

Krzysztof BLACHA, Mariusz WESOŁOWSKI

MOBILNE POKRYCIE KOMPOZYTOWE ELP-1 KRATER DO ODBUDOWY ELEMENTÓW FUNKCJONALNYCH LOTNISKA W SYTUACJACH KRYZYSOWYCH

Polska, podobnie jak inne Państwa członkowskie NATO, posiada na wyposażeniu przenośne pokrycia lotniskowe, które pozwalają na odtworzenie gotowości eksploatacyjnej zniszczonych obiektów lotniskowych, zapewniając bezpieczne warunki do wykonywania operacji lotniczych.

Przenośne pokrycia lotniskowe mogą być z powodzeniem stosowane w sytuacjach kryzysowych przy odbudowie elementów funkcjonalnych lotnisk, a także przy wykonywaniu lądowisk dla śmigłowców zarówno na terenie kraju, jak i w misjach poza granicami Polski.

W artykule przedstawiono walory eksploatacyjne i użytkowe mobilnego pokrycia kompozytowego typu ELP-1 KRATER, którego producentem jest Stocznia Żuławy Sp. z o.o. Ponadto, przedstawiono zakres zrealizowanych badań laboratoryjnych oraz wyniki niektórych z nich, a także wykonaną analizę teoretyczną warunków pracy mobilnego pokrycia kompozytowego.

WSTĘP

Nawierzchnie lotniskowe to elementy, które mogą być zniszczone celowo w wyniku działań militarnych jak również w wyniku wystąpienia niespodziewanych sytuacji losowych (awaria, katastrofa, klęska żywiołowa). Odbudowa nawierzchni lotniskowych w sytuacjach kryzysowych powinna umożliwiać odtworzenie gotowości eksploatacyjnej zniszczonych elementów funkcjonalnych lotniska w czasie możliwie najkrótszym.

Jednym z podstawowych warunków użycia lotnictwa w działaniach wojennych jest zabezpieczenie odpowiedniej ilości lotnisk i utrzymanie ich w stałej gotowości eksploatacyjnej. Jest to zadanie trudne ze względu, iż współczesne lotnictwo wymaga w zasadzie lotnisk o nawierzchniach utwardzonych, a czas, jakim dysponują pododdziały lotniskowe przeznaczone do odbudowy lotnisk jest bardzo ograniczony. Zadanie to jest szczególnie skomplikowane, jeśli chodzi o lotnictwo natychmiastowego i szybkiego reagowania. Dodatkowych trudności przysparza fakt, że lotniska stanowią główny i dogodny cel środków napadu przeciwnika z uwagi na duże znaczenie operacyjne oraz na duże rozmiary i małe możliwości skutecznego maskowania.

Dotychczasowe metody i technologie odbudowy nawierzchni lotniskowych, zniszczonych w sytuacjach kryzysowych, nie były w stanie sprostać wysokim reżimom czasowym. Bazując na doświadczeniach zdobytych podczas zagranicznych wyjazdów do jednostek inżynierskich Sił Powietrznych (Wielka Brytania, Niemcy, Stany Zjednoczone, Francja), w naszym kraju skonstruowano mobilne pokrycie kompozytowe typu ELP-1 KRATER, które zostało wyprodukowane przez Stocznnię Żuławy.

W ramach prowadzonej działalności badawczo-rozwojowej, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych przeprowadził szczegółowe badania laboratoryjne (badania materiałowe) w celu określenia podstawowych własności fizyko – mechanicznych kompozytu oraz badania poligonowe mające na celu analizę nośności mobilnego pokrycia kompozytowego ELP-1 KRATER.

Wykorzystanie tego rodzaju pokrycia kompozytowego pozwala na spełnienie wysokich reżimów czasowych i zapewnienie bezpieczeństwa dla poruszających się po nich statków powietrznych. Pokrycia te mogą również znaleźć zastosowanie w sytuacjach kryzysowych poza granicami Polski, np. w ramach kontyngentów wojskowych. Podobne rozwiązania funkcjonują w innych krajach, między innymi w Wielkiej Brytanii, Stanach Zjednoczonych, Niemczech, Szwecji czy Francji.

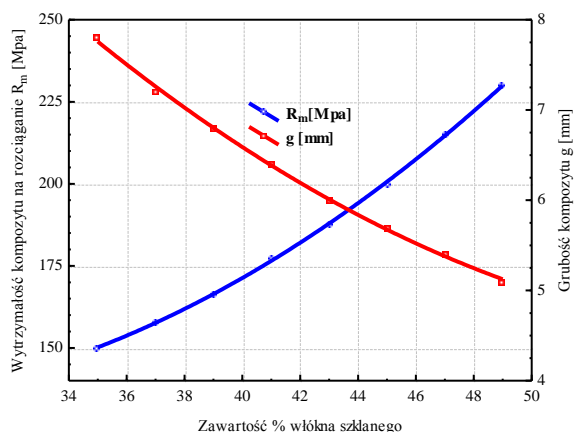
1. MOBILNE POKRYCIE KOMPOZYTOWE ELP-1 KRATER

Głównym założeniem projektowym przy produkcji kompozytowego pokrycia lotniskowego ELP-1 KRATER było jego przeznaczenie do naprawy nawierzchni lotniskowych niszczonych w wyniku działań celowych, budowy tymczasowych lądowisk dla śmigłowców, np. lądowisk przy szpitalach oraz naprawy nawierzchni drogowych o specjalnym przeznaczeniu dla potrzeb wojska.

Prace projektowe rozpoczęły się w roku 1999 i otrzymały roboczą nazwę „Awaryjny zestaw naprawczy dróg i nawierzchni lotniskowych”. Po zakończeniu prac kwalifikacyjnych, w 2002 r. rozpoczęto produkcję pokrycia kompozytowego, a w roku 2008 zostało ono wprowadzone na wyposażenie Sił Zbrojnych RP.

Do produkcji krajowej, mobilnej nawierzchni lotniskowej wykorzystano jako matrycę żywicę poliestrową typu PALATAL U541 TV-03, a jako wzmocnienie włókno szklane typu E wyprodukowane w Krośnieńskich Hutach Szkła. Stosując metodę wyciągania przy produkcji włókien, uzyskuje się włókna o średnicy od 6 do 18 µm. Średnica włókna decyduje o jego własnościach wytrzymałościowych, tzn. im mniejsza średnica włókna, tym większa jego wytrzymałość. Struktura wyprodukowanego kompozytu składała się z kilku warstw włókna szklanego i uzupełniona została warstwą tkaniny o gramaturze 400 g.

Do wykonania elastycznego pokrycia lotniskowego ELP-1 KRATER przyjęto 44% włókna szklanego typu E. Zasadę doboru włókna szklanego do produkcji mobilnej nawierzchni lotniskowej przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Zależność zawartości włókna szklanego typu E od wytrzymałości na rozciąganie kompozytu

Dobraną w ten sposób skład materiałów do wykonania mobilnej nawierzchni kompozytowej, charakteryzuje się następującymi parametrami [5]:

- ilość żywicy – 45,00%,
- masa zbrojenia w laminacie – 5,00 kg/m²,
- masa żywicy w laminacie – 6,11 kg/m²,
- masa laminatu – 11,11 kg/m²,
- ciężar pojedynczego elementu – 182,00 kg,
- ciężar pokrycia – 1 638,00 kg,
- ciężar maty – 3 276,00 kg,
- powierzchnia maty – 150,15 m².

Producent w przeprowadzonych przez siebie badaniach wytrzymałościowych, uzyskał następujące wyniki:

- wytrzymałość na rozciąganie – 145 MPa,
- wytrzymałość na zginanie – 205 MPa,
- moduł sprężystości przy rozciąganiu – 12 100 MPa,
- moduł sprężystości przy zginaniu – 8 950 MPa.

Mobilne, kompozytowe pokrycie lotniskowe typu ELP-1 KRATER składa się z 9 elementów, z których każdy posiada wymiary: szerokość 1,8 m, długość 9,1 m i grubość 9,0 mm. Elementy połączone są ze sobą elastycznymi przegubami, które zapewniają współpracę pojedynczych segmentów pod obciążeniem. Zespół tych elementów stanowi pokrycie o wymiarach: 16,5 x 9,1 m. Połączone ze sobą dwa pokrycia tworzą matę o wymiarach: 16,5 x 18,2 m, która spełnia wymagania naprawy standardowego krateru NATO.

Poniżej, na rysunkach 2-3 przedstawiono widok mobilnego, kompozytowego pokrycia lotniskowego typu ELP-1 KRATER.



Rys. 2. Widok ELP-1 KRATER wraz z wyposażeniem (położenie transportowe)



Rys. 3. Mata kompozytowa utworzona z dwóch pokryć ELP-1 KRATER

Produkcja elastycznych pokryć lotniskowych odbywała się na specjalnie przygotowanych stanowiskach roboczych. Pojedyncze warstwy, z których składa się struktura płyty, łączono na zakład z elastycznym łącznikiem płyt. Mając na uwadze potrzebę uzyskania możliwie wysokich własności wytrzymałościowych, podjęto działania zapewniające możliwość uzyskania materiału jednorodnego w swej strukturze. Na etapie produkcji podjęto próbę ustalenia pożądanych własności wytrzymałościowych. Koncepcja ta była możliwa do zrealizowania dzięki znajomości własności mechanicznych poszczególnych warstw, co w efekcie umożliwiło prognozowanie własności kompozytu, takich jak chociażby moduł sprężystości, czy wytrzymałość na rozciąganie [3]. Wytworzony w ten sposób kompozyt miał za zadanie spełnienie specjalnych wymagań technicznych i użytkowych, w tym przede wszystkim uzyskanie warstwy konstrukcyjnej o pożądanych właściwościach. Decydującymi w tym przypadku cechami były: zdolność do przenoszenia obciążeń statycznych, dynamicznych i termicznych od poruszających się po tych nawierzchniach statków powietrznych. Ponadto, zakładano aby pokrycie charakteryzowało się odpornością na działanie agresywnych czynników chemicznych, które występują w procesie eksploatacji nawierzchni.

Wyprodukowaną matę poddano szczegółowej weryfikacji podczas kontrolnych badań laboratoryjnych.

2. BADANIA LABORATORYJNE

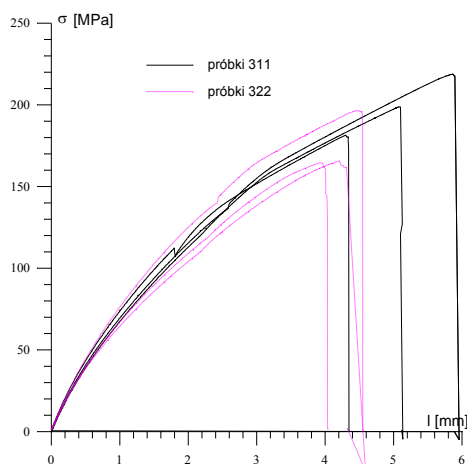
Mobilne, kompozytowe pokrycie lotniskowe ELP-1 KRATER zostało poddane szczegółowym badaniom materiałowym w celu określenia podstawowych własności fizyko-mechanicznych oraz sprawdzenia jego odporności na działanie czynników chemicznych występujących na nawierzchniach lotniskowych podczas ich całorocznej eksploatacji. Badania wykonano w laboratoriach Zakładu Lotniskowego oraz Zakładu Niezawodności i Bezpieczeństwa Techniki Lotniczej Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, a także w laboratorium badań materiałowych Wojskowej Akademii Technicznej. Zakres badań laboratoryjnych obejmował:

- określenie wytrzymałości na rozciąganie,
- sprawdzenie wytrzymałości na zginanie,
- sprawdzenie wytrzymałości zmęczeniowej na zginanie,
- badania wytrzymałościowe w podwyższonych i niskich temperaturach,
- sprawdzenie odporności na działanie czynników eksploatacyjnych występujących na nawierzchniach lotniskowych (paliwa, oleje i smary lotnicze, środki odladzające),
- badanie szorstkości,
- oznaczenie wytrzymałości elastycznych połączeń między elementami pokrycia lotniskowego ELP-1 KRATER,
- badanie wytrzymałości połączeń kotwiących pokrycie do nawierzchni lotniskowej (połączenia śrubowe),
- badania nieniszczące - sprawdzenie struktury materiału kompozytowego.

W artykule zostaną przedstawione jedynie wyniki badań wytrzymałości na rozciąganie, zginanie oraz zmęczeniowych podczas zginania.

2.1. Wyniki badań wytrzymałości próbek na rozciąganie

Statyczne badania wytrzymałości na rozciąganie wykonano na próbkach prostokątnych o wymiarach 250 x 60 mm, wyciętych z arkusza maty w dwóch ortogonalnych kierunkach, tj. wzdłuż i w poprzek kierunku ułożenia włókien maty [6]. Zbiorczy wykres krzywych rozciągania przedstawiono na rysunku 4. Na wykresie tym można zauważyć różnicę wytrzymałości próbek, oznaczonych nr 311 i 322, w zależności od kierunku ich pozyskania. Różnica ta wynosi około 15-20% i jest większa w przypadku próbek pobranych z kierunku zgodnego z ułożeniem włókien. Ponadto, charakterystyczny jest wyraźnie monotoniczny wzrost naprężeń do chwili gwałtownego pęknięcia próbki, co świadczy o całkowitej utracie wytrzymałości. W przypadku jednej z próbek, podczas jej statycznego rozciągania, można było zaobserwować uskoki na krzywej rozciągania. Zjawisko to, związane jest ze stopniowym pękaniem pojedynczych włókien i w związku z tym, ze stopniową utratą wytrzymałości. Typowym zjawiskiem dla badanego materiału jest zmiana nachylenia krzywej rozciągania dla wydłużenia próbki wynoszącego od 2 do 3 mm. Zmiana ta jest związana z utratą wzmacniającego oddziaływania żywicy na wytrzymałość maty i generalnie nie zależy od kierunku wycięcia próbki.



Rys. 4. Wykres statycznego rozciągania próbek serii 311 i 322.

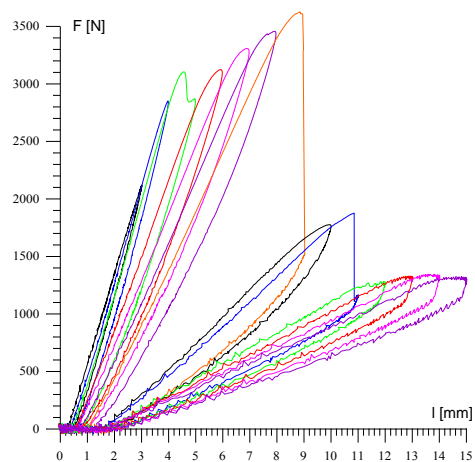
W trakcie przeprowadzonych badań wytrzymałości na rozciąganie kompozytowej nawierzchni lotniskowej typu KRATER, zarówno w kierunku podłużnym, jak i poprzecznym, uzyskano odpowiednio 197 MPa i 174 MPa przy średnim wydłużeniu próbki wynoszącym około 5,26%.

Uzyskane wyniki potwierdzają, że materiał kompozytowy z którego wykonano pokrycie ELP-1 KRATER posiada dobrą wytrzymałość na rozciąganie.

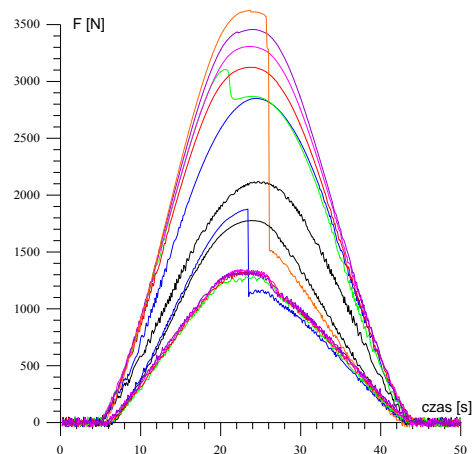
2.2. Wyniki badań wytrzymałości próbek na zginanie i badań zmęczeniowych

W celu określenia własności składanej nawierzchni lotniskowej typu KRATER przy zginaniu [6], wyznaczono charakterystyki: siła zginająca – ugięcie próbki (krzywe zginania) w pojedynczych cyklach na kolejnych poziomach ugięcia, tj.: 3, 4, 5...15 mm. Na rysunku 5 przedstawiono krzywe wyznaczone podczas testów, w funkcji wielkości ugięcia, natomiast na rysunku 6 w funkcji czasu trwania cyklu sinusoidalnego. Przy ugięciu równym 3 mm, można mówić o liniowym zakresie krzywej siła zginająca – ugięcie próbki i niewielkim odkształceniu trwałym zginanej próbki (po jej całkow-

tym odciążeniu). Dla większych ugięć wystąpiła wyraźna histereza krzywych zginania. Podczas testu przy ugięciu wynoszącym 5 mm, wystąpiło pierwsze załamanie krzywej zginania, tzn. nastąpiło pęknięcie próbki, jej osłabienie i niewielki spadek wartości siły wymuszającej. W kolejnych cyklach przy ugięciach odpowiednio: 6, 7 i 8 mm, krzywe zginania nie wykazywały załamań. Wyraźny uskok spowodowany pęknięciem zginanej próbki nastąpił przy ugięciu równym 9 mm, co spowodowało obniżenie siły zginającej o ponad 50%. Przy ugięciu rzędu 11 mm nastąpiło kolejne pęknięcie próbki. Jej odkształcanie przebiegało przy mniej więcej stałym, bardzo niskim, poziomie siły wymuszającej, co w praktyce oznacza utratę własności wytrzymałościowych próbki materiału. Charakterystyczne w tym przypadku są także oscylacje wartości siły, świadczące o wewnętrznych tarciach materiału w badanej próbce w obszarze, który uległ trwałej destrukcji w wyniku zadanych odkształceń. Widać także, że w kolejnych cyklach wzrastała wartość ugięcia, wówczas próbka ulegała trwałemu odkształceniu.



Rys. 5. Przebieg krzywych siła zginająca – ugięcie próbki w pojedynczych cyklach zginania, dla różnych poziomów ugięcia próbki

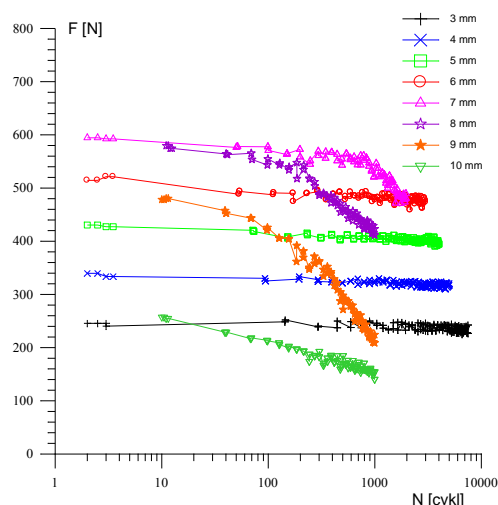


Rys. 6. Przebieg krzywych siła zginająca – czas w pojedynczych cyklach zginania, dla różnych poziomów ugięcia próbki

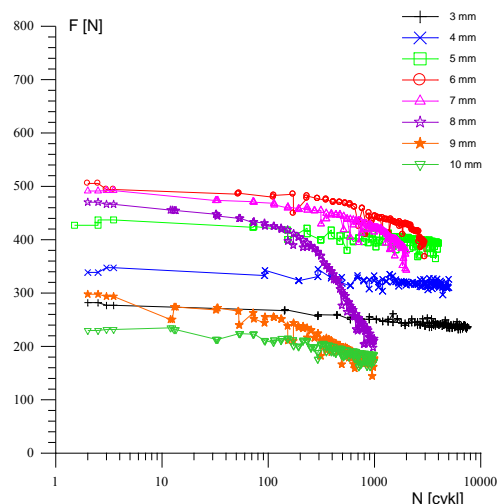
Badania zmęczeniowe przeprowadzono na próbkach prostokątnych o wymiarach 250x25 mm, wyciętych z maty w dwóch ortogonalnych kierunkach, tj.: wzdłuż i w poprzek kierunku ułożenia włókien szklanych [5]. Badania trójpunktowego zginania wykonano w seriach o ustalonej liczbie cykli, przy stałej wielkości ugięcia w środkowej części próbki. Kolejne serie badań wykonywano przy ugięciach 3, 4, 5,... i 10 mm, rejestrując zmianę wielkości siły wymuszającej zadane ugięcie. Częstotliwość cykli obciążeń wynosiła 2 Hz, temperatura pokojowa: 20-23°C, wilgotność powietrza: 45-55%.

Badania wszystkich próbek rozpoczęto od ugięcia wstępnego wynoszącego 3 mm. Zmianę poziomu siły w trakcie cykli zmęczeniowych o zadanych, stałych wielkościach ugięcia, przedstawia rysunek 7 dla kierunku wycięcia próbek wzdłuż włókien maty oraz rysunek 8 w kierunku poprzecznym.

W każdym przypadku poziom siły wywołującej ugięcie był inny. Wraz ze wzrostem liczby cykli obciążenia następował systematyczny spadek siły zginającej, szybszy dla większych ugięć, czasem z wyraźnym uskokiem, świadczącym o powstaniu pęknięcia w próbce. W początkowym etapie badań, przy mniejszych ugięciach, zmiana wielkości ugięcia próbki powodowała istotny wzrost siły wymuszającej, po wystąpieniu pęknięć w próbce wzrastające ugięcie wymagało stosunkowo mniejszych przyrostów siły wymuszającej. W związku z tym, wytrzymałość i odporność materiału na zginanie malały.



Rys. 7. Przebieg krzywych: siła zginająca – liczba cykli obciążenia, dla różnych poziomów ugięcia próbek wyciętych wzdłuż włókien

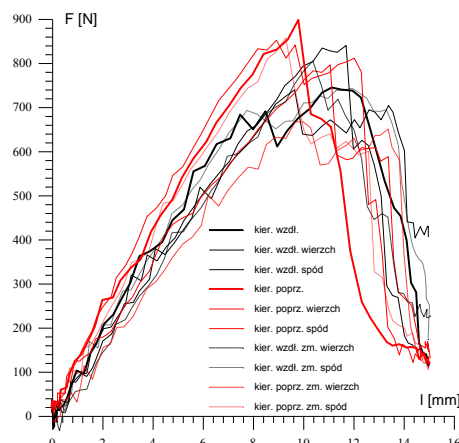


Rys. 8. Przebieg krzywych: siła zginająca – liczba cykli obciążenia, dla różnych poziomów ugięcia próbek wyciętych w poprzek włókien

Z powyższych zaprezentowanych wykresów wynika, że dla ugięć mniejszych niż 6 mm, zmiany zmęczeniowe są niewielkie, natomiast przy większych ugięciach obserwuje się wystąpienie w próbce pęknięć, powodujących znaczne obniżenie siły zginającej oraz spadek wytrzymałości próbki.

Wyniki statycznych prób zginania przedstawiono na rysunku 9. Uzyskane wyniki potwierdzają, że nie występuje istotna różnica między wytrzymałością materiału przed rozpoczęciem badań (linie

ciągłe) i po badaniach zmęczeniowych (linie przerywane). Niszczenie materiału maty następuje wyłącznie lokalnie, w ograniczonych obszarach, bez jakichkolwiek śladów delaminacji poszczególnych warstw.



Rys. 9. Przebieg krzywych: siła zginająca – ugięcie próbki w pojedynczych cyklach zginania próbek przed (linie ciągłe) i po (linie przerywane) badaniach zmęczeniowych

3. ANALIZA WARUNKÓW PRACY MOBILNEGO PORYCIA KOMPOZYTOWEGO ELP-1 KRATER

Statek powietrzny kołujący po nawierzchni lotniskowej oddziałuje na nią w wieloraki sposób. Rozróżniane są następujące rodzaje oddziaływań: termiczne, chemiczne, akustyczne i mechaniczne [13].

Oddziaływanie termiczne jest efektem działania gorących strumieni gazów spalinowych wydobywających się z dyszy wylotowej silnika odrzutowego, znajdującej się na wysokości ok. 1,5 – 2,5 m nad nawierzchnią i nachylonej do niej pod kątem 2°–3°. Zjawisko to jest szczególnie widoczne podczas zwiększonego ciągu silnika w odrzutowych samolotach wojskowych, czyli włączenia tzw. „dopalania”. Wówczas spalanie resztek paliwa odbywa się poza dyszą wylotową w postaci „strumienia ognia” za samolotem. Oddziaływanie termiczne samolotów na nawierzchnię lotniskową występuje tylko na pewnym jej obszarze i jest ściśle związane z czasem działania strumienia gazów spalinowych. Według badań przeprowadzonych przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych omówione oddziaływanie występuje przede wszystkim na płaszczyźnie prób silników, gdzie nie jest przewidziane stosowanie mobilnych pokryć kompozytowych. Innym elementem funkcjonalnym lotniska, na którym obserwuje się oddziaływanie termiczne jest droga startowa. Obciążenia termiczne występują przede wszystkim w czasie trwania etapu rozbiegu samolotu. Z uwagi na bardzo duże prędkości startu samolotów odrzutowych, tj. rzędu 55–70 m/s, czas ogrzewania nawierzchni jest bardzo krótki i powstające naprężenia są dużo mniejsze od naprężeń występujących na płaszczyźnie prób silników. W związku z powyższym oddziaływanie termiczne nie zostały objęte przeprowadzaną analizą.

Oddziaływanie chemiczne jest spowodowane wydalaniem przez silnik: nie spalonych resztek paliwa, związków chemicznych będących produktem spalania i wydobywania się z dyszy wylotowej oraz bezpośrednimi wyciekami paliwa, olejów i płynów technicznych z powodu nieszczelności instalacji lub niestarannie wykonanej obsługi samolotu. Zjawisko to jest zauważane na płytach postojujących i obsługowych samolotów, natomiast rzadko występuje na drodze startowej.

Oddziaływanie akustyczne jest wynikiem działania fali uderzeniowej powstającej w silniku startującego samolotu, szczególnie w

czasie pracy na zwiększonym ciągu, kiedy drgania cząstek powietrza przenoszą się na nawierzchnię. Na nawierzchniach lotniskowych wykonanych z betonu cementowego i asfaltowego, oddziaływanie akustyczne wpływa na rozluźnienie struktury materiału, szczególnie w szczelinach, pęknięciach i mikropęknięciach, co tym samym powoduje zwiększenie degradacji stanu powierzchniowego nawierzchni. Ponieważ mobilna nawierzchnia kompozytowa jest przeznaczona do krótkotrwałego użytkowania, efekty oddziaływania akustycznego można pominąć.

Oddziaływanie mechaniczne statku powietrznego na nawierzchnię lotniskową występuje w postaci:

- obciążenia pionowego od kół podwozia samolotu,
- obciążenia poziomego, powstającego w fazie lądowania na skutek tzw. przytarcia (rozpędzania nieruchomych kół samolotu), a w następnej fazie dobiegu, w czasie intensywnego hamowania oraz w czasie rozbiegu, kiedy samolot porusza się z dużymi przyspieszeniami,
- obciążenia podmuchem gazów z dyszy wylotowej silnika odrzutowego.

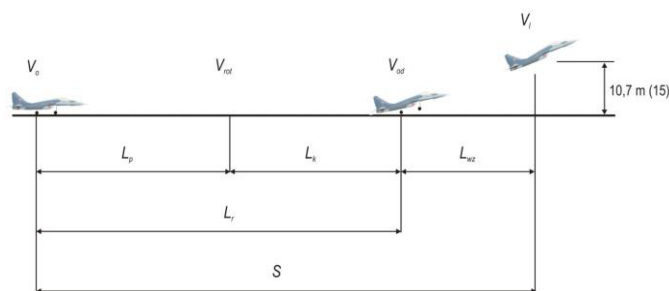
Oddziaływanie mechaniczne samolotu na mobilne pokrycie kompozytowe ELP-1 KRATER jest najistotniejsze z punktu widzenia bezpieczeństwa pracy nawierzchni składanej i dlatego zostało poddane analizie.

Zarówno siły poziome, jak i pionowe są funkcją ciężaru samolotu, prędkości rozbiegu i dobiegu oraz technik pilotażu. Szczególnie niebezpieczne dla składanej nawierzchni kompozytowej są siły poziome, powstające w momencie zetknięcia się kół lądującego samolotu z nawierzchnią. Oddziaływanie strumienia gazów spalinywych zależy od kąta nachylenia wektora działania podmuchu oraz jego prędkości. W początkowej fazie rozbiegu nachylenie dyszy wylotowej jest niewielkie. Po oderwaniu przedniej goleni wzrasta o 3°-4°, natomiast w czasie wznoszenia się samolotu w powietrze, osiąga wartość ok. 9°. W zależności od sposobu przeprowadzenia manewru startu przez pilota, wartość nachylenia dyszy wylotowej z reguły nie przekracza 12°. Najbardziej widoczne uszkodzenia nawierzchni, spowodowane mechanicznym oddziaływaniem gazów wylotowych występują w czasie postoju samolotu na płaszczyźnie prób silników oraz w pierwszej fazie wznoszenia samolotu.

3.1. Oddziaływanie statku powietrznego na mobilną nawierzchnię lotniskową w czasie startu

Manewr startu statku powietrznego składa się z fazy rozbiegu, gdzie samolot stykając się z nawierzchnią lotniskową zwiększa prędkość do uzyskania prędkości oderwania V_{od} , gwarantującej powstanie na skrzydle samolotu odpowiednio dużej siły nośnej P_n . Umożliwia ona bezpieczne uniesienie się samolotu i przejście do drugiego etapu startu, czyli początkowego wznoszenia, gdzie samolot lecąc nad drogą startową zwiększa swoją prędkość i wysokość lotu do momentu osiągnięcia 15 m wysokości dla samolotów śmigłowych i 10,7 m dla samolotów odrzutowych. Na tych wysokościach manewr startu uważany jest za zakończony.

Rozbieg samolotów odrzutowych składa się z dwóch etapów. Pierwszy etap, tj. rozbieg początkowy, przebiega tak, jak dla samolotów śmigłowych. Drugi etap, kiedy samolot osiąga tzw. prędkość rotacji V_{rot} , unosi przednią goleń i dalszy rozbieg kontynuuje na podwoziu głównym [4]. Schemat startu statku powietrznego pokazano na rysunku 10.



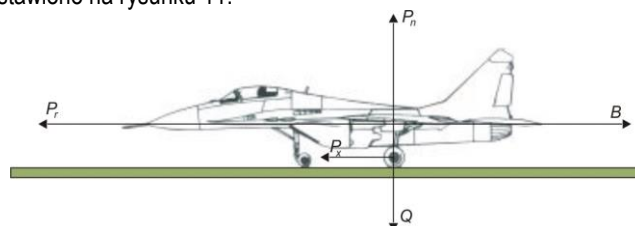
Rys. 10. Schemat startu statku powietrznego

gdzie:

- V_0 – prędkość początkowa,
- V_{rot} – prędkość rotacji,
- V_{od} – prędkość oderwania,
- V_1 – prędkość lotu,
- L_p – rozbieg początkowy,
- L_k – rozbieg końcowy,
- L_{wz} – długość rzutu odcinka początkowego wznoszenia,
- L_r – długość rozbiegu,
- S – długość startu.

Maksymalne obciążenia statyczne, oddziaływujące na nawierzchnię lotniskową, występują na początku startu, czyli w momencie rozpoczynającym rozbieg samolotu.

W czasie startu wraz ze wzrostem prędkości wzrasta siła nośna samolotu P_n przez co ulega zmniejszeniu obciążenie nawierzchni. Układ sił działających na samolot w czasie startu przedstawiono na rysunku 11.



Rys. 11. Układ sił działających na statek powietrzny w czasie startu

gdzie:

- P_r – siła ciągu samolotu,
- B – siła bezwładności,
- P_n – siła nośna samolotu,
- Q – ciężar startowy samolotu,
- P_x – siła oporu toczenia koła samolotu.

Siłę bezwładności wyraża się wzorem [10]:

$$B = \frac{Q}{g} \cdot a_s \quad (1)$$

gdzie:

- a_s – przyspieszenie samolotu,
- g – przyspieszenie ziemskie.

Natomiast siłę nośną oblicza się ze wzoru [10]:

$$P_n = C_z \cdot \frac{\rho \cdot V_t^2}{2} \cdot F_s \quad (2)$$

gdzie:

- C_z – bezwymiarowy współczynnik proporcjonalności, zależny od kształtu i profilu skrzydła oraz warunków opływu płata strumieniem powietrza,
- ρ – gęstość powietrza,
- V_t – prędkość samolotu,

F_s – powierzchnia rzutu płata skrzydła na płaszczyznę przechodzącą przez jego cięciwę na całej długości.

Gdy statek powietrzny w czasie rozbiegu osiągnie prędkość oderwania, wówczas siła nośna jest równą ciężarowi samolotu, czyli $P_n = Q$. Siła pionowa obciążająca nawierzchnię lotniskową na drodze startowej w czasie rozbiegu samolotu jest wyrażana wzorem [13]:

$$P_z(t) = Q \left(1 - \frac{V_t^2}{V_{od}^2} \right) \quad (3)$$

Zaś siła oporu toczenia koła statku powietrznego obliczana jest ze wzoru 4 [7].

$$P_x(t) = f \cdot Q \left(1 - \frac{V_t^2}{V_{od}^2} \right) \quad (4)$$

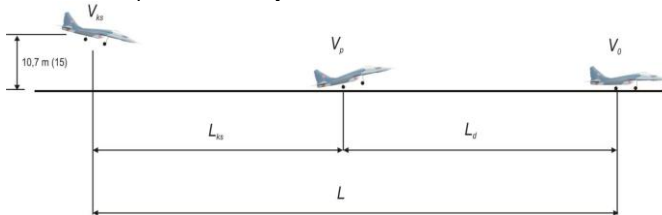
gdzie f to współczynnik oporu toczenia kół samolotu. Dla nawierzchni lotniskowych przyjmują się, że $f = 0,01 \div 0,04$ [13].

Na podstawie przedstawionych wzorów można stwierdzić, że w czasie startu statku powietrznego obciążenie przekazywane na nawierzchnię lotniskową za pośrednictwem goleni jest ściśle powiązane z prędkością poruszającego się samolotu.

3.2. Oddziaływanie statku powietrznego na mobilną nawierzchnię lotniskową w czasie lądowania

Lądowanie samolotu jest najtrudniejszym etapem lotu. Manewr ten może być wykonany pod warunkiem ścisłego zachowania określonych parametrów lotu, tj.: ustalonych składowych prędkości lotu (poziomej i pionowej), ustalonej ścieżki schodzenia oraz utrzymania kursu wzdłuż osi drogi startowej. Lądowanie statku powietrznego składa się z dwóch faz: końcowego schodzenia i dobiegu [4].

Końcowe schodzenie polega na zbliżeniu się kół samolotu do nawierzchni przy minimalnych obrotach silnika. Rozpoczyna się na wysokości 15 m (dla samolotów śmigłowych) i 10,7 m (dla samolotów odrzutowych) nad nawierzchnią drogi startowej. Natomiast kończy się dotknięciem kół goleni głównych do nawierzchni, czyli tzw. przyziemieniem. Po przyziemieniu następuje faza dobiegu, w czasie której samolot porusza się po drodze startowej z prędkością jednostajnie opóźnioną w stosunku do prędkości przyziemienia V_p i dąży do 0, czyli zatrzymania statku powietrznego. Schemat lądowania samolotu pokazano na rysunku 12.



Rys. 12. Schemat lądowania statku powietrznego

gdzie:

- V_{ks} – prędkość końcowego schodzenia,
- V_p – prędkość przyziemienia,
- V_0 – prędkość samolotu w chwili zatrzymania ($V_0 = 0$),
- L_{ks} – długość końcowego schodzenia,
- L_d – długość dobiegu,
- L – długość lądowania.

Prędkość lądowania samolotu w momencie przyziemienia określa następujący wzór [4]:

$$V_p = 0,93 \sqrt{\frac{2Q}{C_{zmax} \cdot \rho \cdot F_s}} \quad (5)$$

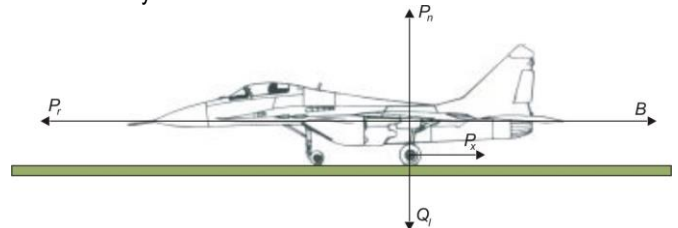
Na podstawie powyższego wzoru można stwierdzić, że dla określonego typu statku powietrznego prędkość lądowania jest ściśle zależna od jego ciężaru. Długość dobiegu obliczana jest ze wzoru 6 [10].

$$L_d = \frac{V_p^2}{2g \left(\frac{C_x}{C_z} + \varphi_l \right)} \quad (6)$$

gdzie:

- V_p – prędkość przyziemienia,
- φ_l – współczynnik oporu tarcia w czasie hamowania,
- $g \left(\frac{C_x}{C_z} + \varphi_l \right)$ – średnie opóźnienie ruchu samolotu.

Siły działające na statek powietrzny w czasie dobiegu przedstawiono na rysunku 13.



Rys. 13. Układ sił działających na statek powietrzny w czasie dobiegu

gdzie:

- P_r – siła ciągu samolotu,
- B – siła bezwładności,
- P_n – siła nośna samolotu,
- Q_l – ciężar samolotu do lądowania,
- P_x – siła oporu toczenia koła samolotu.

Siłę poziomą P_x wyznacza się ze wzoru 7.

$$P_x = (Q_l - P_n) \varphi_l \quad (7)$$

W czasie normalnego lądowania statek powietrzny maksymalnie wytraca prędkość w fazie końcowego schodzenia, aby w momencie zetknięcia kół z nawierzchnią nie powodować zbyt dużych przeciążeń na podwoziu i konstrukcję samolotu. Właściwości aerodynamiczne płatowców pozwalają na osiągnięcie wartości ok. 80% prędkości oderwania, czyli $V_p = 0,8V_{od}$. W momencie przyziemienia samolot zwiększa obciążenie nawierzchni, które osiąga maksymalną wartość równą 85% masy startowej. Ciężar ten jest zmniejszony o masę zużytego paliwa w czasie lotu statku powietrznego. Na podstawie analizy przeprowadzonej w pracy [13] stwierdzono, że faza rozbiegu samolotu wywołuje większe wyężdżenie konstrukcji nawierzchni lotniskowej niż faza dobiegu podczas normalnego lądowania, kiedy statek powietrzny lekko uderza kołami o nawierzchnię.

Uwzględniając znaczną prędkość statku powietrznego w czasie lądowania oraz fakt, że posuwki tłoków amortyzatorów podwozia są wielokrotnie większe od ugięć nawierzchni lotniskowej, można obliczyć wypadkową obciążenia goleni samolotu $P(t)$ według wzoru [7]:

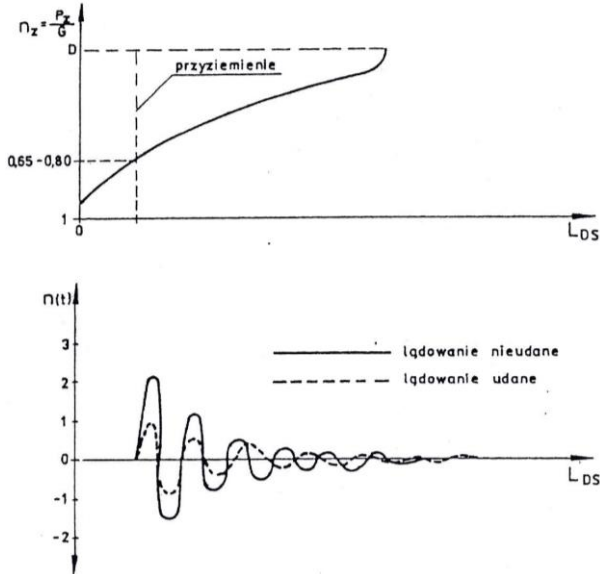
$$P(t) = 0,5Q_l \cdot g [1 + n(t) - n_z(t)] \quad (8)$$

gdzie:

- $P(t)$ – obciążenie dynamiczne przypadające na jedną goleń samolotu,
- Q_l – ciężar lądującego samolotu,
- g – przyspieszenie ziemskie,

$n(t)$ – względne przeciążenie pionowe wywołane siłą bezwładności rezerwowanej masy samolotu,
 $n_z(t)$ – odciążenie względne wywołane działaniem siły nośnej P_n .

Funkcje: $n(t)$ i $n_z(t)$ można uzyskać jedynie w trakcie bezpośrednich pomiarów. Z badań opisanych w [7] wynika, że podczas normalnego lądowania wartość przyspieszenia pionowego działającego na samolot jest bliska wielkości przyspieszenia ziemskiego. Oznacza to, że współczynnik $n(t)$ osiąga wartość nie przekraczającą 1. Zaś współczynnik $n_z(t)$ osiąga wartość w przedziale 0,65 – 0,80 w czasie przyziemienia samolotu. Na rysunku 14 przedstawiono przykładowy przebieg ww. funkcji po długości drogi startowej L_{DS} .

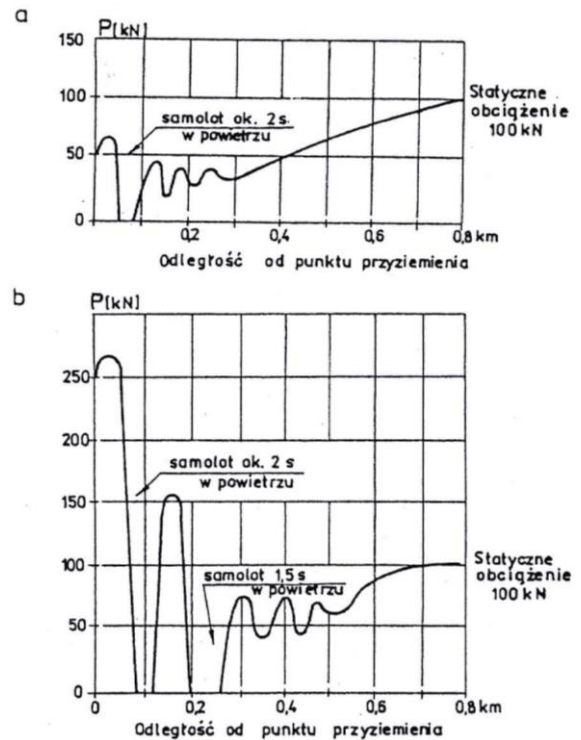


Rys. 14. Zmiana współczynników względnego przeciążenia pionowego $n(t)$ oraz odciążenia względnego $n_z(t)$

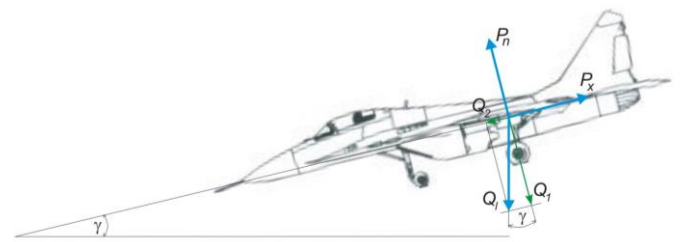
Zdarzają się również lądowania nieudane tzw. „twarde lądowania” (rysunek 14), w czasie których (w początkowej fazie dobiegu) samolot wykonuje tzw. „kangury” (skoki) po nawierzchni drogi startowej. W takich sytuacjach przyspieszenia pionowe są znaczne i mogą osiągnąć wartość 3 g. Z przeprowadzonych badań wynika, że liczba takich lądowań może wynosić ok. 5% ogólnej liczby lądowań, przede wszystkim podczas lotów wykonywanych przez pilotów posiadających małe doświadczenie.

Na rysunku 15 przedstawiono przykład oddziaływania koła lądującego samolotu na nawierzchnię drogi startowej [9].

Współczesne samoloty naddźwiękowe charakteryzują się niewielką powierzchnią skrzydeł, umożliwiającą uzyskanie siły nośnej, która równoważy ciężar samolotu. Efektem tego jest to, że muszą lądować ze znaczną prędkością. Kąt podejścia do lądowania (ścieżki zniżania) zawiera się w przedziale: $\gamma = 5 \div 12^\circ$. Układ sił występujących podczas lądowania samolotu przedstawiono na rysunku 16 [1].



Rys. 15. Obciążenie drogi startowej w czasie lądowania: a – lądowanie normalne, b – lądowanie twarde



Rys. 16. Schemat rozkładu sił podczas lądowania samolotu

gdzie:

- P_n – siła nośna,
- P_x – siła oporu aerodynamicznego,
- Q_1 – ciężar samolotu do lądowania,
- Q_1 – składowa pionowa,
- Q_2 – składowa pozioma (siła działająca bezpośrednio na ułożoną nawierzchnię),
- γ – kąt podejścia do lądowania.

Na podstawie zależności geometrycznych widocznych na powyższym rysunku, można wyznaczyć wartości siły poziomej Q_2 , które przyjmują postać [10]:

$$\sin \gamma = \frac{Q_2}{Q_1} \Rightarrow Q_2 = Q_1 \cdot \sin \gamma \quad (9)$$

Ponadto można zapisać, że [10]

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{Q_2}{Q_1} = \frac{P_x}{P_n} = \frac{C_x}{C_n} \quad (10)$$

gdzie:

- C_x – współczynnik oporu,
- C_n – współczynnik siły nośnej.

Współczynniki te zależą od profilu płata samolotu i jego położenia względem kierunku ruchu. Siłę nośną P_n i siłę oporu P_x , od-

powiednio prostopadłą i równoległą do kierunku lądującego statku powietrznego, wyraża się następującymi wzorami [10]:

$$P_n = C_n \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \quad (11)$$

$$P_x = C_x \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \quad (12)$$

gdzie:

- S – powierzchnia płata,
- ρ – gęstość powietrza,
- v – prędkość samolotu.

Do lądowania podchodzi się lotem ślizgowym. W celu zmniejszenia prędkości lądowania na płatach samolotu są stosowane dodatkowe urządzenia, jak sloty i różnego rodzaju kłapy, które znacznie podnoszą wartość współczynnika C_n płata. Stosowane podczas dobiegu hamulce aerodynamiczne zwiększają współczynnik C_x , wskutek czego tor lotu ślizgowego staje się bardziej stromy. Ponadto, dobieg samolotu po przyziemieniu na nawierzchni lotniskowej staje się krótszy wskutek oporu, związanego z wysunięciem hamulców aerodynamicznych.

W tabelicy 1 zestawiono przykładowe wielkości sił, jakie występują podczas lądowania w zależności od kąta ścieżki zniżania i rodzaju statku powietrznego. Do analizy przyjęto dwa typy samolotów: samolot myśliwski MiG-29 i samolot transportowy C-130E Hercules.

Tab. 1. Wielkości sił poziomych podczas lądowania [10]

Typ samolotu, ciężar do lądowania Q_l	Wielkość kątowa i wartość funkcji $\sin\gamma$							
	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°
	0,087	0,105	0,122	0,139	0,156	0,174	0,191	0,208
Wielkość siły poziomej Q_2 [kN]								
Samolot myśliwski MiG-29 ($Q_l = 184,8$ kN)	16,1	19,3	22,5	25,7	28,9	32,1	35,3	38,4
Samolot transportowy C-130E Hercules ($Q_l = 330,0$ kN)	28,8	34,5	40,2	45,9	51,6	57,3	63,0	68,6

Na podstawie powyższych wyników, można stwierdzić, że wraz ze wzrostem masy statku powietrznego oraz kąta jego podejścia do lądowania, wzrasta wartość składowej siły poziomej Q_2 .

Rozpatrując manewr przyziemienia samolotu myśliwskiego typu MiG-29 na mobilnym pokryciu kompozytowym ELP-1 KRATER (w osi nawierzchni), można wnioskować, że w bezpośrednim przenoszeniu obciążeń będzie brało udział 7 kołków kotwiących. Wynika to z konfiguracji podwozia głównego samolotu (rozstaw goleni głównych jest równy 3,1 m) oraz rozmieszczenia otworów montażowych

(rozstaw otworów wynosi 0,6 m) dla kołków kotwiących pokrycie kompozytowe. Wartość naprężenia ścinającego dla przedmiotowych 7 kołków można wyznaczyć ze wzoru [10]:

$$\tau_k = \frac{Q_2}{\frac{\pi d^2}{4} \cdot m \cdot i} \leq k_t \quad (13)$$

gdzie:

- τ_k - nośność pojedynczego kołka rozporowego na ścinanie w MPa,
- Q_2 - siła pozioma działająca podczas lądowania samolotu na kołek rozporowy (powodująca ścinanie) w kN,
- d - średnica kołka rozporowego: $d = 18$ mm,
- m - liczba płaszczyzn ścinania,
- i - ilość kołków kotwiących pokrycie kompozytowe z nawierzchnią lotniskową, biorących udział w przenoszeniu obciążenia,
- k_t - naprężenie dopuszczalne na ścinanie:
 $k_t = 0,3 R_e = 126$ MPa,
- R_e - granica plastyczności materiału, z którego wykonano kołek kotwiący ELP-1 KRATER: $R_e = 420$ MPa.

Stąd dla kąta podejścia do lądowania $\gamma = 5^\circ$ $\tau_k = 9,04$ MPa, zaś dla kąta $\gamma = 12^\circ$ $\tau_k = 21,56$ MPa. W obu przypadkach warunek jest spełniony, gdyż wyznaczone wartości naprężeń ścinających są mniejsze od naprężenia dopuszczalnego. W przypadku samolotu transportowego typu C-130E Hercules (rozstaw goleni głównych wynosi 4,3 m) w bezpośrednim przenoszeniu obciążeń będzie brało udział 9 kołków rozporowych. Stąd dla kąta podejścia do lądowania $\gamma = 5^\circ$ $\tau_k = 12,58$ MPa, zaś dla kąta $\gamma = 12^\circ$ $\tau_k = 29,95$ MPa. Zatem warunek wyrażony wzorem 13 również jest spełniony, gdyż wyznaczone wartości naprężeń ścinających są mniejsze od naprężenia dopuszczalnego.

Maksymalne naprężenia ścinające w kołkach kotwiących pokrycie kompozytowe ELP-1 KRATER nie występują podczas przyziemienia samolotu, lecz w czasie trwania etapu dobiegu, kiedy statek powietrzny kołuje z największą prędkością i ma włączone hamulce aerodynamiczne. Przykładowy przebieg lądowania - przyziemienia samolotu myśliwskiego MiG-29 przedstawiono poniżej na rysunku 17, gdzie:

- GGL - goleń główna (lewa) samolotu,
- GGP - goleń główna (prawa) samolotu,
- n_z - współczynnik przeciążenia pionowego,
- V_p - prędkość przyziemienia samolotu.

Jest to rzeczywisty przebieg uzyskany w trakcie pomiarów dynamicznych przeprowadzonych w locie z wykorzystaniem techniki tensometrycznej. Badania zostały przeprowadzone przez przedsta-



Rys. 17. Przebieg lądowania samolotu MiG-29 w warunkach rzeczywistych [8]

wicielei Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych z Zakładu Niezawodności i Bezpieczeństwa Techniki Lotniczej [8].

Na rysunku 17 pokazano rzeczywiste wartości obciążeń dynamicznych przekazywanych poprzez golenie główne samolotu na nawierzchnię drogi startowej w momencie jego przyziemienia, a także zarejestrowane wartości współczynnika przeciążenia pionowego n_z oraz prędkości przyziemienia V_p . Prezentowane wielkości zostały wyznaczone na podstawie uzyskanych wyników pomiarów tensometrycznych.

Do dalszej analizy wytrzymałościowej kołka kotwiącego mobilne pokrycie kompozytowe ELP-1 KRATER do nieuszkodzonej nawierzchni lotniskowej, przyjęto maksymalną wartość siły poziomej P_x (oporu aerodynamicznego), która występuje w czasie dobiegu samolotu.

3.3. Analiza nośności kotwy mocującej ELP-1 KRATER

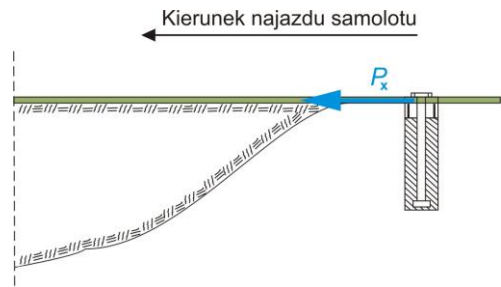
Mobilne pokrycie kompozytowe ELP-1 KRATER jest mocowane do nieuszkodzonej nawierzchni lotniskowej za pomocą kołków rozporowych poprzez tuleje dociskowe. W zależności od rodzaju konstrukcji nawierzchni lotniskowej, tj. z betonu cementowego lub betonu asfaltowego, stosuje się dwa rodzaje kołków, które przedstawiono na rysunku 18 (dłuższy kołek – beton cementowy, krótszy kołek – beton asfaltowy).



Rys. 18. Widok kołków rozporowych oraz tulei dociskowej

Kołki rozporowe kotwiące pokrycie kompozytowe do nieuszkodzonej nawierzchni lotniskowej składają się z śruby o średnicy 12 mm (klasa wytrzymałości 5.8) i długości 180 mm (do betonu cementowego) lub 100 mm (do betonu asfaltowego), podkładki, tulei rozprężnych o średnicy 18 mm oraz wewnętrznej nakrętki rozporowej. Dla tej klasy wytrzymałości śrub wytrzymałość na rozciąganie R_m jest równa 520 MPa, granica plastyczności R_e wynosi 420 MPa, a naprężenie dopuszczalne na ścinanie k_t jest równe 176,4 MPa. Podczas montażu kołki kotwiące są umieszczane w otworze tulei dociskowej (rysunek 18) o średnicy 20,5 mm, którą z kolei wkłada się do otworu technologicznego wykonanego w panelach ELP-1 KRATER. Kotwienie pokrycia kompozytowego jest realizowane jedynie na kierunku najazdu statku powietrznego.

Zgodnie z *Instrukcją odbudowy nawierzchni lotniskowych przy wykorzystaniu mat kompozytowych typu „Krater”*, opracowaną przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, nośność pojedynczej kotwy nie powinna być mniejsza niż 140 MPa. W związku z tym, wartość siły ścinającej jaką może przenieść pojedynczy kołek rozporowy, można wyznaczyć ze wzoru 13. Ideowy schemat obliczenia pojedynczego połączenia kotwiącego ELP-1 KRATER do nawierzchni lotniskowej (1 kołek rozporowy) przedstawiono na rysunku 19.



Rys. 19. Schemat działania naprężeń ścinających w pojedynczym kołku rozporowym

Stąd $P_x \leq 32,06$ kN. Zatem wartość siły ścinającej, jaką może bezpiecznie przenieść pojedynczy kołek rozporowy stosowany do kotwienia ELP-1 KRATER, nie może być większa niż 32,06 kN. Ponieważ każdy panel pokrycia kompozytowego jest kotwiony do nawierzchni lotniskowej za pośrednictwem trzech kołków, dlatego też może on bezpiecznie przenieść podczas lądowania samolotu siłę poziomą P_p równą: $P_p \leq 3 \cdot P_x \leq 96,19$ kN. Zaś całe pokrycie kompozytowe, na kierunku najazdu samolotu (za pośrednictwem 27 kołków rozporowych), może przenieść siłę poziomą P_{pk} o wartości: $P_{pk} \leq 27 \cdot P_x \leq 865,70$ kN.

Przyjmując założenie, że na elastycznym pokryciu kompozytowym ELP-1 KRATER może wylądować samolot myśliwski typu MiG-29 oraz biorąc po uwagę wymiary geometryczne pokrycia, można wnioskować, że jeden z paneli pokrycia kompozytowego będzie obciążony jednym kołem samolotu. W związku z tym, można wyznaczyć wartość siły poprzecznej powstającej podczas lądowania samolotu. Do obliczeń została przyjęta wartość współczynnika tarcia równa 0,52, którą wyznaczono w trakcie badań poligonowych przeprowadzonych przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych.

$$T = Q \cdot a \cdot \gamma \quad (14)$$

gdzie:

T - siła poprzeczna powstająca podczas lądowania samolotu w kN,

Q - ciężar przypadający na jedno koło samolotu MiG-29:

$Q = 79,47$ kN,

a - współczynnik dynamiczny, do obliczeń przyjęto $a = 2$,

γ - współczynnik tarcia: $\gamma = 0,52$.

Stąd otrzymano wartość siły poprzecznej równą: $T = 82,65$ kN.

Porównując wyznaczoną wartość siły poziomej P_p , jaką może bezpiecznie przenieść 1 panel pokrycia kompozytowego podczas lądowania samolotu z powstającą siłą poprzeczną T , czyli:

$$P_p \leq 96,19 \text{ kN} > T = 82,65 \text{ kN} \quad (15)$$

otrzymujemy, że zakotwienie pokrycia ELP-1 KRATER przy pomocy kołków rozporowych o średnicy 18 mm posiada wystarczającą nośność i zapewnia warunki bezpieczeństwa podczas lądowania na nim samolotu myśliwskiego typu MiG-29.

Strefa zakotwienia to najbardziej newralgiczny obszar mobilnego pokrycia kompozytowego ELP-1 KRATER pod względem bezpieczeństwa jego eksploatacji. Powyższe wyniki z przeprowadzonej analizy teoretycznej dla pojedynczej kotwy poddanej obciążeniom podczas lądowania samolotu, to orientacyjne wielkości sił, jakie mogą wystąpić w strefie zamocowania składanej nawierzchni lotniskowej.

Porównanie wyników z analizy teoretycznej z rzeczywistymi wartościami sił jakie zostały zmierzone na kołkach rozporowych kotwiących pokrycie kompozytowe ELP-1 KRATER w ramach badań poligonowych zostanie przedstawione w kolejnej publikacji poświęconej mobilnemu pokryciu kompozytowemu ELP-1 KRATER.

PODSUMOWANIE

Mobilne pokrycie kompozytowe ELP-1 KRATER, będące na wyposażeniu polskich Sił Zbrojnych, pozwala na odbudowę elementów funkcjonalnych lotniska w możliwie najkrótszym czasie, zapewniając tym samym bezpieczne warunki wykonywania operacji lotniczych.

Zrealizowane badania laboratoryjne potwierdziły spełnienie wymagań wytrzymałościowych oraz eksploatacyjnych przez materiał kompozytowy, z którego wykonano elastyczne pokrycie lotniskowe ELP-1 KRATER. Pozwalają również przypuszczać, że nawierzchnia ta może spełniać wymagane oczekiwania dla lotnictwa w sytuacjach kryzysowych.

Przenośne pokrycia kompozytowe będą stanowić ważne uzupełnienie wyposażenia lotnictwa Sił Zbrojnych RP, służb porządku publicznego, pogotowia ratunkowego, a także lotnictwa cywilnego w sytuacjach zagrożenia. Cechy pokrycia takie, jak np. niewielka masa umożliwiająca przewóz za pomocą standardowych środków transportowych, łatwość i szybkość montażu, wytrzymałość, wykonanie z materiałów kompozytowych nie wymagających pracochłonnych zabiegów konserwacyjnych i umożliwiających długie jego przechowywanie, stwarzają możliwości wykorzystania go w bardzo szerokim zakresie. Zastosowanie przenośnych pokryć kompozytowych w sytuacjach kryzysowych może wpłynąć znacząco na zachowanie zdolności operacyjnej lotnictwa, sprawności technicznej drogowej i lotniskowej infrastruktury transportowej.

Przenośne pokrycie lotniskowe typu ELP-1 KRATER jest porównywalne ze składanymi pokryciami lotniskowymi tego rodzaju, wyprodukowanymi w innych krajach, między innymi w Stanach Zjednoczonych, ale nie zostało jak dotąd poddane sprawdzeniu w rzeczywistych warunkach z wykorzystaniem statku powietrznego.

W kolejnych publikacjach dotyczących mobilnego pokrycia kompozytowego ELP-1 KRATER sukcesywnie prezentowane będą wyniki pozostałych badań laboratoryjnych oraz poligonowych zrealizowanych w ramach pracy [10].

BIBLIOGRAFIA

1. Araszkiwicz W., *Budowa lotnisk. Tom I*, PWN, Warszawa 1975.
2. Blacha Krzysztof, Wesołowski Mariusz; *Mobilne kompozytowe lądowisko dla śmigłowców Lotniczego Pogotowia Ratunkowego*; *Logistyka w Ratownictwie* 2015; *Logistyka* 4/2015.
3. Boczkowska A., Kapuściński J., Puciłowski K., Wojciechowski S. *Kompozyty*, WPW, Warszawa 2000.
4. Marszałek J., *Budowa lotnisk. Część I. Projektowanie geometryczne*, Skrypt WAT, Warszawa 1980.
5. Nita P., *Określenie wymagań fizyko – mechanicznych dla przenośnych pokryć lotniskowych*, ITWL, Warszawa 2001.
6. Nita P., Poświata A., *Płyty kompozytowe przeznaczone na składane przenośne nawierzchnie lotniskowe*, ITWL, Warszawa 2001.

7. Rakowski J., *Wytyczenie płyty betonowej drogi startowej pod lądującym samolotem*, Praca doktorska, Politechnika Wroclawska 1979.
8. Sprawozdanie nr 76/31/2006 z pracy pt. *Realizacja pomiaru obciążeń eksploatacyjnych w locie samolotu MiG-29 nr 4101 (nr fabryczny 2960525115) w ramach postanowień biuletynu konstrukcyjno-eksploatacyjnego nr P/O/R/U/4802/2005*, ITWL, Warszawa 2006.
9. Szydło A., *Statyczna identyfikacja parametrów modeli nawierzchni lotniskowych*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wroclawskiej, Wroclaw 1995.
10. Wesołowski M., *Nośność mobilnych pokryć kompozytowych stosowanych do odbudowy nawierzchni lotniskowych*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa 2012.
11. Wesołowski M., *Pokrycie kompozytowe typu „KRATER” do odbudowy nawierzchni drogowych i lotniskowych w sytuacjach losowych*, *Nowoczesne technologie w budownictwie drogowym*, Poznań 2009.
12. Wesołowski M., *Problemy nośności kompozytowych, mobilnych płyt nawierzchniowych*, 56 Konferencja Naukowa Komitetu Inżynierii Lądowej i Wodnej PAN, Krynica 2010.
13. Wojewódzki B., *Analiza wybranych parametrów lotniskowych nawierzchni składanych*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa 1995.

Mobile composite mat ELP-1 CRATER for reconstruction of functional elements airport in crisis situations

Poland, like the other NATO member countries, is equipped with a mobile coverage airfield, which allow you to restore the operational readiness of damaged airport facilities, providing safe conditions to carry out air operations.

Mobile coverage airfield can be successfully used in crisis situations in the reconstruction of functional elements of airports as well as the performance of heliports, both within the country and in missions beyond Polish borders.

The article presents the operating value and utility of ELP-1 KRATER mobile composite mat, made by Żuławy Shipyard Sp. o.o. In addition, it shows the extent of laboratory tests and the results of some of them, and also carried out a theoretical analysis of the working conditions of mobile coverage composite.

Autorzy:

dr inż. **Mariusz Wesołowski** – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie, Zakład Lotniskowy,

mariusz.wesolowski@itwl.pl

mgr inż. **Krzysztof Blacha** – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie, Zakład Lotniskowy, krzysztof.blacha@itwl.pl