

WSPÓŁCZESNE I PRZYSZŁE MATERIAŁY KONSTRUKCYJNE W LOTNICZYCH SILNIKACH TURBINOWYCH

Jan Godzimirski

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

Napędy lotnicze oprócz osiągnięć napędowych powinna charakteryzować zwartość konstrukcji, mała masa, niezawodność działania oraz trwałość. Możliwość spełnienia takich wymagań umożliwia nie tylko wiedza i talenty konstruktorów, technologów i eksploataatorów, ale przede wszystkim dostępność materiałów konstrukcyjnych. Opracowanie i wdrażanie nowych materiałów konstrukcyjnych od zaistnienia w lotnictwie silników turbinowych znaczyło etapy ich rozwoju. Autor tego artykułu przedstawił dotychczasowe osiągnięcia inżynierii materiałowej i wyraźnie wskazał realne kierunki rozwoju w najbliższym czasie.

Słowa kluczowe: materiały konstrukcyjne, kompozyty, intermetale.

Opracowanie i wdrażanie nowych materiałów konstrukcyjnych miało zawsze istotny wpływ na rozwój lotniczych silników turbinowych. Do projektowania nowej generacji lotniczych silników turbinowych poszukuje się materiałów mogących pracować w temperaturze 2000°C, o wytrzymałości w tej temperaturze rzędu 250 MPa, współczynnika rozszerzalności liniowej bliskim zera i możliwości pracy w silnie korodującym środowisku gazów spalinowych w czasie co najmniej 1000 godzin.

Podstawowymi wymaganiami stawianymi materiałom przewidywanym do wykorzystania w budowie lotniczych silników turbinowych są: wysoka wytrzymałość właściwa (wytrzymałość odniesiona do gęstości), żaroodporność i żarowytrzymałość, odporność na korozję, stabilność i powtarzalność właściwości mechanicznych oraz podatność do przygotowania półfabrykatów znanymi metodami produkcyjnymi.

Uwzględniając to, że silniki lotnicze powinny być lekkie, przy dobieraniu na nie materiałów należy uwzględniać ich gęstość (ρ). Dlatego wskaźnikami mechanicznymi pozwalającymi porównywać materiały pod względem ich przydatności do zastosowania w konstrukcji takich silników są ich parametry wytrzymałościowe odniesione do gęstości, tak zwane: właściwa wytrzymałość doraźna R_m/ρ , właściwa granica plastyczności R_e/ρ ($R_{0,2}/\rho$) oraz właściwy moduł sprężystości E/ρ .

Optymalizacja doboru materiału na części napędów lotniczych polega na wybraniu i zastosowaniu takiego materiału, który przy spełnieniu wymagań wytrzymałościowych i użytkowych (eksploatacyjnych) umożliwi wykonanie części o najmniejszej masie.

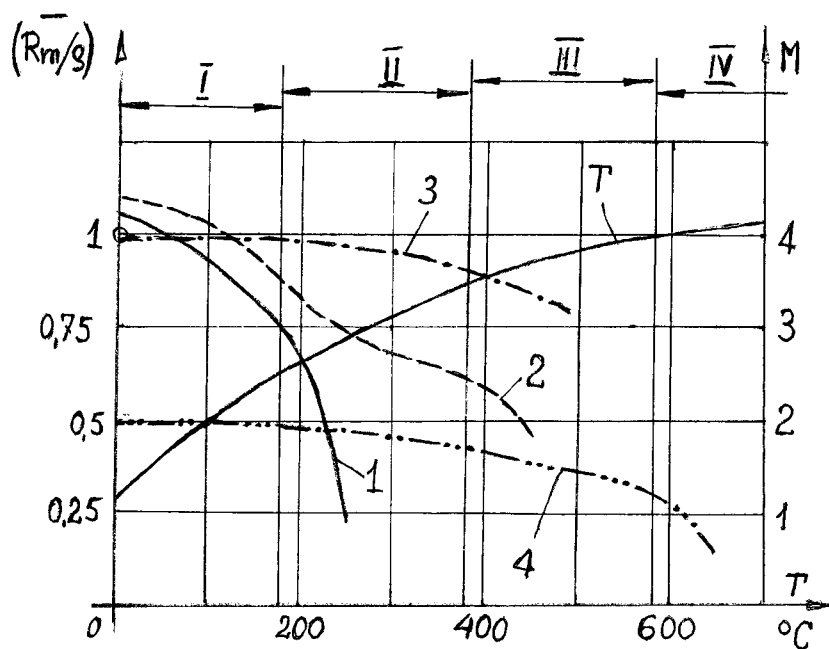
Wartość wytrzymałości właściwej materiału jest jego cechą mechaniczną która decyduje, czy może on zostać zastosowany na elementy wirujące z dużymi prędkościami (np. tarcze wirników, bębny oraz łopatki sprężarek) ze względu na to, że wartości sił odśrodkowych działających

na takie elementy zależą proporcjonalnie od ich masy, a naprężenia spowodowane tymi obciążeniami są proporcjonalne do gęstości materiału.

Dobierając materiały konstrukcyjne należy uwzględnić także w jakiej temperaturze będą pracowały wytwarzane z nich części. Wiadomo, że wraz ze wzrostem temperatury spada najczęściej wytrzymałość i wartość modułu sprężystości materiałów, a spadek ten odbywa się z różną intensywnością dla różnych materiałów.

Zazwyczaj dla określonego materiału można określić charakterystyczną temperaturę, przy której krzywe jego wytrzymałości i sprężystości gwałtownie załamują się (następuje ich intensywniejszy spadek) i najczęściej tę temperaturę uznaje się za graniczną temperaturę stosowania danego materiału (rys. 1.).

Poza wytrzymałością materiały konstrukcyjne powinny charakteryzować odpowiednia plastyczność, to znaczy zdolność do trwałego odkształcania się materiału pod wpływem wysokich obciążeń, poprzedzającego pęknięcie materiału (jego dekohezję). Cecha ta jest niezbędna nie tylko w procesie kształtowania wyrobów z materiałów metodami przeróbki plastycznej, ale również w procesie ich użytkowania, gdzie zabezpiecza je przed gwałtownym zniszczeniem w wypadku przekroczenia granicy plastyczności lub przed kruchym pęknięciem. Miarą odporności materiału na kruche pęknięcie jest wartość krytycznego współczynnika intensywności naprężeń (K_{IC}). Uplastycznienie materiału powoduje zmniejszenie wartości naprężeń lokalnych (ich bardziej równomierny rozkład) zmniejszając tym samym zagrożenie pęknięciem. Miarą plastyczności materiałów może być ich ciągliwość (wydłużenie $-A$ wyrażane w procentach) lub trwałe wydłużenie względne po próbie rozciągania (ϵ_p). Z plastycznością związana jest również udarowość materiałów. Stosunkowo wysoka udarność powinna charakteryzować materiały przeznaczone na części obciążane dynamicznie.



Rys. 1. Zakresy zastosowań: I – stopów aluminium, II – stali stopowych i stopów tytanu, III – stali odpornych na korozję, IV – stopów żaroodpornych, 1 – superdural B-95, 2 – stop tytanu BT-6, 3 – stal 30HGSA, 4 – stopy niklu lub kobaltu, krzywa T – zależność temperatury obiektu od prędkości (M) poruszania się w powietrzu

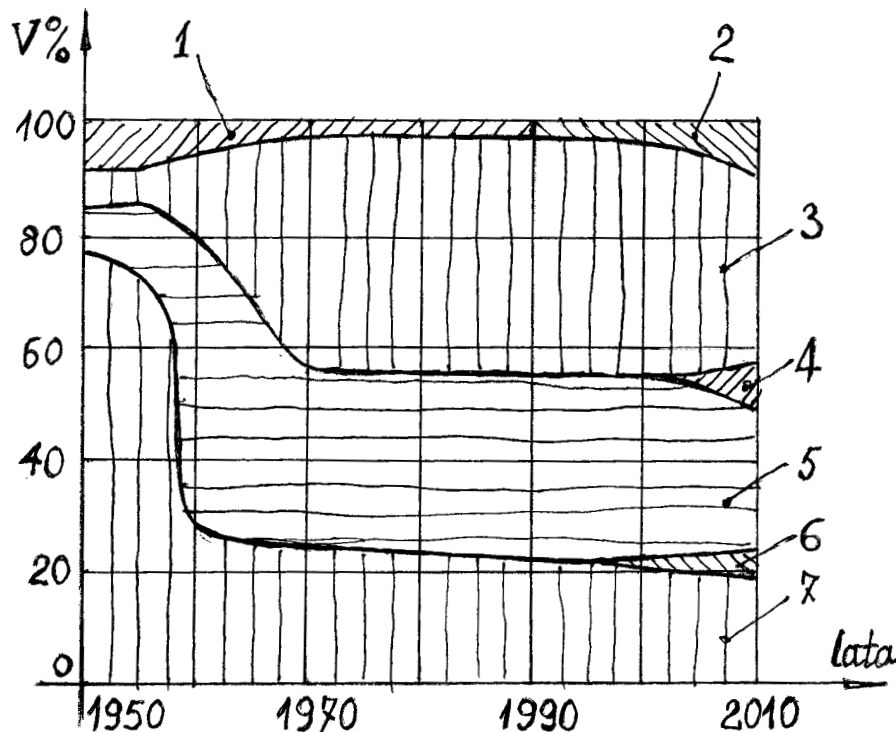
Istotną cechą materiałów konstrukcyjnych jest również ich twardość, to znaczy odporność na odkształcenia trwałe pod wpływem skupionych sił działających na małą powierzchnię materiału. Określona twardość musi charakteryzować zwłaszcza części lub ich wybrane powierzchnie, które współpracują z innymi częściami przekazując lub przejmując skupione obciążenia, np. zęby kół zębatych, czopy wałów itp.

O przydatności materiałów do ich zastosowania w konstrukcjach lotniczych w coraz większym stopniu zaczynają decydować nie tylko ich właściwości wytrzymałościowe, ale również właściwości użytkowe (eksploatacyjne), takie jak: wytrzymałość zmęczeniowa, odporność na ścieranie, odporność na kruche pękanie, odporność na działanie karbu, odporność na rozwój (propagację) pęknięć, odporność na korozję (zwłaszcza naprężeniową), odporność na erozję, żaroodporność itp. Mają one decydujący wpływ na niezawodność zespołu, w którym występuje ta część, a więc i na bezpieczeństwo lotów, oraz na trwałość silnika. Zestaw cech określających właściwości wytrzymałościowe oraz możliwości eksploatacyjne wyrobu nazywa się wytrzymałością konstrukcyjną.

Różne zespoły lotniczych silników turbinowych stawiają określone wymagania materiałom stosowanym do ich budowy. Materiały stosowane do budowy wentylatorów powinny wykazywać stabilność właściwości mechanicznych w zakresie temperatury od -40 do $+40^{\circ}\text{C}$. Powinny je cechować wysoka wytrzymałość i niska gęstość, odporność na uszkodzenia spowodowane zasaniem obcych ciał oraz odporność na katastroficzne zniszczenie spowodowane drobnym uszkodzeniem. Wymagania takie spełniają stopy tytanu oraz również materiały kompozytowe: polimerowe, a zwłaszcza z osnowami metalicznymi.

Łopatkę sprężarek (ostatnich stopni) mogą pracować w zakresie temperatury do $400 - 650^{\circ}\text{C}$. Materiały stosowane na takie łopatki powinny charakteryzować wysoka trwałość zmęczeniowa oraz odporność na zużycie erozyjne. Łopatki takie wykonuje się ze stopów tytanu, stali, a pracujące w najwyższej temperaturze również ze stopów niklu.

Tarcze sprężarek mogą pracować w podobnym zakresie temperatury jak ich łopatki. Materiały stosowane na tarcze sprężarek powinny cechować wysoka wytrzymałość, odporność na obciążenia odśrodkowe oraz wysoka trwałość zmęczeniowa. Wytwarza się je zazwyczaj ze stopów tytanu lub, gdy są obciążane w wysokiej temperaturze, ze stopów niklu.



Rys. 2. Objętościowy udział różnych materiałów w budowie turbinowych silników lotniczych; 1 - stopy aluminium, 2 - polimerowe materiały kompozytowe, 3 - stopy tytanu, 4 - metaliczne materiały kompozytowe, 5 - stopy niklu, 6 - ceramiczne materiały kompozytowe, 7 - stale wysokowytrzymałe

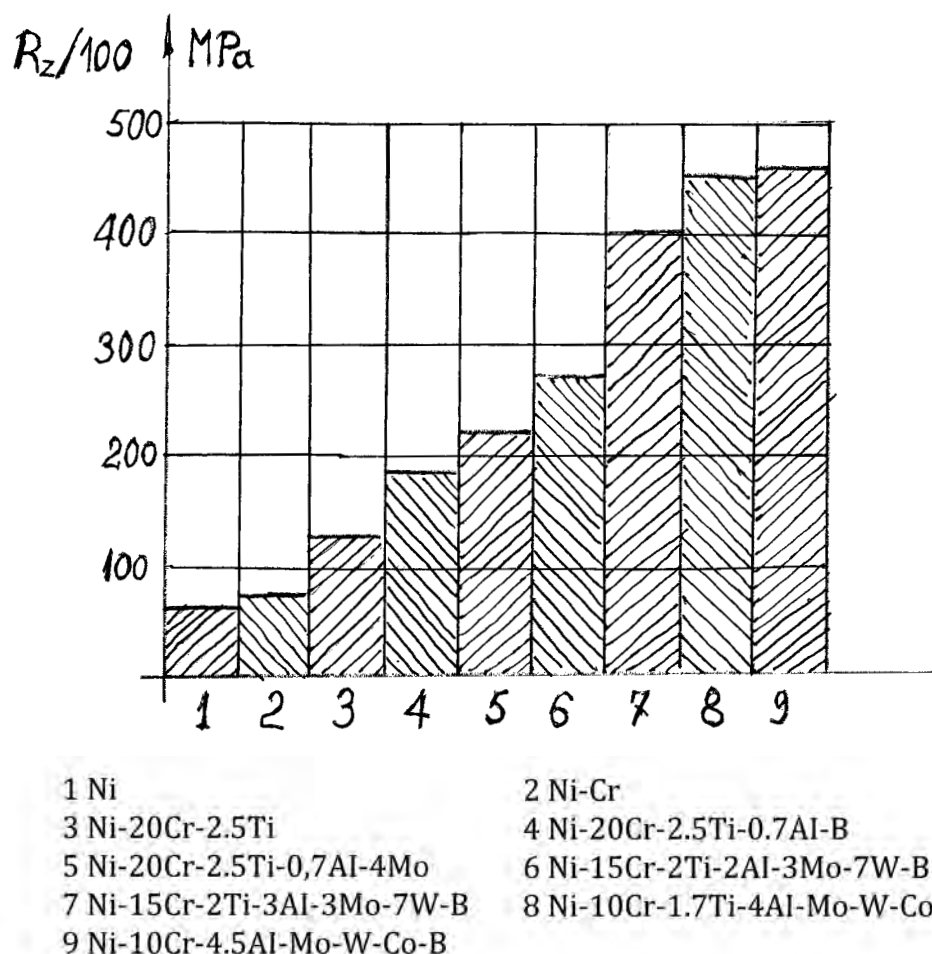
Temperatura robocza komór spalania osiąga 1600°C. Materiały, z których wytwarza się komory powinny wykazywać odporność na zmęczenie cieplne oraz żaroodporność – odporność na korozję w gorących gazach. Wymaganiom takim są w stanie sprostać stopy na osnwie niklowej zabezpieczone pokryciami żaroodpornymi, a czasami również dodatkowo ceramicznymi pokryciami termobarierowymi. W perspektywie przewiduje się wytwarzanie komór spalania z kompozytów ceramicznych.

Części turbin mogą nagrzewać się do temperatury 550...1100°C. Materiały stosowane na części turbin powinna cechować odporność na przestrzenne obciążenia, żaroodporność, żarowytrzymałość (w tym odporność na pełzanie i odporność na zmęczenie cieplne). Tarcze turbin wykonuje się ze stopów na niklowej osnwie; łopatki z podobnych stopów o strukturze monokrystalicznej z pokryciami żaroodpornymi i termobarierowymi.

Wały w zależności od zakresu temperatury pracy (od 50 do 850°C) wytwarza się z wysokowytrzymałych stali lub stopów na osnwie żelazoniklowej lub niklowej.

Dysze lotniczych silników turbinowych mogą być obciążone w zakresie temperatury 650...850°C. Materiały stosowane do ich wytwarzania powinna cechować żaroodporność oraz odporność na zużycie erozyjne spowodowane przepływem strumienia gazów. W zależności od temperatury pracy wytwarza się je ze stopów tytanu lub ze stopów niklu z pokryciami ochronnymi, ewentualnie z kompozytów ceramicznych.

Podsumowując można stwierdzić, że podstawowymi rodzajami materiałów stosowanych w budowie współczesnych lotniczych silników turbinowych są stopy tytanu, stali i nadstopy na osnwie niklu (rys. 2). Lekkie stopy magnezu lub aluminium stosowane są w ograniczonym zakresie, np. na kadłuby: pierwszych stopni sprężarek, przekładni, pomp paliwowych i olejowych.

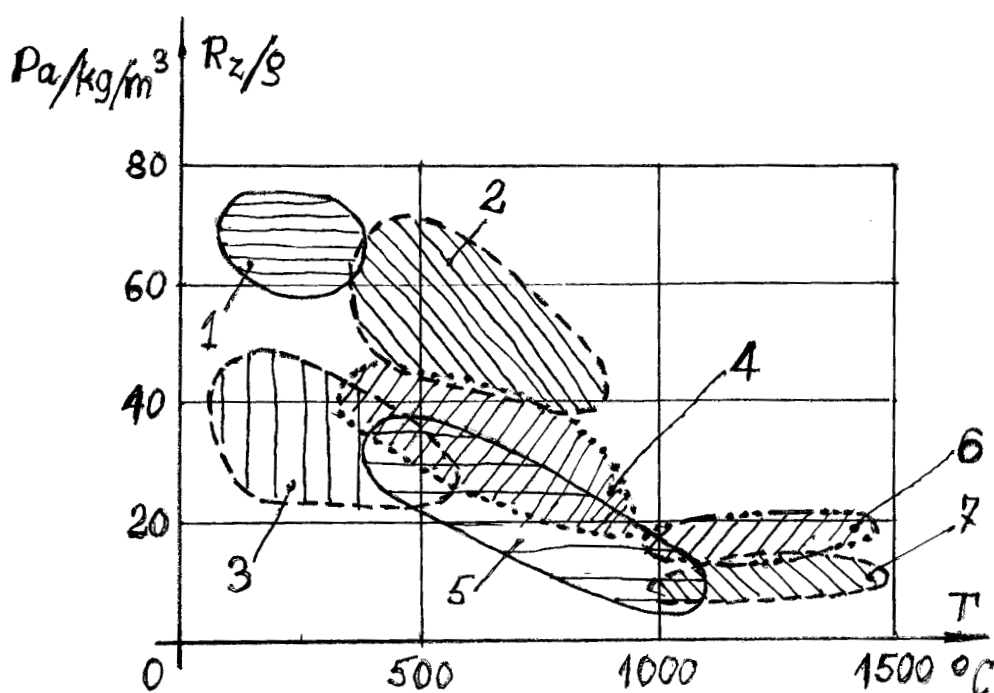


Rys.3. Wpływ dodatków stopowych na czasową wytrzymałość na pełzanie w temperaturze 800°C stopów na osnwie niklu produkowanych w Rosji

Prowadzone na zlecenie firm lotniczych badania mają doprowadzić do opracowania i wdrożenia nowych materiałów spełniających oczekiwania konstruktorów napędów lotniczych. Badania nad stopami tytanu przeznaczonymi dla lotnictwa idą w dwóch kierunkach. Po pierwsze dąży się do uzyskania stopów o większej żarowytrzymałości, takich które mogłyby pracować w temperaturze dochodzącej do 600°C. Takie stopy spełniałyby wymagania stawiane materiałom stosowanym na ostatnie (wylotowe) stopnie sprężarek silników turbinowych o wysokich sprężach, służących do napędu bardzo szybkich samolotów.

Drugi kierunek badań dotyczy stopów tytanu wykazujących nadplastyczność. Pewne stopy o ultradrobnoziarnistej strukturze ($\phi < 10 \mu\text{m}$) w podwyższonej temperaturze wykazują anormalną zdolność do odkształceń rzędu $A=30-1000\%$ (dla metali w zwykłych warunkach nie przekraczają one 30...50%). Jest to cenna cecha technologiczna, która umożliwia stosunkowo tanie kształtowanie dużych części o skomplikowanych kształtach.

Stopy żaroodporne i żarowytrzymałe na osnowie niklowej i kobaltowej osiągają kres swoich możliwości (rys. 3) i nie są w stanie spełnić wymagań stawianym przyszłościowym silnikom lotniczym.



Rys. 4. Porównanie odporności termicznej i właściwości wytrzymałościowych różnych grup materiałów konstrukcyjnych: 1 – polimerowe materiały kompozytowe, 2 – kompozyty metaliczne typu Ti-SiC, 3 – stopy tytanu, 4 – stopy intermetaliczne typu Ti-Al, 5 – stopy na osnowie niklowej, 6 – kompozyty węgiel-węgiel, 7 – kompozyty ceramiczne

Duże nadzieje wiąże się ostatnio z intermetalami – stopami na bazie uporządkowanych faz międzymetalicznych. Są to materiały o właściwościach pośrednich między metalami, a ceramiką (rys. 4). Prowadzone są badania, sponsorowane w dużym stopniu przez firmy produkujące lotnicze silniki turbinowe, nad możliwością zastosowania intermetali z układu Ni-Al (Ni_3Al , NiAl) na łopatki wirnikowe turbin. Intermetale Ni_3Al wykazują w porównaniu z nadstopami niklowymi: znacznie lepszą wytrzymałość zmęczeniową, wyższą wytrzymałość w podwyższonej temperaturze przy dużych prędkościach odkształcania, mniejszą gęstość oraz wyższą odporność na utlenianie. Intermetale NiAl charakteryzuje jeszcze mniejsza gęstość ($=5,86 \text{ g/cm}^3$), wyższa temperatura topnienia ($T_t=1640^\circ\text{C}$) i większa żaroodporność. Wadami tych materiałów są jeszcze ciągle: mniejsza plastyczność i mniejsza odporność na kruche pękanie, w porównaniu z nadstopami.

Prowadzone są również próby wytwarzania łopatek ostatnich stopni sprężarek z intermetali tytan-aluminium. Są to stopy o niskiej gęstości, wysokiej wytrzymałości właściwej oraz dobrej odporności na pełzanie i utlenianie. Cechuje je także brak skłonności do tzw. samozapłonu - bardzo uciążliwej wady konwencjonalnych stopów tytanu. Intermetale tytan - aluminium mają bardziej korzystne zmiany wartości właściwego modułu Younga z temperaturą w stosunku do klasycznych stopów tytanu. Wyższa wartość modułu sprężystości ($E=160$ GPa) gwarantuje lepszą sztywność konstrukcji oraz ułatwia projektowanie lekkich ($\rho = 3,8$ g/cm³) elementów konstrukcyjnych. Intermetale te charakteryzuje również stosunkowo niska wartość współczynnika rozszerzalności cieplnej, co gwarantuje większą stabilność wymiarową wykonanych z nich łopatek. Materiały te znalazły już zastosowanie w silnikach turbinowych.

- kadłub sprężarki w silniku - GE T700;
- łopatki turbin niskich ciśnień (stop Ti-47Al-2Cr-2Nb) w silnikach: CF6-80C2, GE90, GENx,
- łopatki 9. stopnia sprężarki silnika F119.

W ostatnich latach zaczęto prowadzić badania nad metalowo-intermetalowymi kompozytami „in situ” opartymi na krzemkach niobu spodziewając się, że materiały takie będą mogły długo- i trwale pracować w temperaturze 1200 - 1300°C i znajdą zastosowanie w produkcji łopatek wirnikowych turbin wysokiego ciśnienia przyszłościowych silników lotniczych. Takie materiały kompozytowe powinny zawierać stosunkowo plastyczną osnowę z niobu i fazę wzmacniającą z bardziej kruchych, ale bardziej termoodpornych krzemków. Kompozyty te rozwijano od stosunkowo prostych układów podwójnych Nb-Nb₃Si/Nb₅Si₃ do wieloskładnikowych opartych na Nb-Si, ale zawierających dodatki stopowe, takie jak: Ti, Hf, Mo, Cr i Al. Dodatki te zmieniają właściwości osnowy z niobu i tworzą dodatkowe międzymetaliczne fazy wzmacniające oznaczane symbolem X₅Si₃. Gęstość kompozytów opartych na układzie Nb-Si wynosi 7...7,3 g/cm³ i jest około 25% niższa niż gęstość trzeciej generacji odlewanych monokrystalicznie nadstopów niklu. Części z tych materiałów (nazywanych kompozytami Nb-Si-X *in situ*) wytwarzane są metodą odlewania z ukierunkowaną krystalizacją. Poddawane badaniom łopatki wirnikowe turbin, są projektowane i wytwarzane z kanałami chłodzącymi.

Właściwa wytrzymałość doraźna (R_m/ρ) kompozytów Nb-Si-X jest wyższa od odlewanych monokrystalicznie nadstopów niklu. Wytrzymałość na pękanie tych kompozytów, wynikająca między innymi z kolumnowej struktury, jest na tyle wysoka, że nie będzie ona barierą do stosowania ich na łopatki wirnikowe turbin. Również, ze względu na dodatki stopowe, zwłaszcza Ti i Hf, żaroodporność tych materiałów w temperaturze 1300 °C jest wystarczająco dobra.

Perspektywicznymi materiałami silników turbinowych mogą być kompozyty na osnowach metalicznych. Kompozyty na osnowie aluminiowej przeznaczone są najczęściej do pracy w temperaturze otoczenia, chociaż mogą być stosowane i w temperaturze podwyższonej dochodzącej do 350°C. W porównaniu ze stopami aluminium wykazują one wyższą wytrzymałość właściwą i wyższą sztywność właściwą. Kompozyty takie zbrojone włóknami węglowymi osiągają wytrzymałość $R_m=700$ MPa i moduł sztywności $E=150$ GPa przy gęstości $\rho=2,5$ g/cm³, a zbrojone włóknami borowymi $R_m=1450$ MPa, $E=220$ GPa przy gęstości $\rho=2,7$ g/cm³.

Kompozyty na osnowie tytanowej mogą być wykorzystywane w znacznie wyższym zakresie temperatury niż kompozyty na osnowie aluminiowej - do temperatur 650 - 700°C. Przy gęstości $\rho=3,5$ g/cm³ osiągają one $R_m=1250$ MPa i $E=250$ GPa. W porównaniu ze stopami tytanu charakteryzuje je głównie większa sztywność właściwa i większa stabilność cieplna.

Wzmacnianie nadstopów włóknami wolframowymi podnosi ich żarowytrzymałość. Praktycznie mogą być one stosowane w temperaturze o około 150°C wyższej w porównaniu z materiałami osnowy.

Zastąpienie tytanowych łopatek wentylatorowych kompozytowymi zmniejsza o 30...40% ich masę oraz ze względu na zwiększoną sztywność, pozwala wyeliminować półki antywibracyjne. Wykonanie łopatek sprężarkowych z kompozytów zmniejsza obciążenie tarcz i bębnow sprężarkowych pozwalając projektować je jako lżejsze. Tak więc obniżenie masy silnika jest większe

niż to wynika ze zmniejszenia masy samych łopatek. Przyjmuje się, że wykonanie łopatek sprężarkowych z kompozytów metalicznych umożliwia obniżenie o 12% masy silnika turbinowego i aż o 25% masy dwuprzepływowego silnika wentylatorowego.

Wydaje się, że w najbliższych latach należy spodziewać się istotnego postępu w konstrukcji lotniczych silników turbinowych, związanego z zastosowaniem nowych, bardziej żaroodpornych i żarowytrzymałych materiałów na najbardziej obciążone cieplnie ich części oraz materiałów stosunkowo lekkich o wysokiej wytrzymałości właściwej i dobrej odporności cieplnej, które znajdą zastosowanie w budowie sprężarek nowych silników. Wprowadzanie nowych materiałów do budowy silników lotniczych wymaga zawsze przeprowadzenia kompleksowych, długotrwałych badań potwierdzających ich przydatność konstrukcyjną, zwłaszcza w zakresie gwarancji wysokiej niezawodności projektowanych napędów.

LITERATURA

- [1] **Ashby M. F., Jones D. R. H.:** *Materiały inżynierskie*. WNT, Warszawa 1995.
- [2] **Bojar Z., Przetakiewicz W. i inni:** *Materiały metalowe z udziałem faz międzymetalicznych*. BEL Studio Sp. Z o.o., Warszawa 2006.
- [3] **Ciszewski B., Przetakiewicz W.:** *Nowoczesne materiały w technice*. Bellona, Warszawa 1993.
- [4] **Chodorowski J., Ciszewski A., Radomski T.:** *Materiałoznawstwo lotnicze*. Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1983.
- [5] **Elisieew Ju. S., Bojcow A. G., Krymow V. V., Chworostuchin L. A.:** *Technologija proizvodstwa awiacyonnych dwigatielej*, Maszynostrojenije, Moskwa 2003.
- [6] **Godzimirski J.:** *Lotnicze materiały konstrukcyjne*. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2008.
- [7] **Wojtkun F., Sołncew J. P.:** *Materiały specjalnego przeznaczenia*. Politechnika Radomska, Radom 2001.