

ZJAWISKO FRETTINGU W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

Jerzy Jachimowicz, Piotr Kozłowski, Grzegorz Moneta, Elżbieta Szymczyk

Wojskowa Akademia Techniczna

Jerzy Kaniowski

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Zmęczenie cierne często jest przyczyną przedwczesnego zniszczenia zmęczeniowego konstrukcji. Dla ilustracji tego zjawiska wybrano przykłady obiektów lotniczych, których trwałość została istotnie zmniejszona z powodu wystąpienia tego efektu. Są to między innymi struktura skrzydła samolotu i wirnik silnika lotniczego.

1. WSTĘP

W języku angielskim rozróżnia się trzy pojęcia związane z *frettingiem*, są to: *fretting fatigue* – zmęczenie cierne, *fretting wear* – zużycie cierne i *fretting corrosion* – korozja cierna [1]. Różnice między tymi pojęciami są następujące:

- **fretting** – tym pojęciem określa się niszczenie stykających się powierzchni dwóch ciał stałych, na które działają obciążenia skierowane prostopadle do powierzchni styku, przy czym powierzchnie te cyklicznie przemieszczają się względem siebie z małą amplitudą. Można więc przyjąć, że fretting zachodzi w połączeniach elementów maszyn wykazujących mikroprzemieszczenia względne styczne do powierzchni kontaktu przy istnieniu dużych nacisków prostopadłych na tej powierzchni (nity, sworznie, wpusty, sprzęgła palcowe), a nawet w parach kinematycznych (łożyska, przekładnie) w obecności dużego tarcia (na ogół na sucho) i w atmosferze korozyjnej;
- **zmęczenie cierne** jest to mechanizm niszczenia zmęczeniowego, który występuje na stykających się powierzchniach elementów maszyn, jeżeli co najmniej jedna z nich jest poddawana obciążeniom lub odkształceniom zmiennym z małą amplitudą, co wraz z innymi czynnikami powoduje wystąpienie frettingu;
- **zużycie cierne** jest to taki rodzaj niszczenia powierzchni spowodowanego frettingiem, który prowadzi do powstania zmian wymiarowych stykających się powierzchni utrudniających funkcjonowanie elementów konstrukcji zgodne z ich przeznaczeniem lub powodujące utworzenie karbu geometrycznego i lokalnego spiętrzenia naprężeń w tym karbie;
- **korozja cierna** jest to proces niszczenia korozyjno – mechanicznego powierzchni elementu, przy którym stopień degradacji powierzchni na skutek frettingu (przy udziale produktów korozji) uniemożliwia dalszą eksploatację elementu.

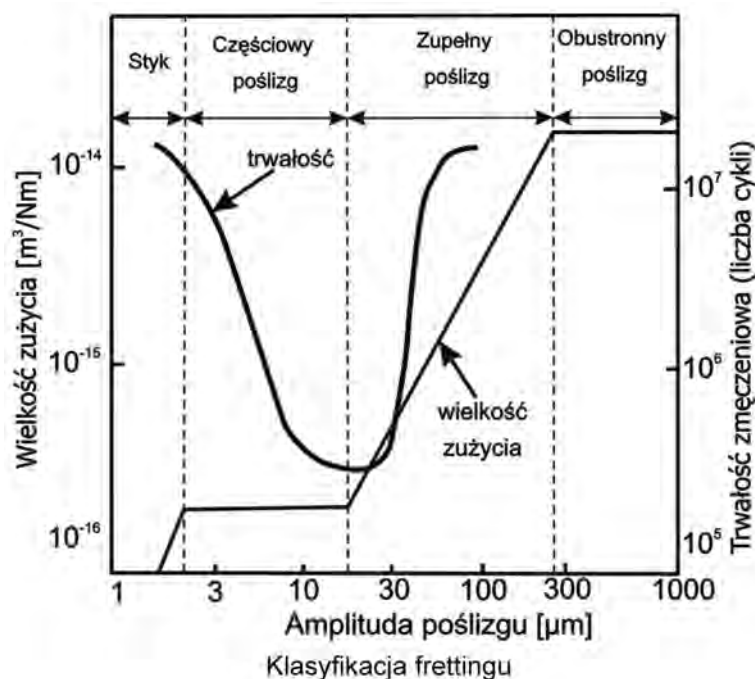
Po raz pierwszy problemy fettegu i zniszczenia wynikającego z jego istnienia podjęte były w 1911 roku przez Eden'a i jego współpracowników (*Eden, E.M.; Rose, W.N.; Cunningham, F.L.: Endurance of metals*. Proc. Inst. Mech. Eng. 4 (1911), pp. 839–974) i w 1927 roku przez Tomilson'a G.A. w opracowaniu pt.: „*The Rusting of Steel Surfaces in Contact*”, Proc. R. Sot. London, Ser.A, No. 115, 1927 pp. 472–483, w którym omówił on zjawisko korozji cierniej. Następne publikacje w tej dziedzinie, to prace Wunderlich'a (*Wunderlich, F.: Dauerbiegefestigkeit von Konstruktionsteilen an Einspannungen, Nabensitzen und ähnlichen Kraftangriffsstellen*. PhD thesis, Technical University Darmstadt 1934. Cyt. przez [3]) i Warlow – Dawies'a z 1941 r. dotyczące zniszczenia frettingowego (cyt. w [4]).

Następnie w 1953 r. pracę na temat zmęczenia ciernego opublikował McDowell i dotyczyła ona symulacji frettingu, ale podstawy fizyczne zjawiska frettingu dali w 1958 r. Fenner i Field oraz Waterhause, który podsumował ówczesne osiągnięcia w 1972 roku w opracowaniu pt.: „*Fretting Corrosion*” wydanym przez Pergamon Press, Oxford 1972 i następnym wydanym w 1981 r. (*Waterhouse, R.B., „Fretting Fatigue”, Applied Science Publishers, 1981*).

Warto wspomnieć o publikacji Bramhall'a z 1973 r. (cyt. [5]), w której opisał efekty fettegu w zagadnieniach zniszczenia kontaktowego typu Hertz'a. Obecnie istnieje wiele publikacji dotyczących zjawiska fettegu w konstrukcji maszyn; znacznie mniej dotyczy konstrukcji lotniczych.

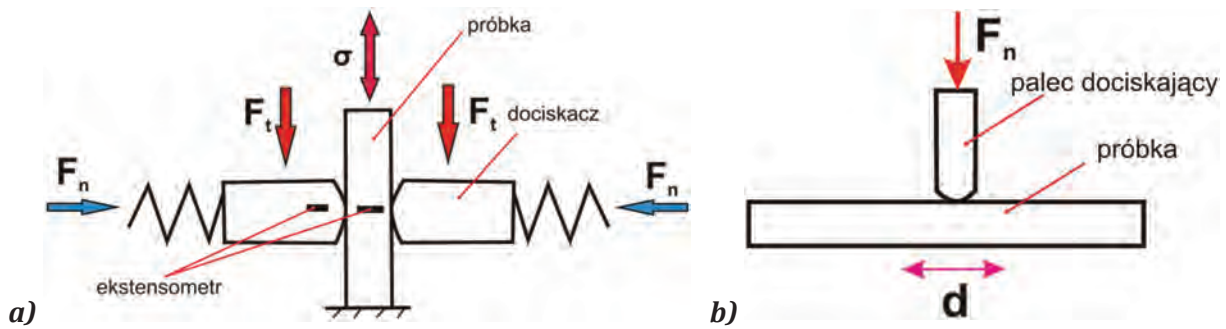
Stosowana powszechnie klasyfikacja zjawiska frettingu została zaproponowana w [6] i jest przedstawiona na rys. 1 gdzie zaproponowano podział zjawisk oparty na wielkości amplitudy mikroślizgów w kontakcie stykających się elementów.

Rozróżnia się: styk nieruchomy, styk z częściowymi (lokalnymi) mikroślizgami, styk z całkowitym mikroślizgiem, styk z ślizgiem obustronnym (posuwisto-zwrotnym). Na rysunku przedstawiono również charakter zużycia ciernego oraz trwałości zmęczeniowej w funkcji amplitudy mikroślizgu.



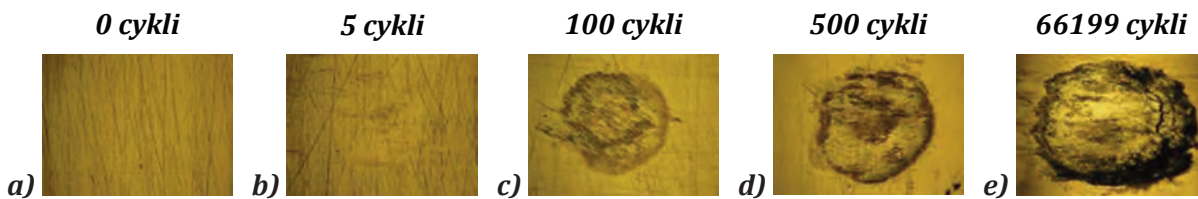
Rys. 1. Wielkość zużycia i trwałość zmęczeniowa frettingu w funkcji amplitudy mikroślizgów zachodzących w styku elementów konstrukcji [6]

Badanie podstawowych zjawisk związanych z frettingiem prowadzi się w dwóch kierunkach: badania zmęczenia ciernego (*fretting fatigue*) i zużycia ciernego (*fretting wear*). Schematy ideowe badania w obu powyższych przypadkach przedstawiono na rys. 2.

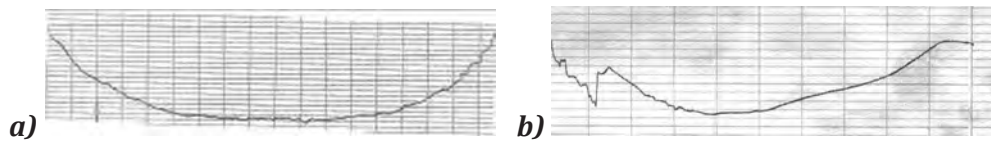


Rys. 2. Schemat badań materiału na: a) zmęczenie cierne, b) zużycie cierne [7]

Stan naprężeń i odkształceń w próbce w obu wymienionych przypadkach opisywany jest przez równania tzw. zagadnienia Hertza. Poniżej przedstawiono przykładowe efekty badania zużycia ciernego powierzchni próbki wg schematu rys. 3a prezentowane w pracy [7].



Rys. 3. Zdjęcia powierzchni stopu Al 7175 (pow. x 50) przed (rys. 3a) i po próbie zmęczenia ciernego (rys. 3b - e). U góry liczba cykli. Ostatnie zdjęcie po pęknięciu zmęczeniowym (66199 cykli) [5]



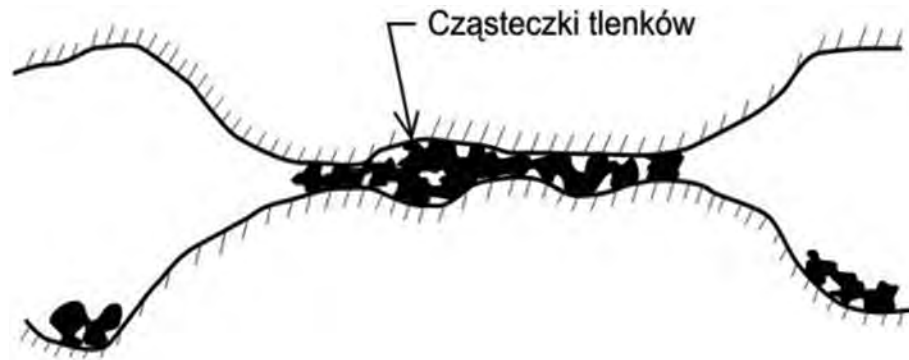
Rys. 4. Profile powierzchni po badaniu: a) zmęczenia ciernego, b) zużycia ciernego [6, 7]

Na rysunku 4 przedstawiono profile powierzchni po próbach zużycia i zmęczenia ciernego. Widoczne ubytki materiału świadczą o stopniu zużycia ciernego w obu przypadkach, przy czym widać, że ocena stopnia zużycia jest łatwiejsza w pierwszym przypadku.

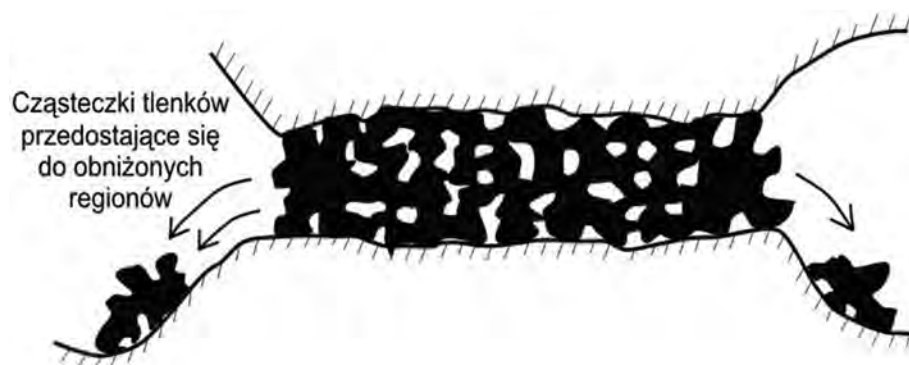
Istotnym czynnikiem w rozwoju frettingu jest fakt powstawania tzw. produktów zużycia. Mechanizm powstawania i oddziaływania produktów zużycia przedstawiono schematycznie na rys. 5. Powstawanie tych produktów na ogół w postaci tlenków oraz ich obecność pomiędzy wierzchołkami nierówności przyspiesza proces zużycia ponieważ cząsteczki tlenków działają jak ścierniwo.



a) Kumulacja cząsteczek tlenków w przestrzeniach między wierzchołkami chropowatości



b) Powstanie jednego, złożonego obszaru po wypełnieniu przestrzeni między wierzchołkami chropowatości produktami zużycia



c) Przemieszczanie się cząsteczek tlenków do przyległych obniżonych regionów

Rys. 5. Schematyczna prezentacja formowania się i kumulacji produktów zużycia frettingowego

Przykłady zastosowań technicznych i elementów, w których występuje zjawisko frettingu zamieszczono poniżej.



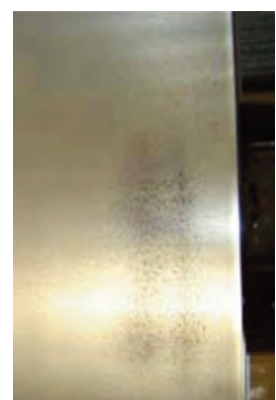
a) wewnętrzna bieżnia łożyska-fretting



b) zewnętrzna bieżnia łożyska-fretting

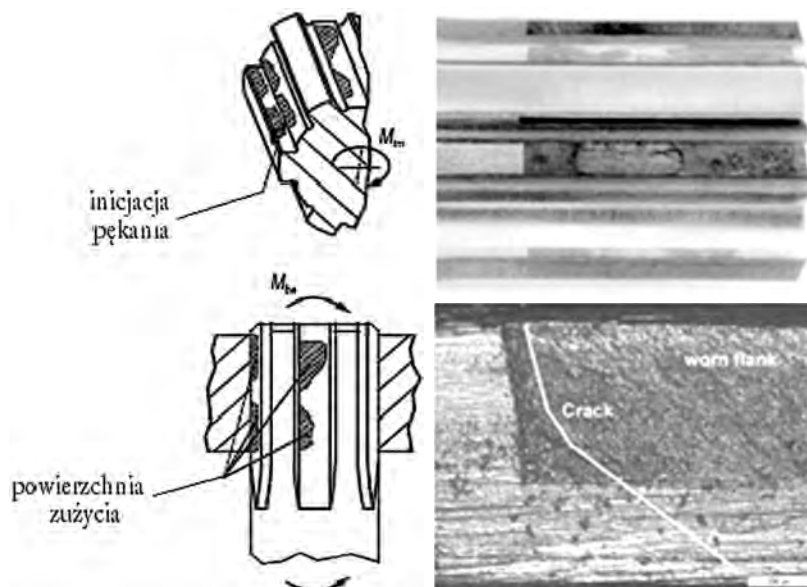


c) arkusz blachy-fretting

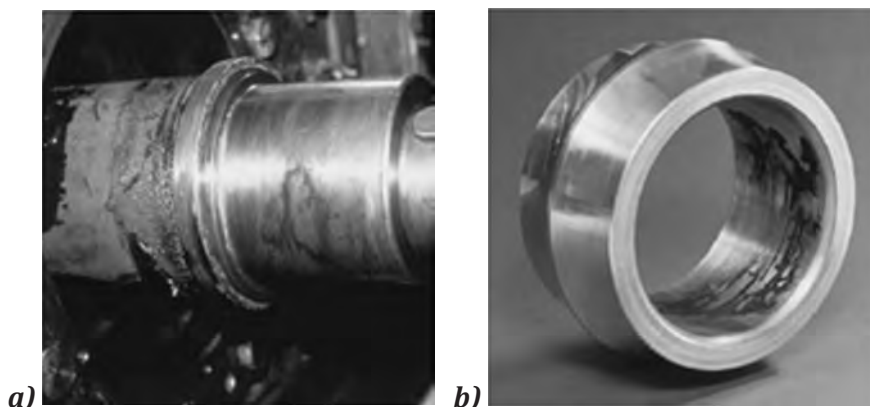


d) arkusz blachy-fretting

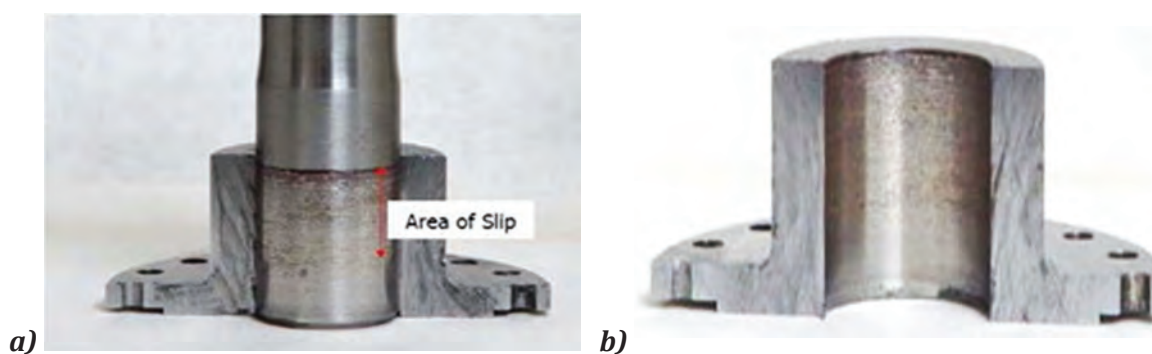
Rys. 6. Przykład korozji czarnej w łożyskach tocznych: a) i b) wg [9] oraz w blasze c) i d) wskutek drgań w czasie transportu technologiczno-produkcyjnego [10]



Rys. 7. Przykład frettingu w wielowypuście oraz zdjęcie zużycia (górną) i pęknięcia zmęczeniowego (dół) wg [3]



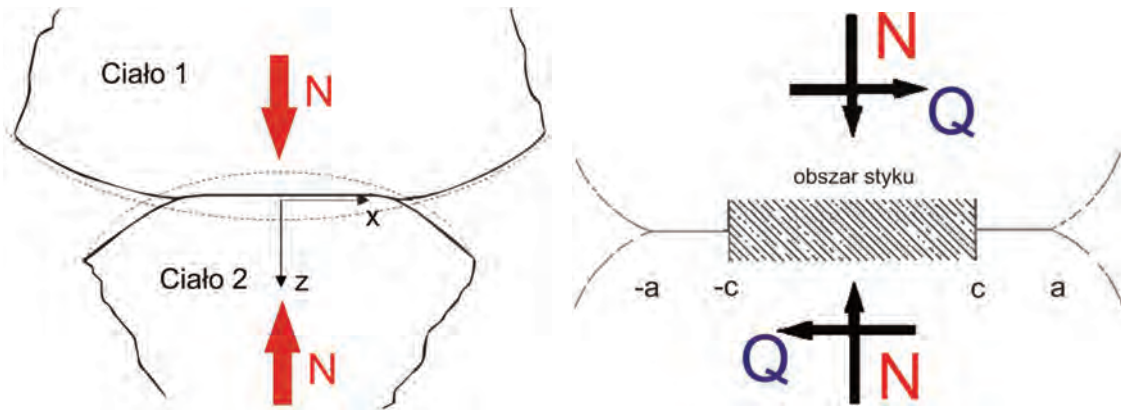
Rys. 8. Fretting w połączeniu wału z podporą: a) widok wału, b) pierścień podpory [12]



Rys. 9. Fretting w połączeniu wału z piastą: a) powierzchnia wewnętrzna piasty, b) wg [11]

1.1. Zagadnienie kontaktu

Pierwowzorem, jeżeli chodzi o opis zagadnienie kontaktu ciał były rozważania *Hertz'a* (1882). Dotyczyły one charakteru kontaktu dwóch, niedopasowanych do siebie ciał, obciążonych siłą normalną (rys. 10). Znaleziono zostały ściśle rozwiązania (oczywiście przy przyjęciu stosownych uproszczeń) dla m.in. takich par kontaktowych jak: dwa walce (rys. 11), dwie sfery, dwie elipsoidy o dowolnych promieniach krzywizny oraz ich kombinacje z płaszczyzną.

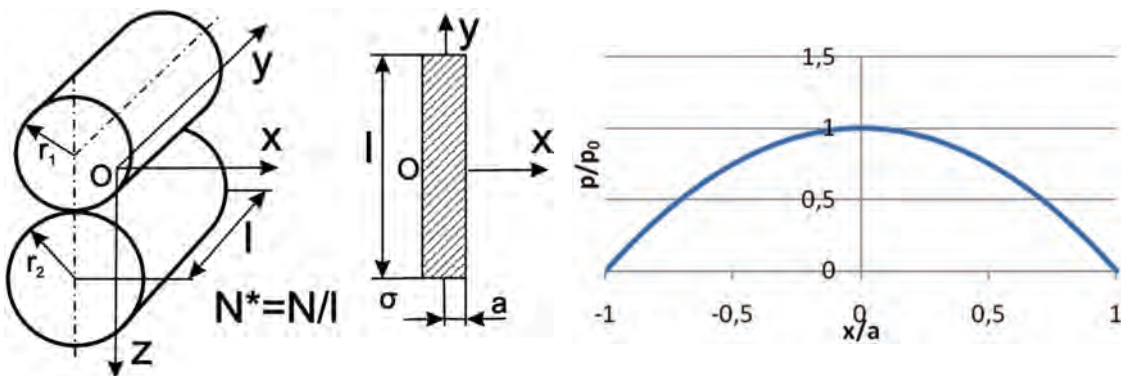


Rys. 10. Schemat kontaktu Hertza (podejście pierwotne), modyfikacja uwzględniająca siły styczne (~tarcie) [8]

Podejście *Hertza* zawiera następujące założenia:

- pomija się siły tarcia,
- każde ciało traktowane jest jako odkształcalne i nieskończone w półprzestrzeni,
- powierzchnia obszaru kontaktu jest mała w stosunku do promieni krzywizny ciał,
- powierzchnie są gładkie, ciągłe i niedopasowane do siebie.

Rozwiązania przykładowego zagadnienia (przypadek: dwa walce) zamieszczono poniżej.



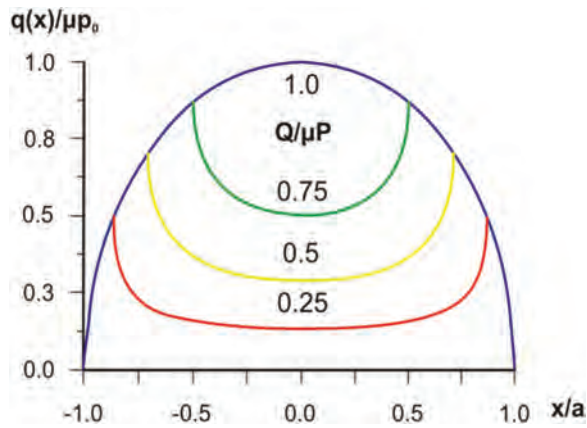
Rys.11. Zagadnienie Hertza dla dwóch powierzchni cylindrycznych: schemat zadania, rozwiązanie

$$\text{Szerokość pola kontaktu: } a = \sqrt{\frac{4N^* \cdot r'}{\pi \cdot E'}}; \quad (1)$$

$$\text{gdzie: } r' = \left(\frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2} \right)^{-1}, \quad E' = \left[\frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2} \right]^{-1}; \quad (2)$$

$$\text{maksymalny nacisk: } p_0 = \frac{2 \cdot N^*}{\pi \cdot a} = \sqrt{\frac{N^* \cdot E'}{\pi \cdot r'}}; \quad (3)$$

$$\text{funkcja rozkładu nacisków: } \frac{p}{p_0} = \sqrt{1 - \left(\frac{x}{a} \right)^2}. \quad (4)$$



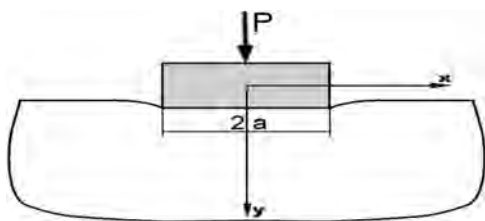
Rys. 12. Rozkład sił stycznych w kontakcie (Hills & Nowell, 1994 r.)

Rozkład sił stycznych wzdłuż linii kontaktu opisane jest między innymi w [4], a parametry charakteryzujące rozkład wyrażają się zależnością (5) i (6):

$$\text{Ścinanie w styku: } q(x) = \frac{1}{\sqrt{2ax - x^2}} \frac{Q}{l}, \quad (5)$$

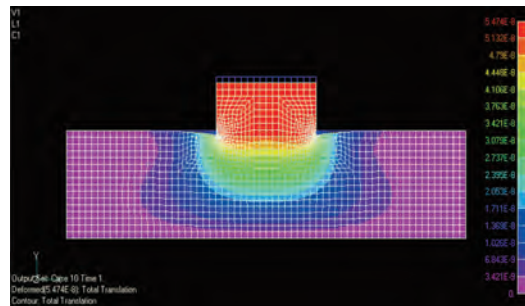
$$\text{Dla dużych poślizgów: } q(x) = \mu p(x). \quad (6)$$

Dla kontaktu sztywnego ciała typu „stempel” z podłożem rozkład nacisków opisany jest analitycznie na rys. 13a, a model MES przedstawiono na rys. 13b. Efekty przykrawędziowe w postaci naprężeń i odkształceń zilustrowano na podstawie rozwiązania MES na rys. 13c i d, a funkcje rozkładu nacisków wzdłuż styku uzyskane analitycznie i MES porównano na rys. 13e i f.



a) Naprężenia kontaktowe:

$$\sigma_{yy} = \frac{P}{\pi\sqrt{a^2 - x^2}}, \quad x \in (-a, +a)$$

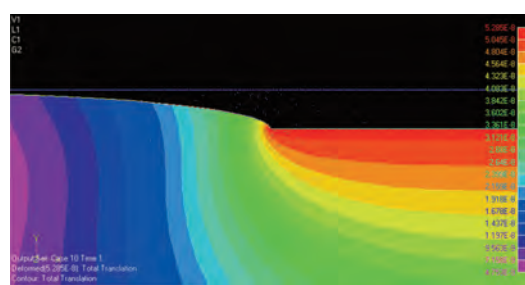


b) Warunki brzegowe:

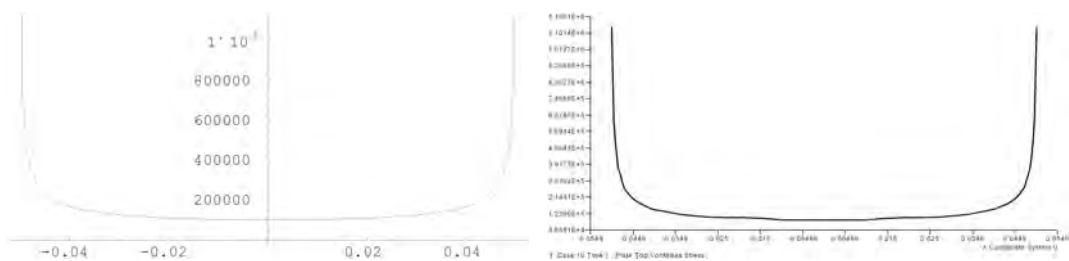
$$\begin{aligned} \vartheta(x,0) &= \text{const}, \quad x \in (-a, +a) \\ \sigma_{yy}(x,0) &= 0, \quad x \in (-h, -a) \cup (+a, +h) \\ \sigma_{xy}(x,0) &= 0, \quad x \in (-h, +h) \end{aligned}$$



c) Naprężenia σ_{yy} - efekt przykrawędziowy



d) Odkształcenia - efekt przykrawędziowy



e) Naprężenia kontaktowe teoretyczne

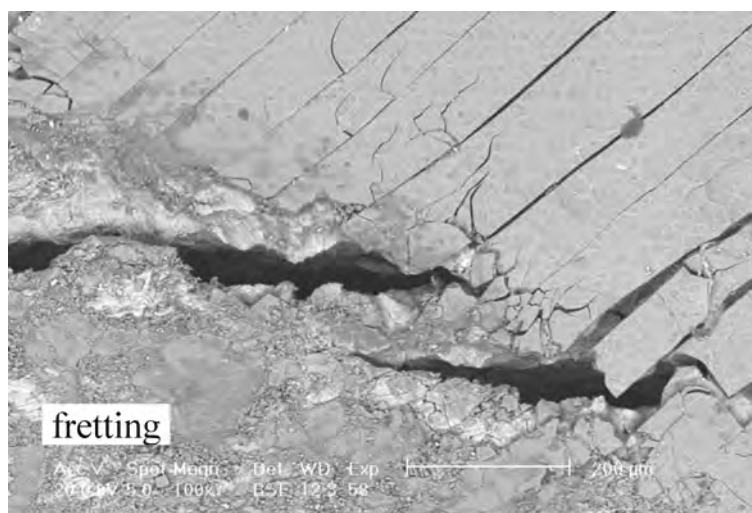
f) Naprężenia kontaktowe MES

Rys. 13. Zagadnienie „stempla” na sprężystym podłożu

2. FRETTING W POŁĄCZENIACH NITOWYCH I ŚRUBOWYCH PŁATOWCA

Bardzo istotnym problemem przedłużania resursu samolotów i śmigłowców po długich okresach eksploatacji jest zapewnienie odpowiedniej trwałości zmęczeniowej [13, 14, 16] w tym przede wszystkim zespołów znitowanych, w przypadku których zmęczenie cierne (*fretting fatigue*) jest główną przyczyną zniszczenia. O negatywnej roli frettingu w trwałości sprzętu lotniczego mogą świadczyć dane dotyczące śmigłowców: 60% elementów konstrukcyjnych śmigłowców ulega zniszczeniu z powodu frettingu, z tego 20% elementów podlega wymianie, a 40% nadaje się do remontu [13, 20].

Złącza nitowe są miejscem powstawania znaczących koncentracji naprężeń. Już w procesie nitowania generowane są naprężenia własne, które lokalnie przekraczają granice plastyczności [17, 18]. Są to naprężenia ściskające i mają korzystny wpływ na trwałość połączenia. Natomiast w trakcie eksploatacji samolotów i śmigłowców, jak również w badaniach elementów innych struktur cienkościennych, obserwuje się wiele niekorzystnych zjawisk zachodzących w otoczeniu połączeń nitowych, potęgowanych dodatkowo przez wtórne zginanie w przypadku połączeń zakładkowych. Należą do nich koncentracja naprężeń na powierzchniach kontaktu, odkształcenia plastyczne [16] oraz zmęczenie cierne [13, 19]. Przykładowy obraz powierzchni uszkodzonej w wyniku kontaktu dwóch blach w połączeniu nitowym przedstawiono na rys. 14.



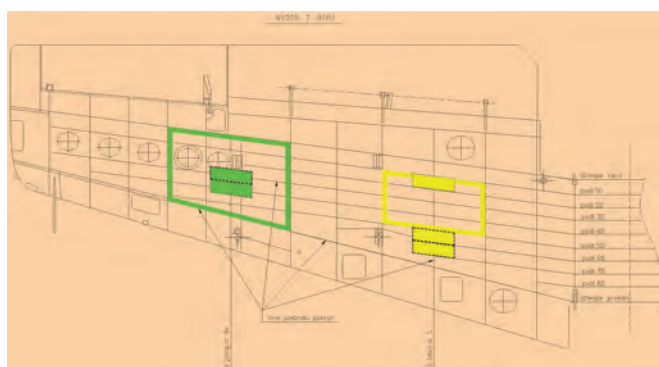
Rys. 14. Obraz powierzchni kontaktu blach aluminiowych w połączeniu nitowym

O intensywności zmęczenia ciernego decydują następujące czynniki: gładkość powierzchni, twardość materiałów współpracujących elementów, wielkość nacisku i amplituda oraz częstość wzajemnych przemieszczeń tych elementów.

Analizy i badania połączeń nitowych wymagają zastosowania metodyki wyznaczania stanu odkształceń i naprężeń w strukturze samolotu lub śmigłowca przedstawionej schematycznie na rys. 17. Przykładowe analizy i badania przedstawione w niniejszym artykule będą dotyczyć między innymi samolotu I-22 (rys. 15 i 16).

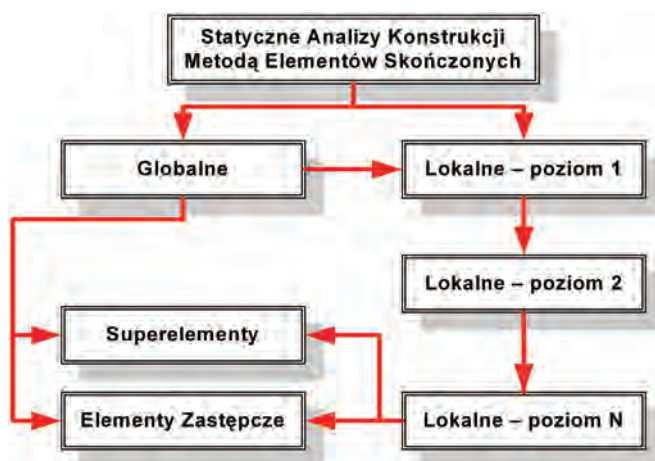


Rys. 15. Samolot I-22 Iryda



Rys. 16. Schemat skrzydła samolotu I-22 z zaznaczonymi fragmentami poddanymi badaniom i analizom [26]

Analizy wytrzymałościowe struktury płatowca wykonywane są za pomocą metody elementów skończonych na różnych poziomach szczegółowości (w zależności od potrzeb). Analizy szwów nitowych oraz poszczególnych nitów wymagają opracowania modeli lokalnych wykorzystujących rozwiązania z modeli globalnych (rys. 17).



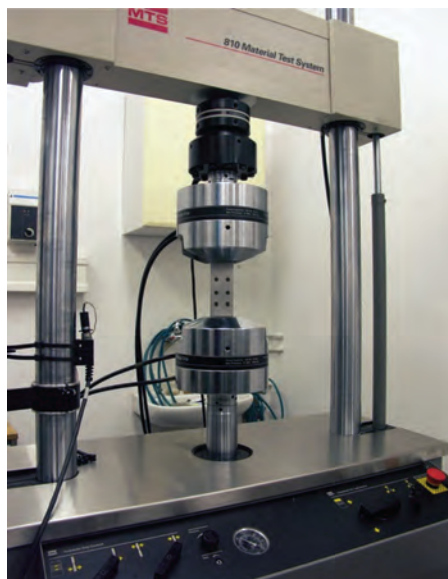
Rys. 17. Metoda analizy struktury płatowca pozwalająca na lokalną analizę wybranego połączenia

Modele lokalne nitu wraz z obszarem wokół niego (rys. 22 i 23) służą analizie i badaniom eksperymentalnym trwałości zmęczeniowej połączeń nitowych oraz badaniom wpływu frettingu na tą trwałość.

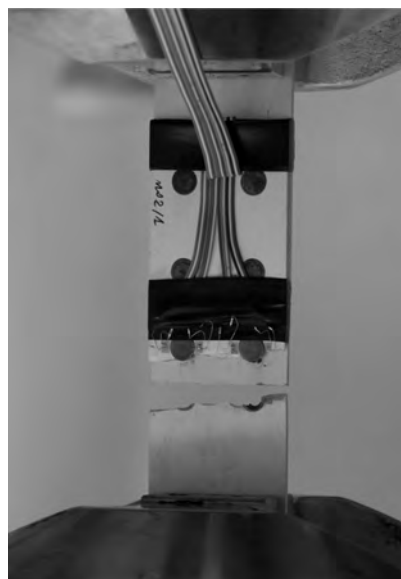
2.1. Badania i analizy połączeń nitowych

W ramach prowadzonych programów badań połączeń nitowych oraz obserwacji zjawiska frettingu w połączeniach nitowych wykonano różnorodne próbki konstrukcyjne z zastosowaniem różnych nitów i układu łączonych blach. Jako przykład w niniejszym artykule zamieszczono połączenie zakładkowe z dwoma rzędami nitów po trzy w każdym rzędzie (rys. 18a i b).

Przyjęto, że próbka jest fragmentem szwu nitowego struktury samolotu i jest obciążona widmem obciążeń wynikających z cyklu lotnego samolotu.



Rys. 18a. Stanowisko badawcze – próbka konstrukcyjna w uchwytach maszyny zmęczeniowej

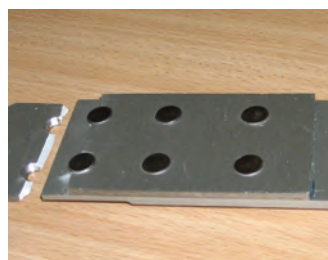


Rys. 18b. Próbka konstrukcyjna z tensometrami – widać pęknięcie

Na rysunku 19a przedstawiono dwa rodzaje badanych na zmęczenie próbek konstrukcyjnych, a obok na rysunku 19b widok próbki dwurzędowej po pęknięciu w badaniach.

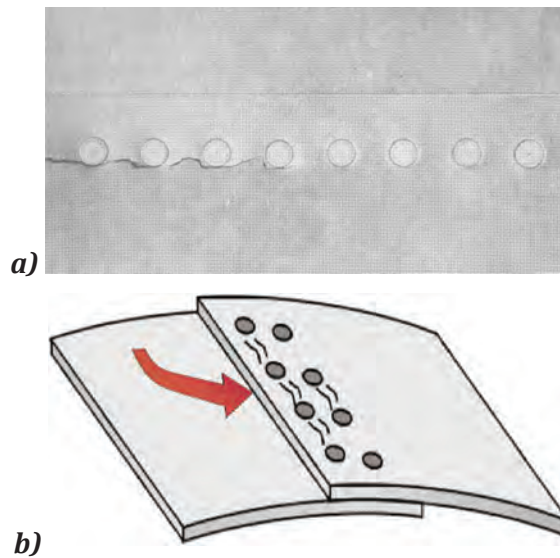


Rys. 19a. Widok dwóch próbek przed badaniem zmęczeniowym



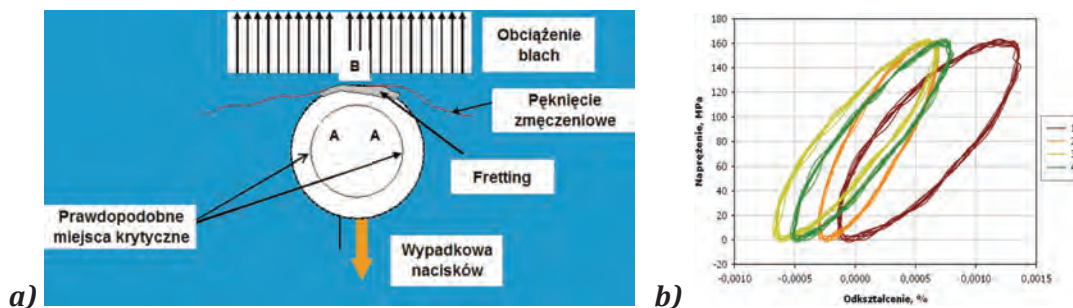
Rys. 19b. Próbka dwurzędowa zakładkowa po pęknięciu zmęczeniowym

Pęknięcie blachy w szwie nitowym może przebiegać na różny sposób, w zależności od miejsca intensywnego frettingu (o ile taki zachodzi). Jedno z nich to pęknięcie styczne do łbów nitów przedstawione na rys. 20a; inny to wieloogniskowe zmęczenie charakteryzujące się inicjacją pęknięcia w wielu miejscach i stopniowe łączenie się tych pęknięć w długie i niebezpieczne pęknięcie.



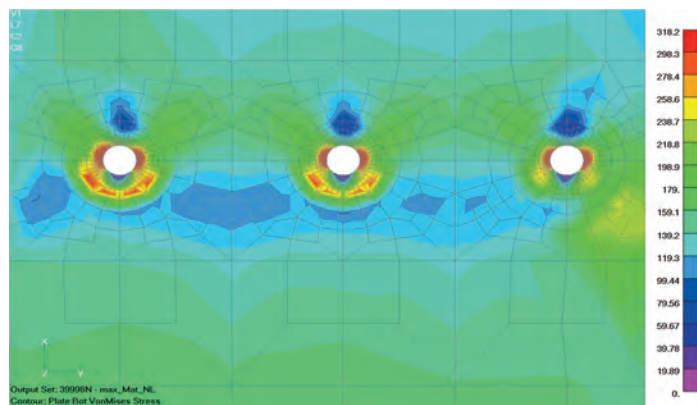
Rys. 20. Formy zniszczenia zmęczeniowego szwów nitowych: a) typowa forma zniszczenia zmęczeniowego, b) zmęczenie wielogniskowe

Mechanizm powstawania wskutek frettingu pęknięcia zmęczeniowego w panelu pokrycia lotniczego jest przedstawiony na rys. 21a. Obok na rys. 21b zamieszczono histerezy przemieszczeń w punktach obok nitu.

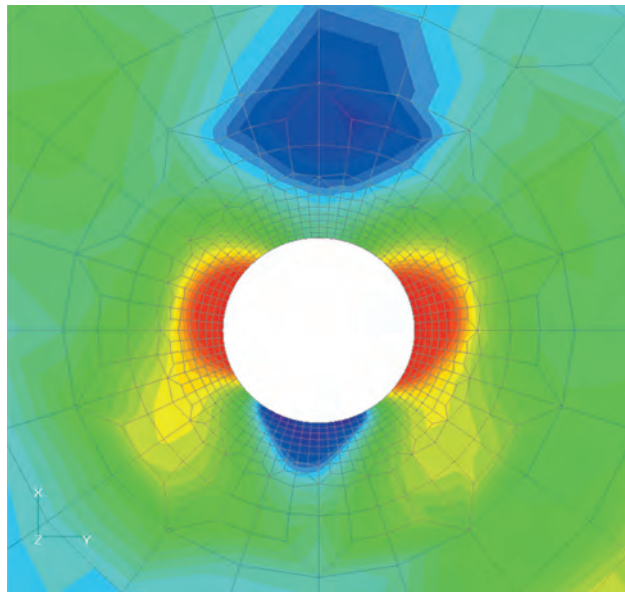


Rys. 21. Mechanizm powstawania pęknięcia zmęczeniowego przy nicie wskutek frettingu: a) pęknięcie zmęczeniowe blachy przy frettingu, b) histerezy odkształceń na brzegu otworu z nitem w położeniach: 0, 90, 180, 270

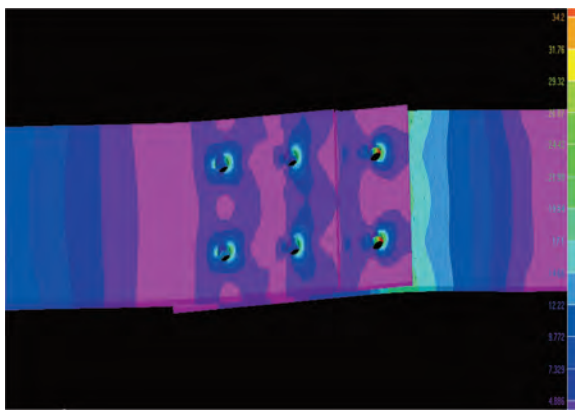
Istotny wpływ na rozkład odkształceń i naprężeń wokół nitu i w nicie ma lokalne zginanie blach. W efekcie istnienia tego zginania spada trwałość połączenia. Na rys. 24 przedstawiono odkształconą próbkę z nałożonym polem naprężeń w postaci izolinii naprężeń zredukowanych HMH.



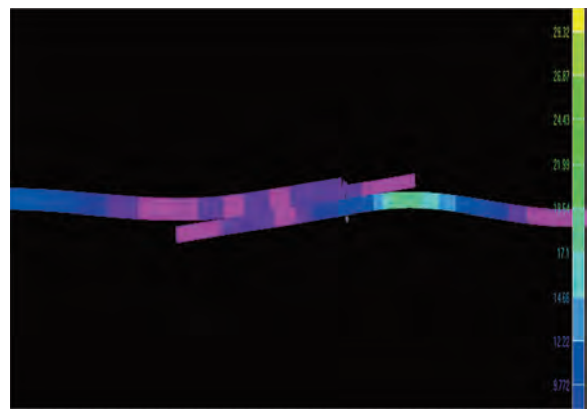
Rys. 22. Pole naprężeń w blaszce w pobliżu szwu nitowego – analizy MES



Rys. 23. Pole naprężeń wokół pojedynczego nitu-analzy MES z rys. 22

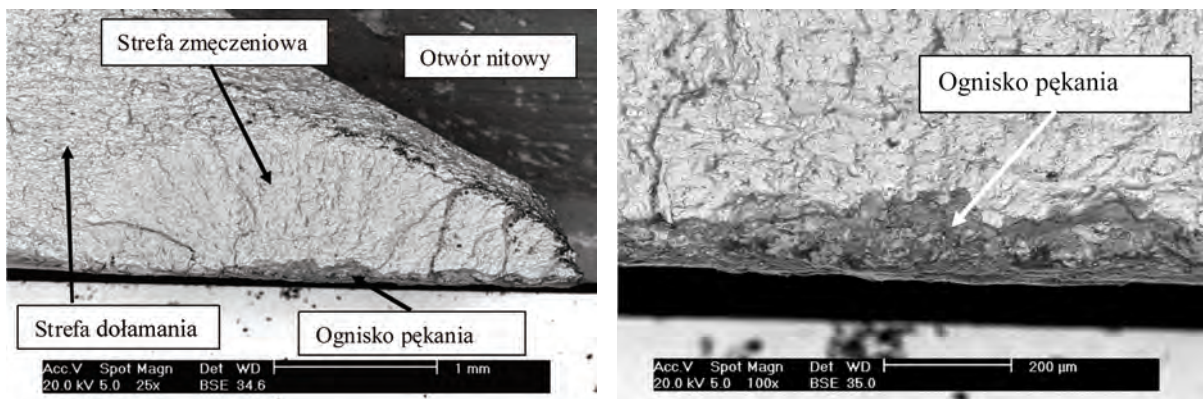


Rys. 24a. Widok próbki nitowanej – izolinie, naprężeń zredukowanych HMH



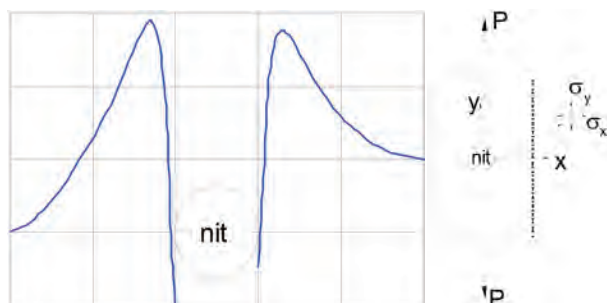
Rys. 24b. Model MES próbki: 2886 elementów powłokowych, 2902 węzłów, 192 elementów GAP. Widoczny wpływ lokalnego zginania połączenia

Przeprowadzono badania statyczne i zmęczeniowe wytypowanych próbek konstrukcyjnych połączenia zakładkowego (rys. 19), przy czym główny nacisk położono na analizę stanu współpracujących powierzchni. Próbki poddano cyklicznie zmiennemu rozciąganiu (siła 16 kN, częstotliwość 25 Hz, współczynnik asymetrii cyklu $R = 0,1$).

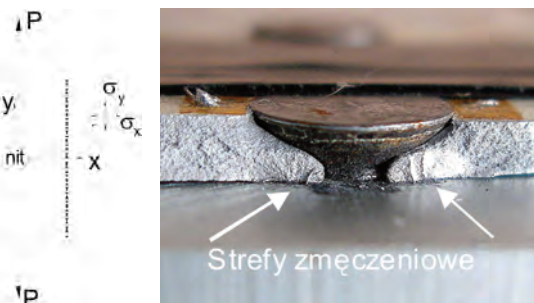


Rys. 25. Mikroskopowy obraz strefy zmęczeniowej

Po badaniach zmęczeniowych wykonano obserwacje przełomu zmęczeniowego z użyciem skaningowego mikroskopu elektronowego [15]. Zidentyfikowano położenie strefy zmęczeniowej (rys. 25 i 27) oraz ognisko pęknięcia na powierzchni kontaktu pomiędzy współpracującymi blachami (rys. 26). W wyniku analizy numerycznej stwierdzono, że naprężenia normalne w poprzek próbki (oznaczone przez σ_x na rys. 26) osiągają ekstremum w pewnej odległości od powierzchni otworu (nie bezpośrednio przy otworze). W tym samym obszarze następuje również inicjacja pęknięcia (rys. 25 i 27).



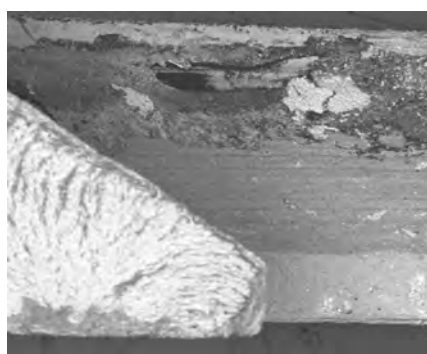
Rys. 26. Przykładowy wykres naprężeń normalnych σ_x



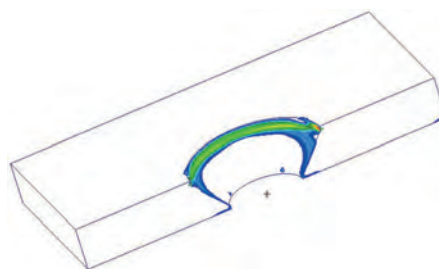
Rys. 27. Przełom zmęczeniowy

Zlokalizowano również ślady korozji kontaktowej wokół otworu pod łbem nitu (rys. 28a) i strefy frettingu pomiędzy blachami oraz obszar pęknięcia warstwy anodowej (rys. 29a). Na rys. 28 b i 29b przedstawiono przykładowe rozkłady naprężeń kontaktowych podczas rozciągania połączenia odpowiednio na powierzchni stożkowej otworu nitowego oraz pomiędzy blachami. Naprężenia kontaktowe na powierzchni stożkowej otworu w analizowanym zakresie obciążenia utrzymują się na poziomie 440 – 480 MPa. Natomiast naprężenia kontaktowe pomiędzy blachami zmieniają się od 270 MPa do 485 MPa.

Promieniowe pęknięcie kruchej warstwy anodowej jest wynikiem procesu zakuwania nitu i jest szczególnie widoczne na zewnętrznej powierzchni blachy wokół zakuwki. Maksymalne naprężenia promieniowe w blachach po zakuciu nitu pozostają na poziomie 440 MPa (rys. 28b).

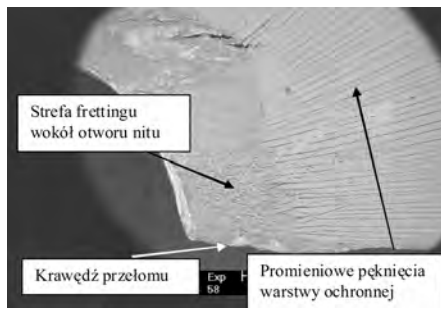


Rys. 28a. Ślady korozji czarnej

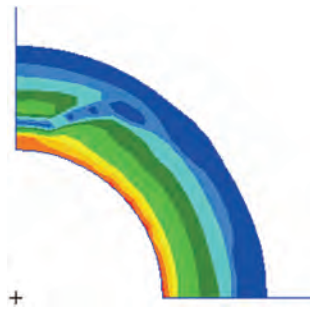


Rys. 28b. Pole naprężeń kontaktowych wyznaczone numerycznie pod łbem nitu

Skaningowe badania mikroskopowe zostały wykonane również w celu potwierdzenia frettingowej migracji produktów zużycia z wierzchnich warstw nitowanych blach aluminiowych do zidentyfikowanych mikroskopowo (rys. 14) obszarów nitów stalowych [15]. Zaobserwowano zróżnicowany charakter rozmieszczenia i składu stopu aluminium na powierzchni nitu. Warstwa ta nie jest ciągła, cechuje ją wyspowy charakter. Podobną prawidłowość wykazują rozkłady naprężeń kontaktowych na powierzchni nitu w procesie rozciągania.

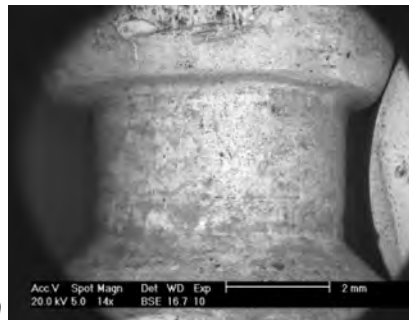


Rys. 29a. Strefy frettingu pomiędzy blachami

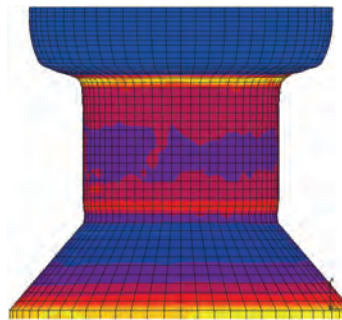


Rys. 29b. Rozkłady naprężeń blachami kontaktowych na powierzchni blachy

Przykładową mapę naprężeń pokazano na rys. 30b. Wyniki analizy wykazały również, iż w wybranych punktach frettingowo przemieszczał się przede wszystkim plater, stąd duża zawartość aluminium i mniejsze ilości składników stopowych (rys. 31). W innych punktach przemieszczały się minimalne ilości aluminium [15]. Duża zawartość żelaza w tych miejscach jest uzasadniona tym, iż analizie podlegały produkty zużycia frettingowego osadzone na stalowym podłożu nitu.

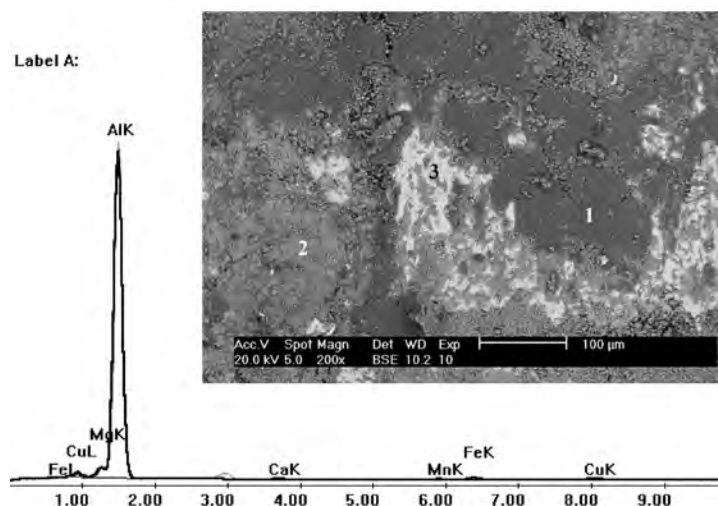


a)



b)

Rys. 30. Obraz powierzchni nitu (a) i rozkład naprężeń kontaktowych (b)



Rys. 31. Spektrogram zawartości pierwiastków fazy międzymetalicznej typu CuAl_2

2.2. Badanie połączenia nitowo – śrubowego skrzydła samolotu

W związku z bardzo istotnym problemem przedłużania ресурсu statków latających mających za sobą długie okresy eksploatacji wiele uwagi poświęca się trwałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych, w tym zespołów znitowanych, w przypadku których zmęczenie cierne jest główną

przyczyną zniszczenia. O negatywnej roli zmęczenia ciernego na trwałość sprzętu lotniczego mogą świadczyć dane dotyczące śmigłowców wspomniane wcześniej [4, 20].

W pokryciu dolnym skrzydła samolotu PZL I-22 występuje jednostronne połączenie nakładkowe blach pokrycia. Nakładka umieszczona jest od strony wewnętrznej skrzydła. Podział blach występuje w płaszczyźnie żebra. Półka żebra, tworząca ze ścianką układ teownika, jest naturalną drugą nakładką.

Na rys. 32. pokazano wygląd powierzchni pokrycia od strony nakładki i nakładki od strony pokrycia. Na współpracujących powierzchniach pokrycia i podkładki, w okolicy otworów na wkręty, powstały silne zaciemnienia świadczące o wystąpieniu zmęczenia ciernego. Na rys. 33 zamieszczono fragment przełomu elementów połączenia, na którym uwidoczniły się strefy zmęczeniowe.

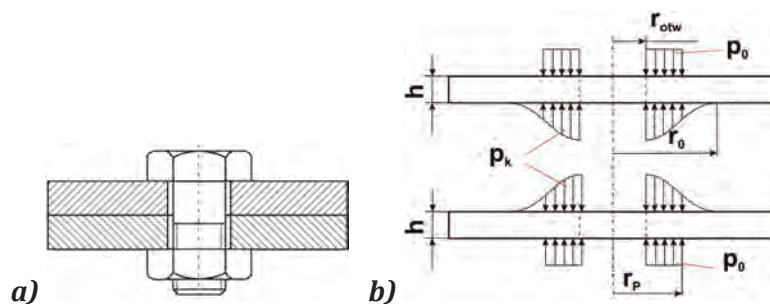


Rys. 32. Wygląd stykających się powierzchni pokrycia skrzydła i nakładki, pow. x 1,3. Ciemne plamy na obu powierzchniach powstały na skutek zmęczenia ciernego. Otwory oznaczone cyframi 1 i 2 pokazano na rys. 33 [27]



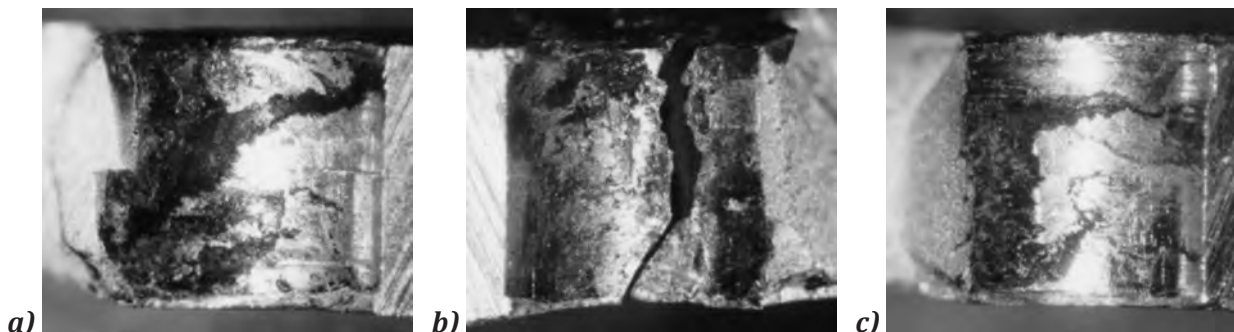
Rys. 33. Fragment przełomów półki żebra i nakładki w rejonie otworów oznaczonych na rys. 1, pow. x 0,5 [27]

Miejsca występowania zmęczenia ciernego na powierzchni łączonych blach, w połączeniach śrubowych i nitowanych, wyjaśnia pokazany na rys. 34 schemat rozkładu nacisków w połączeniu śrubowym.

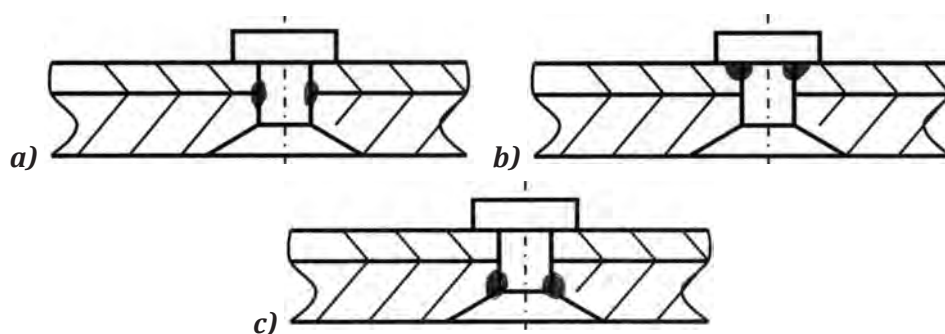


Rys. 34. Połączenie śrubowe: a) schemat połączenia, b) schemat sił działających w połączeniu [21]

Zmęczenie cierne występuje również w otworach na nity i śrub – rys. 35 i 36, przy czym ten proces zachodzi nawet przy docisku zerowym. Wydaje się, iż w tym przypadku przyczyną niszczenia powierzchni styku nitu lub śruby z otworem jest zachowanie się blach pokrycia pod obciążeniem, a mianowicie ich zmienne odkształcenia i okresowo zmienna utrata statycznej stateczności (wyboczenia). Powoduje to przemieszczanie się z małą amplitudą powierzchni nitu lub śruby względem powierzchni otworu w kierunku prostopadłym do powierzchni blachy.



Rys. 35. Przykłady wyglądu powierzchni otworów w podkładce, pow. x 10. Strzałkami zaznaczono ogniska pęknięć zmęczeniowych. Intensywny fretting występował: a) w części środkowej otworu, b) przy powierzchni styku z pokryciem, c) w części środkowej i przy powierzchni przeciwnej do powierzchni styku [27]

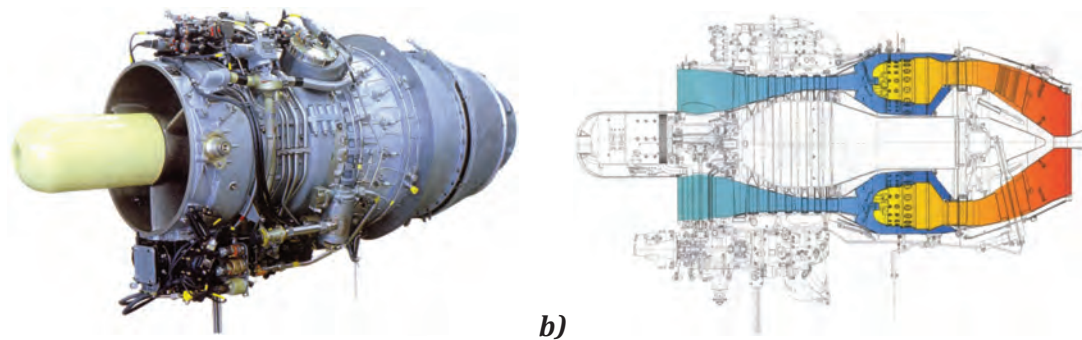


Rys. 36. Miejsca występowania zmęczenia ciernego w połączeniu nitowym [21]

Specyfika niszczenia wynika m. in. z dużej różnorodności typów złączy, złożonego sposobu przenoszenia obciążeń występujących w połączeniu, zależnego od sił tarcia, które z kolei zmieniają się w miarę rozwoju procesu zmęczenia aż do wystąpienia frettingu. Wszystko to sprawia, że możliwość przyjęcia jakiegoś efektywnego współczynnika koncentracji naprężeń, który umożliwiłby obliczanie trwałości zmęczeniowej elementów w połączeniach nitowo – śrubowych jest wątpliwa [22, 23] i dlatego w obliczeniach należy się posługiwać innymi wykresami zmęczenia niż te, które stosuje się w przypadku elementów z karami geometrycznymi. Przebieg krzywych zmęczeniowych zależy nie tylko od zwiększonej nieosiowości obciążenia powodującej zginanie, lecz również od typu zastosowanych nitów i sposobu znitowania [24].

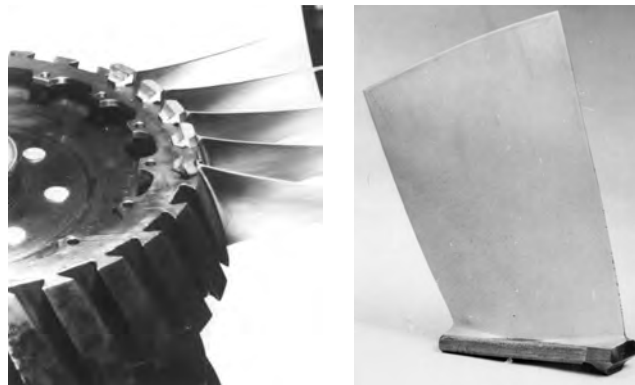
3. FRETTING W POŁĄCZENIACH ZAMKOWYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

W procesie dopracowywania nowych konstrukcji silników w Instytucie Lotnictwa wystąpiło kilka przypadków destrukcji wirników spowodowanej niskocyklowym zmęczeniem ciernym. Pęknięcia zmęczeniowe tworzyły się w połączeniach łopatka – wirnik w miejscach występowania frettingu. Podobne przypadki obserwowano w innych silnikach [4]. Jednym z projektowanych odrzutowych silników turbinowych był K-15 jako element zespołu napędowego samolotu szkolno – bojowego I-22. Widok silnika K-15 przedstawiono na rys. 37a, a jego przekrój z zaznaczonymi zespołami zimnymi i gorącymi przedstawiono na rys. 37b.



Rys. 37. Silnik turbinowy K-15: a) widok [13, 25], b) przekrój podłużny [13, 25]

3.1. Trapezowe połączenie zamkowe sprężarki osiowej

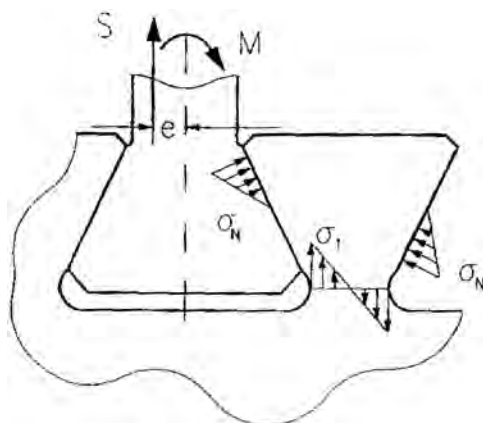


Pierwszy stopień sprężarki osiowej, tarcza I-go stopnia i łopatki

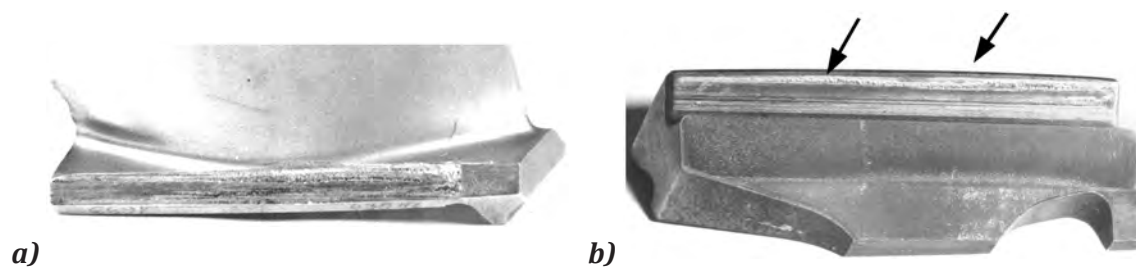
Łopatką I-go stopnia sprężarki z materiału WT-3

Rys. 38. Widok pierwszego stopnia osiowej sprężarki silnika K-15 oraz tytanowa łopatką pierwszego stopnia z widocznymi śladami Fettingu [13, 25]

Zjawisko fettingu w sześciostopniowej sprężarce osiowej silnika K-15 (rys. 38) występowało szczególnie intensywnie w zamku trapezowym pierwszego stopnia. Tarcza pierwszego stopnia sprężarki wykonana była ze stopu typu maraging (N18K9M5TPr), a łopatką z wysokostopowej stali. Zmęczeniowe pęknięcie niskocyklowe tarczy sprężarki wymogło na konstruktorze przekonstruowanie połączenia zamkowego i zmianę materiału łopatki na stop tytanowy WT-3. Na rys. 39 przedstawiono schemat połączenia zamkowego – trapezowego z zaznaczonymi uproszczonymi oddziaływaniami między elementami, zaś na rys. 40 pokazano fragment tarczy i łopatkę ze strefami fettingu.

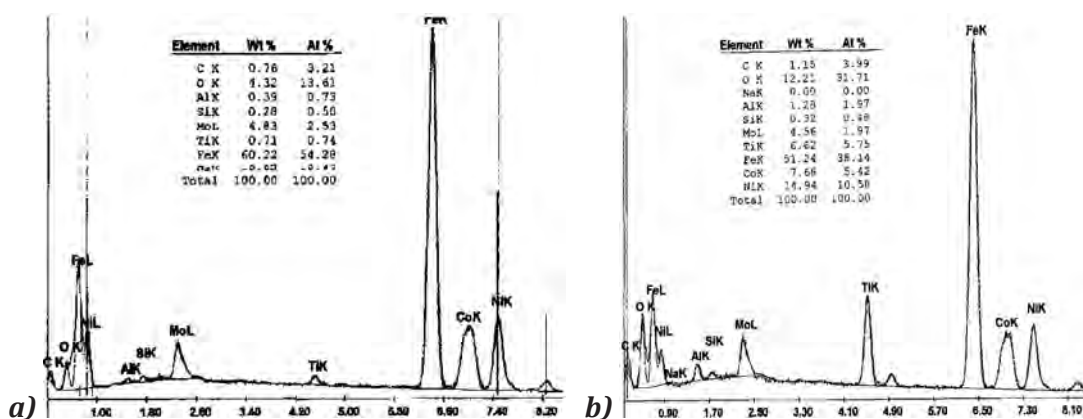


Rys. 39. Schemat trapezowego połączenia łopatką - tarcza wirnika



Rys. 40. Fretting na tarczy i łopatkce, pow. x 0,95: a) łopatkca tytanowa, b) fragment tarczy stalowej. Strzałkami zaznaczono obszary powierzchni uszkodzonej na skutek zmęczenia ciernego [13, 25]

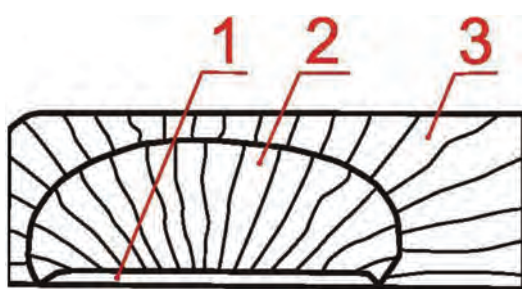
Stal (maraging), z której wykonano tarczę zawierała 0,71% cięż. tytanu. Na powierzchni tarczy, w strefie zmęczenia ciernego zawartość tytanu wzrosła do 6,6% cięż. na skutek naniesienia materiału łopatkcy tytanowej – rys. 41.



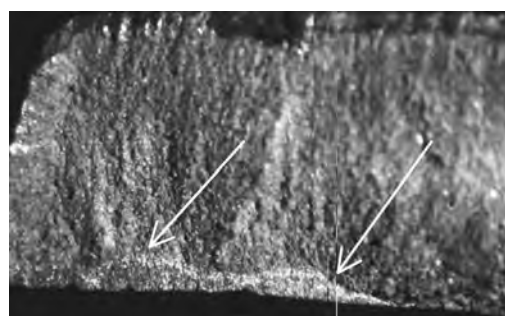
Rys. 41. Zawartość składników na powierzchni wrębu tarczy poza miejscem zmęczenia ciernego (a) i w strefie zmęczenia ciernego (b) [25]

W miejscach intensywnego frettingu tworzyły się pęknięcia, które wskutek propagacji powodowały urywanie się fragmentu dysku i w konsekwencji utratę wyważenia wirnika, a następnie jego całkowitą destrukcję na skutek wysokich obrotów (ok. 15900 obr/min).

Przełomy charakteryzowały się występowaniem wielu ognisk zmęczenia usytuowanych wzdłuż strefy frettingu. Na rys. 42 przedstawiono jeden z takich przełomów.



Początkowe oraz wtórne stadium rozwoju wielogniskowego pęknięcia zmęczeniowego trapezowych gniazd zamkowych: 1 - stadium początkowe, 2 - pęknięcia wtórne, 3 - boczna ściana zamka

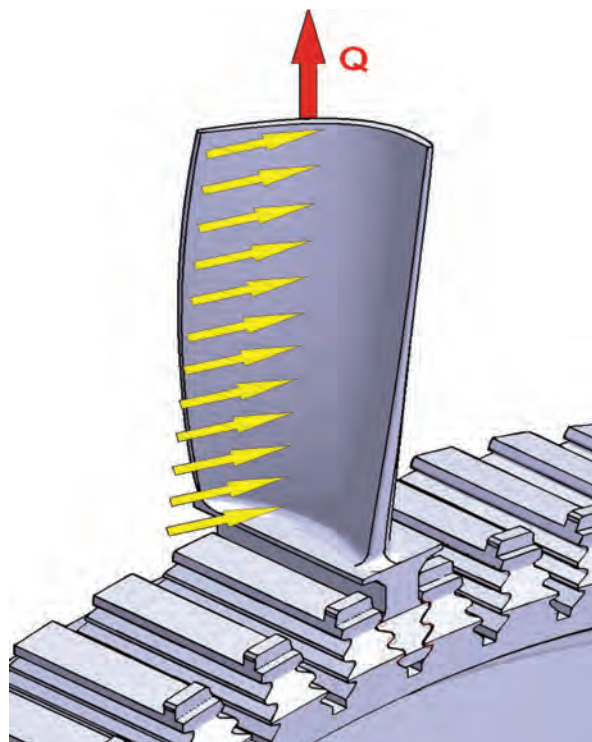


Fotografia przekroju gniazda zamkowego z uwidocznionym początkowym stadium pęknięcia zmęczeniowego

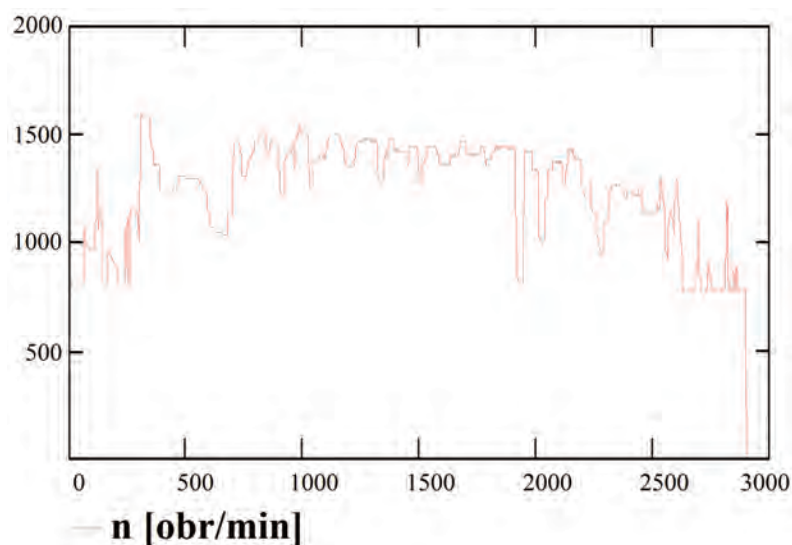
Rys. 42. Przekrój w miejscu pęknięcia tarczy spowodowanego zmęczeniem ciernym [30]

3.2. Jodełkowe połączenie zamkowe turbiny

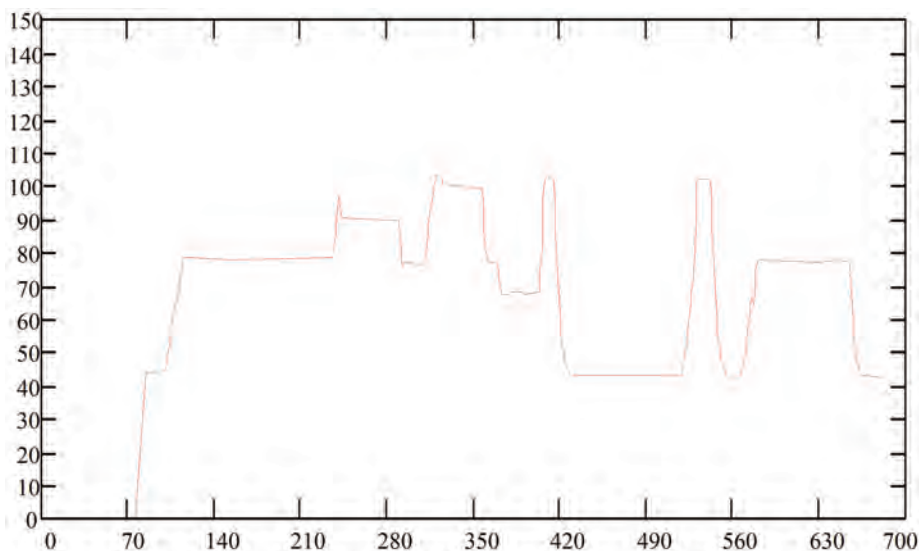
Łopatkę turbin lotniczych podlegają w czasie pracy działaniu zmiennych w czasie sił (przede wszystkim masowych, gazodynamicznych) i ciepła. Siły masowe pochodzą głównie od obrotów wirnika „n”, przyspieszeń samolotu, przyspieszeń Coriolisa jak również od różnorodnych wzbudzeń pochodzących od oddziaływania drgań innych łopatek i elementów wirnika. Siły gazodynamiczne są wynikiem przepływu czynnika gazowego przez silnik, w szczególności przez palisady łopatek. W efekcie prowadzi to do powstania drgań, a zatem zmiennych naprężeń, nacisków oraz mikropoślizgów w zamku łopatek w warunkach wysokich temperatur i agresywnego środowiska. Ostatnie dwa zjawiska, w połączeniu z agresywnym środowiskiem gazów spalinyowych oraz wysoką temperaturą, są przyczyną intensywnego zużycia frettingowego.



Rys. 43. Model geometryczny tarczy turbiny silnika K-15 z zaznaczonymi schematycznie obciążeniami podstawowymi



a) Przykładowy przebieg prędkości obrotowej [(obr/min)/s] w czasie [s] dla silnika K-15

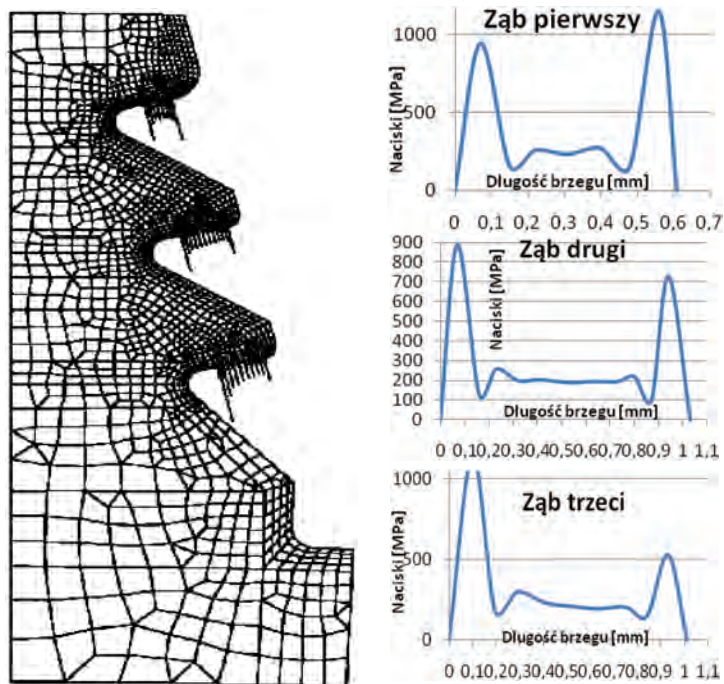


b) Przykładowy przebieg przyspieszeń kątowych (dn/dt [(obr/min)/s]) w czasie [s] dla silnika K-15

Rys. 44. Przykładowe przebiegi obrotów i przyspieszeń kątowych w czasie lotu silnika K-15 [25]

Analiza naprężeń skojarzenia jodełkowego: łopátka – zamek turbiny silnika K-15 wykazała, że strefy zmęczenia ciernego występowały w miejscach powstania tzw. efektu krawędziowego. Charakteryzuje się on silnym lokalnym spiętrzeniem nacisków na brzegu ciała wciskanego w sprężyste podłoże.

Przykładem takiego zjawiska jest właśnie przedstawiony na rys. 45 model zamka jodełkowego oraz rozkłady nacisków na poszczególnych zębach połączenia jodełkowego (przy maksymalnym obciążeniu). Rozkłady te są charakterystyczne dla omówionych wcześniej zagadnień kontaktowych. Wyznaczone modelowo naciski w miejscach spiętrzenia przewyższają naciski średnie trzy i więcej razy.

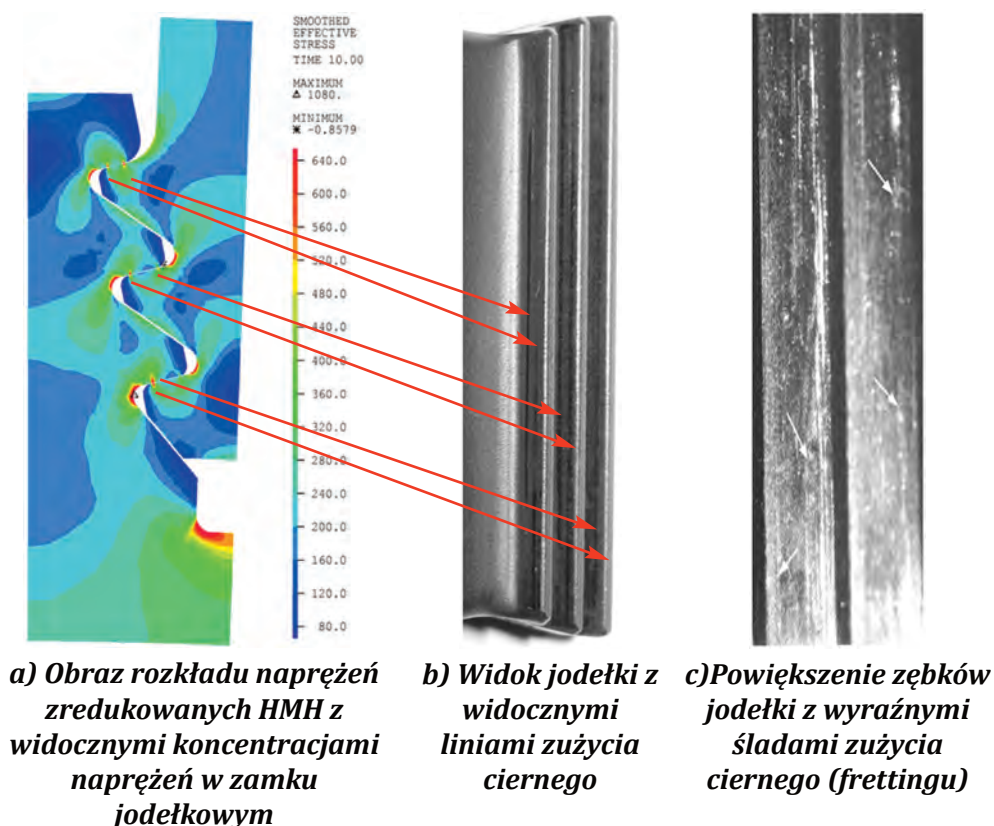


a) Model MES i siły kontaktowe na zębach zamka

b) Rozkład nacisków na poszczególnych zębach

Rys. 45. Rozkłady nacisków kontaktowych w zamku turbiny silnika K-15 [25]

Ślady frettingu na zębach badanych łopatek i położenie obliczeniowych spiętrzeń pokrywają się co jest widoczne na rysunku poniżej (rys. 46). Kolejnym krokiem analizy może być znalezienie zależności pomiędzy: pracą tarcia a wielkością zużycia frettingowego.



Rys. 46. Mapa naprężeń w zamku jodełkowym z widocznymi efektami krawędziowymi oraz ślady frettingu na zębach [25]

BIBLIOGRAFIA

- [1] Collins J.A.: *Failure of materials in Mechanical Design*, s. 11, John Willey & Son, New York, 1993.
- [2] *Metals Handbook*, 8th ed., Vol. 10, ASM, 1975.
- [3] Großmann Ch.: *Fretting Fatigue of Shape Optimised Polygon-Shaft-Hub Connection*, Dissertation, Der Technischen Universität Berlin, 2006.
- [4] Lovrich N.R.: *Fretting Fatigue of Ti-6Al-4V: Experimental Characterization and Simple Design Parameter*, Georgia Institute of Technology, July 2004.
- [5] Buciumeanu M.: *Prediction of Fretting Fatigue Life*, Dissertation, Minho University, 2009.
- [6] Vingsbo O., Soderberg S.: *On Fretting Maps*, *Wear*, Vol. 126, No. 2, pp. 131–47, 1988.
- [7] Buciumeanu M., Miranda A.S., Silva F.S.: *Damage Evolution of al7175 and ck45 Alloys Under Fretting Fatigue*, Department of Mechanical Engineering – University of Minho, Azurém, Guimarães, Portugal, „The Annals of University Dunărea De Jos” of Galați Fascicle Viii, Issn 1221–4590 Tribology, 2007 (XIII).
- [8] Madge J.J.: *Numerical Modelling of the Effect of Fretting Wear on Fretting Fatigue*, Dissertation, University of Nottingham, June 2008.
- [9] SKF – Product Information 401: *Bearing failures and their causes*.
- [10] GalvInfoNote: *Fretting Corrosion (Transit Abrasion) on Galvanized Sheet*, Rev 1 Feb 09.
- [11] http://www.unidue.de/imperia/md/content/werkstofftechnik/sk_hwt._08_fretting_ss08.pdf

- [12] <http://pdf.directindustry.com/pdf/skf/skf-cylindrical-roller-bearings-5108-e-5564-22818.html>.
- [13] Jachimowicz J., Kajka R., Kaniowski J., Karliński W.: *Fretting w konstrukcjach lotniczych*, Tribologia, 3 (201), rok XXXVI, SIMPRESS Oficyna Wydawnicza SIMP, 2005.
- [14] Müller R.P.G.: *An Experimental Investigation on the Fatigue Behavior of Fuselage Riveted Lap Joints; The Significance of the Rivet Squeeze Force, and a Comparison of 2024-T3 and Glare 3*, Doctor thesis, Delft University of Technology, ISBN 90-9008777-X, October 1995.
- [15] Szymczyk E., Jachimowicz J., Bogdanowicz Z.: *Badanie inicjacji pęknięć zmęczeniowych w połączeniach nitowych*, XI Konferencja „Mechanika Pęknięcia”, Cedzonia, 9–12 September 2007.
- [16] Ciesielski M., Jachimowicz J., Kajka R., Krysztofik J., Szachnowski W.: *Analytical and Experimental Stress Field Image in a Rivet Joint*, Transaction of the Institute of Aviation, pp. 14–19, Warsaw, 2005.
- [17] Derewońko A., Szymczyk E., Jachimowicz J.: *Numeryczne szacowanie poziomu naprężeń resztkowych w zakuwanym połączeniu nitowym*, Monografia pt.: „Analizy numeryczne wybranych zagadnień mechaniki”, rozdz. 17, s. 329–350, Warszawa, 2007.
- [18] Derewońko A., Szymczyk E., Jachimowicz J.: *Numerical Simulation of Riveting Process*, 6th European Solid Mechanics Conference ESMC, Budapest, Hungary, 28.08–1.09.2006.
- [19] Nowell D.: *Recent Developments in the Understanding of Fretting Fatigue*, Engineering Fracture Mechanics 73, 207–222, 2006.
- [20] Foulqnier J., Petiot C.: *Fretting Fatigue Behaviour of Major Helicopter Alloys and Influence of Surface Protections*, ss. 899–916, Proceedings of 17th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Stockholm, Sweden, June 1993.
- [21] Segerfrójd G., Blom A. F.: *Fatigue Behaviour of Mechanical Joints: a State of the Art., Overview*, ss. 41–56, Proceedings of 7th International Committee on Aeronautical Fatigue Congress, Beijing, China, 1999.
- [22] Hamon J.J., Jongebreur A.A.: *Calculation Method for Predicting The Fatigue of Riveted Joint*, ss. 175–189, Proceedings of 17th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Stockholm, Sweden, June 1993.
- [23] Hoepper D.W., Adibnazi S.: Proceedings of 17th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, ss. 191–206, Stockholm, Sweden, June 1993.
- [24] Schijve J.: *The Significance of Flight-Simulation Fatigue Tests*, Proceedings of 13th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Pisa, Italy, May 1985.
- [25] Jachimowicz J., Karliński W., Szachnowski W.: *Blade and Disc in-lock co-operation (selected problems)*, Machine Dynamics Problems No. 4, Vol. 24, s. 71–86, 2000.
- [26] Kaniowski J., Szala J.: *Analysis of Fatigue Cracks Propagation in Complex Structures*, The 14th European Conference on Fracture, Cracow, Poland, 8–13 September 2002.
- [27] Jachimowicz J., Kaniowski J., Karliński W.: *Zmęczenie cierne w konstrukcjach lotniczych*, Mat. XVIII Seminarium nt. Zmęczenie materiałów i konstrukcji, Wyd. ATR w Bydgoszczy, Bydgoszcz, 2000.
- [28] Jachimowicz J., Kajka R., Szachnowski W.: *Problemy eksploatacji szwów nitowych w konstrukcjach lotniczych – analityczna i eksperymentalna ocena stanu naprężeń*, Górnictwo Odkrywkowe nr 5–6/2006, s. 159–164, POLTEGOR – INSTYTUT, Wrocław, 2006.
- [29] Szymczyk E., Jachimowicz J., Derewońko A.: *Analiza naprężeń i względnych prze-mieszczeń elementów połączenia nitowego*, Przegląd Mechaniczny nr 9, s. 20–24, 2006.
- [30] Jachimowicz J., Kajka R., Szachnowski W., Szymczyk E.: *Analizy MES oraz badania odkształceń i naprężeń w otoczeniu nitu w cienkościennej strukturze lotniczej*, Monografia pt.: „Analizy numeryczne wybranych zagadnień mechaniki”, rozdz. 21, s. 399–424, Warszawa, 2007.
- [31] Szymczyk E., Jachimowicz J., Bogdanowicz Z.: *Badanie inicjacji pęknięć zmęczeniowych w połączeniach nitowych*, Zeszyty naukowe, Mechanika, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, 2007.

- [32] Szymczyk E., Jachimowicz J.: *Analiza powierzchni kontaktu w połączeniach nitowych*, Biuletyn WAT, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 2007.
- [33] Szymczyk E., Jachimowicz J., Szachnowski W.: *Method of Analysis of Local and micro-local Physical Phenomena in Riveted Joints of a thin-walled Aircraft Structure*, Report – 30th ICAF Conference, 14–15 May 2007.

Jerzy Jachimowicz, Jerzy Kaniowski, Piotr Kozłowski, Grzegorz Moneta, Elżbieta Szymczyk

FRETTING PHENOMENON IN AIRCRAFT STRUCTURE

Abstract

Friction fatigue is often a cause of premature fatigue destruction of a structure. The examples of aviation objects, which fatigue durability was reduced because of this effect, were chosen to illustrate this phenomenon. These include a structure of an aircraft wing and a rotor of an air engine.