

KATASTROFA, KTÓRA PRZYSŁUŻYŁA SIĘ NAUCE

MIŁOWY KROK PROWADZĄCY DO POZNANIA PROCESU ZMĘCZENIA MATERIAŁÓW

część 1



**MGR INŻ.
MARIUSZ ŁABĘDŹ**

Starszy Specjalista Urzędzeń
Transportu Bliskiego
Oddział w Krakowie Biuro
w Tarnowie
Urząd Dozoru Technicznego

CEN:
TC147 Cranes – Safety
WG2 Design – General



Zmęczenie materiału to proces zmian zachodzących w materiale pod wpływem zmiennych w czasie obciążeń zewnętrznych, które mogą doprowadzić do powstawania w nim uszkodzeń.

Z biegiem czasu opracowano wiele wymagań i zasad kierowanych do projektantów i producentów urządzeń oraz konstrukcji inżynierskich. Przyczynkiem do ewolucji bezpiecznych rozwiązań były również zdarzenia, nie zawsze fortunate, w historii branż transportowych, energetycznych czy budowlanych. Projektowanie, produkcja oraz konserwacja powinny opierać się na dokładnym poznaniu i zrozumieniu wszystkich własności konstrukcji, gdyż niewystarczająca wiedza i brak doświadczenia mogą skutkować katastrofami.

Wiele z obecnie powszechnie znanych i stosowanych zasad, dotyczących doboru materiałów, geometrii konstrukcji, sposobu kształtowania itd., jeszcze w połowie XX w. było rewolucyjnymi wnioskami z obszaru mechaniki pękania. Odkrywano wówczas liczne techniczne powiązania przyczynowo-skutkowe, dzięki którym obecnie coraz bezpieczniej możemy korzystać ze zdobycy sztuki inżynierskiego. W tej części cyklu opiszemy genezę badań zjawisk zmęczeniowych i wnioski jakie wyciągnięto z minionych zdarzeń. W kolejnym artykule sformułujemy podstawowe zasady i przykłady ich zastosowań w obecnych branżach inżynierskich. Wskażemy jako przykłady m.in. stalowe konstrukcje budowlane, dźwignice, zbiorniki ciśnieniowe.

POCZĄTKI ODRZUTOWCÓW PASAŻERSKICH

We wrześniu 1946 r. brytyjska wytwórnia lotnicza de Havilland inspirowana i wspierana rządową inicjatywą, rozpoczęła prace projektowe, których celem było stworzenie wysoce nowatorskiego - jak na ówczesne czasy - statku powietrznego umożliwiającego realizację lotów komercyjnych. W założeniach samolot ten miał dysponować hermetyzowaną ciśnieniową kabiną pasażerską oraz mógł poruszać się ze znacznie większą prędkością i latać na większych wysokościach niż wykorzystywane wówczas statki powietrzne.

Rezultatem prac było zbudowanie i oddanie do użytku pierwszego komercyjnego samolotu odrzutowego. Tym samym de Havilland DH-106 - Comet 1 (G-ALYP) 2 maja 1952 r. zapoczątkował trwającą do dziś erę pasażerskich samolotów odrzutowych w lotnictwie cywilnym. Prototyp Comet 1 mogący zabrać na pokład 36 pasażerów, został wyposażony w 4 silniki odrzutowe zabudowane w skrzydłach samolotu, które zapewniały mu prędkość przelotową 780 km/h. Charakterystyczną cechą samolotu było to, że okna pasażerskie posiadały kształt zbliżony do kwadratowego.



Fot. 1. Samolot de Havilland DH-106 Comet 1 z charakterystycznymi kwadratowymi oknami [12]



Fot. 2. Okna pasażerskie Comet 1

Po wprowadzeniu do użytku, Comet 1 przez wiele miesięcy budził zachwyt i podziw zarazem, skracając o połowę czas podróży, równocześnie oferując wysoki poziom komfortu, którego nie mogły zapewnić samoloty napędzane silnikami tłokowymi.

Niestety sukces nie trwał długo. Tragiczne i powtarzalne wypadki z udziałem Comet 1 oraz wyniki dochodzeń spowodowały, że samoloty te zyskały w świecie rozgłos jako przykład awarii zmęczeniowej.

W tamtej epoce poziom wiedzy konstruktorów dotyczący zmęczenia materiału był znacznie mniejszy niż obecnie. Natomiast wypadki samolotów zachęciły środowiska badaczy do prac w dziedzinie zmęczenia, co z kolei doprowadziło do znacznie lepszego poznania i zrozumienia nauki o zmęczeniu i późniejszego wykorzystania mechaniki pękania do oceny trwałości elementów oraz konstrukcji.

KATASTROFY ORAZ ICH PRZYCZYNY

W początkowej fazie eksploatacji samolotów typu Comet 1 odnotowano wypadki związane z problemami z odrywaniem się maszyny od pasa w czasie startu. Były to maszyny o oznaczeniach G-ALYZ, CF-CUN oraz F-BGSC. W każdym z tych przypadków jako oficjalną przyczynę wskazano błąd załogi skutkujący przeciągnięciem.

Nieco później odnotowano wypadki innego typu, skutkujące rozpadnięciem się części kadłuba podczas lotu. Były one podobne do siebie w przebiegu i trudne wówczas do wyjaśnienia.

Tabela 1. Wybrane wypadki z udziałem samolotów de Havilland DH-106 Comet 1 [1,2,3,5,6]

Data	Oznaczenie samolotu	Przebieg wypadku	Oficjalna przyczyna	Podjęte działania
2 maja 1953 r.	G-ALYV	Kadłub samolotu rozpadł się w powietrzu w trakcie burzy, w okolicach Kalkuty.	Awaria konstrukcyjna spowodowana nadmiernymi podmuchami wiatru lub utratą kontroli przez pilota podczas lotu przez burzę.	W trakcie dochodzenia skupiono się zasadniczo na warunkach atmosferycznych. W związku z tym, że było to pierwsze tego typu zdarzenie, dalszych badań nie prowadzono.
10 stycznia 1954 r.	G-ALYP	Kadłub samolotu rozpadł się w powietrzu, w okolicach Elby.	Awaria konstrukcyjna kadłuba spowodowana zmęczeniem materiału.	Zawieszono operacje lotnicze samolotów Comet 1 oraz nakazano przeprowadzenie szczegółowych przeglądów wszystkich maszyn. Na tym etapie nie zdawano sobie jeszcze sprawy z powtarzalności problemu. 23 marca 1954 r. wznowiono loty.
8 kwietnia 1954 r.	G-ALYY	Kadłub samolotu rozpadł się w powietrzu, w okolicach Naples (Neapolu).	Dostęp do szczątków samolotu był utrudniony, jednak w oficjalnym raporcie zasugerowano, że przyczyna wypadku wydaje się być identyczna jak w przypadku maszyny G-ALYP.	12 kwietnia 1954 r. wycofano świadectwo zdatności do lotu dla samolotów Comet 1. Fabryka de Havilland wstrzymała ich produkcję. Rozpoczęto prowadzenie intensywnych badań, koncentrując się na zjawisku zmęczenia.

PRZEBIEG BADAŃ ORAZ ICH WYNIKI

W związku z ówczesnym stanem wiedzy sprawne i wiarygodne ustalenie przyczyn wspomnianych katastrof okazało się być nie lada wyzwaniem. Na tym etapie niemal pewnym wydawało się, że wypadki łączy wspólny mianownik odpowiedzialny za rozpad kadłubów maszyn, jednak nie potrafiono go wskazać.

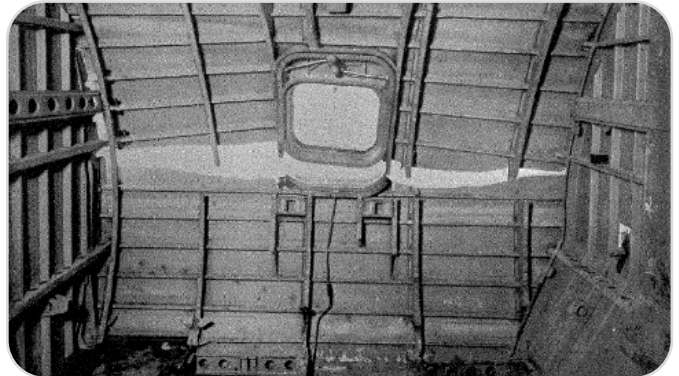


Fot. 3. Widok kadłuba samolotu G-ALYU w zbiorniku w trakcie testów [2]

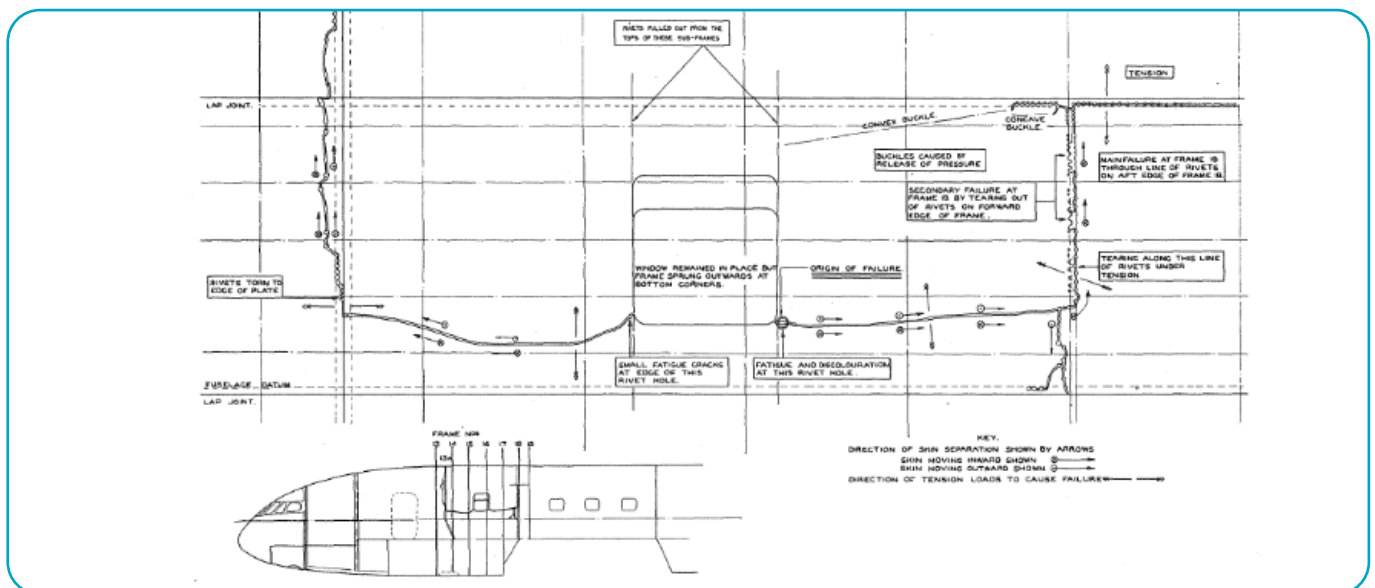
W celu zrozumienia procesów zachodzących w konstrukcji oraz w strukturze użytych materiałów zdecydowano się przeprowadzić testy na pełną skalę, wykorzystując do tego istniejące kadłuby innych samolotów. Prowadzono badania bezciśnieniowe w trakcie lotów testowych maszyny o oznaczeniu G-ANAV. Koniecznym okazało się również przeprowadzenie testów ciśnieniowych. W tym celu – dla zachowania bezpieczeństwa – skonstruowano olbrzymi zbiornik na wodę, w którym umieszczono kadłub maszyny G-ALYU. Zanurzo-

ny kadłub cyklicznie napełniano wodą w celu uzyskania zadanego ciśnienia w jego wnętrzu. W ten sposób prowadzono symulacje obciążeń występujących w trakcie lotów (fot. 3). Podobnym testom poddano kadłub G-ALYR.

Do momentu wystąpienia uszkodzenia, kadłub G-ALYU sumarycznie wykonał 1230 zwykłych lotów przed rozpoczęciem testów z użyciem wody oraz 1830 cykli obciążeń w zbiorniku. Awaria konstrukcji w pierwszej kolejności nastąpiła w obszarze naroża kwadratowego przedniego okna ewakuacyjnego. To odkrycie stało się kluczowym i przełomowym czynnikiem, które wskazało prawidłowy kierunek śledztwa. Efektem dalszych badań było wskazanie kolejnych miejsc inicjacji pęknięć ujawniających się w narożach kolejnych okien oraz wyznaczenie kierunku rozchodzenia się pęknięć.



Fot. 4. Widoczne rozdarcie kadłuba G-ALYU w okolicach okna ewakuacyjnego [2]

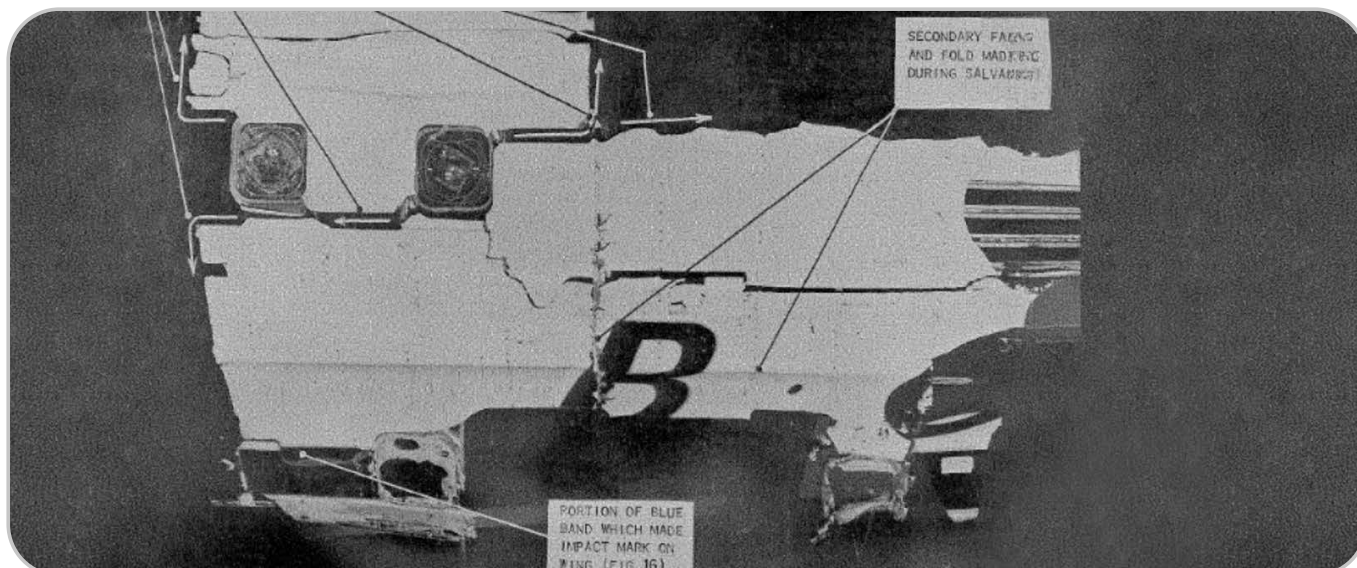


Rys. 1. Miejsca inicjacji pęknięć oraz kierunki ich rozchodzenia się w kadłubie G-ALYU [2]

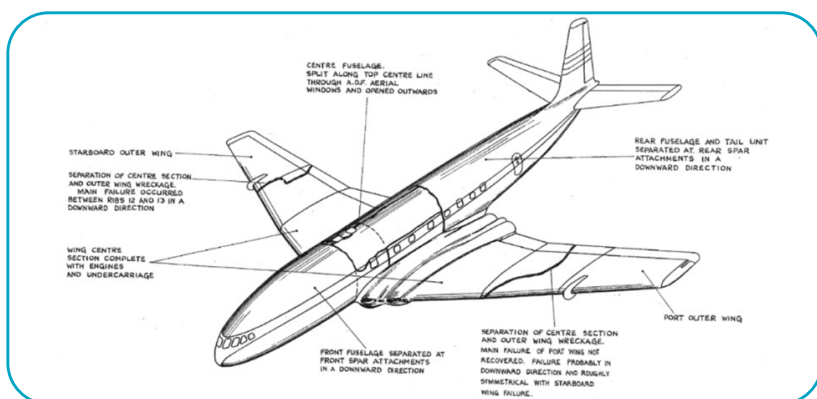
Badania dowiodły, że powodem uszkodzeń był niespodziewanie wysoki poziom naprężeń występujący właśnie w obszarach naroży kwadratowych okien. Rzeczywiste naprężenia występujące w pobliżu naroży okien były znacznie wyższe niż sądzili projektanci.

Konsekwencją koncentracji naprężeń było zainicjowanie pęknięć zmęczeniowych oraz ich propagacja, co doprowadziło do utraty integralności strukturalnej kadłuba samolotu.

Kolejnym krokiem było przeprowadzenie ponownej analizy elementów wraku G-ALYP, podczas której ustalono, że fragmenty poszycia posiadają podobne uszkodzenia zmęczeniowe. Uznano wówczas, że w przypadku katastrofy G-ALYP pęknięcia zmęczeniowe w pierwszej kolejności wystąpiły w narożach kwadratowych okien ADF (automatyczny lokalizator kierunku, ang. automatic direction finder), znajdujących się nad kokpitem.



Fot. 5. Fragment wraku G-ALYP. Miejsca inicjacji pęknięć oraz kierunki ich rozchodzenia się w obszarach okien ADF [2]



Rys. 2. Lokalizacja oraz kierunek rozprzestrzeniania się głównych pęknięć G-ALYP [2]

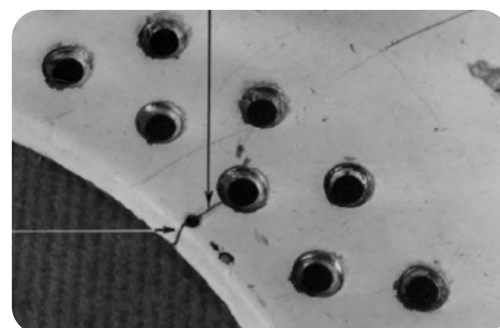
Następnie pęknięcia rozprzestrzeniły się wzdłuż górnej części kadłuba oraz przez okna pasażerskie w kierunku tylnej części samolotu (rys. 2). Skutkowało to rozerwaniem oraz przełamaniem kabiny. Od części środkowej kadłuba odpadł ogon, kokpit oraz skrzydła. Uwolnione paliwo wywołało pożar widziany przez świadków obserwujących wrak spadający do morza.

PRZYCZYNA KONCENTRACJI NAPRĘŻEŃ

Przeprowadzone badania dowiodły, że przyczyna wypadków leży po stronie trwałości zmęczeniowej, jednak początkowo nie potrafiono jej ściśle wytłumaczyć z uwagi na ówczesny, zbyt ubogi poziom wiedzy w tej dziedzinie. Ponadto były to pierwsze przypadki tego typu w lotnictwie i nigdy wcześniej nie mierzono się z takim zagadnieniem, zatem były to działania prekursorskie, z których wyników korzystamy do dziś.

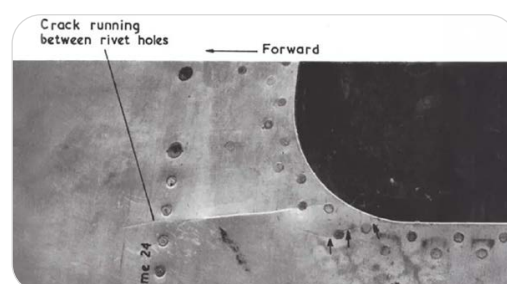
Odkryto wówczas, że zastosowanie kwadratowych ram okiennych, powodujące nagłą zmianę przekroju przenoszącego obciążenie, przyczynia się do występowania karbu geometrycznego, skutkiem czego w narożach okien występuje spiętrzenie naprężeń, znacznie ograniczające trwałość zmęczeniową tego właśnie fragmentu kadłuba. Nie zdawano sobie sprawy z faktu, że karb geometryczny może mieć tak duży wpływ na koncentrację naprężeń.

Dodatkowo w obszarach naroży ram okiennych znajdowały się otwory służące do łączenia elementów poszycia. Otwory te stanowiły kolejne karby potęgujące zjawisko koncentracji naprężeń w tych miejscach poszycia, tym mocniej obniżając wytrzymałość zmęczeniową. Na podstawie badań fragmentu poszycia pochodzącego z wraku G-ALYP wskazano, że prawdopodobnym miejscem wystąpienia pierwszego pęknięcia zmęczeniowego była krawędź stożkowego otworu (fot. 6).

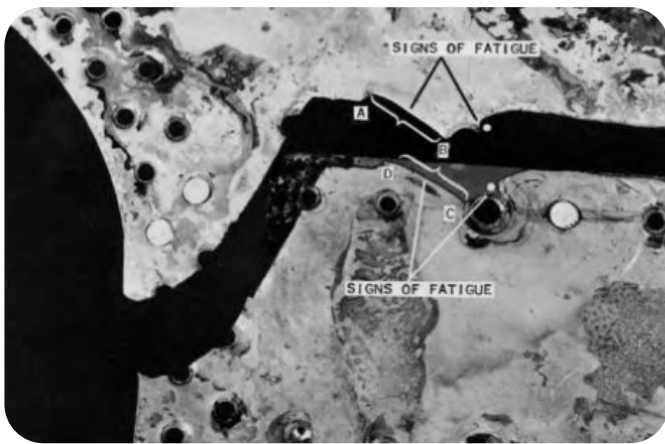


Fot. 6. Obecność pęknięcia będącego wadą produkcyjną oraz jego późniejsza propagacja [4]

Ponadto w trakcie analiz, w obszarach naroży stwierdzono obecność wad produkcyjnych. Były to pęknięcia o długościach wynoszących nawet kilka mm, biegnące od otworów na nity. W tamtym czasie, powstawanie tego typu pęknięć w trakcie procesu produkcyjnego nie było uznawane za poważny problem. Standardową procedurą było wykrycie takich niezgodności oraz nawiercanie otworu na końcu pęknięcia w celu przeciwdziałania jego dalszemu rozprzestrzenianiu się. Nie zdawano sobie sprawy, że to kolejny ważny czynnik wpływający na miejscowy wzrost naprężeń. W rzeczywistości, w przypadku kadłuba Comet 1, nawiercanie otworów nie przynosiło oczekiwanych efektów, ponieważ na skutek lokalnego osłabienia przekroju, pęknięcia te pomimo nawiercania otworów, powtórnie inicjowały się po drugiej stronie otworu i propagowały w poszycie [fot. 6].



Fot. 7. Pęknięcie zmęczeniowe biegnące od naroża okna – testy G-ALYR [3]



Fot. 8. Przebieg pęknięcia przez otwory oraz poszycie [4]

Ostatecznie ustalono, że inicjacja pierwszych pęknięć zmęczeniowych zawsze następowała w okolicach naroży ram okiennych ADF, po czym rozchodziły się one na dalszą część kadłuba.

W raporcie dotyczącym analizy wypadku wspomniano o zbliżonym do kwadratowego kształcie okien ADF znajdujących się nad kokpitem. Opinii publicznej trudno było zrozumieć, że przyczyną awarii było znaczne spiętrzenie naprężeń w narożach okien, powodowane kilkoma czynnikami, a nie tylko samym ich kształtem. Otóż kształt okien przyczynił się do większej koncentracji naprężeń, jednak sam w sobie nie stanowił pojedynczej przyczyny wypadków. Tu należy zauważyć, że przy użyciu określonych materiałów o odpowiednich grubościach i zastosowaniu właściwej technologii wytwarzania, w tym w szczególności wykonywania otworów oraz łączenia elementów, możliwym jest zaprojektowanie kadłuba z prostokątnymi czy kwadratowymi wycięciami w poszyciu (np. oknami, włazami, lukami) w taki sposób, aby poziom naprężeń w niewralgicznych punktach konstrukcji pozostawał na bezpiecznym poziomie przez cały cykl życia ustroju. Przykładem tego mogą być inne samoloty pasażerskie z kwadratowymi oknami, np. Boeing 377 Stratocruiser, Douglas DC-7 czy DC-8, które z uwagi na brak błędów projektowych nie doświadczyły takich awarii jak Comet 1.

ZAŁOŻENIA ZASTOSOWANE PODCZAS PROJEKTOWANIA

Obowiązujące w 1949 roku przepisy *International Civil Aviation Organization* oraz *British Civil Aircraft Requirements* dla brytyjskich cywilnych statków powietrznych wymagały ciśnienia projektowego dla kadłuba na poziomie 2 P oraz ciśnienia podczas prób nie mniejszego niż 1,33 P, gdzie P w uproszczeniu odpowiadało ciśnieniu spodziewanemu w trakcie przeciętnego lotu. Jak się później okazało ani ICAO, ani władze brytyjskie nie były w pełni świadome wszystkich zagrożeń oraz oddziaływań i ich skutków w przypadku kabin tego typu. Wiele przepisów, w tym dotyczących zmęczenia, pozostało niezmienionych. W konsekwencji obowiązywały zarówno dla kabin hermetyzowanych (ciśnieniowych) i niehermetyzowanych (bezcisnieniowych).

Projektanci de Havilland zdawali sobie sprawę z możliwości wystąpienia uszkodzenia zmęczeniowego i uznali to za poważny problem. Mieli też świadomość,

że w czasie modelowania kadłuba samolotów Comet 1 doświadczenie w dziedzinie konstruowania oraz produkcji odrzutowców z kabiną ciśnieniową było niewielkie, dlatego też dołożyli wielu starań w celu uniknięcia kłopotów z trwałością. Oprócz wykonanych obliczeń położono też bardzo duży nacisk na testy strukturalne konstrukcji samolotu. De Havilland zdecydował się znacznie przekroczyć obowiązujące wówczas normy. Kadłub zaprojektowano na ciśnienie 2,5 P, po czym pomyślnie testowano go przy ciśnieniu 2 P. Obliczenia wykonane dla obszarów naroży okien wykazały, że występujące tam naprężenia są mniejsze niż połowa wytrzymałości materiału (obliczenia nie uwzględniały koncentracji naprężeń). W celu udowodnienia tej tezy przeprowadzono próby kadłuba, których wynik uznano za twarde dowód na to, że konstrukcja Comet 1 jest bezpieczna.

Wraz z rozwojem wiedzy oraz nabywaniem nowych doświadczeń, kilka lat później, gdy Comet 1 był już w czynnej służbie rozpoczęto publikować kolejne przepisy, które wymagały bardziej szczegółowych badań zmęczeniowych dla kadłubów hermetyzowanych. W związku z tym de Havilland poddał prototyp kadłuba kolejnym próbom. Wykonano testy, w których cyklicznie zwiększano ciśnienie od zera do 1 P. Kadłub ostatecznie uległ awarii po 16 000 cykli, gdzie liczba cykli miała odpowiadać liczbie symulowanych lotów wykonanych pod ciśnieniem (ze zmianą ciśnienia wewnątrz kabiny). Pęknięcia zmęczeniowe pojawiły się w narożu okna. Jednak projektowa żywotność kadłuba wynosiła 10 000 cykli, więc pęknięcia występujące na poziomie 16 000 cykli zdawały się nie stanowić jakiegokolwiek problemu.

Jak się później okazało, kadłuby Comet 1 w rzeczywistych warunkach były zdolne wykonać jedynie około 1000 lotów. W przypadku G-ALYP było to 1290, a w przypadku G-ALYY tylko 900 lotów.

Kolejną kwestią, której projektanci nie byli w stanie przewidzieć była zmiana własności materiału podczas testów. W trakcie dochodzenia uznano, że błędem była decyzja o przeprowadzeniu prób zmęczeniowych na tym samym egzemplarzu kadłuba, który wcześniej został poddany próbie przy ciśnieniu wynoszącym 2 P. Wykonanie próby w takich warunkach skutkowało lokalnym umocnieniem materiału, co prowadziło z kolei do poprawy własności zmęczeniowych w tych miejscach. Proces ten zamaskował rzeczywistą trwałość konstrukcji. Prototypowy kadłub uległ awarii dopiero po 16 000 cykli, w dużej mierze ze względu na zmiany własności materiału.

Niestety, niewystarczająca wiedza na temat właściwości zmęczeniowych złożonych ustrojów przyczyniła się do nieświadomego zaprojektowania wadliwej konstrukcji.

Proces degradacji materiału występujący w kadłubach samolotów Comet 1 ma charakter zmęczenia niskocyklowego, co oznacza inicjację i propagację pęknięć w wyniku powtarzalnych obciążeń o dużej amplitudzie, przy stosunkowo niewielkiej liczbie cykli. Odmiennie przebiega proces zmęczenia wysokocyklowego, w którym cykliczne obciążenia charakteryzują się niską amplitudą, lecz działają przez bardzo dużą liczbę cykli.

W rozpoczętej w tamtych czasach rywalizacji stawką było to, kto jako pierwszy zaoferuje na rynku pasażerski samolot z napędem odrzutowym, dysponujący hermetyzowaną kabiną. Comet miał więc być samolotem przełomowym, prezentującym ogromny postęp technologiczny. Wiązało się z tym jednak sporo wyzwań technicznych.

DALSZA HISTORIA SAMOLOTÓW COMET

Po wycofaniu w 1954 roku świadectwa zdatności do lotu dla samolotów Comet 1 wstrzymano ich produkcję. Ten sam los spotkał kolejne wersje już produkowanych maszyn w wariacjach Comet 2 oraz Comet 3. Seria katastrof zburzyła zaufanie przewoźników do samolotu, a linie lotnicze anulowały wcześniej złożone zamówienia.

De Havilland rozpoczął prowadzenie intensywne badań mających na celu ustalenie przyczyn awarii oraz nakreślenie ścieżki powrotu maszyn do użytkowania. Rezultaty badań zmusiły wytwórnę do modernizacji kadłubów. Między innymi zwiększono grubość blach poszycia kadłuba, zastosowano owalne okna, odchyłono na zewnątrz od kadłuba dysze wylotowe silników, minimalizując tym samym negatywny wpływ gorących gazów wylotowych na poszycie samolotu. Zastosowanie owalnych okien, oprócz zmian związanych z koncentracją naprężeń, podyktowane było również zastosowaniem innej techniki łączenia polegającej na częściowej rezygnacji z połączeń nitowych na rzecz połączeń klejowych. Przy pozostałych połączeniach nitowych, w sytuacji pojawienia się pęknięcia w obszarze otworu w fazie produkcji, uznawano to za wadę. Koszty modernizacji były kolosalne i wzięły je na siebie rząd Wielkiej Brytanii. Przeprojektowanie samolotu oraz ponowna certyfikacja zajęła producentowi cztery lata. Maszyna na nowo weszła do służby w 1958 roku jako Comet 4. Wersja ta okazała się być samolotem w pełni udanym, pozbawionym wad swoich poprzedników.



Fot. 9. Comet 4 z owalnymi oknami [11]

Niefortunnie dla wytwórni de Havilland w tym czasie przemysł lotniczy nie stał w miejscu. Inni producenci również pracowali nad swoimi konstrukcjami pasażerskich samolotów odrzutowych. W Europie w 1955 roku oblatane zostały: francuski samolot Sud Aviation Caravelle oraz radziecki Tu-104, a w 1958 roku w Stanach Zjednoczonych oblatany został Douglas DC-8. W tym samym roku do służby wszedł również inny amerykański samolot Boeing 707, w starciu z którym Comet 4 okazał się być bez szans. Boeing 707, lecąc ze znacznie większą prędkością mógł zabrać na pokład dwa razy więcej pasażerów niż Comet 4, przy znacząco niższych kosztach, liczonych na jednego pasażera.

DOŚWIADCZENIE PRZEMYSŁU LOTNICZEGO NABYTE NA SKUTEK KATASTROF COMET 1

Comet 1 stał się samolotem, na przykładzie którego cały przemysł lotniczy uczył się tego, jak zachowują się hermetyzowane kadłuby pracujące w warunkach zmęczenia oraz jaki wpływ ma to na ich trwałość.

Aspekty ujawnione w trakcie dochodzenia powypadkowego przyczyniły się do sformułowania wymownego komentarza, zamieszczonego w raporcie końcowym [2]:

„Obecnie wiadomo już na tyle dużo o fundamentalnej fizyce zmęczenia, aby inżynierowie mieli świadomość, że wciąż jest jeszcze wiele do nauczenia”. (tłum. własne.)

W toku dochodzeń sformułowano wiele rewolucyjnych, jak na ówczesne czasy wniosków, zaleceń oraz spostrzeżeń skierowanych do producentów statków powietrznych. W raportach zawarto między innymi zalecenia dotyczące projektowania, produkcji oraz konserwacji bazujących na zrozumieniu własności zmęczeniowych konstrukcji. Również zwrócono uwagę, że zastosowanie dużych współczynników bezpieczeństwa przy określaniu wytrzymałości statycznej nie niweluje skutków zmęczenia. Dookreślono, aby w kalkulacjach brać pod uwagę możliwość wystąpienia karbu geometrycznego będącego powodem spiętrzenia naprężeń. Wiele innych wniosków i zaleceń dla dzisiejszego inżyniera zostanie opisanych w kolejnej części artykułu.

Seria katastrof i działania podjęte w celu ich wyjaśnienia, stały się przyczyną modyfikacji standardów oraz zaleceń dotyczących badań wytrzymałościowych i testów, potrzebnych do uzyskania świadectwa zdatności do lotu dla maszyn budowanych w późniejszym czasie.

Przypadek samolotu Comet 1 stał się cenną lekcją dla środowiska inżynierów. W obecnych czasach nie tylko branża lotnicza korzysta z tych doświadczeń.

W przypadku gdy dana konstrukcja jest cyklicznie obciążana i odciążana, krytycznym kryterium jej nośności jest zwykle wytrzymałość zmęczeniowa. Przykładami konstrukcji pracujących przy obciążeniach zmiennych są np. dźwignice, środki transportu, mosty, cyklicznie napełniane i opróżniane zbiorniki ciśnieniowe i magazynowe, konstrukcje morskie. Jeśli zmęczenie materiału nie zostanie właściwie uwzględnione w projekcie, uszkodzenie zmęczeniowe dające początek katastrofie może wystąpić dość szybko, w ciągu zaledwie kilkudziesięciu cykli pracy konstrukcji lub w stosunkowo długim okresie eksploatacji, np. po kilku milionach cykli. Stanowi ono realne zagrożenie, dlatego też analiza trwałości zmęczeniowej w tym przypadku jest niezbędna.

Literatura:

1. Ministry of Civil Aviation: Report of the Court Investigation on the Accident to Comet G-ALYV on 2nd May, 1953. London, 1953.
2. Ministry of Transport and Civil Aviation: Report of the Court of Inquiry into the Accidents to Comet G-ALYP on 10th January, 1954 and Comet G-ALYU on 8th April, 1954. London, 1955.
3. Ministry of Aviation: Behavior of Skin Fatigue Cracks at the Corners of Windows in a Comet I Fuselage. London, 1962.
4. Withey P.: The Real Story of the Comet Disaster, De Havilland Comet - Structural Fatigue. University of Birmingham, Lecture by HAW Hamburg, 2019.
5. Federal Aviation Administration: De Havilland DH-106 Comet 1. Transport Airplane Accident Library, updated 2023.
6. Aviation Safety Network, <https://asn.flightsafety.org>
7. Wanhill R.J.H.: A review of the De Havilland Comet I G-ALYP fuselage failure based on the Court of Enquiry Report (1955) and publications by T. Swift (1987) and P.A. Withey (1997, 2019). Royal Netherlands Aerospace Centre, 2020.
8. Woo S.: Product Recalls and Its Assessment Significance. Addis Ababa Science and Technology University, Etiopia 2019.
9. Swopes B.R.: Metal Fatigue. 2016, <https://www.thisdayinaviation.com/>
10. Zieliński W.: Analiza możliwości zwiększenia dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji samolotu Su-22 na podstawie danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń. Rozprawa Doktorska, WAT, Warszawa 2022.
11. https://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Comet
12. <https://www.airvectors.net/avcomet.html>