyjna Gospodarka (POIG). Projekt współfinansowany przez Unię Europejską ze środków Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego.

LITERATURA

- [1] Campbell F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials, Elsevier 2006.

- [2] Åström B.T., Introduction to Manufacturing of Polymer-Matrix Composites, ASM Handbook, Vol. 21, Composites, ASM International 2001.
- [3] Królikowski W., Nowoczesne konstrukcyjne polimerowe materiały kompozytowe, *Kompozyty (Composites)* 2002, 2, 3, 16-23.
- [4] Advanced Fibre-Reinforced Matrix Product for Direct Processes, Hexcel Publication, March 2007.
- [5] Rudd C.D., Resin Transfer Molding and Structural Reaction Injection Molding, ASM Handbook, Vol. 21, Composites, ASM International 2001.
- [6] Boczkowska A., Kapuściński Z., Lindeman Z., Witemberg-Perzyk D., Wojciechowski S., *Kompozyty*, Wyd. PW, Warszawa 2003.
- [7] Prepreg technology, Hexcel Publication, March 2005.
- [8] www.quickstep.com.au
- [9] Marsh G., Quick stepping to fast fluid curing, *Reinforced Plastics* 2006, July/August, 20-25.
- [10] Mason K., Autoclave quality outside the autoclave? *High Performance Composites* 2006, 3, 1.
- [11] Dorworth L.C., Composite Tooling, ASM Handbook, Vol. 21, Composites, ASM International 2001.
- [12] Lautner J., Prepreg and Ply Cutting, ASM Handbook, Vol. 21, Composites, ASM International 2001.
- [13] Fabrics and Preforms, ASM Handbook Vol. 21, Composites, ASM International 2001.
- [14] Ye J., Zhang B., Qi H., Cost estimates to guide manufacturing of composite waved beam, *Materials and Design* 2009, 30, 452-458.
- [15] Reichl M., Composites meet aviation requirements, *Reinforced Plastics* 2007, June, 38-40.
- [16] Soutis C., Carbon fibre reinforced plastics in aircraft construction, *Materials Science and Engineering A* 2005, 412, 171-176.
- [17] Davies L.W., Day R.J., Bond D., Nesbitt A., Ellis J., Gardon E., Effect of cure cycle heat transfer rates on the physical and mechanical properties of an epoxy matrix composite, *Composites Science and Technology* 2007, 67, 1892-1899.