

Płk rez. prof. dr hab. inż. Jan Godzimirski  
Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Techniki Lotniczej

## Pokrycia ochronne stosowane w budowie lotniczych silników turbinowych

**P**okrycia ochronne zwiększają trwałość części, na które są nanoszone, a więc również istotnie wpływają na żywotność i niezawodność gotowych wyrobów, np. silników lotniczych. Już w silnikach turbinowych pierwszej generacji (np. grupy *Lis*) dla zabezpieczenia przed korozją części stalowych stosowane były pokrycia galwaniczne z cynku lub kadmu, a dla zabezpieczenia połączeń gwintowych przed zapiekaniem – pokrycia z miedzi. W silnikach drugiej generacji (np. grupy *R-II*) stosowano dodatkowo pokrycia ceramiczne zwiększające żaroodporność niektórych „gorących” części silnika, np. rur żarowych komór spalania. Około 75% części silników trzeciej i czwartej generacji powleka się metalicznymi lub ceramicznymi pokryciami w celu zabezpieczenia ich przed korozją, zwiększenia ich żaroodporności, a także dla innych specjalnych celów, np. uszczelnienia, zabezpieczenia przed zużyciem ściernym, zabezpieczenia przed gwałtownymi zmianami temperatury. Przy wyborze materiału pokrycia i sposobu jego nanoszenia powinno się uwzględnić:

- warunki eksploatacji danej części lub podzespołu (temperaturę, środowisko, sposób współpracy części itp.),
- chemiczną i metalurgiczną zgodność materiałów pokrycia i podłoża, umożliwiającą dobre połączenie tych materiałów bez elektrochemicznego oddziaływania między nimi, należy przy tym pamiętać, że w czasie eksploatacji danej części wytrzymałość połączenia pokrycia z podłożem (adhezja) może się zmniejszyć w wyniku możliwego

wydzielania na granicy pokrycia i podłoża faz, tworzenia się kruchych połączeń, zachodzenia procesów korozyjnych itp.,

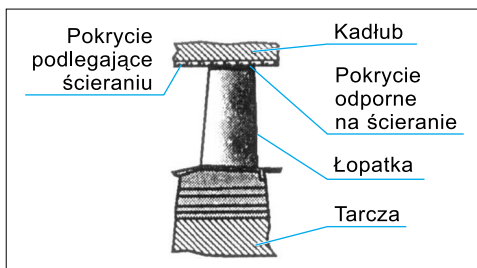
- fizyczno-mechaniczną zgodność pokrycia i podłoża, tj. bliskie wartości właściwości fizycznych i mechanicznych: modułu sprężystości wzdłużnej, twardości, współczynnika rozszerzalności liniowej,
- możliwość naniesienia pokrycia na dany materiał wybraną metodą,
- możliwość uzyskania założonej struktury pokrycia,
- możliwość naniesienia pokrycia o równej grubości i identycznych właściwościach na część o danym kształcie.

Najważniejsze, nowoczesne pokrycia stosowane w lotniczych silnikach turbinowych to pokrycia:

- ♦ uszczelniające,
- ♦ żaroodporne,
- ♦ termoizolacyjne.

### Pokrycia uszczelniające

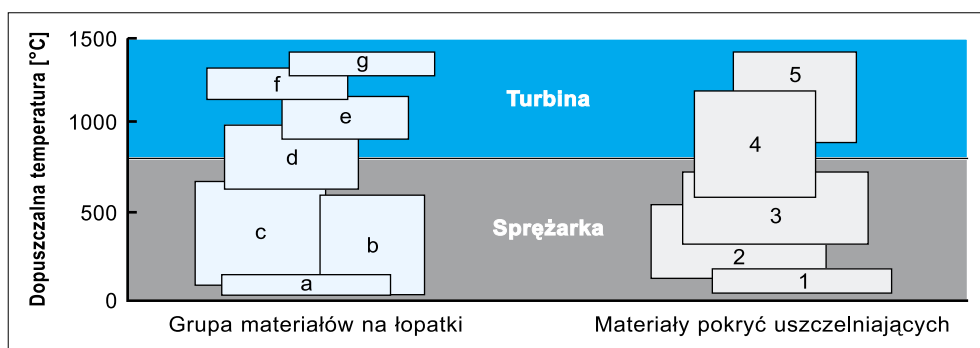
Zmniejszając wielkość luzu wierzchołkowego łopatek, sprawność silnika turbinowego można zwiększyć nawet o 5%. Luz można zmniejszyć przez naniesienie na wewnętrzne powierzchnie kadłubów sprężarek i turbin zużywających się pokryć uszczelniających, które, ulegając ścieraniu podczas pracy z wirującymi łopatkami wirnika, zapewniają minimalny luz wierzchołkowy (rys. 1). Zużywające się pokrycia powinna charakteryzować małą odporność na ścieranie przy jednocześnie wysokiej wytrzymałości i żaroodporno-



Rys. 1. Zastosowanie pokryć uszczelniających w celu minimalizacji luzu między końcem pióra łopatki a kadłubem

- ceramiki – tlenku cyrkonu stabilizowanego itrem ( $ZrO_2-Y_2O_3$ ).

Rodzaj materiału zalecanego jako uszczelnienie zależy od temperatury, w jakiej będzie pracowało pokrycie (rys. 2). Przy temperaturze przekraczającej  $800\text{ }^\circ\text{C}$  zaleca się pokrycia ceramiczne ( $ZrO_2-Y_2O_3$ ). Dzięki zastosowaniu pokrycia podlegającego ścieraniu można jednocześnie zabezpieczyć części przed oddziaływaniem wysokiej temperatury, dochodzącej do  $1200\text{ }^\circ\text{C}$ . Na powierzchni części pracujących w temperaturze do  $550\text{ }^\circ\text{C}$  stosu-



Rys. 2. Materiały stosowane do wykonywania łopatek i nanoszenia pokryć uszczelniających: a – kompozyty polimerowe, b – stopy tytanu, c – stopy, d – stopy na podstawie niklowej lub kobaltowej, e – stopy z ukierunkowaną krystalizacją, f – stopy monokrystaliczne, g – stopy umacniane tlenkami dyspersyjnymi; 1 – polimery, 2 – polimery z wypełniaczami aluminiowo-ceramicznymi, 3 – kompozyty metalu i grafitu (Ni – 25%, C), 4 – kompozyty porowate Me-Cr, Al, Y, 5 – materiały ceramiczne ( $ZrO_2-Y_2O_3$ )

ści. Minimalna wielkość luzów powinna być zapewniona w przewidywanym czasie pracy silnika lub w czasie jego rezerwu międzynarodowego. Takie możliwości zapewniają specjalne wieloskładnikowe materiały – dzięki właściwościom zastosowanych lepiszczy, porowatości uzyskiwanej struktury i dostosowanej technologii nanoszenia materiału.

Firmy specjalizujące się w wytwarzaniu materiałów uszczelniających polecają wyroby z:

- polimerów,
- krzemooorganicznych polimerów z wypełniaczem aluminiowym,
- kompozytu: metal, polimer i azotek boru,
- kompozytu metalowo-grafitowego (Ni – 5%, C),
- mieszaniny metali: chromu, aluminium i itru,

je się najczęściej mieszaninę proszków: 18 - 23% BN, 4 - 8%  $SiO_2$  i 69 - 78% Al.

Pokrycia tego typu nanosi się metodami napyłania: gazowo-płomieniowego, nadźwiękowego gazowo-płomieniowego lub plazmowego. Aby zwiększyć przyczepność pokrycia do podłoża, na powierzchni części pokrywanej nacina się gwint w celu uzyskania efektu kotwiczenia i metodą gazowo-płomieniową nanosi się podkład o grubości od 0,1 do 0,2 mm.

### Pokrycia żaroodporne

Żaroodporność to odporność metali i ich stopów na korozję w podwyższonej temperaturze w środowisku gazowym. Szybkość utleniania materiałów, podstawowego mechanizmu koro-

zji, rośnie wykładniczo wraz z temperaturą. Właściwa żaroodporność materiałów jest bardzo ważna dla takich części silników turbiny, jak: komory spalania, łopatki turbiny, ostatnie stopnie łopatek sprężarek, komory dopalacza i dysze. Części te wykonuje się ze specjalnych stopów samoczynnie wytwarzających na powierzchni tlenki, które zabezpieczają materiał przed dalszym utlenianiem, a zasadniczo istotnie zmniejszają szybkość utleniania. Tlenki o odpowiedniej strukturze i dobrej przyczepności do podłoża decydują o odporności materiału na oddziaływanie środowiska. Tlenkami o bardzo dobrych właściwościach zabezpieczających przed korozją są: tlenek aluminium ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ), tlenek chromu ( $\text{Cr}_2\text{O}_3$ ) i tlenek krzemu ( $\text{SiO}_2$ ). Dlatego chrom, aluminium i krzem są dodatkami stopowymi stali żaroodpornych i odpornych na korozję oraz żaroodpornych stopów niklu i kobaltu.

W budowie współczesnych lotniczych silników turbinowych ważne jest zabezpieczenie stopów niklu, z których wykonywane są „gorące” części takich silników, przed wysokotemperaturową korozją. Do zabezpieczania stopów niklu ostatnio stosowane są głównie żaroodporne powłoki ze stopów metali: (Ni, Co)-Cr-Al-Y lub Al-Si-Ni-Y.

Przy wyborze rodzaju powłoki należy uwzględniać:

- potrzebę zapewnienia minimalnej różnicy między współczynnikami rozszerzalności cieplnej powłoki i zabezpieczanego materiału,
- zakres temperatury roboczej i skład atmosfery wpływające na warunki tworzenia się ochronnych tlenków oraz na intensywność procesów dyfuzyjnych i szybkość zmniejszania się właściwości ochronnych powłoki,
- stopień wpływu zastosowanego powłoki na obniżenie się wytrzymałości zmęczeniowej danej części,
- sposób nanoszenia powłoki i możliwość jego dalszej obróbki w celu podwyższenia jego przyczepności do podłoża, gładkości i gęstości (zmniejszenia porowatości).

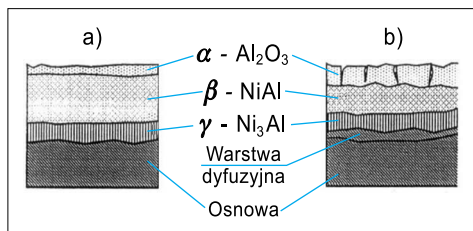
Osnową większości powłok żaroodpornych stosowanych do ochrony łopatek turbin jest

żarowytrzymała faza  $\beta$ -NiAl. W celu podwyższenia stabilności cieplnej tej fazy skład materiału powłoki uzupełnia się dodatkami stopowymi: Ta, Hf, Y, Si i innymi. Dodanie itru pozwala uniknąć powstawania porowatości podczas eksploatacji i zwiększa adhezję powstających tlenków. Niektóre składniki zwiększają plastyczność powłoki, co z kolei zwiększa możliwości jego obciążenia mechanicznego.

Degradacja powłok (rys. 3) zachodzi na skutek procesów dyfuzyjnych powodujących utlenianie fazy  $\beta$  i wzrost grubości warstwy tlenków oraz w wyniku postępującego wypalania dodatków stopowych z materiału powłoki, co pogarsza możliwości samoregeneracji powłoki („zabliźniania” mikrouszkodzeń). Zubażenie materiału powłoki może również być spowodowane dyfuzją dodatków stopowych do podłoża. Zabezpieczeniem przed taką dyfuzją może być warstewka z trudno topliwego metalu (W, Nb lub Ta) lub z metali szlachetnych (Pt, Pd lub Ir).

Powłoki żaroodporne można wytwarzać metodami:

- dyfuzyjnego (proszkowego lub z zastosowaniem past) nasycania warstwy wierzchniej aluminium, chromem i krzemem,
- kondensacji par powstałych podczas procesu odparowania materiału powłoki przeprowadzanego sposobem łukowym, magnetonowym lub za pomocą wiązki elektronów,
- napyłania plazmowego lub naddźwiękowego gazowo-plazmowego.



Rys. 3. Przekrój przez powłokę żaroodporną: a – nowe powłoki, b – powłoki po długotrwałej eksploatacji

Do zabezpieczenia polikrystalicznych łopatek odlewanych ze stopu ŻS6U stosowane jest pokrycie wytwarzane na bazie niklu zawierające 20% chromu, 12% aluminium i 0,5% itru, nanoszone metodą kondensacji par wytwarzanych podczas łukowego odparowania. Do łopatek monokrystalicznych odlewanych ze stopów ŻS26WI lub ŻS32WI stosowane są pokrycia z aluminium, krzemu, niklu i itru, charakteryzujące się dobrymi właściwościami ochronnymi w temperaturze od 1050 do 1100 °C.

Proces nanoszenia pokryć w specjalnych urządzeniach składa się z operacji:

- przygotowania pióra łopatki do naniesienia pokrycia (odtłuszczanie, mycie, obróbka hydrościerna, mycie w wannie ultradźwiękowej, odtłuszczanie i suszenie),
- ustawienia łopatek w kasetach i zamocowania kaset w komorze roboczej,
- nanoszenia pokrycia (wytworzenie próżni, jonowe oczyszczenie pióra łopatki, naniesienie pokrycia o wymaganej grubości, chłodzenie łopatek w próżni, wyjęcie łopatki z komory),
- próżniowego wyżarzania łopatek z pokryciem w temperaturze 1010 °C w czasie 4 godzin z dyfuzyjnym wprowadzaniem krzemu,
- ostatecznej kontroli jakości pokrycia metodami defektoskopii luminescencyjnej i kolorowej.

Operację przygotowania pióra wykonuje się w celu usunięcia zanieczyszczeń, uzyskania równomiernej warstwy wierzchniej i jej aktywacji. Pokrywaną powierzchnię bombarduje się jonami bezpośrednio przed nałożeniem pokrycia w celu usunięcia warstewki tlenków, nagrzania i aktywacji powierzchni. Jest to konieczne do uzyskania dobrego połączenia powłoki z podłożem. Jakość pokrycia jest zapewniana dzięki automatycznemu regulowaniu parametrów procesu jego nanoszenia.

## Pokrycia termoizolacyjne

Stopy niklu, z których wykonywane są części turbin silników lotniczych, topią się w temperaturze od 1200 do 1315 °C, gdy tempera-

tura gazów przed turbiną osiąga wartość 1350 °C, a nawet wyższą. Dla zabezpieczenia możliwości pracy łopatek turbin część powietrza ze sprężarki przeznacza się na ich chłodzenie. Obniża to sprawność silnika i zwiększa zużycie paliwa. Aby ograniczyć te straty, na gorące części lotniczych silników turbinywnych nanosi się pokrycia termoizolacyjne.

Pokrycia termoizolacyjne stosowane są w lotniczych silnikach turbinowych już od ponad 25 lat. Obecnie występują one praktycznie we wszystkich silnikach turbinowych samolotów cywilnych i w większości silników samolotów wojskowych. Stosowanie pokryć termoizolacyjnych pozwala polepszyć charakterystyki silników, zmniejszyć ilość powietrza wykorzystywanego do chłodzenia części, oszczędzać paliwo, zwiększyć temperaturę gazów przed turbiną o 100 do 150 °C, a jednocześnie przedłużyć rewers i zwiększyć niezawodność części oraz obniżyć ilość substancji toksycznych w gazach wylotowych ze względu na lepsze spalanie paliwa. Pokrycia termoizolacyjne dodatkowo zabezpieczają części przed korozją.

Jako pokrycie termoizolacyjne najczęściej stosuje się tlenek cyrkonu ze względu na jego niską przewodność cieplną (od 1 do 1,8 W/m×K) oraz wartość współczynnika rozszerzalności cieplnej bliską wartości rozszerzalności cieplnej stopów niklu. Pierwsze pokrycia termoizolacyjne z tlenku cyrkonu, nanoszone na rury żarowe komór spalania, stabilizowane były tlenkiem magnezu (22% MgO). Takie pokrycia mogły pracować w temperaturze do ~980 °C. Inne pokrycia, stosowane dotychczas, a oparte na tlenku cyrkonu i tlenku itru (7% Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>), mogą pracować w temperaturze do 1090 °C. Zwykle pokrycie takie składa się z dwóch warstw spełniających różne funkcje. Warstwa zewnętrzna, ceramiczna, obniża ciepłotę i erozyjne oddziaływanie strumienia gazów i dzięki małej przewodności cieplnej łagodzi skutki gwałtownych zmian temperatury występujących w stanach przejściowych silnika (przy rozruchu, wyłączeniu i adaptacji). Pod warstwą ceramiczną znajduje się warstwa żaroodpor-

na (np. aluminiowo-platynowa, Ni-Co-Cr-Al-Y lub inna), zabezpieczająca część przed korozją i zwiększająca przyczepność warstwy ceramicznej do podłoża. Grubość warstwy tlenku cyrkonu wynosi około 250  $\mu\text{m}$ , a warstwy pokrycia żaroodpornego od 80 do 120  $\mu\text{m}$ . Warstwa termoizolacyjna zużywa się na skutek erozji oraz obniżania przyczepności warstwy ceramicznej do podłoża. Obniżenie przyczepności spowodowane jest procesami dyfuzyjnymi, w wyniku których na granicy warstwy ceramicznej i warstwy żaroodpornej wydzielają się i rozrastają tlenki aluminium. To niekorzystne zjawisko można częściowo zmniejszyć przez dodanie do pokryć itru. Obecnie opracowywana jest nowa generacja pokryć termoizolacyjnych. Ich podstawowym składnikiem będą fosforany lantanu lub gliniany lantanu. Pokrycia takie będą mogły pracować w temperaturze od 1100 do 1600  $^{\circ}\text{C}$ .

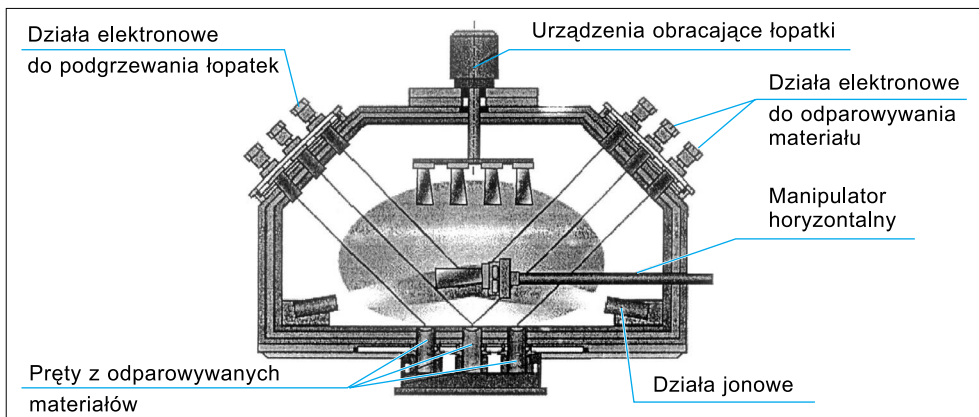
Do nanoszenia pokryć termoizolacyjnych stosowane są trzy metody:

- fizycznego osadzania materiału odparowanego wiązką elektronów,
- termochemicznego osadzania materiału ze związków gazowych,
- gazotermicznego napyłania.

Każda z tych metod ma swoje zalety i wady. Zaletami napyłania plazmowego są możliwość nanoszenia pokrycia na trudnodostępne powierzchnie (np. wewnętrzne powierzchnie komór spalania), łatwość regulowania składu pokrycia, niskie koszty i wysoka wydajność. W celu podwyższenia przyczepności pokrycia i zwiększenia jego żaroodporności można nanosić je kilkoma warstwami (rys. 3). Termoizolacyjne pokrycia pierwszej generacji nanoszono metodą napyłania plazmowego. Pokrycia drugiej generacji nanoszone są zazwyczaj metodą kondensacji par ceramiki odparowanej wiązką elektronów (Electron-Beam Physical Vapour Deposition). Tak wykonane pokrycia charakteryzuje podwyższona odporność na zmęczenie termiczne, mała chropowatość i duża odporność erozyjna. Przy nanoszeniu pokryć tą metodą nie następuje zasklepianie małych otworów

służących do chłodzenia pióra łopatk. W procesie nanoszenia pokrycia pręt z ceramiki cyrkonowej podgrzewany jest wiązką elektronów w wysokiej próżni. W temperaturze 3000  $^{\circ}\text{C}$  materiał odparowuje i powstające pary kondensują na powierzchni pokrywanych części. Aby pokrycie było nanoszone równomiernie, pokrywana część przemieszcza się w obłoku odparowanego materiału. Pokrycie powstaje w wyniku osadzania oddzielnych atomów i molekuł tworzących mikroskopową strukturę słupkową (słupkowe kryształy prostopadłe do powierzchni części). Okazuje się, że jest to najlepsza struktura pokryć termoizolacyjnych. Pokrycia o takiej strukturze wykazują bardzo dobre właściwości mechaniczne. Są odporne na udary termiczne oraz wytrzymują „zarzuty” (chwilowe przekroczenia) temperatury. Metoda kondensacji par wytwarzanych wiązką elektronów zapewnia również najlepszą przyczepność naniesionej warstwy do podłoża.

Schemat urządzenia do nanoszenia pokryć termoizolacyjnych na łopatkę turbiny metodą odparowania za pomocą wiązki elektronów przedstawiono na rys. 4. Łopatki są mocowane w uchwytach poziomego manipulatora lub w obracającej się tarczy. Pokrycie jest nanoszone w próżni przy ciśnieniu nie wyższym niż  $8,75 \times 10^{-3} \text{Pa}$ . Urządzenie jest wyposażone w sześć dział elektronowych i dwa jonowe. Strumienie jonów są wykorzystywane do oczyszczenia powierzchni piór łopatek z tlenków. Mogą być również wykorzystywane do teksturowania warstwy wierzchniej piór. Dwa działa elektronowe są przeznaczone do nagrzewania łopatek. Wstępnie łopatki nagrzewa się metodą radiacyjną za pomocą grafitowych elementów grzejnych do temperatury  $\sim 1000$   $^{\circ}\text{C}$ . Odpowiednia temperatura podłoża jest, oprócz jego czystości, warunkiem koniecznym do uzyskania właściwej przyczepności pokrycia do podłoża. Wiązki elektronowe z czterech dział elektronowych powodują odparowanie materiałów będących składnikami nanoszonego pokrycia. Wytwarzane w działach elektronowych wiązki elektronów



Rys. 4. Schemat stanowiska do nanoszenia powłok termoizolacyjnych metodą próżniowego napylania z odparowaniem materiałów wiązką elektronów

o wysokiej koncentracji energii są ogniskowane na prętach wykonanych z tych materiałów. W celu równomiernego pokrywania piór łopatek nanoszonymi materiałami łopatek obracane są w obłoku par nanoszonych materiałów. Pręty mogą być wykonane z różnych materiałów, po odparowaniu których zachodzi mieszanie się ich par, a procentowy skład powłoki wynika z objętości par poszczególnych materiałów. Zmiana intensywności odparowania różnych materiałów umożliwia nanoszenie wielu warstw powłok.

Proces nanoszenia powłok metodą odparowania z wykorzystaniem wiązki elektronów jest bardzo wydajny. Uzyskane powłoki charakteryzują się bardzo małą porowatością, strukturą o dużej stabilności i dostateczną gładkością (nie wymagają szlifowania i polerowania). Jakość nanoszonego powłoki zależy od składu nanoszonych materiałów oraz od parametrów procesu nanoszenia: temperatu-

ry podłoża, prędkości obracania się łopatek w obłoku par, mocy dział elektronowych oraz czasu nanoszenia powłoki.

Powłoki ochronne nabierają coraz większego znaczenia w budowie lotniczych silników turbinowych. Ich racjonalne zastosowanie pozwala nie tylko zwiększyć sprawność, ekonomiczność, żywotność i niezawodność współczesnych silników lotniczych, ale stwarza również możliwości podjęcia prób zastosowania nowych, bardziej żarowytrzymałych materiałów w budowie takich silników. Zastosowanie nowych, lepszych materiałów umożliwi z kolei dalsze udoskonalanie silników lotniczych.

Opracowano na podstawie:

Ju. S. Eliseew, A. G. Bojcow, W. W. Krymow, L. A. Chworostuchin, *Technologija proizvodstwa awiacyonych dwigatielej*, Maszynostrojenije, Moskwa 2003.

**Protective coating placed on particular parts of air engines improve durability of these parts and at the same time they have influence on prolonging vitality and increasing durability of engines themselves. Modern protective coatings used in air turbine engines are sealing, heat-resisting and heat-insulating. The article characterizes the above coatings.**