

Sławomir AUGUSTYN<sup>1</sup>, Rafał KOWALSKI<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Inspektorat Implementacji Innowacyjnych Technologii Obronnych

<sup>2</sup>4 Skrzydło Lotnictwa Szkolnego

## FATIGUE TESTS, SELF-HEALING OF POLYMER-MATRIX COMPOSITES IN UNMANNED AERIAL VEHICLES

### Badania zmęczeniowe, samonaprawa polimerowych materiałów kompozytowych w bezzałogowych statkach powietrznych

**Abstract:** *This publication presented the main issues related to fatigue of polymer composite materials. It was featured a fatigue stress test based on composite sample, made of carbon fiber-reinforced polymer, using the four-point bending method. The test was carried out with the initial load and using positive load cycles. The perspectives of diagnostics and self-healing of composite materials, including intelligent materials, were also presented.*

**Keywords:** fatigue, polymer-matrix composites, self-healing, intelligent materials

**Streszczenie:** *W publikacji przedstawiono kluczowe zagadnienia dotyczące zjawiska zmęczenia polimerowych materiałów kompozytowych. Omówiono próbę zmęczeniowego obciążenia próbki, wykonanej z materiału kompozytowego wzmacnianego tkaniną węglową o osnowie polimerowej, przy wykorzystaniu metody zginania czteropunktowego. Doświadczenie wykonano przy wstępnym obciążeniu próbki oraz zastosowaniu cykli jednostronnych dodatnich. Przedstawiono również perspektywy rozwoju diagnostyki i samonaprawy zmęczeniowej materiałów kompozytowych, z uwzględnieniem materiałów inteligentnych.*

**Słowa kluczowe:** zmęczenie, materiały kompozytowe o osnowie polimerowej, samonaprawa, materiały inteligentne

## **1. Introduction**

Composite materials, due to their various advantages, allow the technological advance of the properties classically used in aviation materials. The benefits of this can be applied in commercial aviation, by reducing the weight of aircraft and military, inter alia in conjunction with the permeability of electromagnetic waves and production of elements for Unmanned Aerial Vehicles (UAV). The possibility of obtaining specific properties by adapting the materials to the requirements of particular construction solutions is burdened with the necessity to thoroughly understand the demonstrated and varied types of strength. The fatigue of materials is one of the main factors determining the possibility of long-term use of structural elements in aviation. Non-destructive testing (NDT) used for this purpose may enable a significant decrease in the failure rate of the structure through early diagnostics. Dynamic development of technology is conducive to the use of intelligent materials in aviation. A wide range of their applications at work included materials capable of detecting micro-damage and self-repairing the airframe structure. In the perspective, practical application of self-diagnosis and self-healing materials on a large scale, can revolutionise aviation technology in terms of safety and the period of trouble-free operation of machines. In the available literature, there is still little information on the effectiveness of self-healing polymer composites, which, with the increase in the use of composite materials, creates a forward-looking research direction.

## **2. Specification of fatigue tests**

The fatigue process is defined as a phenomena of formation and development of damage in construction materials as a result of long-lasting, cyclic loads. Fatigue is the decrease in the load capacity of a structure subjected to repeatedly variable loads. Micro-damages of materials lead to premature failure of structural components and shorten the possible time of their safe operation. One of the most important fatigue problems is often the invisible effects of their operation. This may result in the destruction of structural components exposed to stresses not exceeding the static strength of the material used for their production [9]. Even concerning more complicated structure and mechanisms governing the fatigue process of composite materials should be noted that appropriate adaptation of these materials to the nature of their use may result in receiving materials with relative fatigue strength greater than that obtained in the characteristics of metals (fig. 1).

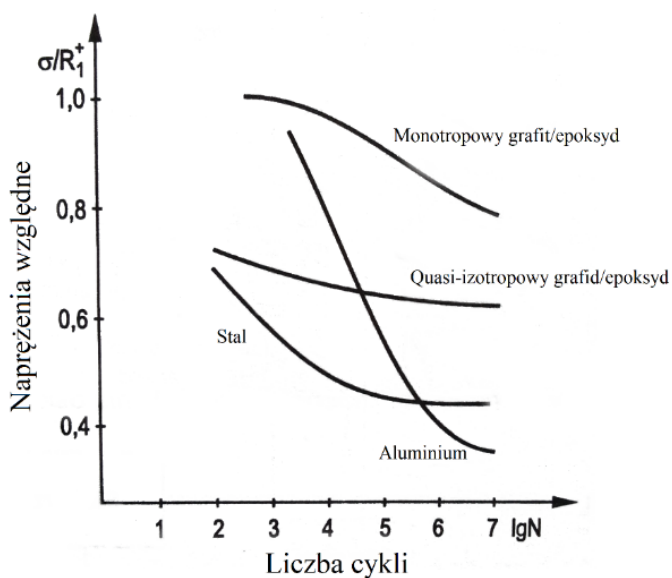


Fig. 1. Comparison of fatigue strength of graphite-epoxy, steel and aluminium composite [9]

Research processes of fatigue phenomena can be conducted, depending on the nature, of loads (type of loads - stretches, compression, bending, shearing, twisting, their combinations), their sequences (cyclic waveforms - sinusoidal, rectangular, triangular, with constant stress amplitude or constant amplitude of strains) and duration. The research process also involves the frequency of stresses or strains, programmable or random loads [11].

In the face of the widespread use of composite materials, it is necessary to precisely determine the nature of the mechanism of initiation and propagation of material damage associated with the fatigue in the micro scale, destruction parameters, and durability of specific composite species. The necessity of these actions is additionally motivated by the fact that in the case of composite materials, the linearity of fatigue accumulation should be treated as a "strong assumption" resulting from the frequent lack of experimental information confirming the legitimacy of such assumption. The result of this is the need to apply other test procedures than the standard Wöhler curve determination methods - stress amplitude dependence as a function of the number of cycles to failure as a characteristic of fatigue failure development [10]. However, it should be remembered that despite the lack of certain grounds to assess the evolution of the damage development process in a linear form, it allows an illustrative representation of the fatigue strength of the material under given conditions [12].

Characteristic features of the composites are anisotropic properties<sup>1</sup>, heterogeneity<sup>2</sup> and viscoelasticity<sup>3</sup>. Composites used in aviation are exposed to constant changes in the conditions of their exploitation, and thus, also various types of degradation of mechanical properties due to degradation: mechanical, thermal, hydrolytic, environmental, biodegradation, photo-degradation [12]. It is worth paying attention to the necessity of taking into account the cyclical temperature change between the surface of the aerodrome and the airspace cap of the aircraft. This is important due to the different behaviour of polymer composites at inhomogeneous temperatures. For their low level or high speed deformation, the polymers behave like fragile vitreous bodies with high stiffness. As a result, they are destroyed with small deformations, showing at the same time the features of elastic bodies, deformable reversibly mostly in proportion to the increase in stress. When the temperature rises or the deformation rate is reduced, the deformability (up to the moment of destruction) of the occurrence of irreversible deformations and the dependence of stresses on the deformation rate occurs [4].

One of the significant problems of fatigue testing of polymeric composite materials is the occurrence of the self-excited temperature. The immediate reason for this is too high speed of replacing cyclic loads. Energy dissipation<sup>4</sup> occurs as a result of irreversible thermo-kinetic processes. The heat is released partially into the environment of the sample, and the remaining part is accumulated inside, which results in temperature increase and mechanical and chemical destruction of the polymers (premature destruction). This makes it necessary to conduct tests with the lowest possible frequency of load cycles, in order to maintain the reliability of test results. The formation of the self-excited temperature, in addition to the load size and the frequency of its changes, in fiber-reinforced composites is influenced by the angle of the fiber structure. The last factor also has a significant impact on the strength properties of the material. Paper [11] presents an overview of the impact of the reinforcement arrangement on the strength parameters of composites and the mechanism of their destruction.

---

<sup>1</sup> Anisotropy – different material properties depending on the direction under consideration.

<sup>2</sup> Heterogeneity – the complexity of the structure of composite material on a micro scale due to the composition characteristics of at least two different materials with different properties.

<sup>3</sup> Viscoelasticity – partial form elasticity and partial shape susceptibility.

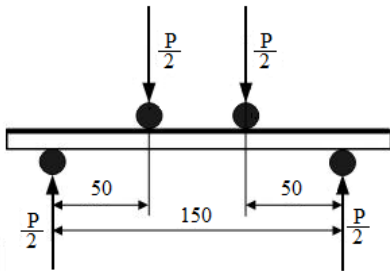
<sup>4</sup> Energy dissipation – otherwise, the dissipation of energy, the transformation of the energy of orderly macroscopic motion into energy chaotically distributed over many degrees of freedom.

### 3. Fatigue analysis of the carbon-epoxy composite in a four-point bending process

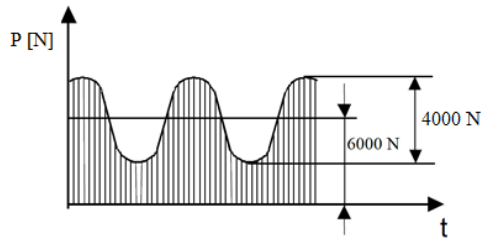
The material for fatigue strength tests was a carbon-epoxy composite with a reinforcement consisting of 50 layers of carbon cloth,  $160 \text{ g/m}^2$ , braided at an angle of  $90/90^\circ$ . The matrix of the composite was made of epoxy resin L-285 with the addition of hardener H-287, in a weight ratio of 100: 40. Full strength properties were obtained as a result of curing the material under 20 kN pressure during 24 h and heating at  $90^\circ \text{C}$  during 15 h. The mass fraction of carbon cloth was 76%. From the obtained material, samples with dimensions of  $50 \times 230 \times 7 \text{ mm}$  were made.

For the produced material, the longitudinal elasticity modulus was determined, as a result of strain stress dependence, using a HUNG TA HT-2402 testing machine. The longitudinal elasticity modulus amounted to  $E=70.17 \text{ GPa}$ . The fatigue test was performed with the participation of the ZD-10 testing machine with the pulsator [6]. The distance between upper half-rollers was set at 50 mm, lower half-rollers were spaced at 150 mm (fig. 2). As a result of loading the sample with a force of 7 kN, the deflection of the centre of the sample was 4.3 mm.

For the fatigue test, a one-sided positive cycle was used in the range from 4 kN to 8 kN with a positive preload of 6 kN (fig. 3), with a speed of 8 cycles per second - 8 Hz. The hydraulic drive of the pulsator provided a sinusoidal cycle of cycles.



**Fig. 2.** Scheme of a measurement station for a four-point bending test [2]



**Fig. 3.** Schematic diagram of fatigue loading of the sample for the test  $6000 \text{ N} \pm 2000 \text{ N}$

The first sample load (step 1) was applied in an amount of **3000** cycles. As a result, there was a slight delamination in the upper central part of the sample, in the place where, as a result of bending, compressive forces acted (left side). For the purpose of further testing and the possibility of a more accurate estimation of the cyclic loading forces of the sample, two electrofusion strain gauges were applied to the surface of the lower (stretched) sample. The application of this solution was

also aimed at diagnosing the condition of the sample material with a constant record of the deformation value.

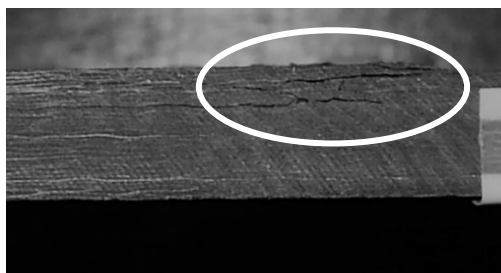
Determining the dependence of the force loaded on the sample and the measurement values of the extensometer was made on the basis of a static sample load test and recording the results using a strain gauge bridge in the form of a CL-460 recorder produced by ZEPWN connected to a computer. After three static measurements with a maximum force of 5 kN, the measurement values of extensometers were determined respectively: strain gauge no. 1:  $500 \frac{\mu m}{m} / 1000 N$ , strain gauge no. 2:  $300 \frac{\mu m}{m} / 1000 N$ . The sampling frequency of the recorded measurements was set at 12, 5 MHz, providing a reading of the peak loads load cycles.

The next fatigue test (step 2) was planned to be carried out with an initial load of 4000 N and a pulsed one-sided cycle with an amplitude of 2000 N. There were **104400** load cycles at a strain frequency of 8 Hz. As a result, there was no visible deepening of previous damage and the occurrence of new ones. However, the measuring range of the strain gauge 1 was exceeded, most likely as a result of its damage, due to increased deformation values in its region.

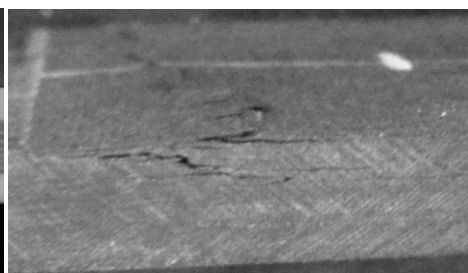
Before the next cyclic loading test (step 3) the readout of the strain gauge 2 in relation to the applied loads was verified, determining it at  $300 \frac{\mu m}{m} / 1000 N$ . The assumption of the next fatigue test was the static load of the sample at 4000 N, followed by a pulsed load of amplitudes of 6000 N and the frequency of 8 Hz loads. After **26800** load cycles, the measuring range for the strain gauge 2 was exceeded. This was caused by the avalanche propagation of subsequent material defects and the announcement of probable global damage to the sample, which resulted in the leakage of **31000** load cycles (from the beginning of the test) to visible damage to the material structure and characteristic sound of its cracking. The test was stopped after **36100** load cycles before the material was completely destroyed. The resulting damages would simultaneously disqualify the material from the possibility of further use in the structures used in practice.

All defects were located in the upper-squeezed layer of the sample, which is very characteristic of composite materials, which have much weaker strength properties in compression, compared to stretching. In the case of using aramid fibers, the compressive strength in the direction of strengthening  $R_c(0^0)$  [MPa] can be reduced even to the level of  $\frac{1}{4}$  of tensile strength  $R_m(0^0)$  [MPa]. The bending fatigue test was discontinued as a result of numerous delamination in a short period of time. As a result of cyclical operation of the load, after previous (in step 1) damage to the sample on the left side (fig. 4), the greater part of the load was applied on the other side of the sample, where it did not lose stiffness. The effect of this

was the occurrence of delamination characteristic of fatigue and cracks connecting their areas formed at a fast pace after exceeding a certain number of cycles (after step 3). The surface of the sample showed bulges and cracks in the material layers along the area of damage from the place of defects arising in step 1 to the place of damage occurring in the final phase of the experiment, on the right side (fig. 5). The site of the initial damage (after step 1) in the final stage of the experiment was enlarged by cracks, earlier delamination and subsequent occurrences.



**Fig. 4.** Damage to the sample after the end of the experiment left side



**Fig. 5.** Damage to the sample after the end of the experiment right side

After completion of all steps of the experiment, no damage was observed in the tensile layer. This allows to draw a conclusion about the legitimacy of using them in places exposed to tensile loads. The proportion of composite materials in places exposed to compressive forces should therefore be carefully analysed taking into account the existing environmental conditions, the estimated number of loads with the possibility of continuous monitoring of the material condition. Possible imperfections of the construction occurring during the production process and accidental damage during operation are likely to become the source of the initiation of major damage. Considering this intensity, also take into account the scattering of the strength of the structural elements, related to the effect of the scale (ES), where, according to the Weibull's theory, the strength of the elements depends proportionally on its volume.

#### **4. Intelligent materials, diagnosing the fatigue of polymer composites and their self-healing**

It can be stated with the increasing certainty that the future of the aviation industry, as well as many other fields of science and technology lies, belongs to the use of composite materials. Understanding the properties of specific materials,

there is a need to implement new technologies in their field. In the case of composite materials, the propitious aspect is the fact that they are characterised by a relatively easy way of combining the previously known properties with technical novelties.

Intelligent materials are a very current example of the implementation of new technologies in the field of construction materials. The publication [2] presents an interesting review of the possibilities of using intelligent materials in the structure of the airframe and Unmanned Aerial Vehicles (UAV). They can find their application in the case of UAV, among others in anti-icing systems, maintaining proper aerodynamic properties in different flight conditions, noise and vibration reduction. Owing to their properties for appropriate intelligent materials under the influence of external, natural or forced factors, they can change: shape, internal structure, size, mass, colour, radiation, resilience and electrical, magnetic or thermal conductivity. Considering the invisible fatigue processes occurring in the materials, they may prove to be an excellent way to detect the decrease of strength properties of individual structural elements. These materials can be classified into three groups [7]:

- Self-diagnosis materials - integrated with the construction material, measurement systems that monitor the condition of the material in a continuous manner.
- Self-diagnostic and implementation materials - materials with the ability to stop or slow down degradation processes in the event of damage occurring until the repair.
- Self-healing materials - materials capable of self-healing damage during operation.

The first two groups contain materials capable of providing information on material damage, most often based on the signals generated due to the occurrence of deformations. Piezoelectric sensors in the form of flat plates or foils placed on the surface or inside of the material are used for this purpose. Another type of measuring system are optical fibers integrated with the material structure, enabling the precise measurement of deformations and temperature using the phenomenon of light interference, without a significant impact on the strength properties of a given element. Methods of using carbon nanotubes have been significantly developed in the field of intelligent materials. Their use in addition to the ability to monitor the state of the structure (based on the measurement of electrical resistance flowing through carbon nanotubes embedded in the material) allows for reinforcement. Taking into account the fact of initially invisible signs of damage to composite materials, due to fatigue or increase in the amount of material defects, the possibility of constant monitoring of the condition of the structure is particularly



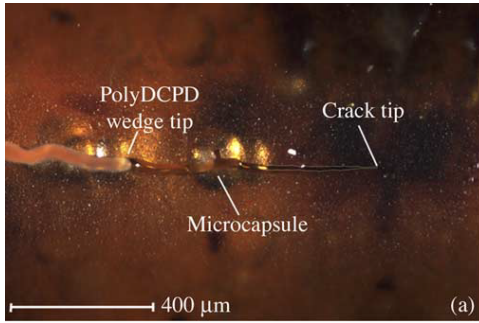
important for maintaining the reliability of the structure, and above all the safety of their operation.

In the face of the lack of the possibility of rapid intervention in emergency situations, long-lasting UAV or long-range passenger aircraft, it became necessary to create materials that would allow the brakes to be halted or delayed. In the case of the Boeing 787 passenger aircraft, scientists from the Rensselaer Polytechnic Institute, adding carbon nanotubes to polymer composites, increasing the weight of the structure by 1%, enabled self-healing the structure in the event of cracks lengths in nano-meters reducing the cracking area by 70%. This process is possible by locating the area of damage by increasing the resistance of the crack region and then sending a stronger electrical signal to the neighbouring nanotubes (than used for sampling), thanks to which the cracking areas become warm and the heat-activated components flood the damaged site. In addition, the solutions proposed by Rensselaer Polytechnic Institute allow to scan the aircraft fuselage before each take-off in order to locate cracks and immediately repair many failures simultaneously [1, 5].

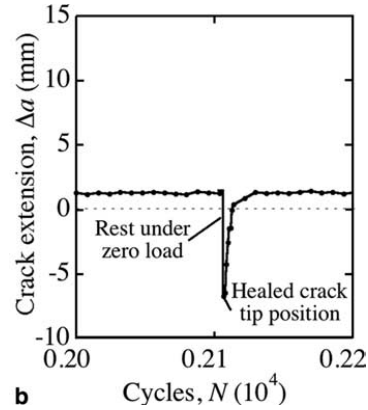
Cracks and fatigue damage are a very serious threat for composite materials. Self-healing of damaged materials consists in their reduction by closing the damage without the need to act during which the unauthorised interference in the undamaged material or weakening of the damage increase is unavoidable. There are many methods to regenerate self-healing polymeric materials. The work [15] presents a comprehensive overview of self-healing methods for thermoplastic and thermoset materials.

One of the interesting self-healing methods is the method of local self-healing "in situ self-healing". The paper [3] presents its description and research results using the microencapsulation method, consisting in placing, at the material production stage, the microcapsules with a regenerating agent (DCPD dicyclopentadiene) and a catalyst (first generation Grubbs catalyst) mixed with epoxy resin (fig. 6). After the occurrence of material damage and breakthrough, microcapsules content stimulates the material for self-healing.

The effectiveness of self-healing in the case of fatigue may be determined by the rate of accumulation of phenomena (cracks) as a result of the occurrence of the intensity factor of load cycles and the frequency of loads. Slowly growing fatigue phenomena can be completely stopped, while in the case of fast growing phenomena, for effective stopping, a specific period of cyclic loading break is required.



**Fig. 6.** Microphotography of the crack with microcapsules in the process of self-healing [15]



**Fig. 7.** Fatigue crack regeneration diagram [15]

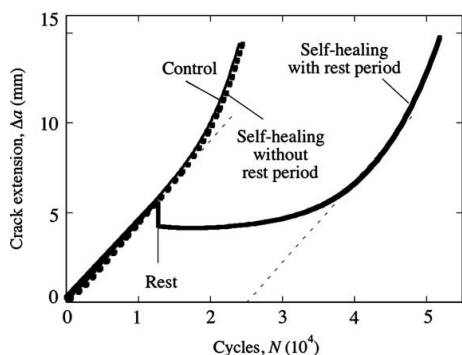
The paper shows that the appropriately selected break time in the cyclic load - 10 hours (fig. 7), after the occurrence and low propagation of damage, for low cycle loads with a high load factor, can raise the life span of the material to 118% (fig. 8), and after decreasing the intensity factor of loads, for high-cycle loads, without interruption in loads even to 213% (fig. 9).

$$\lambda = \frac{N_{healed} - N_{control}}{N_{control}} \quad (1)$$

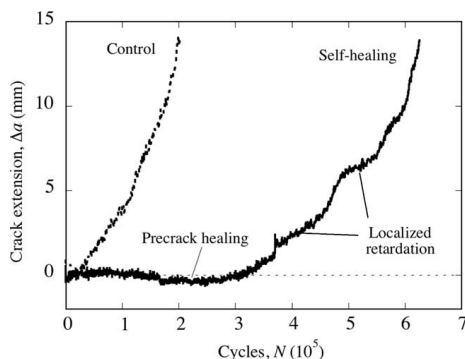
Material lifetime is understood as a self-repairing efficiency presented as a protraction of cyclic fatigue loads to destruction (1), where  $N_{healed}$  is the total number of cycles to be destroyed using the self-repair method and  $N_{control}$  is the total number of cycles to destroy a similar sample without self-repair.

In experiments, the use of stress intensity factor at the level of 0.5 values of material cracking resistance allowed for such a successful self-healing that the destruction of the sample did not occur even for  $N=3 \cdot 10^6$  load cycles. The presented method seems to be interesting, not only because of the positive results of the research, but also the perspective of using it in the technique without the need to apply special conditions to repair the damage if they occur.

It should be emphasised that in the case of this study, a 20% mass concentration of microcapsules was used to ensure the proper presence of the healing agent. An increase in the amount of microcapsules in a mixture of polyester resin may result in a decrease in the elasticity of the material. With their greater adhesion to the matrix, the material may show lower fracture toughness [6].



**Fig. 8.** Diagram of crack length increase in low cycle load [15]



**Fig. 9.** Diagram of crack length growth in high-cycle load [15]

In paper [14] it was shown that samples with microcapsules in the polymer matrix have higher strength, but the addition of Grabbs catalyst in an amount greater than 3% in the mass resin content reduces fracture toughness. The material properties with the addition of microcapsules are influenced by their diameter as well as their production and processing [8]. The possibilities of self-healing using the described method are additionally complicated, in the presence of reinforcing fibers of the composite material [15]. The presence of reinforcement fibers increases the possibility of the initiation of fatigue initiation and hinders the self-healing process.

## 5. References

1. Augustyn S.: Horyzonty nowych technologii a projektowanie konstrukcji lotniczych, Speedserwis, Inowroclaw 2016.
2. Augustyn S.: Wykorzystanie innowacyjnych technologii SMART w strukturach płatowca i bezzałogowego statku powietrznego, Bezpieczeństwo lotnicze w aspekcie rozwoju technologicznego. Wydawnictwo Akademii Sztuki Wojennej, Warszawa 2017.
3. Brown E.N., White S.R., Sottos N.R.: Retardation and repair of fatigue cracks in a microcapsule toughened epoxy composite, part II: in situ self-healing, *Compos Sci Technol*, 2005, 65, s. 2474–2480.
4. Haponiuk J.: Właściwości mechaniczne polimerów, Katedra Technologii Polimerów Wydział Chemiczny PG, Politechnika Gdańska, Gdańsk 2011.
5. <https://kopalniawiedzy.pl/Dreamliner-Boeing-787-nanorurka-kadlub,3458>
6. Jung D., Hegeman A., Sottos N.R., Geubella P.H., White S.R.: Self-healing composites using embedded microspheres, *Composites and functionally graded*

- materials, Dallas, USA: ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 1997, s. 265–275.
7. Katunin A., Moczulski W.A.: Ocena cyklu życia kompozytów polimerowych oraz analiza struktur samodiagnostujących i samonaprawialnych, *Przegląd Mechaniczny*, 2014, 3, s. 36-39.
  8. Kessler M.R., Sottos N.R., White S.R.: Self-healing structural composite materials, *Compos Part A—Appl Sci Manuf*, 2003, 34, s. 743–753.
  9. Kowalewski L.: Współczesne badania wytrzymałościowe, kierunki i perspektywy rozwoju, *Biuro Gamma*, Warszawa 2008.
  10. Kowalewski L.: Zmęczenie materiałów – podstawy, kierunki badań, ocena stanu uszkodzenia. XVII Seminarium Nieniszczące Badania Materiałów, Zakopane 8-11 marca 2011.
  11. Ochelski S.: Metody doświadczalne mechaniki kompozytów konstrukcyjnych, *WNT*, Warszawa 2004.
  12. Rojek M.: Metodologia badań diagnostycznych warstwowych materiałów kompozytowych o podstawie polimerowej. *International OCSCO World Press*, tom 2, Gliwice 2011,.
  13. Rośkowicz M.: RAPORT BADANIA – Ocena postaci niszczenia materiałów kompozytowych, z których została wykonana łopata elektrowni wiatrowej TACKE TW 600 Nr.: 500-710, rok produkcji 1994 – opracowanie wewnętrzne akademii niepublikowane, *WAT*, 2013.
  14. White S.R., Sottos N.R., Geubella P.H., Moors J.S., Kessler M.R., Sriram S.R., et al.: Autonomic healing of polymer composites, *Nature*, 2001, 409, s. 794–797.
  15. Wu D.Y., Meure S., Solomon D.: Self-healing polymeric materials: A review of recent developments, *Progress in Polymer Science*, 2008, 33, 5, s. 479 – 522.

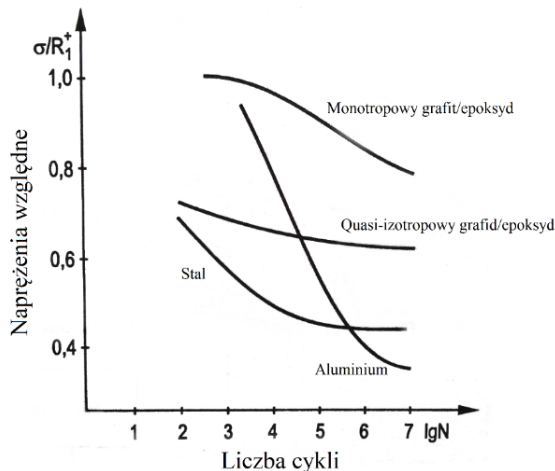
# **BADANIA ZMĘCZENIOWE, SAMONAPRAWA POLIMEROWYCH MATERIAŁÓW KOMPOZYTOWYCH W BEZZAŁOGOWYCH STATKACH POWIETRZNYCH**

## **1. Wstęp**

Materiały kompozytowe w związku ze swoimi różnorodnymi zaletami umożliwiają technologiczne wyprzedzenie własności klasycznie wykorzystywanych w lotnictwie materiałów. Korzyści dzięki temu można odnieść zarówno w lotnictwie komercyjnym, poprzez redukcję masy statków powietrznych oraz wojskowym między innymi dzięki przenikalności fal elektromagnetycznych oraz wytwarzania elementów Bezzałogowych Statków Powietrznych (BSP). Możliwość otrzymania specyficznych własności, poprzez dostosowanie materiałów do wymagań stawianych w konkretnych rozwiązaniach konstrukcyjnych, obarczona jest jednak koniecznością dokładnego poznania wykazywanych i różnorodnych rodzajów wytrzymałości. Zmęczenie materiałów stanowi w lotnictwie jeden z głównych czynników warunkujących możliwość długoterminowego wykorzystywania elementów konstrukcyjnych. Wykorzystywane w tym celu badania nieniszczące (NDT – Non-Destructive Testing) mogą umożliwić znaczny spadek awaryjności konstrukcji poprzez wczesną diagnostykę. Dynamiczny rozwój technologii sprzyja wykorzystywaniu w lotnictwie materiałów inteligentnych. Wśród szerokiej gamy ich zastosowań w pracy uwzględnione zostały materiały zdolne do wykrywania mikrouszkodzeń oraz samonaprawy struktury płatowca. Perspektywicznie, praktyczne stosowanie na szeroką skalę materiałów samo-diagnostujących oraz samonaprawiających, może zrewolucjonizować technikę lotniczą pod kątem bezpieczeństwa oraz okresu bezawaryjnej eksploatacji maszyn. W dostępnej literaturze nadal niewiele jest informacji na temat efektywności samonaprawialnych kompozytów polimerowych, co przy wzroście zastosowania materiałów kompozytowych stwarza perspektywiczny kierunek badań.

## 2. Specyfika badań zmęczeniowych

Procesem zmęczeniowym określa się zjawiska powstawania i rozwoju uszkodzeń w materiałach konstrukcyjnych, na skutek długotrwałych, cyklicznych obciążeń. Zmęczeniem nazywamy spadek nośności konstrukcji poddanej wielokrotnie zmiennym w czasie obciążeniom. Mikrouszkodzenia materiałów prowadzą do przedwczesnego uszkodzenia elementów konstrukcyjnych oraz skrócenia możliwego czasu ich bezpiecznej eksploatacji. Jednym z najistotniejszych problemów zmęczeniowych są często niewidoczne efekty ich działania. Skutkiem tego może być zniszczenie elementów konstrukcyjnych narażonych na naprężenia nie przekraczające statycznej wytrzymałości materiału użytego do ich produkcji [9]. Mimo bardziej skomplikowanej struktury i mechanizmów rządzących procesem zmęczeniowym materiałów kompozytowych należy zauważyć, że odpowiednie dostosowanie owych materiałów, do charakteru ich wykorzystania, skutkować może otrzymaniem materiałów o względnej wytrzymałości zmęczeniowej większej od otrzymywanej w charakterystyce metali (rys. 1).



**Rys. 1.** Porównanie wytrzymałości zmęczeniowej kompozytu grafitu-epoksydu, stali i aluminium [9]

Procesy badawcze zjawisk zmęczeniowych, prowadzone mogą być w zależności od charakteru obciążeń (rodzaj obciążeń – rozciąganie, ściskanie, zginanie, ścinanie, skręcanie, ich kombinacje), ich sekwencji (postacie cyklicznej fali – sinusoidalne, prostokątne, trójkątne, ze stałą amplitudą naprężeń lub stałą amplitudą odkształceń) oraz czasu trwania. W procesie badawczym uwzględnia się

również częstotliwość naprężeń lub odkształceń, programowalne lub losowe obciążenia [11].

W obliczu powszechnego stosowania materiałów kompozytowych konieczne staje się dokładne określenie istoty mechanizmu inicjacji i propagacji uszkodzeń materiału związanych ze zmęczeniem w skali mikro, parametrów niszczenia, trwałości konkretnych gatunków kompozytów. Konieczność tych działań dodatkowo motywowana jest faktem, iż w przypadku materiałów kompozytowych, liniowość akumulacji uszkodzeń zmęczeniowych traktować należy jako „silne założenie” wynikające z częstego braku informacji doświadczalnych potwierdzających zasadność przyjęcia takiego założenia. Wynikiem tego jest potrzeba stosowania innych procedur badawczych niż standardowe sposoby wyznaczania krzywej Wöhlera – zależności amplitudy naprężeń w funkcji liczby cykli do zniszczenia jako charakterystyki rozwoju uszkodzeń zmęczeniowych [10]. Należy jednak pamiętać, że mimo braku pewnych podstaw do oceny ewolucji procesu rozwoju uszkodzeń w postaci liniowej, pozwala na poglądowe przedstawienie wytrzymałości zmęczeniowej materiału w danych warunkach [12].

Charakterystycznymi cechami kompozytów są właściwości anizotropowe<sup>1</sup>, niejednorodność<sup>2</sup> i lepkość<sup>3</sup>. Kompozyty używane w lotnictwie narażone są na ciągłe zmiany warunków ich eksploatacji, a co za tym idzie również różnych typów degradacji własności wytrzymałościowych na skutek degradacji: mechanicznej, termicznej, hydrolitycznej, środowiskowej, biodegradacji, fotodegradacji [12]. Warto zwrócić uwagę na konieczność uwzględniania cyklicznej zmiany temperatury pomiędzy powierzchnią lotniska i pułapem przelotowym statku powietrznego. Istotne jest to ze względu na różne zachowanie kompozytów polimerowych w niejednorodnych temperaturach. Dla ich niskiego poziomu lub w warunkach dużej szybkości odkształceń polimery zachowują się jak kruche ciała szkliste o dużej sztywności. W wyniku tego ulegają zniszczeniu przy niewielkich odkształceniach, wykazując przy tym cechy ciał sprężystych, odkształcalnych odwracalnie najczęściej proporcjonalnie ze wzrostem naprężenia. Przy wzroście temperatury lub zmniejszeniu szybkości odkształcenia dochodzi do wzrostu odkształcalności (do chwili zniszczenia) wystąpienia odkształceń nieodwracalnych oraz zależności naprężeń od szybkości odkształceń [4].

---

<sup>1</sup> Anizotropia – wykazywanie różnych właściwości materiału w zależności od rozpatrywanego kierunku.

<sup>2</sup> Niejednorodność – złożoność budowy materiału kompozytowego w skali mikro wywołana charakterystyką złożenia przynajmniej dwóch różnorodnych materiałów o odmiennych właściwościach.

<sup>3</sup> Lepkość – wykazywanie częściowej sprężystości postaciowej oraz częściowej podatności kształtu.

Jednym z istotnych problemów prowadzenia badań zmęczeniowych polimerowych materiałów kompozytowych jest zjawisko występowania temperatury samowzbudnej. Bezpośrednią przyczyną tego jest zbyt duża prędkość zmian cyklicznych obciążeń. Następuje wówczas zjawisko dyssypacji energii<sup>4</sup>, zachodzące wskutek nieodwracalnych procesów termokinetycznych. Dochodzi wówczas do wydzielania ciepła częściowo odprowadzanego do otoczenia próbki, a pozostała część jest akumulowana wewnątrz, co skutkuje wzrostem temperatury oraz destrukcją mechaniczno-chemiczną polimerów (przedwczesne niszczenie). Wywołuje to konieczność prowadzenia badań z możliwie niską częstotliwością cykli obciążeniowych, dla zachowania rzetelności wyników badań. Na powstawanie temperatury samowzbudnej, oprócz wielkości obciążenia i częstotliwości jego zmian, w kompozytach wzmacnianych włóknami wpływ ma kąt ułożenia włókien struktury. Ostatni z czynników wpływa również w sposób znaczący na właściwości wytrzymałościowe materiału. W pracy [11] przedstawiono przegląd wpływu ułożenia wzmocnień na parametry wytrzymałościowe kompozytów oraz mechanizm ich niszczenia.

### **3. Analiza zmęczenia kompozytu węglowo-epoksydowego w procesie zginania czteropunktowego**

Materiałem przeznaczonym do prób wytrzymałości zmęczeniowej był kompozyt węglowo-epoksydowy, ze wzmocnieniem składającym się z 50 warstw tkaniny węglowej, o gramaturze 160 g/m<sup>2</sup>, plecionej pod kątem 90/90°. Osnowa kompozytu wykonana została z żywicy epoksydowej L-285 z dodatkiem utwardzacza H-287, w proporcjach wagowych 100:40. Pełne właściwości wytrzymałościowe otrzymane zostały w wyniku utwardzenia materiału pod naciskiem 20 kN, w czasie 24 h oraz wygrzaniu w temperaturze 90°C, w czasie 15 h. Udział masowy tkaniny węglowej wyniósł 76%. Z uzyskanego materiału wykonane zostały próbki o wymiarach 50x230x7 mm.

Dla wytworzonego materiału wyznaczony został moduł sprężystości wzdłużnej, w wyniku zależności naprężenia od odkształcenia, przy pomocy maszyny wytrzymałościowej HUNG TA HT-2402, wynoszący  $E=70,17$  GPa. Próba zmęczeniowa wykonana została z udziałem maszyny wytrzymałościowej ZD-10 z pulsatorem [6]. Odległość między półwałkami docisku górnego ustalone zostały na 50 mm, półwałki docisku dolnego rozstawione zostały na odległości

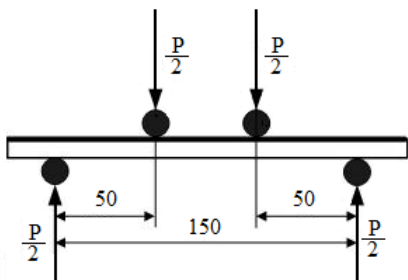
---

<sup>4</sup> Dyssypacja energii – inaczej rozpraszanie energii, przekształcanie energii uporządkowanego ruchu makroskopowego w energię chaotycznie rozłożoną na wiele stopni swobody.

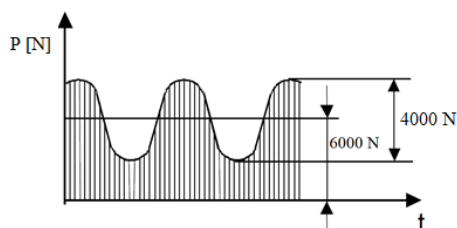


150 mm (rys. 2). W wyniku obciążenia próbki siłą 7 kN strzałka ugięcia środka próbki wyniosła 4,3 mm.

Do przeprowadzenia próby zmęczeniowej wykorzystano cykl jednostronny dodatni w zakresie od 4 kN do 8 kN z wstępnym obciążeniem dodatnim o wartości 6 kN (rys. 3), przy prędkości wykonywania 8 cykli obciążeniowych na sekundę – 8 Hz. Hydrauliczny napęd pulsatora zapewniał sinusoidalny przebieg cykli.



Rys. 2. Schemat stanowiska pomiarowego do badania zginania czteropunktowego [2]



Rys. 3. Schemat cyklu zmęczeniowego obciążania próbki dla próby 6000 N  $\pm$ 2000 N

Pierwsze obciążenie próbki (etap 1.) zastosowane zostało w ilości **3000** cykli. W wyniku tego doszło do niewielkiej delaminacji w górnej centralnej części próbki, w miejscu gdzie, w wyniku zginania, działały siły ściskające (strona lewa). Do dalszego prowadzenia próby oraz możliwości dokładniejszego oszacowania cyklicznych sił obciążających próbkę, zastosowane zostały dwa tensometry elektrooporowe na powierzchni dolnej (rozciąganej) próbki. Zastosowanie tego rozwiązania miało też na celu diagnostykę stanu materiału próbki przy stałym zapisie odczynu wartości odkształceń.

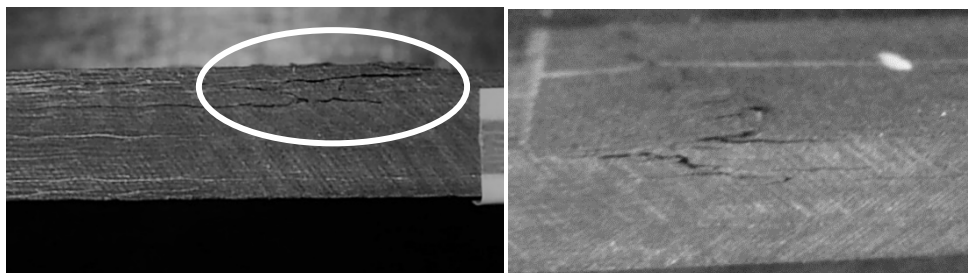
Określenia zależności siły jaką obciążana jest próbka oraz wartości pomiarowych tensometru wykonane zostało na podstawie próby statycznej obciążenia próbki oraz rejestracji wyników przy pomocy mostka tensometrycznego, w postaci rejestratora CL-460 produkcji firmy ZEPWN połączonego z komputerem. Po trzech pomiarach statycznych z maksymalną siłą 5 kN, wartości pomiarowe tensometrów określone zostały odpowiednio: tensometr nr 1:  $500 \frac{\mu m}{m} / 1000 N$ , tensometr nr 2:  $300 \frac{\mu m}{m} / 1000 N$ . Częstotliwość próbkowania rejestrowanych pomiarów określona została na 12,5 MHz, zapewniając odczyt wartość obciążeń szczytowych cykli obciążeniowych.

Kolejna próba zmęczeniowa (etap 2.) zaplanowana została do przeprowadzenia przy wstępnym obciążeniu 4000 N oraz pulsacyjnym jednostronnym cyklu o wartości amplitudy 2000 N. Wykonanych zostało **104400**

cykli obciążeniowych, przy częstotliwości odkształceń 8 Hz. W ich wyniku nie doszło do widocznego pogłębienia wcześniejszych uszkodzeń oraz wystąpienia nowych. Doszło jednak do przekroczenia zakresu pomiarowego tensometru 1, najprawdopodobniej w wyniku jego uszkodzenia przez powiększone wartości odkształceń w jego rejonie.

Przed przystąpieniem do kolejnej próby cyklicznego obciążania (etap 3.) dokonano weryfikacji odczytu tensometru 2 względem stosowanych obciążeń określając ją na  $300 \frac{\mu m}{m} / 1000 N$ . Założeniem kolejnej próby zmęczeniowej było obciążenie statyczne próbki na poziomie 4000 N, a następnie pulsacyjnym obciążeniem o wartości amplitudy 6000 N oraz częstotliwości obciążeń 8 Hz. Po upływie **26800** cykli obciążeniowych doszło do przekroczenia zakresu pomiarowego dla tensometru nr 2. Wywołane było lawinową propagacją kolejnych defektów materiału oraz zapowiedzią prawdopodobnego globalnego uszkodzenia próbki, co w konsekwencji upływu **31000** cykli obciążeniowych (od początku próby) spowodowało widoczny rozwój uszkodzeń struktury materiału oraz charakterystyczny odgłos jego pęknięcia. Próba została przerwana po upływie **36100** cykli obciążeniowych przed całkowitym zniszczeniem materiału. Powstałe uszkodzenia jednocześnie dyskwalifikowałyby materiał z możliwości dalszej eksploatacji w konstrukcjach wykorzystywanych w praktyce.

Wszystkie powstałe defekty zlokalizowane były w górnej – ściskanej warstwie próbki, co jest bardzo charakterystyczne dla materiałów kompozytowych, które mają znacznie słabsze właściwości wytrzymałościowe przy ściskaniu, w porównaniu do rozciągania. W przypadku wykorzystania włókien aramidowych wytrzymałość na ściskanie w kierunku wzmocnienia  $R_c(0^\circ)$  [MPa] obniżyć może się nawet do poziomu  $\frac{1}{4}$  wytrzymałości na rozciągania  $R_m(0^\circ)$  [MPa]. Próba zmęczeniowego zginania została przerwana w wyniku powstania licznych delaminacji w krótkim okresie czasu. W wyniku cyklicznego działania obciążenia, po wcześniejszym (w etapie 1.) uszkodzeniu próbki po stronie lewej (rys. 4), większa część obciążenia była przykładana po drugiej stronie próbki, gdzie nie utraciła ona sztywności. Efektem tego było wystąpienie charakterystycznych dla zmęczenia delaminacji oraz pęknięć łączących ich obszary powstałych w szybkim tempie po przekroczeniu pewnej liczby cykli (po etapie 3). Na powierzchni próbki widoczne były wybrzuszenia i pęknięcia warstw materiału wzdłuż obszaru uszkodzeń od miejsca defektów powstałych w etapie 1. do miejsca uszkodzeń powstałych w końcowej fazie doświadczenia, po stronie prawej (rys. 5). Miejsce początkowego uszkodzenia (po etapie 1.) w końcowej fazie doświadczenia doznało powiększenia pęknięć, wcześniejszych delaminacji oraz wystąpienia kolejnych.



**Rys. 4.** Uszkodzenia próbki po zakończeniu doświadczenia strona lewa

**Rys. 5.** Uszkodzenia próbki po zakończeniu doświadczenia strona prawa

Po zakończeniu wszystkich etapów doświadczenia nie zaobserwowano uszkodzeń w warstwie rozciąganej. Pozwala to wyciągnąć wniosek o zasadności wykorzystania ich w miejscach narażonych na obciążenia rozciągające. Udział materiałów kompozytowych w miejscach narażonych na siły ściskające powinien być zatem dokładnie przeanalizowany z uwzględnieniem występujących warunków środowiskowych, szacowanej liczby obciążeń z możliwością stałego monitorowania stanu materiału. Ewentualne niedoskonałości budowy powstałe podczas procesu produkcyjnego oraz przypadkowe uszkodzenia podczas eksploatacji z dużym prawdopodobieństwem mogą stać się źródłami zapoczątkowania większych uszkodzeń. Biorąc to pod uwagę należy również uwzględnić fakt rozrzutu wytrzymałości elementów konstrukcyjnych, związany z efektem skali (ES), gdzie według teorii Weibulla wytrzymałość elementów, uzależniona jest proporcjonalnie od jego objętości.

#### **4. Materiały inteligentne, diagnozowanie zmęczenia kompozytów polimerowych oraz ich samonaprawa**

Z coraz większą pewnością stwierdzić można, że przyszłość branży lotniczej, jak i wielu innych dziedzin nauki i technologii leży w wykorzystaniu materiałów kompozytowych. Poznając właściwości konkretnych materiałów jednocześnie zachodzi potrzeba wdrażania nowych technologii w ich dziedzinie. W przypadku materiałów kompozytowych sprzyjający ku temu aspektem jest fakt, iż cechuje je stosunkowo łatwy sposób łączenia dotychczasowo poznanych własności z nowinkami technicznymi.

Bardzo aktualnym przykładem wdrażania nowych technologii w dziedzinie materiałów konstrukcyjnych są materiały inteligentne. W publikacji [2] przedstawiono interesujący przegląd możliwości wykorzystania materiałów

inteligentnych w strukturze płatowca i bezzałogowego statku powietrznego. Swoje zastosowanie, w przypadku Bezzałogowych Statków Powietrznych (BSP), znaleźć one mogą między innymi w systemach przeciwoślodzeniowych, utrzymaniu odpowiednich właściwości aerodynamicznych w różnych warunkach lotu, redukcji hałasu i wibracji. Dzięki swoim własnościom dla odpowiednich materiałów inteligentnych pod wpływem czynników zewnętrznych, naturalnych lub wymuszonych, zmianom ulegać mogą: kształt, struktura wewnętrzna, rozmiar, masa, kolor, promieniowanie, sprężystość oraz przewodność elektryczna, magnetyczna lub cieplna. Biorąc pod uwagę niewidoczne gołym okiem procesy zmęczeniowe zachodzące w materiałach mogą one okazać się znakomitym sposobem na wykrywanie spadku właściwości wytrzymałościowych poszczególnych elementów konstrukcji. Materiały te można zakwalifikować do 3 grup [7]:

- Materiały samodiagnostujące – zintegrowane z materiałem konstrukcyjnym układy pomiarowe monitorujące stanu materiału w sposób ciągły.
- Materiały diagnostująco-wykonawcze – materiały ze zdolnością do zatrzymywania lub spowolnienia procesów degradacji w przypadku wystąpienia uszkodzeń do czasu naprawy.
- Materiały samonaprawialne – materiały zdolne do samoregeneracji uszkodzeń powstałych w trakcie eksploatacji.

Pierwsze dwie grupy zawierają materiały zdolne do podawania informacji dotyczących uszkodzenia materiału, najczęściej bazując na podstawie sygnałów wytworzonych pod wpływem zaistniałych odkształceń. Wykorzystywane są w tym celu czujniki piezoelektryczne w postaci płaskich płytek lub folii umieszczone na powierzchni lub wewnątrz materiału. Innym rodzajem układu pomiarowego są włókna optyczne zintegrowane ze strukturą materiału, umożliwiające dokładny pomiar odkształceń i temperatury przy wykorzystaniu zjawiska interferencji światła, bez znacznego wpływu na właściwości wytrzymałościowe danego elementu. Znacznemu rozwojowi w dziedzinie materiałów inteligentnych uległy metody wykorzystania nanorurek węglowych. Ich użycie oprócz możliwości monitorowania stanu struktury konstrukcji (na podstawie pomiaru rezystancji prądu elektrycznego przepływającego przez zatopione w materiale nanorurki węglowe) pozwala dodatkowo na wzmocnienie. Uwzględniając fakt niewidocznych początkowo oznak uszkodzeń materiałów kompozytowych, w wyniku zmęczenia lub wzrostu ilości defektów materiałowych, możliwość stałego monitorowania stanu konstrukcji jest szczególnie ważna dla utrzymania niezawodności konstrukcji, a przede wszystkim bezpieczeństwa ich eksploatacji.

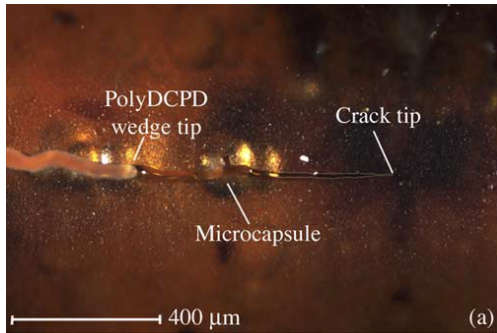
W obliczu braku możliwości szybkiej interwencji w przypadku wystąpienia stanów awaryjnych, dla długo utrzymujących się w powietrzu BSP czy samolotów pasażerskich o dalekim zasięgu, niezbędnym stało się stworzenie materiałów

umożliwiających zahamowanie lub opóźnienie rozwoju uszkodzeń. W przypadku samolotu pasażerskiego Boeing 787 naukowcy z Rensselaer Polytechnic Institute, dodając węglowe nanorurki do kompozytów polimerowych, zwiększając ciężar konstrukcji o 1%, umożliwili samonaprawę struktury w przypadku wystąpienia pęknięć o długościach liczonych w nanometrach zmniejszając obszar pęknięcia o 70%. Proces ten możliwy jest dzięki zlokalizowaniu obszaru uszkodzenia przez wzrost rezystancji obszaru pęknięcia a następnie wysłaniu do sąsiadujących nanorurek silniejszego sygnału elektrycznego (niż używanego do próbkowania), dzięki czemu okolice pęknięcia ulegają rozgrzaniu, a aktywowane ciepłem składniki zalewają miejsce uszkodzenia. Dodatkowo zaproponowane przez Rensselaer Polytechnic Institute rozwiązania pozwalają na przeskanowanie kadłuba samolotu przed każdym startem w celu lokalizacji pęknięć oraz natychmiastową naprawę wielu uszkodzeń jednocześnie [1, 5].

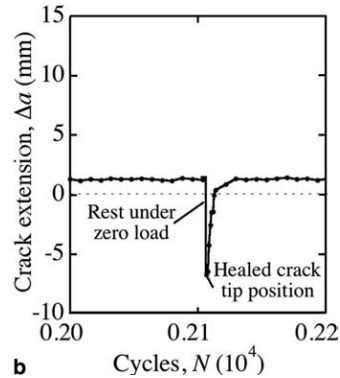
Pęknięcia oraz uszkodzenia zmęczeniowe stanowią bardzo poważne zagrożenie w przypadku materiałów kompozytowych. Samonaprawa tak uszkodzonych materiałów polega na ich redukcji poprzez zamknięcie uszkodzeń, bez potrzeby działania, podczas którego nieuniknione jest ingerowanie w materiał nieuszkodzony, lub osłabienie wzrostu uszkodzeń. Istnieje wiele metod regeneracji samonaprawialnych materiałów polimerowych. W pracy [15] przedstawiono obszerny przegląd metod samonaprawy materiałów termoplastycznych i termoutwardzalnych.

Jedną z interesujących metod samonaprawczych jest metoda miejscowego samonaprawiania „in situ self-healing”. W pracy [3] przedstawiono jej opis oraz wyniki badań z użyciem metody mikroenkapsulacji, polegającej na umieszczeniu na etapie wytwarzania materiału, mikrokapsuł z środkiem regenerującym (dicyklopentadien DCPD) oraz katalizatorem (katalizator Grubbsa pierwszej generacji) wymieszanym z żywicą epoksydową (rys. 6). Po wystąpieniu uszkodzenia materiału i przełomu mikrokapsuły jej zawartość stymuluje materiał do samoregeneracji.

O efektywności działania samonaprawy w przypadku zmęczenia decydować może prędkość narastania zjawisk (pęknięć), w wyniku występującego współczynnika intensywności cykli obciążeniowych oraz częstotliwości obciążeń. Wolno narastające zjawiska zmęczeniowe mogą zostać całkowicie zatrzymane, natomiast w przypadku zjawisk szybko narastających, dla efektywnego zatrzymania wymagane jest zastosowanie określonego okresu przerwy cyklicznego obciążania.



Rys. 6. Mikrofotografia pęknięcia z mikro-kapsułą w procesie samonaprawy [15]



Rys. 7. Wykres regeneracji pęknięcia zmęczeniowego [15]

W pracy wykazano, że odpowiednio dobrany czas przerwy w cyklicznym obciążeniu – 10 godzin (rys. 7), po wystąpieniu i niewielkiej propagacji uszkodzenia, dla obciążeń niskocyklowych z wysokim współczynnikiem obciążenia, może podnieść okres żywotności materiału do 118% (rys. 8), a po obniżeniu współczynnika intensywności obciążeń, dla obciążenia wysokocyklowego, bez przerwy w obciążeniach nawet do 213% (rys. 9).

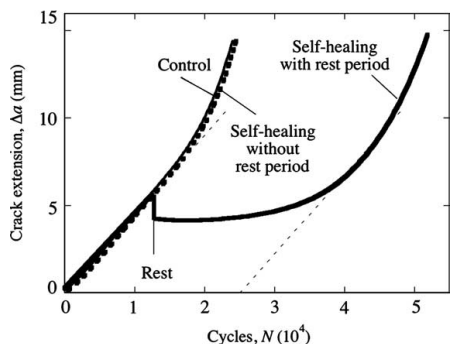
$$\lambda = \frac{N_{healed} - N_{control}}{N_{control}} \quad (1)$$

Okres żywotności materiału rozumiany jest jako efektywność samonaprawcza, przedstawiana jako wydłużenie okresu cyklicznych obciążeń zmęczeniowych do zniszczenia (1), gdzie  $N_{healed}$  jest całkowitą liczbą cykli do zniszczenia przy użyciu metody samonaprawy oraz  $N_{control}$  jest całkowitą liczbą cykli do zniszczenia podobnej próbki bez samonaprawy.

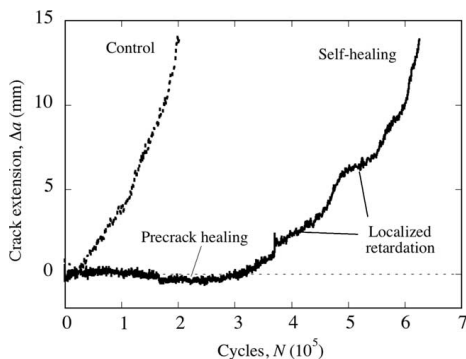
W doświadczeniach zastosowanie współczynnika intensywności naprężeń na poziomie 0,5 wartości odporności na pęknięcie materiału, pozwoliło na tak skuteczną samonaprawę, że zniszczenie próbki nie nastąpiło nawet dla  $N=3 \cdot 10^6$  cykli obciążeniowych. Przedstawiona metoda wydaje się być interesująca nie tylko ze względu na pozytywne wyniki badań, ale również perspektywę wykorzystania jej w technice bez potrzeby zastosowania szczególnych warunków do naprawy uszkodzeń w przypadku ich wystąpienia.

Zauważyć należy jednak, że w przypadku owego badania zastosowano 20% stężenie masowe mikrokapsuł, dla zapewnienia odpowiedniej obecności środka leczniczego. Wzrost ilości mikrokapsuł w mieszaninie żywicy poliestrowej

spowodować może spadek elastyczności materiału. Przy ich większej adhezji do osnowy materiał wykazywać może niższą wytrzymałość na pęknięcie [6].



**Rys. 8.** Wykres wzrostu długości pęknięcia w obciążeniu niskocyklowym [15]



**Rys. 9.** Wykres wzrostu długości pęknięcia w obciążeniu wysokocyklowym [15]

W pracy [14] przedstawiono natomiast, że próbki z mikrokapsułami w osnowie polimerowej mają większą wytrzymałość, ale dodatek katalizatora Grabbisa w ilości większej niż 3% w zawartości masowej żywicy zmniejsza odporność na pęknięcie. Na właściwości materiału z dodatkiem mikrokapsuł wpływa ich średnica a także sposób ich produkcji i przetwarzania [8]. Możliwości samoleczenia przy wykorzystaniu opisanej metody dodatkowo komplikują się, w przypadku obecności włókien wzmacniających materiał kompozytowy [15]. Obecność włókien wzmacniających zwiększa możliwość wystąpienia ognisk inicjacji uszkodzeń zmęczeniowych i utrudnia proces samonaprawy.

## 5. Literatura

1. Augustyn S.: Horyzonty nowych technologii a projektowanie konstrukcji lotniczych, Speedserwis, Inowrocław 2016.
2. Augustyn S.: Wykorzystanie innowacyjnych technologii SMART w strukturach płatowca i bezałogowego statku powietrznego, Bezpieczeństwo lotnicze w aspekcie rozwoju technologicznego. Wydawnictwo Akademii Sztuki Wojennej, Warszawa 2017.
3. Brown E.N., White S.R., Sottos N.R.: Retardation and repair of fatigue cracks in a microcapsule toughened epoxy composite, part II: in situ self-healing, *Compos Sci Technol*, 2005, 65, s. 2474–2480.

4. Haponiuk J.: Właściwości mechaniczne polimerów, Katedra Technologii Polimerów Wydział Chemiczny PG, Politechnika Gdańska, Gdańsk 2011.
5. <https://kopalniawiedzy.pl/Dreamliner-Boeing-787-nanorurka-kadlub,3458>
6. Jung D., Hegeman A., Sottos N.R., Geubella P.H., White S.R.: Self-healing composites using embedded microspheres, Composites and functionally graded materials, Dallas, USA: ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 1997, s. 265–275.
7. Katunin A., Moczulski W.A.: Ocena cyklu życia kompozytów polimerowych oraz analiza struktur samodiagnostujących i samonaprawialnych, Przegląd Mechaniczny, 2014, 3, s. 36-39.
8. Kessler M.R., Sottos N.R., White S.R.: Self-healing structural composite materials, Compos Part A—Appl Sci Manuf, 2003, 34, s. 743–753.
9. Kowalewski L.: Współczesne badania wytrzymałościowe, kierunki i perspektywy rozwoju, Biuro Gamma, Warszawa 2008.
10. Kowalewski L.: Zmęczenie materiałów – podstawy, kierunki badań, ocena stanu uszkodzenia. XVII Seminarium Nieniszczące Badania Materiałów, Zakopane 8-11 marca 2011.
11. Ochelski S.: Metody doświadczalne mechaniki kompozytów konstrukcyjnych, WNT, Warszawa 2004.
12. Rojek M.: Metodologia badań diagnostycznych warstwowych materiałów kompozytowych o osnowie polimerowej. International OCSCO World Press, tom 2, Gliwice 2011,.
13. Roškowicz M.: RAPORT BADANIA – Ocena postaci niszczenia materiałów kompozytowych, z których została wykonana łopata elektrowni wiatrowej TACKE TW 600 Nr.: 500-710, rok produkcji 1994 – opracowanie wewnętrzne akademii niepublikowane, WAT, 2013.
14. White S.R., Sottos N.R., Geubella P.H., Moors J.S., Kessler M.R., Sriram S.R., et al.: Autonomic healing of polymer composites, Nature, 2001, 409, s. 794–797.
15. Wu D.Y., Meure S., Solomon D.: Self-healing polymeric materials: A review of recent developments, Progress in Polymer Science, 2008, 33, 5, s. 479 – 522.