WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

im. Jarosława Dąbrowskiego



Rozprawa Doktorska

Analiza możliwości zwiększenia dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji samolotu Su-22 na podstawie danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń

mgr inż. Wojciech Zieliński

dr hab. inż. Ryszard Chachurski

Promotor:

Warszawa 2022

Streszczenie

Praca dotyczy metody monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów wojskowych i zarządzania nim.

W pierwszym rozdziale przedstawiony został opis samolotu Su-22, będącego obiektem badań oraz założenia programu wydłużenia eksplantacji tych samolotów, stanowiącego genezę prowadzonych badań.

W rozdziale drugim został zaprezentowany przegląd literatury dotyczący ogólnego rozwoju badań zmęczeniowych, jak również analiza tego obszaru nauki w kontekście lotniczym. Szczególną uwagę poświecono wybranym zdarzeniom lotniczym, które stanowiły kamienie milowe determinujące rozwój badań nad zagadnieniami trwałości i zużycia zmęczeniowego lub powodowały zmiany w podejściu do tego zagadnienia. W dalszej części tego rozdziału przedstawiono przegląd koncepcji projektowania statków powietrznych, zarówno w ujęciu historycznym, jak i analizę stanu bieżącego dla wysokomanewrowych samolotów wojskowych, a ponadto przedstawiono ewolucję metod monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych. Dodatkowo opisane zostały szerzej wybrane zagadnienia związane z trwałością i monitorowaniem zużycia zmęczeniowego, takie jak koncepcja indywidualnego nadzorowania statków powietrznych, metody zliczania cykli obciążeń i modele matematyczne zużycia zmęc czeniowego.

W trzecim rozdziale opisano przygotowanie i realizację pełnoskalowej próby zmęczeniowej samolotu Su-22, będącej podstawą prowadzonych prac. Doświadczenia z niej znacząco wpływały na dalsze badania. Zaprezentowano w tym rozdziale również opis aktualnego programu monitorowania zużycia zmęczeniowego obowiązującego na samolotach Su-22, który stanowił podstawę i punkt wyjścia do przeprowadzonych w kolejnych etapach badań i analiz.

Wykonane analizy pozwoliły na wyznaczenie celu pracy, sformułowanie tezy i określenie jej zakresu, co zapisano w rozdziale czwartym.

Rozdział piąty zawiera opis przebiegu badań i analizę otrzymanych wyników. W pierwszej kolejności zamieszczono opisy systemów rejestrujących Tester U3Ł i SMO zabudowanych na samolotach Su-22 oraz przedstawiono, na podstawie praktycznych aplikacji opisanych w literaturze, sposób wykorzystania danych z pokładowych rejestratorów parametrów lotu do monitorowania obciążeń i zużycia zmęczeniowego. Następnie przedstawiono przebieg własnych badań i analiz nad możliwościami wykorzystania rejestratora Tester U3Ł do wyznaczenia obciążeń konstrukcji. Kolejnym analizowanym zagadnieniem było zastosowanie czujników tensometrycznych SMO do budowy systemu monitorowania zużycia zmęczeniowego oraz jego ograniczenia, w szczególności związane ze skalowaniem, opisane na podstawie danych z literatury oraz w świetle doświadczeń z prac przygotowawczych do realizacji próby zmęczeniowej.

Najważniejszą częścią omawianego rozdziału był opis prac nad opracowaniem systemu monitorowania zużycia zmęczeniowego w oparciu o kombinacje danych z systemów Tester U3Ł

3

i SMO, w tym proces przygotowania i synchronizacji danych z obydwu rejestratorów oraz opracowanie ulepszonej metodyki skalowania czujników tensometrycznych z wykorzystaniem danych z rejestratora parametrów lotu, uwzględniającej płynną zmianę ustawienia zewnętrznych części skrzydeł samolotu Su-22. Następnie przedstawiono porównanie wyników wyznaczonego zużycia zmęczeniowego w oparciu dane z czujników tensometrycznych i na podstawie przyjętej koncepcji monitorowania i skalowania czujników. Kolejnym etapem prac było przeprowadzenie analizy zgodności i wrażliwości przyjętej metody oraz opracowanej metodyki skalowania na czynniki determinujące obciążenia i zużycie zmęczeniowe konstrukcji.

W rozdziale szóstym przedstawiono, opracowane w wyniku przeprowadzonych badań i analiz możliwości zwiększenia dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego dla różnych wersji samolotów Su-22.

Ostatnią część rozprawy stanowią podsumowanie i wnioski z przeprowadzonych badań i analiz oraz weryfikacja osiągniętych wyników w kontekście postawionej tezy i celu pracy, a także analiza możliwości dalszej kontynuacji prowadzonych badań.

Słowa kluczowe: Samolot myśliwsko-bombowy Su-22, Badania zmęczeniowe struktur lotniczych, Program wydłużenia eksploatacji, System monitorowania obciążeń (SMO), Pokładowy rejestrator parametrów lotu

Abstract

The paper concerns the method of monitoring fatigue life of military aircraft which is used to manage the fleet.

The first chapter presents both the description of Su-22 aircraft, which is the subject of the research and the assumptions of the extending service life program for these aircraft, which is the genesis of the research. The second chapter presents the review of literature dealing with the general development of fatigue research, as well as the analysis of this area of science in the context of aviation. The particular attention was paid to selected aviation cases that were milestones in the development of durability and fatigue life or caused changes in the approach to the issue.

In the further part of this chapter is provided an overview of the aircraft design concept, both from a historical perspective, and an analysis of the current state for high-maneuvering military aircraft. The paper presents the evolution of aircraft fatigue monitoring methods. What is more, selected issues related to durability and monitoring fatigue life such as, the concept of individual aircraft tracking, cycles counting methods and mathematical models of calculating damage are more particularly described.

The third chapter describes the preparation and results of the Su-22 aircraft full-scale fatigue test, which is the basis for this paper. The test outcome significantly influenced further work. This chapter also presents a description of the current Su-22 aircraft fatigue life monitoring program that was the beginning for the researches and analyzes carried out in subsequent stages.

This analyzes allowed for the defining the paper aim, putting forward the thesis and determination of its scope that were described in chapter four.

The fifth chapter is about the research process and the analysis of the obtained results. First, the Tester U3Ł and SMO on-board flight data recorders are presented. Then, the usage of data from on-board flight data recorders to monitor loads and fatigue life, based on practical applications described in the literature, was presented. Afterwards, the author presents his own research on the possible usage the Tester U3Ł recorder to calculate the plane loads. Another analysed issue was the use of SMO strain gauges to create a fatigue life monitoring system. The paper presents the main limitations of this system related to scaling, which are described on the basis of literature data and confirmed in practise from the preparation of a fatigue test. The most important part of the discussed chapter was the work description on the development of a fatigue life monitoring system based on the combination of data from the Tester U3Ł and SMO systems. The work includes the process of preparation and synchronization of data from both recorders. There is also outlined the development of an improved methodology for scaling strain gauges using on-board flight recorder data that take into account the smooth change in the Su-22 outer parts of the wings position. Then, a comparison between the results of determined structural fatigue life based on data from strain gauges and based on the adopted concept of

monitoring and sensor calibration is presented. The next stage of the work was to analyze the correspondence and sensitivity of the adopted approach and the developed calibration methodology to the factors determining the loading and fatigue life of the structure.

Chapter six presents the possibilities of increasing the accuracy of fatigue life monitoring for various versions of Su-22 aircraft, developed as a result of the carried out tests and analyses.

The last part of the dissertation is a summary and research conclusions carried out analyses, as well as the verification of the results achieved in the context of the thesis and the aim of the work, as well as the analysis of the possibility of further continuation of the research.

Keywords: Su-22 fighter bomber, Fatigue of Aircraft Structures, Service Life Extension Program, Operational Load Monitoring (OLM), Flight Data Recorder (FDR)

Spis treści

Sti	Streszczenie						
Ab	stract	t		5			
W	ykaz w	vażniejsz	zych skrótów, oznaczeń oraz symboli	11			
1.	Wpr	owadzei	nie	17			
	1.1.	Samolo	ot Suchoj Su-22	17			
	1.2.	Program	m wydłużenia okresu eksploatacji samolotów Su-22	19			
2.	Anal	iza stan	u wiedzy	21			
	2.1.	Histor	ia i ewolucja badań zmęczeniowych	21			
		2.1.1.	Historia badań zmęczeniowych	22			
		2.1.2.	Historia badań zmęczeniowych w lotnictwie	26			
	2.2.	Konce	pcje projektowania statków powietrznych	41			
		2.2.1.	Safe-Life — koncepcja bezpiecznej trwałości	41			
		2.2.2.	<i>Fail-Safe</i> — koncepcja bezpiecznego uszkodzenia	42			
		2.2.3.	Damage-Tolerance / Flaw-Tolerance — koncepcja tolerowanego uszkodzenia	44			
		2.2.4.	Koncepcje eksploatacji i proces zarządzania zużyciem zmęczeniowym współ-				
			czesnych, wysokomanewrowych samolotów bojowych	47			
	2.3.	Ewolu	cja metod monitorowania zużycia zmęczeniowego	49			
	2.4.	Indywi	dualne śledzenie zużycia zmęczeniowego statków powietrznych	56			
	2.5.	Metody	y zliczania cykli	58			
		2.5.1.	Przygotowanie danych wejściowych	61			
		2.5.2.	Metoda Rainflow	62			
		2.5.3.	Metoda Range Pairs	63			
	2.6.	Model	zużycia zmęczeniowego i kompensacja wartości średniej	64			
3.	Prób	a zmęcz	zeniowa i system monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotu Su-22	73			
	3.1.	Wstępr	ne prace przygotowawcze do próby zmęczeniowej	73			
	3.2.	Loty ba	adawcze i skalowanie siłowe czujników tensometrycznych	74			
	3.3.	Opraco	wanie widma obciążeń	79			
	3.4.	Realiza	ucja pełnoskalowej próby zmęczeniowej	84			

	3.5.	Progran	Program monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów Su-22				
4.	Cel, 1	teza i zal	i zakres				
5.	Przel	bieg bad	ań i analiza wyników		97		
	5.1.	Rejestra	tory pokładowe samolotu Su-22		97		
		5.1.1.	Pokładowy rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł		98		
		5.1.2.	System Monitorowania Obciążeń SMO na samolotach Su-22UM3K		103		
	5.2.	Modele	obciążeń na podstawie danych z pokładowego rejestratora parametrów	lotu	109		
	5.3.	Analiza	danych zapisywanych w rejestratorze parametrów lotu Tester		114		
		5.3.1.	Dane masowe i konfiguracja podwieszeń		118		
		5.3.2.	Ślizg samolotu		120		
		5.3.3.	Liczba Macha		122		
		5.3.4.	Analiza dokładności rejestracji przeciążenia pionowego n_z		125		
		5.3.5.	Analiza pozostałych sygnałów		161		
	5.4.	Analiza	danych z systemu monitorowania obciążeń SMO		162		
5.4.1. Wyniki monitorowania zużycia zmęczeniowego uzyskane na podstawie da z SMO							
					165		
		5.4.2.	Skalowanie czujników tensometrycznych		168		
			5.4.2.1. Skalowanie czujników tensometrycznych podwozia główn	ego	169		
			5.4.2.2. Skalowanie czujników tensometrycznych skrzydła		170		
5.4.3. Koncepcja skalowania w oparciu o dane z rejestratora para				tu Tester			
			i SMO		171		
			5.4.3.1. Skalowanie obciążeń skrzydła na potrzeby monitorowania	przekro-			
			czeń		173		
5.4.3.2. Skalowanie obciążeń skrzydła na potrzeby monitorowania			a zużycia				
			zmęczeniowego		173		
		5.4.4.	Synchronizacja zapisów		174		
		5.4.5.	Wyniki skalowania kanałów tensometrycznych z wykorzystaniem dan	ych z re-			
			jestratorów Tester U3Ł i SMO		181		
		5.4.6.	Analiza zgodności i wrażliwości zaproponowanego podejścia na czyst	nniki po-			
			wodujące zmianę obciążeń i zużycia zmęczeniowego skrzydeł		187		
			5.4.6.1. Analiza wpływu operacji naziemnych na obciążenia i zuży	cie zmę-			
			czeniowe skrzydeł		187		
			5.4.6.2. Analiza wpływu kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła na	obciąże-			
			nia i zużycie zmęczeniowe konstrukcji		191		
			5.4.6.3. Analiza wpływu mechanizacji skrzydła na obciążenia i zuż	ycie zmę-			
			czeniowe konstrukcji	••••	200		
			5.4.6.4. Analiza wpływu wychylenia lotek na obciążenia i zużycie	zmęcze-			
			niowe konstrukcji	••••	202		

		5.4.6.5.	Analiza wpływu podwieszeń na obciążenia i zużycie zmęc konstrukcji	zeniowe 	204
6.	Możl Su-22	liwości zwiększenia 2	ı dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego san	nolotów	213
	6.1.	Monitorowanie zu wego rejestratora p	życia zmęczeniowego na podstawie kombinacji danych z p parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń	okłado-	215
	6.2.	Wytyczne do oprac wie danych z pokła nego SMO	cowania systemu monitorowania zużycia zmęczeniowego na adowego rejestratora parametrów lotu dla samolotów bez zal	podsta- oudowa-	217
7.	Pods	umowanie wynikóv	w pracy i wnioski		219
Bił	bliogra	afia			222
Spi	is rysı	ınków			241
Spi	is tabe	el			251
Za	łączni	ki			254
	Z.1.	Dane Taktyczno - '	Techniczne samolotu Su-22UM3K		255
	Z.2.	Dane lotno-technic	czne samolotu Su-22UM3K		257
	Z.3.	Alternatywne meto	ody zliczania cykli		259
	Z.4.	Lista ostrzeżeń prz	zekroczeniu dopuszczalnych reżimów eksploatacji		261

Wykaz ważniejszych skrótów, oznaczeń oraz symboli

a_0		początkowa wielkość pęknięcia,
a_{cr}		krytyczna długość pęknięcia,
<i>a_{det}</i>		minimalna, możliwą do wykrycia, przy użyciu metod badań nieniszczących,
		wielkość pęknięcia,
Α		stała doświadczalna krzywej S-N,
A	_	zbiór wejściowy,
b		stała doświadczalna,
B		zbiór wartości odfiltrowanych,
С		zbiór bez wartości powtarzających się,
C_p	—	pressure coefficient — współczynnik ciśnienia,
C_z	_	współczynnik siły nośnej,
D		zbiór wartości min-max,
D_{dr}		Położenie dyszy regulowanej,
D		całkowite zużycie zmęczeniowe,
D_i		zużycie zmęczeniowe cząstkowe,
D		zbiór wejściowy,
Η		wysokość lotu,
H_{bar}		wysokość barometryczna,
H_{GPS}		wysokość względem ziemi,
i	—	zakres współczynnika obciążenia,
Ι		liczebność zbioru,
K_{ie}	—	współczynnik intensywności eksploatacji,
Ма		liczba Macha,
Ma_p	_	rejestrowana liczba Macha,
$\Delta M a_a$		aerodynamiczna korekta liczba Macha,
Ma_r		rzeczywista liczba Macha,
$M_{skr.}$		moment gnący nasady skrzydła od sił pionowych,

M_{x}		moment przechylający,
M_z		moment odchylający,
n		Prędkość obrotowa wirnika silnika,
Ν		liczba cykli ,
n _i		liczba cykli zarejestrowanych na <i>i</i> -tym poziomie współczynnika obciążenia,
N _i		maksymalna liczba cykli na i-tym poziomie współczynnika obciążenia okre-
		ślona przez krzywą S-N,
n_x		przeciążenie wzdłużne,
n_y		przeciążenie poprzeczne,
n_z	—	przeciążenie pionowe,
р	—	prędkość kątowa przechylenia,
$\stackrel{\bullet}{p}$		przyspieszenie kątowe przechylenia,
p_1		Ciśnienie statyczne na wlocie do silnika,
p_{dyn}		ciśnienie dynamiczne,
P_y		siła boczna,
P_z	—	siła nośna/pionowa,
q	—	prędkość pochylenia,
Q_{cal}		masa całkowita samolotu,
Q_p	—	Bieżąca pozostałość paliwa,
Q_{pa}		Awaryjna pozostałość paliwa,
Q_{wyp}		masa wyposażenia,
r		prędkość odchylenia / element z ciągu danych,
R		współczynnik asymetrii cyklu,
R_e		granica plastyczności,
R_m		wytrzymałość na rozciąganie,
S		Czas,
T_4		Temperatura gazów za turbiną,
V		kąt poprzecznego wzniosu skrzydła/prędkość,
V_{GPS}	—	prędkość względem ziemi,
V_p		prędkość przyrządowa,
V_r	—	prędkość rzeczywista,
V_z		prędkość pionowa,
$X_{s.m.}$	_	współrzędna x położenia środka masy,
Ζ	—	wartość maksymalna różnicy wartości kolejnych punktów,
α	_	współczynnik wrażliwości materiału na wartość średnią / kąt natarcia,
α_{DSS}		Położenie dźwigni sterowania silnikiem (DSS),

α_{WAKI} -	_	Położenie łopatek wlotowego	o wieńca kierownic I s	topnia,
		1 0		-

- α_{WAKX} Położenie łopatek wlotowego wieńca kierownic X stopnia,
- χ kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła,
- χ współczynnik stałości obciążeń,
- χ_l Kąt skosu skrzydła lewego,
- χ_p Kąt skosu skrzydła prawego,
- δ_{ail} Wychylenie lotek,
- δ_{dpo} Położenie drążka sterowego pochylenie,
- δ_{dpr} Położenie drążka sterowego przechylenie,
- δ_{elev} Wychylenie steru wysokości,
- δ_{ELl} Kąt wychylenia lotki lewej,
- δ_{ELp} Kąt wychylenia lotki prawej,
- δ_{flap} Wychylenie klap,

$$\delta_{ped}$$
 — Położenie pedałów,

- δ_{rud} Wychylenie steru kierunku,
- δ_{sk} Kąt wychylenia steru kierunku
- δ_{STl} Kąt wychylenia statecznika poziomego lewego,
- δ_{STp} Kąt wychylenia statecznika poziomego prawego,
- $\Delta \sigma$ zakres zmian (magnituda),
- γ stała dopasowania krzywej,
- Γ Kąt przechylenia,
- η stała materiałowa,
- Θ Kąt pochylenia,
- σ_a amplituda naprężenia,
- σ_m wartość średnia naprężenia,
- σ_{max} wartość maksymalna cyklu naprężeń,
- σ_{min} wartość minimalna cyklu naprężeń,
- σ_r naprężenie referencyjne uzależnione od stałej materiałowej η ,
- σ'_{f} współczynnik wytrzymałości zmęczeniowej,
- ψ kąt ślizgu,
- $\psi_{\sigma}(N)$ współczynnik wrażliwości materiału na wartość średnią,
- Ψ kąt odchylenia,

AAV	AAWG — Airworthiness Assurance Working Group — Grupa Wykonawcza d				
4.51			nienia Zdatności do Lotu,		
ARI			Aeronautical Research Laboratories — Laboratoria Badan Aeronautycznych,		
ASA	4U		Awaria SAU,		
ASI	Р	—	Aircraft Structure Integrity Program — Program zapewnienia integralności		
			struktury,		
BKI	N	—	Naciśnięcie przycisku bojowego,		
BP		—	Brak podpompowania paliwa,		
CF		—	centre fuselage — kadłub środkowy,		
CFE)	—	Computational fluid dynamics — Numeryczna mechanika płynów,		
ChT		—	Chłodzenie turbiny,		
CR		—	canard root — nasada usterzenia przedniego,		
D		—	Dopalacz,		
DVI	L	—	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt — Niemiecki Naukowo-Badawczy In-		
			stytut Lotnictwa,		
DSS	5	—	Dźwignia sterowania silnikiem,		
EFH	I		equivalent flight hour — Nalot ekwiwalentny,		
EPS		_	equivalent pre-crack sizes — ekwiwalentny rozmiar pęknięcia początkowy-		
			ego,		
FAA	A	_	Federal Aviation Administration — Federalna Administracja Lotnictwa,		
FDF	λ		Flight Data Recorder — Rejestrator parametrów lotu,		
FF			forward fuselage — kadłub przedni,		
FSD	ЭT	_	<i>Full Scale Durability Test</i> — Próba trwałości,		
FSF	Т	_	Full Scale Fatigue Test — Pełnoskalowa próba zmęczeniowa,		
HCF	Ţ		High Cycle Fatigue — Zmęczenie wysokocyklowe,		
HTF	R	—	horizontal tail root — nasada usterzenia poziomego,		
IAT		—	<i>Individual Aircraft Tracking</i> — Indywidualne śledzenie zużycia zmęczenio- wego,		
ICA	F	_	International Committee on Aeronautical Fatigue — Międzynarodowy Komi-		
			tet ds. Zmęczenia Lotniczego,		
ILO	Т		Instytut Lotnictwa,		
ITW	/L	_	Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych,		
IW			<i>inner wing</i> — nasada skrzydła,		
Katl	[Użycie katapulty I kabiny,		
Katl	I		Użycie katapulty II kabiny,		
KKS	SP		Karta konfiguracji Statku Powietrznego,		
KŚF	3		Karta środków bojowych,		
KT			Kontroluj temperaturę,		

LCF		Low Cycle Fatigue — Zmęczenie niskocyklowe,
MIL SPEC	_	Military specifications — Specyfikacje wojskowe,
MIT		Massachusetts Institute of Technology,
MON	_	Ministerstwo Obrony Narodowej,
MSD		Multiple Site Fatigue Damage — Wielomiejscowe uszkodzenie zmęcze-
		niowe,
NACA	_	National Advisory Committee for Aeronautics — Narodowy Komitet Do-
		radczy ds. Aeronautyki,
NASA		National Aeronautics and Space Administration — Narodowa Agencja
		Aeronautyki i Przestrzeni Kosmicznej,
NATO		North Atlantic Treaty Organization — Organizacja Traktatu Północno-
		atlantyckiego,
NDI		Non-Destructive Inspection — Inspekcja badań nieniszcząca,
NDT	_	Non-Destructive Testing — Metoda badań nieniszczących,
NLL		Nationaal Luchtvaartlaboratorium — Holenderskie Narodowe Laborato-
		rium Lotnicze,
NLR		Nederlands Luchten Ruimtevaartcentrum — Holenderskie Centrum Lot-
		nictwa i Kosmonautyki,
OCP		Odbiornik Ciśnień Powietrza,
OKL		Obiektywna kontrola lotu,
OW		outer wing — skrzydło zewnętrzne,
PIih		Ciśnienie w I instalacji hydraulicznej,
PIIih		Ciśnienie w II instalacji hydraulicznej,
PKW1		Wychylenie klapy lewej,
PKWp		Wychylenie klapy prawej,
PozS		Pożar silnika,
PPOK		Pozioma Płaszczyzna Odniesienia Kadłuba,
PSW1		Położenie slotów - wychylone lewe,
PSWp		Położenie slotów - wychylone prawe,
Pt-26		Ciśnienie tlenu za reduktorem,
Ptt		Ciśnienie tlenu w butlach,
PZK		Położenie zasłonki kabiny,
PZpp		Położenie zaworu przeciwpożarowego,
RAAF		Royal Australian Air Force — Królewskie Australijskie Siły Powietrzne,
RF		rear fuselage — tył kadłuba,
SAC		Strategic Air Command — Dowództwo Lotnictwa Strategicznego,
SFH	—	Simulated Flight Hours — Symulowane godziny lotu,

SHM		Structural Health Monitoring — System bieżącego monitorowania struktury,
SLGP		Schowanie lewej goleni podwozia,
SMO		System Monitorowania Obciążeń,
SP		Statek Powietrzny / Zbiorniki skrzydłowe puste,
SPGP		Schowanie prawej goleni podwozia,
SPrGP		Schowanie przedniej goleni podwozia,
SWT		kryterium Smith-Watson-Topper,
ŚCA		Średnia cięciwa aerodynamiczna,
Ś.Ć.		Środek ciężkości,
T&G		Touch and Go — przyziemienie i odejście,
TAS	_	true air speed — rzeczywista prędkość,
Uas	_	Napięcie na szynie awaryjnej,
Uow	_	Napięcie samokontroli OW (napięcie wzmacniacza odtwarzania),
Uuk	_	Napięcie samokontroli UK (napięcie komutacji),
Uuz	_	Napięcie samokontroli UZ (napięcie wzmacniacza czujnika zapisu),
USAF		United States Air Force — Siły Powietrzne Stanów Zjednoczonych,
USP		Uruchomienie silnika w powietrzu,
V-G-H		Rejestrator prędkości, przyspieszenia i wysokości,
VTR		vertical tail root — nasada usterzenia pionowego,
VZLÚ		Výzkumný a Zkušební Letecký Ústav — Instytut Badań Aeronautycznych,
WAT		Wojskowa Akademia Techniczna,
WFD		Widespread Fatigue Damage — Rozległe uszkodzenie zmęczeniowe,
WRBM		Wing Root Bending Moment — moment zginający nasady skrzydła,
WSA		Włączenie automatycznego sterowania,
WZL		Wojskowe Zakłady Lotnicze,
Z-max		Silnik na zakresie MAKSYMALNE,
Z-mg		Silnik na zakresie MAŁY GAZ,
Z-mgmx		Silnik na zakresie MAŁY GAZ - MAKSYMALNE,
Z-dop		Silnik na zakresie DOPALANIE,
Z-prz		Silnik na zakresie przejściowym,
Z-stop		Silnik nie pracuje,
Zn	_	Zmniejsz prędkość obrotową wirnika silnika,

1. Wprowadzenie

Podjęcie pracy nad możliwością zwiększenia dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotu Su-22 było efektem bezpośredniego zaangażowania autora w szereg działań związanych z realizacją przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (ITWL) i współpracujące z nim instytucje¹ programu przedłużenia eksploatacji samolotów Suchoj Su-22 w Siłach Powietrznych.

1.1. Samolot Suchoj Su-22

Samolot Su-22² jest wykorzystywany w Siłach Powietrznych od 1984 roku. Historia jego rozwoju oraz konstrukcja została przedstawiona w szeregu publikacji popularno-technicznych, jak również specjalistycznych stanowiących podstawę zamieszczonego opisu [44, 41, 169, 43, 39]. Jego powstanie wiąże się z rozwojem samolotu Su-7, a dokładnie z prototypem S-22I, oznaczanym również Su-7JG, który stał się protoplastą długo rozwijanej linii samolotów z biura konstrukcyjnego Suchoja. Prace nad nim doprowadziły 2 sierpnia 1966 do oblatania prototypu samolotu o zmiennej geometrii skrzydeł. Jego produkcja seryjna rozpoczęła się pod koniec lat siedemdziesiątych, a została zakończona po dwudziestu latach wersją Su-17M4, przy czym Su-22 jest oznaczeniem stosowanym dla eksportowych samolotów Su-17 od wersji M3 (dla samolotów jednomiejscowych) oraz UM2 (dla wersji dwumiejscowej). W 1976 roku powstała wersja szkolna Su-17M3, która, ze względu na pomyślny przebieg prób w locie, jeszcze w tym samym roku weszła do produkcji seryjnej. Ulepszona wersja Su-17UM3 była najpopularniejszą odmianą szkolno-bojową i pod oznaczeniem Su-22UM3K wyeksportowano ją do wielu krajów, w tym do Polski.

Su-22UM3K jest dwumiejscowym, wojskowym, naddźwiękowym samolotem szkolno - bojowym o zmiennej geometrii skrzydeł, w układzie średniopłata. Półskorupowa konstrukcja samolotu jest w całości metalowa. Hermetyzowana kabina pilotów, w układzie tandem, zawiera fotele katapultowe typu K-36 DM. Płat samolotu składa się z nieruchomego centropłatu, do któ-

¹Wojskowe Zakłady Lotnicze nr 2 w Bydgoszczy (WZL-2).

²W kodzie NATO oznaczany jako "Fitter".

rego zamocowane jest główne podwozie, po dwa grzebienie aerodynamiczne na stronę i jedno działko

NR-30 o kalibrze 30 mm z zapasem 80 szt. amunicji oraz z ruchomych, zewnętrznych części skrzydeł o możliwości zmiany kąta skosu krawędzi natarcia od 30° do 63°. Samolot posiada usterzenie klasyczne z płytowymi statecznikami poziomymi. Napęd samolotu stanowi jednoprzepływowy, jednowirnikowy, turbinowy silnik odrzutowy AŁ-21F3 z dopalaniem o ciągu maksymalnym 111,5 kN.

Widok samolotu Su-22 w trzech rzutach pokazano na rys. 1.1, natomiast zdjęcie samolotu w wersji Su-22UM3K na rys. 1.2.



Rysunek 1.1. Samolot Su-22 – widok w trzech rzutach



Rysunek 1.2. Samolot Su-22UM3K [160]

Podstawowe dane taktyczno-techniczne i lotno-techniczne samolotu Su-22UM3K, opracowane na podstawie [41] zostały przedstawione w załącznikach Z.1 i Z.2.

1.2. Program wydłużenia okresu eksploatacji samolotów Su-22

Działania podejmowane w ramach przedłużenia okresu eksploatacji samolotów Su-22 zostały przedstawione, zarówno w publikacjach, jak i dokumentacji programu stanowiąc podstawę dla zamieszczonego opisu tego zagadnienia [97, 148, 89, 96].

Na podstawie decyzji Ministerstwa Obrony Narodowej z 2013 roku rozpoczęto w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych³, we współpracy z Wojskowymi Zakładami Lotniczymi nr 2 (WZL-2), prace nad programem zapewnienia integralności struktury samolotu (*Aircraft Struc-ture Integrity Program* — ASIP) oraz jego modernizacją, mające na celu przedłużenie okresu eksploatacji konstrukcji samolotu. Głównym zadaniem ITWL było określenie wykonalności programu oraz zapewnienie bezpieczeństwa dla wydłużonej eksploatacji samolotów Su-22. Program zakładał, poza pracami analityczno-koncepcyjnymi, przeprowadzenie lotów badaw-czych, wykonanie pełnoskalowej próby zmęczeniowej (*Full Scale Durability Test* — FSDT) oraz monitorowanie i analizę obciążeń struktury podczas bieżącej eksploatacji, jak również

³Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych jest instytucją wspierającą Siły Powietrzne w zakresie badań, rozwoju i diagnostyki technicznej. Nadzorowanie i wsparcie eksploatacji starzejącej się floty samolotów jest jedną z głównych dziedzin działalności ITWL.

serię specjalistycznych inspekcji i przeglądów. Obejmował on wszystkie rodzaje samolotów Su-22 eksploatowanych w Siłach Powietrznych, ze szczególnym naciskiem na wariant szkolnobojowy UM3K. Wyniki prób w locie i szczegółowe obliczenia rozkładu obciążeń posłużyły jako podstawa do opracowania widma obciążeń do próby zmęczeniowej. Ponadto w pełni oprzyrządowany, operacyjny, samolot "lider" służy jako dodatkowe źródło informacji o profilu eksploatacji i działaniu nowo wdrożonego systemu monitorowania obciążeń (SMO). Rzeczywiste dane o warunkach użytkowania i profilach realizowanych misji, jak również dodatkowe testy wytrzymałościowe, są niezbędne dla programów przedłużania czasu dopuszczalnej eksploatacji (żywotności) samolotów.

Działania podejmowane w ramach bieżącego programu przedłużania okresu eksploatacji (jedno przedłużenie resursu miało już miejsce w 2004 roku) mają na celu uzasadnienie wydłużenia obecnie ustalonych okresów eksploatacji samolotów Su-22. Dotychczasowe przepisy eksploatacyjne dopuszczały jedynie 3000 godzin lotu w okresie 30 lat dla obu wariantów Su - 22. Dodatkowy warunek określał dopuszczalną liczbę lądowań, odpowiednio nie więcej niż 3000 lądowań dla Su-22M4 i 4000 lądowań dla wersji Su-22UM3K. Obecny program zakładał dopuszczenie wykonania dodatkowych 800 godzin lotu w ciągu najbliższych 10 lat, a także zwiększenie limitu lądowań do 4000 dla wersji bojowej i do 6000 dla wersji szkolnobojowej. Założenia te uwzględniają jedynie żywotność konstrukcji płatowca, natomiast podwozie oraz wyposażenie i agregaty nie są brane pod uwagę, ponieważ obowiązują dla nich oddzielne przepisy eksploatacyjne.

Decyzją Ministerstwa Obrony Narodowej (MON) do przedłużenia okresu eksploatacji wybrano jedynie część z użytkowanych samolotów, tj. 12 bojowych Su-22M4 i 6 szkolno-bojowych Su-22UM3K. Samoloty szkolno-bojowe są przedmiotem szczególnego zainteresowania, ponieważ w trakcie dotychczasowej eksploatacji nastąpiła na nich znacznie większa akumulacja nalotu oraz cykli startów i lądowań w porównaniu z wariantem bojowym Su-22M4. W związku z tym, na sześciu samolotach Su-22UM3K zainstalowano dodatkowy rejestrator danych systemu monitorowania obciążeń, który rejestruje obciążenia w wybranych rejonach płatowca, a także przeciążenia wzdłuż trzech osi (n_x, n_y, n_z) . Na podstawie zarejestrowanej przez SMO historii obciążeń, jak również dynamiki zmian przeciążenia pionowego n_z , można ocenić stopień wyczerpania dostępnej trwałości zmęczeniowej poszczególnych samolotów. Całkowity zapas trwałości zmęczeniowej jest określany na podstawie wyników pełnoskalowej próby zmęczeniowej. Analiza obciążeń dla pozostałej części samolotu jest wykonywana wyłącznie w oparciu o zapisy z pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester. Odbywa się to poprzez odniesienie rzeczywistych profili lotów do wyników FSDT. Dzięki danym operacyjnym z kilkudziesięciu tysiecy godzin lotów możliwe było przystąpienie do realizacji programu wydłużenia resursu samolotów Su-22. Zapisy z lotów umożliwiły określenie profili eksploatacji zarówno indywidualnych egzemplarzy jak i całej floty samolotów.

2. Analiza stanu wiedzy

Zmęczenie materiału, zgodnie z definicją, jest procesem powstawania oraz rozwoju uszkodzeń w materiale, na skutek wielokrotnych, cyklicznych, zmiennych obciążeń [86]. Trwałość zmęczeniowa jest odporność konstrukcji na zmienne w czasie obciążenia, o charakterze cyklicznym, przyjmujące wartości poniżej odpowiedniej, dla danego materiału, granicy wytrzymałości.

Zmęczenie materiału jest jedną z najczęstszych przyczyn awarii technicznych. W trakcie procesu eksploatacji, pod wpływem działania cyklicznych obciążeń o wystarczającej amplitudzie, zaczyna się, w punkcie koncentracji naprężeń, powstawanie pęknięcia.

Podczas analiz lub badań zmęczeniowych zaistnieć mogą zjawiska wymagające szczególnej uwagi, a które mogą istotnie wpłynąć na niepowodzenie całego przedsięwzięcia:

- procesy zmęczeniowe są inherentnie nieprzewidywalne, co wynika z rozrzutu stochastycznego danych laboratoryjnych oraz danych pochodzących z literatury;
- występują trudności podczas przejścia z danych laboratoryjnych na zachowanie się wybranego elementu w rzeczywistych warunkach eksploatacji;
- istnieją trudności w dokładnym modelowaniu środowiska mechanicznego, na które narażony jest badany element podczas całej eksploatacji;
- skutki oddziaływań zewnętrznych, do których należy wpływ środowiska naturalnego, powodować mogą powstawanie dodatkowych, często złożonych, stanów naprężeń występujących w badanym elemencie.

Wnioskować z tego można, że proces zmęczenia może obejmować bardzo skomplikowane interakcje zachodzące między wieloma oddziaływaniami oraz czynnikami.

Skutki całego procesu zmęczenia materiału okazują się często katastrofalne, a ich objawy mogą nie być, w sposób dostateczny, wcześnie wykryte. Następstwem może być pojawienie się szkód materialnych, bądź wystąpienie ofiar.

2.1. Historia i ewolucja badań zmęczeniowych

Opis historii i ewolucji badań zmęczeniowych został ze względu na tematykę pracy po-

dzielony na dwie części. Pierwsza dotyczy omawianego zagadnienia w ujęciu ogólnym i koncentruje się na początkowym okresie jego rozwoju. Druga natomiast dotyczy rozwoju badań zmęczeniowych i wykorzystania ich wyników w lotnictwie, zarówno wojskowym, jak również cywilnym, ze szczególnym uwzględnieniem wypadków lotniczych, które w wielu przypadkach wymuszały poszerzanie wiedzy w omawianej dyscyplinie.

Opis historii i ewolucji badań zmęczeniowych został oparty w większości o następujące źródła literaturowe [111, 112, 113, 114, 155, 185, 105, 128].

2.1.1. Historia badań zmęczeniowych

Tego, że wielokrotne wywieranie na materiał obciążeń o znacznej amplitudzie może doprowadzić do jego uszkodzenia człowiek był świadomy od wieków. Przez większość historii była to jedynie obserwacja zjawiska, gdyż stan rozwoju wiedzy nie pozwalał jej w żaden sposób opisać. Dopiero rewolucja przemysłowa i związany z nią rozwój nauki i techniki pozwolił rozpocząć działania zmierzające do zgłębienia tego tematu.

Od czasu rozpoczęcia pierwszych badań nad zmęczeniem materiałów, w XVIII wieku, bardzo duża liczba naukowców z całego świata przyczyniła się do rozwoju tego zagadnienia. Niektórzy przyczynili się do scharakteryzowania rodzajów uszkodzeń zmęczeniowych, odkrycia mechanizmów zmęczenia i testowania materiałów. Inni badacze przyczynili się do rozwoju modeli teoretycznych, które pozwalają przewidywać, jak w przyszłości zachowają się komponenty poddawane cyklicznym obciążeniom w różnych warunkach. Badania nad zmęczeniem materiałów to prawdziwie multidyscyplinarne zagadnienie, które obejmuje:

- wiedzę z zakresu inżynierii mechanicznej, umożliwiającą zrozumienie naprężeń i odkształceń, którym poddawane są konstrukcje lub ich elementy;
- wiedzę z zakresu materiałoznawstwa, pozwalającą pojąć, w jaki sposób naprężenia i odkształcenia wpływają na mikrostrukturę komponentów;
- wiedzę z zakresu matematyki i statystyki pozwalającą opisać mikrostruktury, obciążenia i geometrie elementów, oraz to, jak zmienne czynniki wpłyną na zachowanie zmęczeniowe pojedynczego komponentu lub całych konstrukcji.

Pierwszą osobą, która zaobserwowała i opisała zjawisko, które obecnie znane jest jako zmęczenie materiału, był niemiecki administrator górniczy Wilhelm Albert, który badał uszkodzenia łańcuchów górniczych maszyn wyciągowych, a następnie zbudował maszynę, która poddawała próbki łańcuchów powtarzającym się obciążeniom [111, 112, 113, 114, 155]. Był on również autorem pierwszej pracy na temat zmęczenia metalu, która została opublikowana w 1838 r. [111, 112, 113, 114, 155].

Znaczenie zmęczenia materiałów w transporcie było już dobrze ugruntowane w latach

50-tych XIX wieku [155]. Jednym z pierwszych wydarzeń, który spowodował rozwój i ukierunkowanie badań nad zjawiskiem zmęczenia była katastrofa kolejowa, która miała miejsce w 1842 r. na linii kolejowej z Wersalu do Paryża. Podczas transportu uczestników uroczystości urodzinowych króla Ludwika Filipa I doszło do wykolejenia się pociągu. W katastrofie zginęło ponad 60 osób i była to jedna z najpoważniejszych katastrof kolejowych tamtego okresu. Analiza wypadku została przeprowadzona przez Williama Rankine, który stwierdził, że wykolejenie się pociągu było spowodowane uszkodzeniem osi na skutek kruchego pęknięcia [111, 112, 113, 114, 155].

Awarie osi, zarówno w powozach konnych, jak i w kolejnictwie, były badane i opisywane przez licznych autorów, np. Arthura Morina we Francji oraz Williama Rankine'a i J.O. Yorka w Wielkiej Brytanii [155]. Użycie terminu "zmęczenie" przypisuje się najczęściej Jeanowi-Victorowi Ponceletowi [17, 117, 177], ale także Morinowi, Frederickowi Braithwaite'owi i jego współpracownikowi, Fieldowi [170, 155]. Niezależnie od tego, kto wprowadził ten termin, zapis historyczny jasno pokazuje, że w połowie XIX wieku było już wiadome, że zmęczenie stanowiło istotny problem we wszystkich środkach transportu, a także w wielu gałęziach przemysłu.

Wypadki kolejowe w tamtym okresie, z których wiele było spowodowanych przez uszkodzenia zmęczeniowe, były bardzo powszechne. Do połowy XIX wieku kilku inżynierów brytyjskiego przemysłu kolejowego przeprowadzało testy osi i elementów używanych w budowie mostów kolejowych i już wtedy ustalili oni, że nawet obciążenie równe lub mniejsze połowie granicy wytrzymałości dla elementów żelaznych i stalowych wystarczyło, aby spowodować awarię tych elementów. Wyznaczyli oni również pierwowzór tego, co obecnie inżynierowie nazywają "granicą wytrzymałości" lub "bezpiecznym okresem użytkowania" dla komponentów stosowanych w przemyśle kolejowym [177],a ponadto zidentyfikowali oni również karby i naroża, jako miejsca, w których mogą powstawać pęknięcia, co jest pierwowzorem koncepcji rejonów koncentracji naprężeń.

Podczas gdy wczesne i ważne prace pierwszej połowy XIX w. były wykonywane przez Wilhelma Alberta, Jean-Victor Ponceleta, Williama Rankine'a i wielu innych badaczy, zdecydowanie najbardziej istotną osobą dla początkowego okresu systematycznych badań zmęczeniowych był niemiecki inżynier kolejowy August Wöhler, który w latach 1852 i 1870 zaplanował i przeprowadził pierwsze, usystematyzowane badania zmęczeniowe [93]. W trakcie swojej długiej kariery zawodowej ustalił on specyfikacje materiałowe dla wielu metali stosowanych w kolejnictwie, przyczynił się do powstania sieci laboratoriów badań materiałowych w Niemczech oraz ustandaryzował procedury badawcze tych laboratoriów [177]. Zaprojektował i zbudował wiele różnych typów maszyn do badań zmęczeniowych oraz przeprowadził wiele różnych rodzajów badań [155]. Jako pierwszy zrozumiał znaczenie, zarówno amplitudy naprężenia, jak i średniej wartości naprężenia na trwałość zmęczeniową elementów. Rozróżniał współczynniki bezpieczeństwa dla komponentów o skończonej trwałości projektowej i komponentów projektowanych na nieskończoną trwałość [155]. Wöhler był również pierwszym badaczem, który poważnie rozważył wpływ naprężeń resztkowych na trwałość zmęczeniową [177]. August Wöhler opublikował wyniki swoich badań zmęczeniowych w formie tabelarycznej i powszechnie uważa się go za twórcę koncepcji "granicy wytrzymałości" [170]. Jego wpływ na badania zmęczeniowe był tak duży, że wiele lat później wyniki jego badań, przedstawione w postaci graficznej, następcy nazwali na jego cześć wykresami Wöhlera [155].

Kolejnym znaczącym badaczem, który przyczynił się do lepszego zrozumienia zjawisk zmęczeniowych, był Johann Bauschinger [155]. Efekt Bauschingera, opisany w 1886 roku, jest zjawiskiem, w którym odkształcenia przekraczające granicę sprężystości w jednym kierunku obciążenia zmniejszają granicę sprężystości w kierunku przeciwnym [170]. Było to ważne odkrycie, ponieważ utorowało ono drogę do powstania teorii w latach 50-tych XX wieku L. F. Coffina Jr. i S. S. Mansona oraz do zrozumienia, zarówno zjawiska zmęczenia niskocyklowego, jak również teorii akumulacji uszkodzeń [155].

Na początku XX wieku do badań nad zmęczeniem materiałów wprowadzono metalurgię. W 1903 r. Sir James Alfred Ewing i jego współpracownicy ze Szkocji jako pierwsi zaobserwowali i opisali pasma poślizgu [170, 155]. Ewing wprowadził również pojęcie histerezy [170, 155]. Idea dyslokacji została po raz pierwszy wprowadzona przez Michaela Polyaniego w 1934 r. [155]. Innego ważnego odkrycia w analizie danych zmęczeniowych dokonał w 1910 r. Olin Basquin, który zaobserwował, że kiedy dane zmęczeniowe o naprężeniach w funkcji liczby cykli do uszkodzenia są wykreślane w skali logarytmicznej, to istnieje pomiędzy nimi liniowa zależność dla dużego zakresie naprężeń [170].

W okresie od lat 20-tych do 40-tych XX wieku nastąpił gwałtowny rozwój w dziedzinie badań zmęczeniowych [170]. Pierwsza książka poświęcona tym zagadnieniom, "The Fatigue of Metals" została opublikowana przez Herberta Gougha w 1924 roku w Wielkiej Brytanii [155], kolejna książka o tym samym tytule została opublikowana przez Herberta Moore'a i Jesse Kommersa w USA w 1927 roku [170]. W książce Gougha po raz pierwszy omówiony został wpływ chropowatości powierzchni na trwałość zmęczeniową [155]. Również w tym okresie po raz pierwszy zbadano wpływ korozji i obróbki cieplnej na charakterystyki zmęczeniowe materiału [170]. Badania mechaniki pękania, które opisują fizykę wzrostu pęknięć w kruchych ciałach stałych, zostały rozpoczęte przez Alana Griffitha w 1920 r. [155].

Znaczący postęp w statystycznej obróbce danych zmęczeniowych nastąpił wraz z pracą Waloddiego Weibulla w późnych latach 30-tych [155]. Pierwszy model akumulacji uszkodzeń zmęczeniowych został zaproponowany przez Arvida Palmgrena w 1924 r., a następnie rozszerzony i poprawiony przez M.A. Minera w 1945 r. [170, 155]. W okresie 1924-1956 jednym z najważniejszych badaczy zjawisk zmęczeniowych w materiałach był August Thum. Był on autorem lub współautorem ponad 500 prac dotyczących prawie każdego aspektu badań zmęczeniowych, w tym wpływu czynników koncentracji naprężeń, wpływu obróbki cieplnej, zmęczenia korozyjnego, zmęczenia wywołanego przez zużycie ścierno-korozyjne, zmęczenia w temperaturach kriogenicznych i wielu innych, różnorodnych aspektów trwałości zmęczeniowej [155].

Lata 50-te XX w. przyniosły kolejne przełomowe wydarzenia w historii badań zjawisk zmęczeniowych. W roku 1954 dwaj badacze, S. S. Manson i L. F. Coffin, stwierdzili, że uszkodzenie zmęczeniowe jest zawsze wynikiem odkształcenia plastycznego [170, 155], co stanowiło duży postęp w badaniach nad zmęczeniem niskocyklowym i doprowadziło do powstania modelu analizy zmęczeniowej, który nosi ich nazwiska. Mechanizmy inicjacji pęknięć zmęczeniowych, które są obecnie powszechnie rozumiane, zostały po raz pierwszy zidentyfikowane i przedstawione w późnych latach 50-tych XX w. przez W. A. Wooda [170, 35].

W 1957 roku George Irwin rozszerzył wcześniejszą pracę Alana Griffitha o materiały ciągliwe, takie jak metale, stosując liniową mechanikę pękania sprężystego [170]. Irwin wprowadził również pojęcie współczynnika intensywności naprężeń [155]. Pionierska praca Griffitha i Irwina została zrealizowana w 1961 roku, kiedy Paul Paris opracował prawo wzrostu pęknięcia zmęczeniowego, które nosi jego imię [170, 155]. Zrewolucjonizowało to obszar badań i analiz zmęczeniowych, ponieważ pozwoliło inżynierom na analizę i ocenę wzrostu pęknięć przy znajomości jedynie geometrii materiału i naprężeń w polu dalekim [170]. Również w 1961 r. P. J. E. Forsyth zauważył, że wzrost pęknięć zmęczeniowych można podzielić na dwie odrębne fazy, które nazwał etapem I i II [12]. Dziedzina badań nad mechaniką pękania została jeszcze bardziej rozwinięta w 1970 roku, kiedy to Wolf Elder wprowadził pojęcie retardacji pęknięcia [155], które polega na zredukowaniu szybkości wzrostu pęknięcia zmęczeniowego ze względu na fakt, że wierzchołek pęknięcia jest zaklinowany przez chropowatość powierzchni pęknięcia w kierunku wierzchołka pęknięcia lub przez inny mechanizm, taki jak korozja lub odkształcenie plastyczne [170, 155].

Kolejny przełom w badaniach zmęczeniowych nastąpił w 1969 roku, kiedy Tatsuo Endo i M. Matsuishi po raz pierwszy wprowadzili koncepcję zliczania cykli metodą *Rainflow* [170, 155, 70, 12]. Doprowadziło to do powstania kolejnego kierunku badań, który koncentrował się na zmiennym obciążeniu oraz skutkach jakie sekwencja obciążeń wywiera na uzyskiwane wyniki trwałości zmęczeniowej. Zagadnienie to stanowi rozwinięcie prac i badań, które doprowadziły do powstania reguły Palmgrena-Minera [155]. W późnych latach 70-tych XX w. pojawiła się koncepcja wielomiejscowego uszkodzenia zmęczeniowego (*Multiple Site Fatigue Damage* — MSD), która obecnie nazywana jest częściej rozległym uszkodzeniem zmęczeniowym (*Widespread Fatigue Damage* — WFD) [155].

Badania zmęczeniowe prowadzone są dalej — olbrzymie liczby nowych publikacji naukowych pojawiające się każdego roku pokazują zainteresowanie wieloma aspektami badań nad zmęczeniem materiału, a wypadki i katastrofy opisane w tym rozdziale pokazują, jak ważne jest kontynuowanie tych badań i jak wiele jeszcze pozostaje do zrobienia w tej dziedzinie. Rosnące wymagania w zakresie zmniejszenia kosztów budowy i eksploatacji, a co za tym idzie potrzeba konstruowania lżejszych struktur przenoszących coraz większe obciążenia, będą wywierać ogromną presję na inżynierach i producentach wszystkich typów pojazdów, aby projektowali i wytwarzali komponenty, które będą bardziej ekonomicznie, a jednocześnie bezpieczniejsze.

2.1.2. Historia badań zmęczeniowych w lotnictwie

Lotnictwo, ze względu na swoje specyficzne wymagania w zakresie lekkości konstrukcji i elementów wyposażenia statków powietrznych, już u zarania swojej historii zaadaptowało wyniki badań nad zmęczeniem materiału na własne potrzeby oraz uczestniczyło w rozwoju tej dziedziny nauki.

Pierwsza próba zmęczeniowa dużego elementu konstrukcji lotniczej została przeprowadzona w Royal Aircraft Establishment w Wielkiej Brytanii. Została ona wykonana w 1912 r. na dźwigarze skrzydła z dwupłatowego samolotu B.E.2. Badania zmęczeniowe w okresie I wojny światowej dotyczyły zazwyczaj mniejszych komponentów, np. elementów zespołów napędowych lub okuć. Większość konstrukcji lotniczych z tamtego okresu badano jedynie statycznie pod względem maksymalnych obciążeń projektowych. Takie podejście podyktowane było bardzo gwałtownym rozwojem lotnictwa, a co za tym idzie szybkim zastępowaniem starszych typów samolotów nowymi konstrukcjami. Dodatkowo nie istniały jeszcze odpowiednie narzędzia do pomiaru i rejestracji obciążeń konstrukcji w locie, a ponadto warunki wojenne utrudniały określanie przyczyn utraty samolotów.

Pojawienie się w latach dwudziestych XX wieku pierwszych metalowych konstrukcji lotniczych, jak również rozwój lotnictwa transportowego i pasażerskiego, zauważalnie wpłynęły na wydłużenie czasu użytkowania samolotów, w porównaniu z okresem pierwszej wojny światowej. Niestety owiązało się to z serią katastrof lotniczych, które wykazały, na ile niedoceniane było zużycie zmęczeniowe i jak zawodne było opieranie się jedynie na próbach statycznych.

Katastrofami lotniczymi, które w tamtym okresie w największym stopniu wpłynęły na rozwój badań zmęczeniowych, konstrukcji lotniczych były:

- wypadek samolotu Dornier "Merkur" (rys. 2.1) w pobliżu Schleiz w Turyngii we wrześniu 1927 r., spowodowany uszkodzeniem zmęczeniowym mocowania dźwigara skrzydła;
- rozbicie się samolotu Handley-Page W-10 w kanale La Manche, wywołane zmęczeniowym uszkodzeniem śruby korbowodu;
- wypadek samolotu Curtiss "Condor" 27 lipca 1934 r., w którym zginęło 11 osób, na skutek zmęczeniowego uszkodzenia rozpórki skrzydła.



Rysunek 2.1. Dornier Do B "Merkur" [152]

Już w 1927 r. Brenner [20, 21] i w 1931 r. Hertel [69] opublikowali wyniki badań zmęczeniowych dużych elementów struktury samolotów. Hertel badał między innymi dźwigary skrzydeł wykonane ze stali, stopów aluminium i drewna. Badania te realizowano jednak za pomocą cykli obciążeń o stałej amplitudzie.

W tamtym okresie zdawano już sobie w pełni sprawę z tego, że testy, takie jak Hertela, nie oddają odpowiednio charakteru pracy konstrukcji lotniczych. Doskonale zostało to zobrazowane przez wypowiedź Teichmanna i Michaela z 1933 r. [67], którzy stwierdzili: "W służbie lotniczej amplitudy naprężeń nie są identycznej wielkości, jak w próbie laboratoryjnej, lecz duże i małe amplitudy występują z różną częstotliwością". Pogląd taki był już wtedy mocno ugruntowany, co przełożyło się na prace mające określić rzeczywiste widma eksploatacyjne samolotów. Pomiary spektrum obciążeń pierwszy raz zrealizowano już w 1929 r., jednakże miało to miejsce w motoryzacji, gdy Batson i Bradley [16] przedstawili widmo obciążeń dla spreżyny zawieszenia samochodowego. Badania tego typu w lotnictwie stały się możliwe na początku lat 30-tych XX wieku wraz z pojawieniem się pierwszych metod rejestracji parametrów lotu. Od 1931 r. NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), poprzedniczka NASA (National Aeronautics and Space Administration), mierzyła obciążenia podmuchów na samolotach [150, 68, 149, 182], używając rejestratora NACA V-G (Velocity – G load) zapisującego dane o prędkości i przeciążeniu pionowym. W tym samym czasie w Niemczech Freise [53] zastosował tensometr DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt), opisany w 1932 roku [157], do pomiaru odkształceń dźwigarów skrzydeł dwóch typów samolotów Lufthansy w trakcie około 60 godzin lotu. W tamtym okresie zdawano już sobie sprawę, że dobrym przybliżeniem obciążeń konstrukcji jest pomiar przeciążenia pionowego, co zostało opisane przez Kaula [78] w 1938 roku: "Jako miara obciążenia skrzydła, przyspieszenie w środku ciężkości, ugięcie skrzydła lub odkształcenia silnie obciążonych elementów skrzydła". Pomiary Kaula z 1938 r. [78] zawierały widma przyspieszeń w środku ciężkości dla sześciu innych samolotów z ok. 700 godzin lotu. W 1941 r. zmierzono widma obciążeń dla samolotów bojowych zrealizowane w trakcie 300 godzin lotu [50], wśród nich widma dla słynnego bombowca nurkującego Junkers Ju-87, czy samolotu Ju-88 podczas nalotów na Maltę. Ponadto wielkie znaczenie dla pomiarów obciążeń konstrukcji miało wynalezienie tensometru elektrooporowego, który został wynaleziony równolegle w 1939 r. przez Amerykanów Rugea i de Forresta w MIT (*Massachusetts Institute of Technology*) [30] oraz przez Simmonsa i Clarka w Caltech [158]. Chociaż początkowo kwestionowano użyteczność tego wynalazku, został on w znaczącym stopniu wykorzystywany w USA już podczas II wojny światowej do pomiarów odkształceń konstrukcji lotniczych [58, 66, 178, 61, 104]. Pomiary widma były prowadzone przez całą II wojnę światową pozwalając na zgromadzenie tysięcy godzin zapisów z różnych typów statków powietrznych.

Pierwsze widma obciążeń były podstawą do opracowania koncepcji badań zmęczeniowych o zmiennej amplitudzie przez Gassnera, który w 1939 roku opisał swoje podstawowe idee w pracy "Fatigue Tests on Aircraft Structures" [55]. Gassner w pracy doktorskiej z dnia 13 października 1941 r. [56] opisał test zmęczeniowy o zmiennej amplitudzie w następujący sposób: "Główna idea polega na zastosowaniu cykli naprężeń o różnych amplitudach w krokach symulujących mieszaninę wysokich i niskich obciążeń w eksploatacji". Gassner stworzył pojęcie "*Betriebsfestigkeit*" (eksploatacyjna wytrzymałość zmęczeniowa), które można opisać w następujący sposób: wymiarowanie komponentu dla skończonej, ale wystarczającej trwałości zmęczeniowej przy zmiennych obciążeniach. Była to podstawa koncepcji projektowania wg zasady bezpiecznej trwałości *Safe-Life*, podlegająca jednak w kolejnych latach dalszemu rozwojowi.

Wielki postęp w badaniach dotyczących zmęczenia konstrukcji lotniczych w okresie II wojny światowej nie zwiększył jednak znacząco bezpieczeństwa. Pomimo licznych programów mających na celu pomiary obciążeń i badań zmęczeniowych prowadzonych przez wszystkie strony konfliktu, w dalszym ciągu dochodziło do wypadków wynikających bezpośrednio z przyczyn uszkodzeń zmęczeniowych elementów konstrukcji. Dopiero okres powojenny pozwolił ponownie na swobodną wymianę wiedzy i doświadczeń w omawianej dziedzinie, a ponadto dalsze badania wypełniały luki w wiedzy i poszerzały jej zakres. W tym czasi powstały pierwsze międzynarodowe organizacje zajmujące się omawianą tematyką. W 1951 roku powstał ICAF (*International Committee on Aeronautical Fatigue -* Międzynarodowy Komitet ds. Zmęczenia Lotniczego), na wniosek dr Plantemy z NLL (*Nationaal Luchtvaartlaboratorium*), które w późniejszym czasie zostało przekształcone w NLR (*Nederlands Luchten Ruimtevaartcentrum*) w Holandii. Krajami założycielskimi komitetu były Holandia, Wielka Brytania, Szwecja, Szwajcaria i Belgia, później dołączyły Republika Federalna Niemiec, USA, Australia, Francja

i Włochy, a w latach 70-tych także Izrael i Japonia. Komitet ten skupił praktycznie wszystkich ekspertów ds. zmęczenia konstrukcji lotniczych ze wszystkich krajów zachodnich na organizowanych co dwa lata konferencjach i sympozjach [143, 127]. Początkowo, podczas konferencji ICAF, delegaci krajów członkowskich składali jedynie sprawozdania z działalności w zakresie badań zmęczeniowych w swoich krajach, ale począwszy od 1959 r., dodatkowo co dwa lata odbywało się sympozjum z wykładami specjalnymi [155]. Konferencje i sympozja ICAF są nadal wyjątkowo cennym źródłem informacji dla ekspertów ds. badań zmęczeniowych.

Kraje, które wcześniej były w cieniu wielkich potęg przemysłowych, również wniosły istotny wkład w badania zmęczenia konstrukcji lotniczych. Przykładowo Australia, poczynając od 1948 r. w Aeronautical Research Laboratories (ARL) przeprowadziła pełnoskalowe testy zmęczeniowe 180 skrzydeł samolotów North American P-51 "Mustang" pozostałych po II wojnie światowej. Badano m.in. zachowanie struktury przy stałych i zmiennych amplitudach, ustalono dokładność reguły Minera dla konstrukcji skrzydła oraz przeprowadzono wysoce zaawansowaną statystyczną obróbkę obserwowanego rozrzutu. Przytoczony program badawczy miał bardzo znaczący wpływ, zarówno na prestiż ARL, jak również na bardzo liczne próby zmęczeniowe konstrukcji lotniczych [140, 139].

Bardzo istotne jest, że postęp w dziedzinie badań zmęczeniowych wynikał zarówno z różnego rodzaju "akademickich" i przemysłowych programów badawczych, jak również był następstwem poważnych wypadków lotniczych.

Bardzo ważnym wydarzeniem dla historii badań zmęczeniowych w lotnictwie były wypadki samolotów de Havilland DH-106 "Comet". De Havilland "Comet" był pierwszym komercyjnym samolotem odrzutowym, który wszedł do służby w 1952 roku. Osiągi samolotu znacznie przewyższały osiągi współczesnych samolotów transportowych z napędem śmigłowym. DH "Comet" był także pierwszym samolotem pasażerskim latającym na dużych wysokościach. Niestety w ciągu dwóch lat od wejścia do służby dwa egzemplarze samolotu uległy katastrofom podczas wznoszenia na wysokość przelotową. DH "Comet" G-ALYP został utracony 10 stycznia 1954 roku, natomiast DH "Comet" G-ALYY zaginął 8 kwietnia 1954 roku.

W następstwie tych wydarzeń flota samolotów DH "Comet" została "uziemiona", a w celu wyjaśnienia przyczyn katastrof został przeprowadzony program badawczy na niespotykaną w tamtym okresie skalę. Głównym jego elementem było wykonanie pełnoskalowej próby zmęczeniowej kompletnej konstrukcji samolotu, w ramach której przeprowadzono również testy ciśnieniowe kadłuba. Po 1825 cyklach ciśnieniowych kadłub samolotu uległ uszkodzeniu podczas cyklu próbnego przy obciążeniu wyższym o 33% niż normalnie. Uszkodzenie wykazała oznaki pęknięcia zmęczeniowego, które rozpoczęło się w dolnym tylnym narożu przedniego luku ratunkowego (rys. 2.2 i 2.3).



Rysunek 2.2. Uszkodzenia kadłuba samolotu DH "Comet" uzyskane podczas próby zmęczeniowej — widok od wewnątrz [102]



Rysunek 2.3. Uszkodzenia kadłuba samolotu DH "Comet" uzyskane podczas próby zmęczeniowej — widok od zewnątrz [102]

Wypadki samolotów DH "Comet" i wnioski wynikające z nich dochodzenia ich przyczyn zasadniczo wpłynęły na podejście do projektowania konstrukcji dla komercyjnych samolotów komunikacyjnych. Do tamtej chwili zasady projektowania zmęczeniowego były zgodne z koncepcją *Safe-Life*. Oznacza to, że cała konstrukcja została zaprojektowana tak, aby osiągnąć określony zakres trwałości zmęczeniowej bez występowania znaczących uszkodzeń, np. pęknięć. Wypadki samolotów DH "Comet" oraz inne doświadczenia pokazały, że pęknięcia mogą czasami wystąpić znacznie wcześniej niż przewidywano, często z powodu ograniczeń w analizach zmęczeniowych, oraz że bezpieczeństwo nie może być zagwarantowane zgodnie z koncepcją *Safe-Life* bez narzucenia nieekonomicznie krótkiego, jak dla samolotów cywilnych, okresu użytkowania głównych elementów konstrukcji.

Począwszy od około 1955 roku znacząca stała się dyskusja na temat filozofii projektowania *Fail-Safe* i *Safe-Life*. Bezpieczna żywotność *Safe-Life* oznacza, że dany element samolotu musi być wycofany z eksploatacji po osiągnięciu określonej wcześniej granicy trwałości zmęczeniowej (tzw. resursu godzinowego, kalendarzowego, bądź liczby cykli). Bezpieczna trwałość *Fail-Safe* oznacza natomiast, że uszkodzenie elementu podstawowego, w wyniku zmęczenia materiału lub z innych przyczyn, nie może zagrażać bezpieczeństwu lotu do czasu jego wykrycia.

Korzenie koncepcji *Fail-Safe* sięgają znacznie wcześniej niż omawiane wypadki samolotów DH "Comet". Już w roku 1919 Anglicy Pippard i Pritchard dyskutowali nad tym zagadnieniem i w pewnym zakresie opisali ten wymóg [141]. W okresie po II wojnie światowej samoloty z silnikami tłokowymi, takie jak Douglas DC-6, DC-7 lub Lockheed "Super-Constellation", realizowały w pewnym stopniu tę koncepcje i były bezpieczne w odniesieniu do niektórych typów uszkodzeń, co wykazał np. Spaulding [164]. *Fail-Safe*, jako wymóg konstrukcyjny, zo-stał spopularyzowany w pierwszych amerykańskich komercyjnych samolotach odrzutowych Boeing 707 i Douglas DC-8. Ogólnie rzecz biorąc, Europejczycy byli bardziej sceptyczni w kwestii *Fail-Safe* niż Amerykanie [190]. Spaulding posunął się nawet do stwierdzenia, że przy konstrukcji *Fail-Safe*, pełnoskalowe testy zmęczeniowe, takie jak wykonano na samolocie DH "Comet", nie byłyby już konieczne [164].

W latach 50-tych XX w. pojawiła się ponadto dodatkowa innowacja mająca wpływ na bezpieczeństwo eksploatacji samolotów. W okresie tym zaczęły pojawiać się pierwsze urządzenia mające zliczać rzeczywiste zużycie zmęczeniowe dla każdego samolotu, na przykład Vickers "Strain-Range Counter" lub "RAE Fatigue meter" (zagadnienie to zostało szerzej opisane w punkcie 2.3).

Kolejnym znaczącym wydarzeniem dla rozwoju badań, a przede wszystkim zmiany podejścia do trwałości zmęczeniowej, była seria katastrof samolotów bombowych Boeing B-47. Samoloty tego typu były w późnych latach 40-tych wyjątkowo nowoczesną konstrukcją, wyposażoną w sześć turboodrzutowych silników zamontowanych na pylonach pod skrzydłami ze znacznym skosem krawędzi natarcia i o małej grubości względnej profilu. Prototyp tego samolotu pierwszy raz wzbił się w powietrze w grudniu 1947 roku. W 1950 roku samolot Boeing B-47 został wybrany jako średni wysokościowy bombowiec dla Sił Powietrznych Stanów Zjednoczonych (*United States Air Force* — USAF). Dopuszczenie do użytku operacyjnego nastąpiło na podstawie statycznej próby wytrzymałości w 1950 r. [128]. Podejście takie było zgodnie z ówczesnym standardami projektowania i testowania konstrukcji wojskowych. Niedoskonałość walidacji opartej wyłącznie na obciążeniach statycznych została tragicznie wykazana przez cztery katastrofy mające miejsce na początku 1958 roku, z których dwie wystąpiły przy nalocie mniejszym niż 1300 godzin (tabela 2.1).

Tabela 2.1. Katastrofy samolotu B-47 w 1958 r. spowodowane uszkodzeniami zmęczeniowymi [128]

Samolot	Data	Lokalizacja uszkodzenia	Nalot [h]
B-47B	13 marca	Centropłat	2077
TB-47B	13 marca	Dolna powierzchnia lewego skrzydła	2419
B-47E	21 marca	Dezintegracja konstrukcji	1129
B-47E	10 kwietnia	Tylne mocowanie skrzydła do kadłuba	1265

Katastrofy te spowodowały uruchomienie awaryjnego programu przeglądów i napraw, który rozpoczął się w maju 1958 r. Program ten koncentrował się na krytycznych obszarach wskazanych na rysunku 2.4 (czerwone strzałki pokazują pozycje dwóch z czterech sworzni łączących skrzydło z kadłubem). Głównymi miejscami, które zostały poddane kontroli pod kątem występowania pęknięć były sworznie oraz otaczająca je struktura¹.

Podobnie jak w przypadku wypadków z udziałem samolotów DH "Comet", katastrofy B-47 w 1958 r. spowodowały zmianę paradygmatów dopuszczania samolotów do użytkowania i określania długości czasu ich eksploatacji. Oczywiste stało się, że istnieje potrzeba kontrolowania zużycia zmęczeniowego oraz sporządzania dokładnych i ostrożnych prognoz czasu eksploatacji samolotów projektowanych wg koncepcji *Safe-Life*, opartych na analizach i testach zmęczeniowych konstrukcji już w trakcie rozwoju przyszłych samolotów.

¹Na czas trwania programu zastosowano znaczące ograniczenia eksploatacyjne, które obejmowały masę samolotu, prędkość lotu, manewry, przeciągnięcia, buffeting, przeloty przez turbulencje, lądowania typu "*Touch and Go*", a także zakaz latania na niskich pułapach z wyjątkiem startu i lądowania [81]. Te surowe ograniczenia zostały zastosowane do wszystkich B-47, które nie zostały wcześniej skontrolowane pod kątem pęknięć w krytycznych obszarach oraz poddane naprawie i modyfikacji. Większość floty została zmodyfikowana do października 1958 r., a do stycznia 1959 r. wszystkie samoloty zostały przynajmniej raz skontrolowane i naprawione. Było to naprawdę niezwykłe osiągnięcie, obejmujące ponad 1600 samolotów [128].



Rysunek 2.4. Obszary krytyczne pod względem zmęczenia materiału wyznaczone na podstawie wypadków B-47 z 1958 roku [128] (czerwonymi strzałkami zaznaczono sworznie łączące skrzydło z kadłubem)

Konsekwencją omawianych wypadków i wdrożonego programu było nie tylko utrzymanie eksploatacji B-47. Boeing musiał również opracować program integralności struktury lotniczej, aby ocenić żywotność samolotów [81]. Program ten obejmował przeprowadzenie testów zmęczeniowych przez Boeinga, Douglasa i NASA. Testy te, opisane katastrofy z 1958 roku oraz inne problemy eksploatacyjne, ujawniły wiele luk w ówczesnej wiedzy na temat procesów zmęczenia materiałów. To z kolei skłoniło USAF do zainicjowania długoterminowego ogólnego programu zapewnienia integralności struktury (ASIP) dla wszystkich typów statków powietrznych, który jest kontynuowany i regularnie aktualizowany do dnia dzisiejszego². Program zapewnienia integralności struktury statków powietrznych był początkowo podzielony na jedenaście sekcji [128, 115]:

- kryteria projektowe,
- dane o profilach misji,
- testy statyczne,
- badanie obciążeń w locie,

²W ciągu następnych kilku lat podstawowy dokument ASIP niewiele się zmienił, chociaż nastąpił duży rozrost dodatkowej dokumentacji, szczególnie specyfikacji wojskowych (Military specification MIL–SPEC) opracowanych w celu wsparcia realizacji programu [115].

- środowisko turbulencji na małych wysokościach,
- testy zmęczeniowe,
- zmęczenie konstrukcji związane z obciążeniami przy prędkościach okołodźwiękowych,
- zachowanie struktury w warunkach wysokotemperaturowych,
- obciążenie eksploatacyjne w przejściowych stanach lotnych,
- wpływ prędkości, przeciążenia pionowego i wysokości (V-G-H),
- rejestrowanie obciążeń eksploatacyjnych.

Kolejnym znaczącym impulsem w rozwoju podejścia do trwałości zmęczeniowej była katastrofa samolotu General Dynamics F-111 w 1969 r. Wydarzenie to spowodowało poważną zmianę w polityce USAF dotyczącej integralności strukturalnej, a mianowicie wprowadzenie nowego podejścia, czyli koncepcji tolerowanego uszkodzenia — *Damage-Tolerance*.

W 1964 r. firma General Dynamics Corporation otrzymała kontrakt na opracowanie i produkcję samolotu F-111, który został następnie zamówiony między innymi przez Siły Powietrzne Stanów Zjednoczonych. F-111 był to samolot myśliwsko-bombowy o zmiennej geometrii skrzydeł. Do budowy głównych elementów konstrukcyjnych tego płatowca, np. skrzydła, węzłów mocowania skrzydeł, czy centralnej części kadłuba, została zastosowana stal o wysokiej wytrzymałości [23]. 22 grudnia 1969 r., w nieco ponad rok po rozpoczęciu służby, F-111 nr #67-0049 utracił lewe skrzydło podczas lotu treningowego na niskim pułapie. Samolot miał zaledwie 107 godzin nalotu, a awaria nastąpiła przy przeciążeniu pionowym wynoszącym około 3,5, co stanowiło mniej niż połowę dopuszczalnego obciążenia eksploatacyjnego [107]. Badanie przyczyn katastrofy ujawniło obecność wady w dolnej części mocowania węzła obrotowego lewego skrzydła (rys. 2.5). Wada ta powstała podczas produkcji i pozostała niewykryta, pomimo znacznych rozmiarów, wynoszących 23,4 mm × 5,9 mm. W trakcie eksploatacji nastąpił ograniczony wzrost pęknięć zmęczeniowych, a następnie przeciążeniowe uszkodzenie elementu, co spowodowało natychmiastową utratę skrzydła.

Zdarzenie to mogło być uznane za odosobniony przypadek z uwagi na niezwykłą wadę, która go spowodowała, jednakże problemy związane ze zmęczeniem i pęknięciami napotkano również podczas testów płatowca [23]. Ogólne obawy dotyczące integralności struktury samolotu doprowadziły do wprowadzenia programu kontroli pęknięć dla krytycznych elementów stalowych w konstrukcji płatowca. Podejście to było kosztowne, wymagało okresowego wycofywania samolotów z eksploatacji i poddawania całej konstrukcji nośnej skrzydła badaniom w ściśle określonych warunkach, w tym w niskiej temperaturze, co było wyjątkowym rozwiązaniem dla bezpiecznej eksploatacji F-111. Jednakże utrata F-111 #67-0049 wraz z wczesnymi i powszechnymi pęknięciami zmęczeniowymi w konstrukcji skrzydeł samolotu Lockheed C-5A [107] doprowadziła do wprowadzenia nowych wytycznych w celu zapewnienia integralności struktury samolotów. Wytyczne te stały się znane jako filozofia tolerowanego uszkodzenia *Damage-Tolerance*, która została włączona w 1974 r. do specyfikacji wojskowej MIL–SPEC 83444 [132] oraz normy wojskowej MIL–STD-1530A [180] w 1975 r. Szerszy opis tej koncepcji projektowania statków powietrznych został zawarty w punkcie 2.2.3 niniejszej pracy.



Rysunek 2.5. Wada fabryczna w dolnej części mocowania lewego skrzydła będąca przyczyną katastrofy F-111 #67-0049 [192]

Projektowanie zgodnie z koncepcją *Damage-Tolerance* okazało się skuteczne w zapewnianiu bezpieczeństwa eksploatacji samolotów, należy jednak nadmienić, że nie dotyczy ono całej struktury samolotu. Istnieje duża grupa elementów konstrukcji niepodlegających kontroli, np. podwozia, które są projektowane dalej według filozofii *Safe-Life* [171].

W tym samym czasie nastąpił inny przełom w badaniach zmęczeniowych. Jak wspomniano już poprzednio, Japończycy Matsuishi i Endo w 1969 roku opublikowali procedurę zliczania cykli nazwaną *Rainflow* [109]. Mniej znany jest jednak fakt, że w tym samym okresie Holender DeJonge z NLR [155] również opublikował procedurę nazwaną *Range Pair* dającą analogiczne wyniki jak metoda *Rainflow*. Wprowadzenie omawianych procedur miało olbrzymie znaczenie dla prowadzenia badań zmęczeniowych, pozwalając znacznie dokładniej wyznaczać widma obciążeń na potrzeby testów zmęczeniowych. Ponadto procedury te pozwoliły z większą precyzją określać zużycie zmęczeniowe elementów podlegających zmiennemu obciążeniu w oparciu o dane z eksploatacji statków powietrznych. Kolejnym znaczącym wydarzeniem w historii badań zmęczeniowych i podejścia do filozofii projektowania samolotów była katastrofa samolotu pasażerskiego Boeing 707-321C linii Dan Air z 14 maja 1977 r. Samolot ten utracił cały prawy statecznik poziomy tuż przed lądowaniem na Międzynarodowym Lotnisku w Lusace. Samolot został wyprodukowany w 1963 r. i od tego czasu wylatał 47 621 godzin, w trakcie których odbyło się 16 723 lądowań [107]. Biorąc pod uwagę resurs wynoszący 60 000 godzin lotu i 20 lat eksploatacji, samolot ten czasy swojej świetności miał już za sobą. Śledztwo wykazało, że przyczyną zdażenia było uszkodzenie zmęczeniowe w górnym pasie tylnego dźwigara prawego statecznika poziomego (rys. 2.6). Pęknięcie zmęczeniowe rozpoczęło się w otworze łącznika z powodu większych obciążeń, niż te przewidziane na etapie projektowania. Rozprzestrzeniło się ono na pas górny, przy czym ogólny wzrost uszkodzenia został przyspieszony przez skokowe przyrosty rozmiaru pęknięcia. Uszkodzenia zmęczeniowe doprowadziły do pęknięcia przeciążeniowego całego przekroju tylnego dźwigarw, w wyniku czego statecznik oddzielił się od samolotu [72].



Rysunek 2.6. Rozwój uszkodzenia statecznika samolotu Boeing 707 [72, 185]

Przekrój A-A na rysunku 2.6 pokazuje, że tylny dźwigar składał się z wielu połączonych ze sobą elementów. Była to konstrukcja zaprojektowana zgodnie z koncepcją *Fail-Safe*, co oznacza, że powinna być w stanie wytrzymać znaczące i łatwo wykrywalne uszkodzenia, zanim
zostanie zagrożone bezpieczeństwo. Niestety praktyka eksploatacyjna negatywnie zweryfikowała te założenia. Okresowa kontrola statecznika poziomego — jak wykazała późniejsza powypadkowa kontrola floty — nie była w stanie wykryć częściowego uszkodzenia górnego pasa tylnego dźwigara. Natomiast, gdy doszło do całkowitego zniszczenia pasa górnego dźwigara, co umożliwiło wizualne wykrycie uszkodzenia, konstrukcja nie była w stanie przenosić obciążeń eksploatacyjnych wystarczająco długo, aby umożliwić wykrycie uszkodzenia [3]. Tak więc, mimo, że producent zaprojektował statecznik poziomy zgodnie z zasadą *Fail-Safe*, w praktyce nie spełniał on warunków tego typu konstrukcji z powodu nieodpowiedniej metody kontroli.

Katastrofa ta skłoniła także władze odpowiedzialne za bezpieczeństwo lotów do ponownego rozważenia problemów związanych ze zmęczeniem materiału w starszych samolotach. Stało się jasne, że istniejące metody i harmonogramy kontroli są nieodpowiednie oraz, że potrzebne są dodatkowe programy inspekcji, aby zapobiec sytuacji, w której starsze samoloty staną się niebezpieczne ze względu na uszkodzenia zmęczeniowe.

Następny wypadek mający znaczący wpływ na postrzeganie zużycia zmęczeniowego w samolotach cywilnych miał miejsce dnia 28 kwietnia 1988 r. W samolocie Boeing 737-200 linii Aloha Airlines nr 243, podczas wznoszenia na wysokość przelotową, oddzieliło się od samolotu około 5,5 m poszycia i konstrukcji nośnej kadłuba za drzwiami wejściowymi do kabiny, powyżej linii podłogi, co przedstawiono na rys. 2.7. Niezwykłe jest to, że uszkodzenia nie spowodowały dezintegracji samolotu i udało się wykonać lądowanie awaryjne. Samolot biorący udział w wypadku został wyprodukowany w 1969 r. i od tego czasu wykonał 35 496 godzin lotu i 89 680 lądowań [4]. Samolot był eksploatowany przy długotrwałym narażeniu na ciepłe i wilgotne morskie powietrze. Śledztwo wykazało, że duży ubytek poszycia kabiny był spowodowany szybkim połączeniem się wielu pęknięć zmęczeniowych w tym samym podłużnym łączniku poszycia. Pęknięcia zmęczeniowe zaczęły się na krawędziach otworów na nity wzdłuż górnego szwu nitowego. Ten typ uszkodzenia nazywany jest wielomiejscowym uszkodzeniem zmęczeniowym (MSD).

Wypadek samolotu Boeinga 737 linii lotniczych Aloha Airlines nastąpił z powodu kilku czynników i ich wzajemnego powiązania. Wadliwe połączenie pozwoliło na przedostanie się wilgoci do złącza poszycia podczas eksploatacji. Doprowadziło to do spowodowanego korozją uszkodzenia połączeń klejonych, co skutkowało przenoszeniem obciążeń wyłącznie przez nity. Ostre krawędzie nitów wpuszczanych z łbem stożkowym powodowały mechanicznie wywołane zmęczenie MSD zewnętrznego poszycia wzdłuż górnego szwu nitowego. Rozwarstwienie i pęknięcia zmęczeniowe pozostały niewykryte do chwili, gdy pęknięcia połączyły się ze sobą. Rezultatem było właśnie oddzielenie się znacznej części poszycia kabiny.



Rysunek 2.7. Ubytek struktury kadłuba podczas wypadku Boeinga 737-297 linii Aloha Airlines [11]

Wypadek ten spowodował podjęcie na całym świecie działań mających na celu zapewnienie bezpieczeństwa i integralności konstrukcji starzejących się statków powietrznych. Producenci, użytkownicy i organy ds. zdatności do lotu podjęli współpracę w celu opracowania nowych przepisów i wytycznych pomocniczych lub rozszerzenia istniejących. Federalna Administracja Lotnictwa (*Federal Aviation Administration* — FAA) wspólnie z NASA zorganizowała kilka konferencji na temat starzejących się statków powietrznych, a ponadto zostały zapewnione fundusze na finansowanie badań naukowych w celu zbadania wielu aspektów tego problemu.

We wszystkich tych działaniach nacisk położono na badania rozległych uszkodzeń zmęczeniowych w kabinach ciśnieniowych, choć skrzydła i inne elementy konstrukcji samolotów są również narażone na tego typu uszkodzenia [63]. Kolejnym ważnym problemem jest korozja. Wkrótce po wypadku Boeinga 737 linii Aloha Airlines została utworzona Airworthiness Assurance Working Group (AAWG) w celu ustalenia wspólnego podejścia do kontroli korozji w komercyjnych samolotach transportowych [185].

Wspomniany wypadek spowodował, że w pełni uznano szkodliwe działanie skutków korozji oraz kombinacji korozji i zmęczenia materiału na integralność strukturalną statku powietrznego, zwłaszcza w przypadku starszych samolotów. Zaawansowana rozległa korozja może znacząco wpłynąć na możliwości tolerancji uszkodzenia poprzez zmniejszenie wytrzymałości resztko-

wej. W połączeniu ze zmęczeniem materiału istnieje ryzyko zwiększonego i przyspieszonego WFD [5]. Z tego powodu zostały wdrożone programy kontroli korozji dla komercyjnych samolotów transportowych oraz starzejących się samolotów wojskowych [131, 5, 138].

Wnioski z wypadków lotniczych oraz wyniki opisanych powyżej programów badawczych nie stanowią oczywiście końca rozwoju badań zmęczeniowych w lotnictwie. W dalszym ciągu prowadzone są badania majce na celu poprawę możliwości analizy trwałości struktur oraz metod prognozowania trwałości zmęczeniowej i wzrostu pęknięć. Od czasu wypadku samolotu linii Aloha Airlines badania te obejmowały możliwy i rzeczywisty wpływ korozji na zmęczenie konstrukcji oraz łączne działanie tych dwóch czynników. Ponadto stale rozwijana jest koncepcja tolerowanego uszkodzenia. Kiedy na początku lat 70-tych XX w. wprowadzono podejście oparte na tolerancji uszkodzeń, brakowało rzeczywistych danych dotyczących nukleacji pęknięć. Obecnie istnieje wiele danych dotyczących wczesnego etapu wzrostu pęknięć w samolotach o wysokich osiągach [14], w tym znane są rodzaje i rozmiary nieciągłości początkowych inicjujących pęknięcia zmęczeniowe [15].

Kolejnym zagadnieniem, na którym koncentrują się badania zmęczeniowe są problemy związane ze stosowaniem w lotnictwie nowych materiałów. Lotnicze materiały konstrukcyjne muszą charakteryzować się wyjątkową kombinacją właściwości inżynierskich, aby umożliwiać wytwarzanie lekkich i trwałych struktur. Stopy aluminium dominują w produkcji samolotów od czasu wprowadzenia na rynek samolotów Boeing 247 (1933) i Douglas DC-2 (1934), ale kompozyty i stopy tytanu stanowią obecnie poważną konkurencję w niektórych zastosowaniach. W aktualnych konstrukcjach lotniczych udział materiałów kompozytowych w konstrukcji płatowca może sięgać 40-50% dla samolotów i ponad 80% dla wiropłatów, natomiast stopy tytanu mogą stanowić nawet 40% masy struktury, jak ma to miejsce w samolocie F-22. Powoduje to wystąpienie poważnych implikacji dla integralności struktur wynikających z zastosowania nowszych materiałów. Zastąpienie dotychczasowych stopów aluminium obecną generacją stopów Al-Li nie wpływa na sposób podejścia do analizy trwałości zmęczeniowej i procesów przyrostów pęknięć, ponieważ stopy te mają podobne właściwości inżynierskie [183],ale inaczej zagadnienie to wygląda w przypadku szeroko rozumianych materiałów kompozytowych.

Zasady projektowania i eksploatacji dla metalowych konstrukcji lotniczych nie mogą być stosowane w przypadku materiałów kompozytowych. Materiały te mają wysoką odporność na zmęczenie, gdy są wolne od wad i koncentracji naprężeń, ale są podatne na uszkodzenia udarowe, rozwarstwienia oraz wynikające z nich pękanie zmęczeniowe. Rozwój tych uszkodzeń jest trudny do przewidzenia, a to również utrudnia weryfikację wykonanych napraw. Inne związane z tym problemy to dokładność i poprawność kontroli oraz trudności w analizie złożonych komponentów w celu przewidzenia rejonów potencjalnych awarii. W związku z tymi problemami bezpieczeństwo eksploatacji jest obecnie zapewniane przez przeprojektowanie elementów kompozytowych zgodnie z zasadą braku przyrostów uszkodzeń [49, 179]. Nie oznacza

to jednak braku dalszych prac rozwojowych w tej dziedzinie — np. FAA aktywnie sponsoruje badania w kilku kluczowych obszarach, w tym tolerancji na uszkodzenia, praktyk obsługi technicznej oraz kontroli i standaryzacji zaawansowanych materiałów i procesów wytwarzania [74]. Działania te stanowią podstawę do ciągłego uaktualniania wymogów bezpieczeństwa i wymagań certyfikacyjnych dla struktur kompozytowych [74, 75].

Kolejna droga rozwoju prac nad integralnościa struktury nośnej statków powietrznych jest rozwój metod badania i weryfikacji stanu technicznego, ze szczególnym uwzględnieniem metod badań nieniszczących (Non-Destructive Testing — NDT). Badania nad tego typu metodami były związane z wprowadzeniem koncepcji projektowania Fail-Safe, a następnie znacząco rozwineły się w związku z rozwojem filozofii Damage-Tolerance. Opisane powyżej zmiany w materiałach stosowanych w lotnictwie dodatkowo zintensyfikowały badania nad opracowaniem systemów bieżącego monitorowania struktury (Structural Health Monitoring - SHM), wspomagających proces eksploatacji statków powietrznych [13, 64, 166, 1, 19]. SHM jest to rozproszony system złożony z sieci czujników, układów transmisji danych i jednostek rejestrujących, a w niektórych aplikacjach, również obliczeniowych, zintegrowany z badanym obiektem. Celem jest skuteczna detekcja, lokalizacja, identyfikacja oraz predykcja rozwoju uszkodzeń, które mogą doprowadzić do nieprawidłowego funkcjonowania obiektu. Systemy SHM bazują najczęściej na nieniszczących metodach wykrywania uszkodzeń NDT, które są powszechnie stosowane podczas inspekcji okresowych krytycznych elementów konstrukcji. Podstawową przewagą SHM nad NDT jest akwizycja danych realizowana w trakcie eksploatacji obiektu za pomocą czujników zintegrowanych ze strukturą. W przypadku NDT konieczne jest wykorzystywanie zewnętrznych defektoskopów, w związku z czym weryfikacja stanu technicznego odbywa się jedynie w ramach przeprowadzanych przeglądów. W związku z powyższym, SHM zapewnia możliwość wykrycia uszkodzeń w możliwie najwcześniejszym stadium ich rozwoju [60]. Architektura systemu SHM jest zależna od przewidywanego rodzaju uszkodzeń i zastosowanych do budowy obiektu materiałów, co ma bezpośredni wpływ na wybór metody detekcji. Technologia SHM jest opracowywana w celu osiągniecia wiekszego bezpieczeństwa użytkowania obiektów i ma potencjał, by obniżyć koszty utrzymania i eksploatacji statków powietrznych.

Opisany w tym punkcie zarys rozwoju badań zmęczeniowych oraz zdarzeń lotniczych będących katalizatorami postępu w podejściu do zagadnienia zmęczeniowych w lotnictwie przedstawia jedynie najistotniejsze, z punktu widzenia autora, wydarzenia. Ze względu na obszerność i wielowątkowość zagadnienia, nie było możliwe opisanie wszystkich znaczących wydarzeń w tej dziedzinie, jakie miały miejsce w ciągu ostatnich dwóch wieków. Ponadto, w związku z uznaniem badań zmęczeniowych za bardzo ważny obszar nauki, podlegają one stałemu rozwojowi w każdym ze swoich aspektów.

2.2. Koncepcje projektowania statków powietrznych

Ze względu na filozofię podejścia do trwałości zmęczeniowej zasady projektowania statków powietrznych można podzielić na[37, 59]:

- Safe-Life koncepcja bezpiecznej trwałości,
- Fail-Safe koncepcja bezpiecznego uszkodzenia,
- Damage-Tolerance / Flaw-Tolerance koncepcja tolerowanego uszkodzenia.

Każda z nich była wprowadzana na różnych etapach rozwoju lotnictwa i mają one zastosowanie do eksploatowanych obecnie wojskowych statków powietrznych, w tym do samolotów wysokomanewrowych [155, 185, 22, 192, 121].

2.2.1. Safe-Life — koncepcja bezpiecznej trwałości

Historycznie najstarszą filozofią projektowania samolotów jest koncepcja bezpiecznej trwałości (*Safe-Life*). W lotnictwie wojskowym, jest ona w dalszym ciągu wystarczająca, aby zgodnie z przepisami zapewnić bezpieczną eksploatację statku powietrznego przy zachowaniu względnej prostoty obsługi technicznej i braku konieczności przeprowadzania zazwyczaj kosztownych badań nieniszczących. Ideą koncepcji *Safe-Life* jest założenie, że podczas okresu eksploatacji nie pojawi się uszkodzenie zmęczeniowe elementów struktury statku powietrznego. Założenie to powinno być wzięte pod uwagę już podczas fazy projektowania danego elementu konstrukcji. Zakłada się również, że element, dla którego osiągnięto zakładany czas pracy powinien ulec wymianie wraz z pozostałymi komponentami wchodzącymi w skład jego struktury. Koncepcja ta dodatkowo wyklucza istnienie jakichkolwiek pęknięć i nie uwzględnia występowania ukrytych wad materiału. Pełny rozwój tej koncepcji w lotnictwie wojskowym związany jest z serią wypadków samolotów Boeing B- 47 pod koniec lat 50-tych XX w. i będącym ich następstwem programem zapewnienia integralności struktury statków powietrznych.

Zaletą takiego podejścia eksploatacji konstrukcji jest prosty system zarządzania resursem, który może być rozumiany jako ustalony czas użytkowej zdolności, podczas którego zapewniona jest sprawność eksploatacyjna oraz bezpieczeństwo. Wyznaczenie dopuszczalnego okresu eksploatacji następuje na podstawie wyników pełnoskalowej próby zmęczeniowej i przyjętego współczynnika rozrzutu wyników próby, zwanego również współczynnikiem bezpieczeństwa.

Na rys. 2.8 graficznie przedstawiono koncepcję *Safe-Life* służącą zapewnieniu wystarczającego okresu użytkowania.



Liczba cykli n

Rysunek 2.8. Schemat koncepcji *Safe-Life* dla zapewnienia bezpiecznego okresu użytkowania [22]

Należy przy tym zaznaczyć, że wartość współczynnika bezpieczeństwa w znacznym stopniu zależy od rodzaju prowadzonych badań oraz sposobu nadzorowania eksploatacji, co zostało szerzej opisane w dalszej części rozdziału.

2.2.2. Fail-Safe — koncepcja bezpiecznego uszkodzenia

Powstanie podwalin koncepcji *Fail-Safe* datuje się nawet na lata 20-te XX w. [155], jednak jej rozwój i upowszechnienie nastąpiło w latach 50-tych XX w., miedzy innymi w związku z wynikami badań wypadków samolotów DH "Comet". Wypadki samolotów tego typu pokazały, że uszkodzenia mogą czasami wystąpić znacznie wcześniej, niż przewidywano, z powodu ograniczeń w stosowanych ówcześnie metodach analiz zmęczeniowych i że bezpieczeństwo nie może być zagwarantowane na zasadzie *Safe-Life* bez narzucenia relatywnie krótkiego okresu użytkowania głównych elementów konstrukcji. Aspekt ten było był szczególnie istotny dla rozwijającego się w tamtym czasie cywilnego lotnictwa pasażerskiego i transportowego, co wynikało z czynników ekonomicznych.

Według koncepcji *Fail-Safe* konstrukcja jest projektowana w celu osiągnięcia zadowalającego okresu użytkowania bez znaczących uszkodzeń. Jednakże konstrukcja jest również zaprojektowana tak, aby było możliwe sprawdzenie jej stanu technicznego w trakcie eksploatacji i, aby była zdolna do pracy mimo znacznych i łatwo wykrywalnych uszkodzeń, zanim zostanie zagrożone bezpieczeństwo. Podejście to było podstawą do wprowadzenie okresowych inspekcji struktury mających na celu wykrywanie ewentualnych uszkodzeń lub pęknięć zmęczeniowych. Zapewnienie bezpieczeństwa, w przypadku wystąpienia uszkodzenia, zostało spełnione głównie dzięki zastosowaniu projektu konstrukcyjnego z wieloma ścieżkami przenoszenia obciążeń i z ustalonymi wymaganiami co do wytrzymałości resztkowej, w przypadku uszkodzenia jednego z elementów konstrukcyjnych. Testy takiej struktury realizowano poprzez weryfikację zdolności do przenoszenia obciążeń statycznych w warunkach uszkodzenia krytycznego elementu konstrukcji. Samolotami zaprojektowanymi według tej koncepcji była większość amerykańskich pasażerskich samolotów odrzutowych pierwszej generacji, np. Boeing 707 i Douglas DC-8.

Gdy wprowadzano koncepcję *Fail-Safe*, nie było jeszcze wymogu przeprowadzania pełnoskalowych badań zmęczeniowych, a niektórzy twierdzili nawet, że badania tego typu nie będą już konieczne. Późniejsze doświadczenia i wiedza, szczególnie wynikające opisanej wcześniej katastrofy samolotu Boeing 707 linii Dan Air, doprowadziły do wprowadzenia obowiązkowych badań zmęczeniowych całej konstrukcji. Dodatkowo konstrukcje tego typu okazały się wrażliwe na rozległe uszkodzenia zmęczeniowe, co wykazała katastrofa samolotu Aloha Airlines.

Należy zauważyć, że nie wszystkie elementy konstrukcyjne nadają się do projektowania zgodnie z filozofią *Fail-Safe*. Głównymi wyjątkami są podwozia, zwykle wykonane z wysokowytrzymałych stali i zaprojektowane zgodnie z zasadą *Safe-Life*. Poza komercyjnymi samolotami pasażerskimi, czy transportowymi, projektowanie zgodnie z *Safe-Life* było również stosowane w samolotach lekkich (General Aviation) oraz w niektórych samolotach wojskowych.

Problemy z wykrywaniem uszkodzeń w trakcie obsługi technicznej należały do najistotniejszych wad tego podejścia oceny bezpieczeństwa, co w połączeniu z innymi czynnikami, a szczególnie ze wspomnianym wypadkiem samolotu linii Dan Air w 1977 r., doprowadziło do wycofana koncepcji *Fail-Safe* dla dużych samolotów z dokumentacji Federal Aviation Regulations (part 25 - Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes) w 1978 r. na korzyść metody *Safe-Life* lub *Damage-Tolerance* [48]. Na rys. 2.9 przedstawiono ewolucję przepisów dotyczących filozofii projektowania cywilnych statków powietrznych.

Należy jednak zauważyć, że pewne aspekty tej koncepcji projektowania przetrwały. W obecnym zakresie ASIP [54], zawierającym aktualne wymagania dla tego programu, uwzględniono wprowadzenie, tam gdzie jest to wykonalne, alternatywnych ścieżek przenoszenia obciążenia, co było istotą podejścia *Fail-Safe*.



Rysunek 2.9. Zmiany w przepisach FAA dotyczących filozofii projektowania dla cywilnych statków powietrznych [22]

2.2.3. *Damage-Tolerance / Flaw-Tolerance* — koncepcja tolerowanego uszkodzenia

Narodziny koncepcji *Damage-Tolerance*³ nierozerwalnie związane były z katastrofą samolotu F-111 w 1969 r. Samoloty tego typu zostały zaprojektowane wg koncepcji *Saif-Life*, a w wyniku przeprowadzonej pełnoskalowej próby zmęczeniowej wykazano trwałość zmęczeniową wynoszącą 16 000 godzin lotu. W związku z uwzględnieniem współczynnika rozrzutu wyników próby, nadano samolotowi resurs 4000 godzin lotu oraz 4000 lądowań [107]. Wspomniana powyżej katastrofa wydarzyła się zaledwie po roku eksploatacji, przy nalocie wynoszącym jedynie 107 godzin. W związku z tym wydarzeniem i problemami napotkanymi podczas eksploatacji samolotów C-5A, USAF przedstawiły i nakazały wprowadzenie nowych wytycznych projektowania w celu zapewnienia integralności strukturalnej statków powietrznych. Wytyczne te stały się znane jako filozofia *Damage-Tolerance*, włączona do specyfikacji wojskowej MIL–SPEC 83444 (1974) [132] i normy wojskowej MIL–STD–1530A (1975) [180].

³Koncepcja *Damage-Tolerance* nazywana jest również *Flaw-Tolerance* ze względu na uwzględnianie ewentualnych wad początkowych struktury

Koncepcja ta różni się od pozostałych w dwóch głównych aspektach:

- należy brać pod uwagę występowanie pęknięć lub wad produkcyjnych w nowej strukturze,
- elementy konstrukcji należy podzielić na dwie kategorie, w zależności od możliwości kontroli w trakcie eksploatacji – na podlegające i niepodlegające kontroli.

Pierwszy aspekt wiąże się z wprowadzeniem wymagań dotyczących rozmiarów uszkodzeń początkowych, które przedstawiono zgodnie ze specyfikacją wojskową MIL SPEC 83444 w tabeli 2.2.

Tabela 2.2. Wymagania bezpieczeństwa USAF MIL-A-8344444 dla zakładanych uszkodzeń początkowych [132]

Typy uszkodzeń		Współczynnik	Wielkość bezpośrec	Wielkość wady w mm, którą należy zak bezpośrednio po inspekcji		
Opis	Geometria	proporcji	kontrola przed eksploata- cją z zastosowaniem wy- sokiego standardu NDI		kontrola w trak- cie eksploatacji przy użyciu spe- cjalnych NDI	
		(a/c)	fail-safe	slow flaw		
wada		1,0	1,27	3,18	6,35	
niowa		0,2				
pęknięcie na wskroś			2,54	6,35	12,7	
wada przy otworze		1,0	0,51	1,27	6,35 ^{<i>a</i>}	
	-	0,2				
pęknięcie na wskroś przy otworze			0,51	1,27	6,35 ^a	

 a poza leb śruby lub nakrętkę

Pomimo, że geometria defektów początkowych przedstawionych powyżej jest raczej arbitralna, ich rozmiary są adekwatne do wykonywania obliczeń mechaniki pękania, która jest drugim, poza inspekcjami, filarem filozofii *Damage-Tolerance*.

Konsekwencją drugiego wymagania jest możliwość projektowania konstrukcji, które są lub nie są, przewidziane do poddawania inspekcją podczas okresu użytkowania:

- konstrukcje podlegające kontroli mogą być zakwalifikowane jako konstrukcje odporne na uszkodzenia lub konstrukcje o powolnym wzroście uszkodzeń, w których przypadku początkowe uszkodzenie musi rosnąć powoli i nie może osiągnąć rozmiaru wystarczająco dużego, aby spowodować awarię statku powietrznego pomiędzy kontrolami;
- konstrukcje niepodlegające kontroli mogą nadal być klasyfikowane jako tolerujące uszkodzenia pod warunkiem, że można je zakwalifikować do kategorii powolnego wzrostu defektu, co w tym przypadku oznacza, że uszkodzenie początkowe nie może wzrosnąć do rozmiaru powodującego awarię konstrukcji podczas zakładanego okresu użytkowania.

Zasada tolerowanego uszkodzenia wymaga, aby począwszy od etapu projektowania przygotować strategię eksploatacji statków powietrznych wykonując odpowiednie badania oraz testy. Statek powietrzny powinien również być eksploatowany w zgodzie z tą koncepcją, czego skutkiem jest wymóg prowadzenia badań oraz monitorowania procesu eksploatacji. Stosowanie koncepcji *Damage-Tolerance* umożliwia precyzyjne nadzorowanie zużycia zmęczeniowego, które znacząco poprawia bezpieczeństwo eksploatacji oraz umożliwia wydłużanie okresu eksploatacji [22].

Projekt, którego założeniem jest ocena bezpieczeństwa przez inspekcje przewiduje, iż system może nadal wykonywać działania, nawet przy wystąpieniu niesprawności, uszkodzenia lub wady, która zmniejszałaby integralność strukturalną. Bezpieczeństwo całej konstrukcji jest zagwarantowane poprzez system badań okresowych. Podczas przeprowadzania analizy bezpieczeństwa w danym punkcie kontrolnym należy określić krytyczną długość pęknięcia a_{cr} , dla której nastąpi uszkodzenie struktury, co zostało graficznie przedstawione na rys. 2.10.

W fazie projektowania należy również określić czas, po którego upływie należy przeprowadzić pierwszą inspekcję t_1 , a następnie wyznaczyć interwały pomiędzy inspekcjami $(t_{i+1} - t_i)$. Co bardzo istotne, okres do pierwszej inspekcji często wynosi nawet 75% zakładanego czasu eksploatacji konstrukcji. Początkowa wielkość pęknięcia a_0 jest to długość pęknięcia w nowym elemencie, natomiast a_{det} jest minimalną, możliwą do wykrycia wielkością pęknięcia, przy użyciu przewidywanych metod badań nieniszczących.



Rysunek 2.10. Koncepcja *Damage-Tolerance / Flaw-Tolerance* w celu zapewnienia wystarczającego okresu użytkowania [192]

Podczas eksploatacji zgodnie z założeniem koncepcji tolerowanego uszkodzenia w praktyce jest stosowana metoda indywidualnego monitorowania każdego statku powietrznego (*Indivi-dual Aircraft Tracking*). Metoda ta zakłada bieżące nadzorowanie długości pęknięcia w każdej lokalizacji krytycznej, dla każdego statku powietrznego. Odbywa się to na podstawie danych o obciążeniach, pochodzących z rejestratora pokładowego, lub innego systemu który gromadzi informacje o rzeczywistym przebiegu eksploatacji.

2.2.4. Koncepcje eksploatacji i proces zarządzania zużyciem zmęczeniowym współczesnych, wysokomanewrowych samolotów bojowych

Zarządzanie zużyciem zmęczeniowym lub integralnością struktury statku powietrznego ma na celu zapewnienie odpowiedniego okresu bezpiecznej eksploatacji [191] przy obciążeniach eksploatacyjnych mieszczących się w ramach zatwierdzonych ograniczeń [187]. Filozofia projektowania jaką należy przyjąć, aby to osiągnąć, zależy od wielu czynników, np. możliwości kontroli, naprawy lub wymiany komponentu, a także od skutków uszkodzenia struktury. Proces zarządzania zużyciem zmęczeniowym rozpoczyna się od koncepcji projektowania, która uwzględnia te czynniki. Tabela 2.3 przedstawia dwie filozofie projektowania, stosowane przez różne siły powietrzne, w programach zarządzania zużyciem zmęczeniowym dla samolotów wy-sokomanewrowych.

Samolot	Operator	Granica okresu użyt- kowania <i>Safe-Life</i>	Koncepcja Damage- Tolerance	Rok
A-3	United States Navy (USN)	18 000 h ¹		1988
A-7	Portuguese AF		Tak	1991
Alphajet	French AF		Tak ²	1997
Eurofighter 2000	Royal AF	Tak		1997
F-14	USN	Tak		1996
F-15	USAF		Tak	1984
F-16	USAF, Royal Netherlands AF		Tak ³	1996
F/A-18	USN	6000 h		1997
F/A-18	RAAF, RCAF ⁴	Tak		1998
F-111	RAAF		Tak ⁵	1996
Hawk T.Mk.1	RAF, RAAF	6000 h		1993
Kfir	Israel AF		Tak ⁶	1988
MB339 CB	Royal New Zealand AF	Tak		1995
Mirage 2000	French AF		Tak	1995
JAS-37 Viggen	Swedish AF		Tak ⁷	1993
JAS-39 Gripen	Swedish AF		Tak	1993
Tornado	German AF and Navy	4000 h		1991

Tabela 2.3. Koncepcje projektowania i zarządzania zużyciem zmęczeniowym statków powietrznych wykorzystywane na wybranych typach samolotów bojowych [121]

¹ Wydłużony resurs z 3000 h do 18 000 h.

² Projektowany bezpieczny czas eksploatacji według koncepcji *Safe-Life* wynosił 10 000 godzin . Modyfikacje pozwoliły wydłużyć ten okres do 18 000 godzin. Obecnie ma być stosowany program przedłużenia okresu eksploatacji oparty na koncepcji *Damage-Tolerance*.

³ Projektowany czas eksploatacji 8000 h.

⁴ W pozycji [195] z 1981 r. podano, że RCAF rozważały zastosowanie koncepcji *Damage-Tolerance*, jednak eksploatują CF-18 zgodnie z filozofią *Safe-Life*.

⁵ Pierwotnie bezpieczny okres eksploatacji wynosił 4000 godzin, ale pod koniec lat 80-tych zmieniono koncepcję na *Damage-Tolerance*.

⁶ Zaprojektowany dla bezpiecznego okresu użytkowania wynoszącego 4000 godzin.

⁷ Samolot zaprojektowano zgodnie z zasadą *Safe-Life*, ale został jednak ponownie oceniony pod kątem możliwości zastosowania filozofii *Damage-Tolerance*.

Z tabeli 2.3 wynika, że liczby typów samolotów projektowanych wg koncepcji bezpiecznej trwałości — *Safe-Life* i wg koncepcji tolerowanego uszkodzenia — *Damage-Tolerance / Flaw-Tolerance* są porównywalne. Dodatkowo widoczne jest, że ten sam użytkownik stosuje różne koncepcje dla różnych statków powietrznych, a ponadto, w niektórych przypadkach, możliwa jest zmiana filozofii.

Doskonałym przykładem jest zarządzanie integralnością struktury statków powietrznych przez Królewskie Australijskie Siły Powietrzne (Royal Australian Air Force —RAAF). W przypadku samolotów F/A-18 stosowana jest koncepcja bezpiecznej trwałości — *Safe-Life*, natomiast samoloty F-111 były początkowo eksploatowane zgodnie z koncepcją bezpiecznej trwałości, co uległo zmianie w późniejszym okresie w związku z przeprowadzonymi badaniami nad koncepcją tolerowanego uszkodzenia — *Damage Tolerance* [191].

Filozofia projektowania samolotów jest jednak tylko jednym z aspektów ogólnego procesu zarządzania zużyciem zmęczeniowym, który ten powinien także:

- uwzględniać, że statki powietrzne nie mogą być eksploatowane po przekroczeniu ekwiwalentnego poziomu zużycia zmęczeniowego lub powyżej dopuszczalnego poziomu uszkodzeń wykazanego w teście zmęczeniowym;
- wymagać, aby przedłużenie okresu eksploatacji było poparte testami zmęczeniowymi, w celu określenia lokalizacji obszarów krytycznych;
- dążyć do zarządzania integralnością strukturalną floty w oparciu o wyniki testów zmęczeniowych;
- wprowadzać program monitorowania obciążeń na każdym statku powietrznym, w celu bieżącego pomiaru obciążeń struktury nośnej [119];
- zastosować ekonomiczny i niezawodny system monitorowania zużycia zmęczeniowego;
- zapewnić integralność danych;
- uwzględniać zgodność danych eksploatacyjnych z danymi z testów zmęczeniowych;
- optymalizować metody przetwarzania danych o statkach powietrznych, tzn. gromadzić surowe dane do przetwarzania na ziemi lub przetwarzać na pokładzie;
- uwzględniać model zużycia zmęczeniowego lub model kumulacji uszkodzeń, który zapewnia dokładne oszacowanie pozostałej trwałości zmęczeniowej;
- zapewniać operatorowi regularne informacje zwrotne.

2.3. Ewolucja metod monitorowania zużycia zmęczeniowego

Zagadnienie metod stosowanych do monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych jest najważniejszym aspektem prowadzonych w pracy analiz. W związku z tym poniżej przedstawiono zarys ewolucji tego zagadnienia na przestrzeni lat oraz czynniki wpływające na jego rozwój w oparciu o [121, 155, 185, 184].

Początkiem nadzorowania zużycia zmęczeniowego samolotów było dokumentowanie nalotu oraz ewentualnie liczby cykli lądowań. Osiągnięcie określonej, certyfikowanej liczby godzin lotu lub dopuszczalnej liczby operacji naziemnych było równoznaczne z wycofaniem statku powietrznego z eksploatacji. Przez długi czas był to jedyny sposób zarządzania flotą samolotów w aspekcie monitorowania zużycia zmęczeniowego. Niewątpliwą zaletą takiego podejścia jest prostota i niskie koszty realizacji. Ze względu na pomijanie różnic w profilach eksploatacji poszczególnych samolotów względem widma próby zmęczeniowej, podejście takie wymuszało jednak stosowanie bardzo wysokich współczynników bezpieczeństwa / współczynników rozrzutu wyników próby zmęczeniowej. Wynikiem tego było nadawanie samolotom relatywnie krótkich resursów eksploatacyjnych. W warunkach bardzo szybkiego rozwoju lotnictwa przez prawie cały XX w. nie stanowiło to problemu dla większości samolotów wojskowych, gdyż zastępowanie ich konstrukcjami następnej generacji następowało w bardzo szybkim tempie. W związku z powyższym, taka koncepcja zarządzania zużyciem zmęczeniowym była powszechna dla wielu samolotów bojowych wprowadzanych do eksplantacji nawet na przełomie lat 80-tych i 90-tych XX w. Nie oznacza to jednak, że prace nad innymi rozwiązaniami nie były prowadzone już wcześniej.

Ważnym czynnikiem, mającym wpływ na omawiane zagadnienie, było opracowanie metod zapisu stanu samolotu w trakcie lotu. Jak już wspomniano, pierwsze rejestratory parametrów lotu (NACA V-G)⁴ pojawiły się już w latach 30-tych XX w.. Wykorzystywane były w owym czasie do rejestracji obciążeń działających na samolot w ramach różnego rodzaju badań, np. pomiarów wpływu podmuchów na obciążenia struktury.

Pierwsze metody zliczania zużycia zmęczeniowego w sposób ciągły wiązały się z opracowaniem mechanicznych liczników zmęczenia (Fatigue meter) nazywanych również akcelerometrami zliczającymi (rys. 2.11). Zasada ich działania polegała na zliczaniu przekroczeń zadanych dodatnich i ujemnych poziomów wartości przeciążeń pionowych n_z podczas lotu. W procesie tym nie są zliczane cykle o małej amplitudzie, które mieszczą się pomiędzy dwoma dyskretnymi poziomami wartości n_z . Urządzenia te zostały opracowane w 1952 r. [174, 175, 156, 168] i były powszechnie stosowane w samolotach wojskowych Wielkiej Brytanii po 1954 r. [167, 186]. W późniejszym okresie, w niektórych samolotach montowano również wskaźnik bieżącego zużycia zmęczeniowego, składający się z kasowalnego licznika i ruchomej cewki połączonej ze zmodyfikowanym licznikiem zmęczenia. Mierzył on średnią amplitudę przeciążenia pionowego w ciągu poprzednich 20 s i w ten sposób umożliwiał załodze ocenę wpływu sposobu pilotażu lub zmiany prędkości lotu na zużycie zmęczeniowe samolotu [121].

⁴Zapisywały one przebiegi zmian prędkości i przeciążenia pionowego, skąd wywodzi się ich nazwa.

Na początku lat 50-tych XX w. w USA zaczęły być używane rejestratory prędkości, przeciążenia i wysokości (V-G-H) [172, 151, 121]. Doświadczenia USAF z 1958 r. z katastrofami samolotów Boeing B-47 wywołanymi uszkodzeniami zmęczeniowymi zapoczątkowały rozwój Programu Integralności Strukturalnej Statków Powietrznych (ASIP) [103]. Doprowadziło to do obowiązkowego stosowania systemów rejestracji parametrów lotu samolotu. Trzeba jednak zaznaczyć że w tamtym okresie monitorowanie to służyło przede wszystkim do analizy przekroczeń eksploatacyjnych. Upowszechnienie się od lat 60-tych XX w. samolotów o zmiennej geometrii skrzydeł wykazało jednak potrzebę opracowania bardziej zaawansowanych systemów zapisu parametrów lotu niż powszechne w tamtym czasie rejestratory V-G-H [154].



Rysunek 2.11. Akcelerometr zliczający (R.A.E Fatigue Meter MK.14) [9]

Przełom w monitorowaniu zużycia zmęczeniowego związany był z opracowaniem nowych metod zliczania cykli, takich jak *Rainflow* i *Range Pair* na przełomie lat 60-tych i 70-tych XX w. Ponadto, wprowadzenie komputerów oraz cyfrowych form zapisu i analizy danych z rejestratorów wpłynęło na wzrost popularności i zwiększenie dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych oraz powolne odchodzenie od poprzednich metod.

Zakończenie zimnej wojny było dodatkowym, wyjątkowo istotnym, czynnikiem wpływającym na popularyzację nowych metod monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych. Znaczące zmniejszenie tempa wyścigu zbrojeń oraz ograniczenie budżetów wojskowych, wywołane odwilżą polityczną, doprowadziło do konieczności wydłużenia eksploatacji wykorzystywanych w tym czasie samolotów bojowych. Z tego powodu liczne badania i programy rozwojowe w tym obszarze przypadają na lata 90-te XX w. i pierwszą dekadę XXI w.

Dodatkowo, do monitorowania zużycia zmęczeniowego coraz powszechniej zaczęto stosować systemy oparte o czujniki tensometryczne. Pomimo, iż pierwsze zastosowanie tensometrów elektrooporowych do pomiaru obciążeń w locie datuje się już na lata 40-te XX w. to, ze względu na ograniczenia techniczne, były one stosowane przede wszystkim w programach badawczych mających wyznaczyć widmo obciążeń do prób zmęczeniowych i zależności pomiędzy rejestrowanymi parametrami lotu, a siłami działającymi na strukturę. Dopiero miniaturyzacja, znaczący wzrost mocy obliczeniowej komputerów i radykalne zwiększenie pojemności nośników danych uzasadniło ich zastosowanie do monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów. W związku z powyższym ewolucja narzędzi wykorzystywanych do monitorowania zużycia zmęczeniowego może być podsumowana w sposób przedstawiony na rys. 2.12.



Rysunek 2.12. Ewolucja narzędzi monitorowania zmęczenia, opracowano na podstawie [121]

Opisana ewolucja podejścia do monitorowania zużycia zmęczeniowego istotnie przełożyła się na wydłużenie czasu eksploatacji samolotów bojowych. Zwiększenie wiedzy i kontroli nad sposobem wykorzystywania samolotów, i wiążących się z tym obciążeń struktury pozwoliło na znaczne zmniejszenie wartości stosowanych współczynników bezpieczeństwa / współczynników rozrzutu wyników próby. Pozwoliło to, wraz ze zmianami w koncepcjach eksploatacji, nawet na kilkukrotne wydłużenie okresu eksploatacji statków powietrznych. Wpływ omówionej ewolucji metod monitorowania zużycia zmęczeniowego został zobrazowany na rys. 2.13.

Obecnie nadal rozwijane są cyfrowe systemy i czujniki, które rejestrują więcej parametrów lotu z większą dokładnością i częstotliwością niż kiedykolwiek wcześniej. Jednakże przegląd literatury wskazuje, że systemy te nie są optymalizowane pod kątem wykorzystania do monitorowania zużycia zmęczeniowego. Pomimo wielu lat rozwoju metod monitorowania zużycia zmęczeniowego, w dalszym ciągu nie wprowadzono jednej, dominującej, metody zarządzania flotą samolotów. Filozofie projektowe [121], które są uwzględniane w programach zarządzania zmęczeniem, są zróżnicowane, a wyniki testów zmęczeniowych są interpretowane na różne sposoby, choćby poprzez dobór wartości współczynników rozrzutu wyników próby. Ten ostatni aspekt dotyczy szczególnie samolotów wojskowych, w przypadku których to instytucje użytkownika, decydują o jego wartości. Operatorzy nadal prowadzą prace nad wieloma narzędziami do monitorowania zmęczenia, ponieważ rozwój technologii cechuje się dużą dynamiką. Część użytkowników zbiera nieprzetworzone dane, podczas gdy inni przetwarzają je już na pokładzie statku powietrznego, jak w przypadku samolotów Eurofighter Typhon i Lockheed-Martin F-16. Ostatecznie niewielu użytkowników stosuje ten sam model uszkodzeń zmęczeniowych i metodę jego monitorowania. Istotny wpływ na taki stan rzeczy mają również czynniki ekonomiczne. Koszty dodatkowych badań i inspekcji oraz zarządzania nowoczesnym programem monitorowania zużycia zmęczeniowego mogą nie być uzasadnione w przypadku nielicznej floty samolotów danego typu. W związku z powyższym w dalszym ciągu występuje różnorodność stosowanych rozwiązań, nawet w ramach sił powietrznych jednego kraju. W ramach podsumowania w tabeli 2.4 zestawiono omówione metody monitorowania zużycia zmęczeniowego wraz z wykazem zalet i wad każdej z nich.



Rysunek 2.13. Wpływ metod monitorowania zużycia zmęczeniowego na okres eksploatacji samolotu, opracowano na podstawie [71]

Metoda	Zalety	Wady
Zliczanie godzin lotu i lądowań.	 nie wymaga dodatkowego wyposa- żenia, prosta i tania w realizacji. 	 zakłada, że każdy samolot ma iden- tyczne widmo obciążeń, zliczanie cykli dotyczy tylko lądowań i ewentualnie struktur obciążanych ci- śnieniowo.
Fatigometr — akcelerometr zliczający <i>n_z</i> , uzupełniony o dane czasu lotu, typie misji i informacje o podwieszeniach (zakłada się, że masa jest stała podczas całego lotu).	 prosta i niskokosztowa w realizacji, niska masa, solidność, minimalne wymagania dotyczące obróbki danych. 	 stosunkowo mała dokładność, można monitorować tylko elementy, na które wpływa przeciążenie nz, przeciążenia nz zwykle rejestrowane w ustalonym, nominalnym środku masy, trudna do zweryfikowania poprawności danych, trudne estymacji przy brakujących danych, nie uwzględnia się obciążeń asymetrycznych, stałe wartości przedziałów poziomów zliczanych nz, utrata podstawy czasu, w związku z czym nie można uwzględnić efektów sekwencyjnych, należy założyć wagę (konserwatywnie), wymagana funkcja przejścia pomiędzy nz a naprężeniem w miejscu krytycznym.
Zliczanie cykli, np. metodą <i>Rainflow</i> .	 stosunkowo tania w realizacji, niektóre dane są przetwarzane na pokładzie. 	 utrata podstawy czasu, trzeba określić obwiednie obciążeń, trudne do zweryfikowania poprawności danych, trudne estymacji przy brakujących danych, utrudniona kalibracja czujnika ze względu na format danych.

Tabela 2.4. Narzędzia monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych [121]

Metoda	Zalety	Wady
Modelowanie obciążeń w oparciu o na dane z pokładowego rejestratora parametrów lotu.	 możliwość monitorowania wielu parametrów lotu, zapis podstawy czasu, może być wykorzystana do innych badań (np. zdarzeń lotniczych, przeciążeń), może rejestrować dane z innych czujników tj. tensometry, umożliwia automatyzację kontroli stanu technicznego, może być potencjalnie wykorzy- stana do doboru operacji lotni- czych w celu zminimalizowania uszkodzeń. 	 wymagany duży program badań ob- ciążeń (wymagane są liczne uwarun- kowania lotu i opracowanie wyników jest czasochłonne i skomplikowane), dokładność oszacowania obciążeń w przypadku braków w zapisach jest wątpliwa, nie uwzględnia się podmuchów wia- tru i buffetingu, kosztowny i konieczny standardowy interfejs dla komputera pokładowego, wymagane oprogramowanie i skom- plikowane przetwarzanie danych, potrzebna jest weryfikacja danych.
Monitorowanie obciążeń za pomocą czujników tensometrycznych.	 bezpośrednio monitoruje główną składową obciążenia (np. moment zginający nasady skrzydła), jest wrażliwa na nagłe manewry, podmuchy wiatru oraz obciążenia od drgań konstrukcji, bezpośrednio porównywalna z testem zmęczeniowym, uwzględnia zmiany masy podczas lotu, czujniki światłowodowe są niewrażliwe na zakłócenia elektromagnetyczne, czujniki światłowodowe mają większą niezawodność niż tensometry elektrooporowe, wysoka dokładność pomiaru odkształcenia. 	 trudności w określeniu optymalnej lo- kalizacji czujników, instalacja i serwisowanie przyrządów pomiarowych jest trudne, czujniki wymagają kalibracji, niezawodność tensometrów i wzmac- niaczy jest ograniczona, wymagane oprogramowanie i skom- plikowane przetwarzanie danych, tensometry elektrooporowe są wraż- liwe na zakłócenia elektromagne- tyczne, tensometry światłowodowe wyma- gają dalszego rozwoju.

	Tabela 2.4 cd. Narzędzia	monitorowania	zużycia	zmęczeniowego	statków	powietrznyc	h [121]
--	--------------------------	---------------	---------	---------------	---------	-------------	--------	---

2.4. Indywidualne śledzenie zużycia zmęczeniowego statków powietrznych

Indywidualne śledzenie zużycia zmęczeniowego samolotów (*Individual Aircraft Tracking* — IAT), które zostało opisane między innymi w [121, 146], wiąże się z każdą z opisanych w poprzednim punkcie metod monitorowania / zarządzania zużyciem zmęczeniowym samolotów. W najstarszym, klasycznym podejściu do monitorowania IAT polegało jedynie na zliczaniu nalotu i ewentualnie liczby lądowań. W takim podejściu pomijane jest bardzo wiele czynników wpływających na obciążenia i zużycie zmęczeniowe samolotu. Przez długi czas takie podejście nie stanowiło jednak problemu w związku ze stosowaniem wysokich wartości współczynników bezpieczeństwa / współczynników rozrzutu wyników prób zmęczeniowych. Wprowadzanie nowszych metod monitorowania zużycia zmęczeniowego' najczęściej związane z wydłużaniem resursu eksploatacyjnego i spadkiem współczynników bezpieczeństwa, wymagało jednak uwzględnienia dokładniejszego podejścia do IAT, dla dokładniejszej oceny zużytej trwałości zmęczeniowej struktury samolotu, niezbędna jest wiedza o rzeczywistych obciążeniach, jakim poddawana była konstrukcja.

Podstawowym czynnikiem umożliwiającym rozwój IAT było rozpowszechnienie się pokładowych rejestratorów parametrów lotów oraz możliwość łatwej archiwizacji i przetwarzania danych w oparciu o zapisy w formie cyfrowej. W związku z tą zmianą możliwe stało się wyznaczenie rzeczywistych widm eksploatacyjnych. Tradycyjnie zakładano, że spektrum obciążeń dla floty samolotów jest zgodne z widmem projektowym, więc statek powietrzny może być bezpiecznie eksploatowany podczas całego zakładanego okresu użytkowania. Poprawność tego założenia okazała się jedna mocno uzależniona od rodzaju statku powietrznego. W przypadku samolotów komunikacyjnych, które wykonują ściśle określone misje o bardzo podobnym profilu obciążeń, widmo obciążeń zależy przede wszystkim od masy i warunków atmosferycznych, w jakich odbywa się lot. W związku z czym założenie o podobieństwach profili projektowych i eksploatacyjnych można uznać za spełnione. Z kolei zadania stawiane samolotom myśliwskim, szkoleniowym, bądź szturmowym, są bardzo zmienne, a konsekwencją tego są bardzo znaczące różnice w liczbie i wartościach obciążeń działających na samolot w jednostce czasu. Nie jest wskazane zatem monitorowanie stanów obciążeń tylko na podstawie czasu misji i niezbędne staje się, w przypadku wydłużania eksploatacji, zastosowanie rozszerzonego programu IAT dla tej grupy samolotów.

Wspomniane powyżej znaczące różnice w obciążeniach samolotów bojowych w zależności od profilu misji stanowią o dwóch głównych zaletach IAT — możliwości weryfikacji widma eksploatacyjnego względem projektowego lub względem wyników próby zmęczeniowej oraz uwzględnienia rozrzutu intensywności użytkowania poszczególnych samolotów.

Widma obciążeń operacyjnych mogą być zarówno bardziej lub mniej rygorystyczne niż zakładane widma projektowe lub widma wykorzystane w próbach zmęczeniowych. Powodem różnic w intensywności eksploatacji statku powietrznego przez każdego użytkownika może być różnica rodzajów realizowanych misji i ich charakteru w trakcie eksploatacji samolotów, jak również technika pilotażu wynikająca z wykonywania bardziej lub mniej dynamicznych manewrów w ramach tej samej misji. Zdefiniowanie tych różnic może być przydatne do identyfikacji trendów w użytkowaniu statku powietrznego, do określenia czy loty stały się bardziej umiarkowane, czy bardziej intensywne oraz do odpowiedniego zaplanowania operacji dla poszczególnych statków powietrznych. Przykładem może być porównanie widma projektowanego i eksploatacyjnego dla samolotów F/A-18 wykorzystywanych przez Królewskie Australijskie Siły Powietrzne (RAAF), przedstawione w [121]. Programy IAT w RAAF są wykorzystywane do gromadzenia i analizowania danych dotyczących obciążeń z każdego samolotu, w celu przewidywania stanu uszkodzeń w miejscach krytycznych. W ten sposób określany jest zasób pozostałej trwałości zmęczeniowej każdego samolotu, w całym okresie jego eksploatacji, w oparciu o jego własne spektrum obciążeń konstrukcji. Na podstawie tych informacji można obliczyć stopień zużycia trwałości zmęczeniowej i pozostały okres użytkowania dla każdego statku powietrznego. Obliczanie zużycia zmęczeniowego na podstawie indywidualnych widm obciążeń ujawnia duży rozrzut w intensywności eksploatacji poszczególnych samolotów. Aspekt ten jest wyrażony zazwyczaj przez wskaźnik akumulacji zużycia zmęczeniowego. Wskaźnik ten jest wartością zużycia zmęczeniowego pojedynczego statku powietrznego, obliczoną przy użyciu standardowej metody RAAF stosowanej na F/A-18, a następnie znormalizowaną do liczby godzin użytkowania statku powietrznego. Należy zauważyć, że zastosowanie średniego profilu dla wszystkich samolotów tego typu byłoby niepoprawne, ponieważ dla niektórych z nich wskaźnik akumulacji zużycia zmęczeniowego jest niemal dwukrotnie większy od średniej z calej floty[121].

Podsumowując, do korzyści uzyskanych ze stosowania programu IAT przez RAAF należą:

- porównanie widm projektowych i użytkowych dla każdego statku powietrznego;
- oszacowanie pozostałej trwałości zmęczeniowej lub stanu uszkodzenia głównych elementów każdego statku powietrznego na podstawie monitorowania obciążeń w podstawowej strukturze statku powietrznego i w powiązaniu z wynikami z prób zmęczeniowych;
- planowanie przeglądów technicznych / działań związanych z techniczną obsługą i konserwacją zgodnie z oszacowaniami dotyczącymi trwałości zmęczeniowej;
- modyfikacja działań w celu utrzymania stabilnego poziomu zużycia trwałości zmęczeniowej;
- powstanie bazy danych obciążeń eksploatacyjnych w powiązaniu z próbami w locie, w celu wykorzystania do badań zmęczeniowych i porównania z danymi z wcześniej prze-

prowadzonych testów [31];

- identyfikacja niejednakowych możliwości wykorzystania różnych statków powietrznych w tych samych warunkach lotu (poprzez ocenę poziomu trudności misji, wpływu wyposażenia samolotu i wpływu warunków meteorologicznych na obciążenia);
- uzyskanie lepszego zrozumienia warunków obciążenia (w połączeniu z danymi z prób w locie).

Dane uzyskane z programów IAT mogą być również wykorzystane do:

- lepszego projektowania przyszłych statków powietrznych lub przemyślanego pozyskiwania nowych statków powietrznych do wykonywania tych samych zadań;
- określania, przy wykorzystaniu danych z prób w locie, jakie parametry lotu należy rejestrować w nowych statkach powietrznych lub nowych systemach zapisu dla tego samego statku powietrznego, aby umożliwić dokładniejsze obliczanie okresu eksploatacji krytycznych elementów konstrukcyjnych.

2.5. Metody zliczania cykli

Przyczyną zużycia zmęczeniowego konstrukcji jest zawsze poddawanie jej zmiennym w czasie obciążeniom, a w przypadku samolotów bardzo istotny problem stanowi występowanie obciążeń (i odpowiadających im naprężeń) o zmiennej amplitudzie. Aspekt ten był podnoszony był wielokrotnie w trakcie rozwoju badań zmęczeniowych i został szerzej opisany w punkcie 2.1. W związku z powyższym, zliczanie cykli oddziaływających na strukturę stanowi kluczowy element wszystkich nowoczesnych systemów monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych i zostało opisane na podstawie następujących źródeł [134, 65, 87].

Mimo iż przebieg obciążeń zmiennych ma zazwyczaj charakter losowy, podyktowany warunkami eksploatacji urządzenia, to podstawowe pojęcia i wielkości charakteryzujące cykle naprężenia najprościej można zdefiniować rozpatrując przypadek obciążenia sinusoidalnie zmiennego, które powoduje powstanie naprężeń mających taki sam charakter zmian.

Na rys. 2.14 przedstawiono przekładowy przebieg cyklu naprężeń i zaznaczono podstawowe parametry służące do jego opisu matematycznego. Na podstawie omówionych wartości charakterystycznych cykle można sklasyfikować zgodnie ze schematami przedstawionymi w tabeli 2.5. Wartości charakterystyczne cyklu naprężeń definiowane są za pomocą następujących zależności [87]:

- wartość maksymalna cyklu napreżeń: σ_{max} ;
- wartość minimalna cyklu napreżeń: σ_{min} ;
- amplituda

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \tag{2.1}$$

• zakres zmian (magnituda)

$$\Delta \sigma = 2\sigma_a = \partial_{\max} - \partial_{\min} \tag{2.2}$$

• wartość średnia

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \tag{2.3}$$

• współczynnik asymetrii cyklu

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \tag{2.4}$$

• współczynnik stałości obciążeń

$$\chi = \frac{\sigma_m}{\sigma_a} = \frac{1+R}{1-R} \tag{2.5}$$



Rysunek 2.14. Podstawowe parametry cyklu naprężenia [87]

Wykres przebiegu obciążeń w czasie	Nazwa cyklu	Wartości parametrów cyklu
σ	Cykl jednostronny do- datni	$\sigma_m > 0$ $\sigma_a \neq 0$ 0 < R < 1 $1 < \chi < +\infty$
	Cykl odzerowo tętniący dodatni	$\sigma_m = \sigma_{\max}/2$ $\sigma_a = \sigma_{\max}/2$ R = 0
	Cykl dwustronny	$\sigma_m > 0$ $\sigma_a \neq 0$ -1 < R < 0 $0 < \chi < 1$
σ_{max}	Cykl wahadłowy	$\sigma_m = 0$ $\sigma_a = \sigma_{max} = \sigma_{min} $ R = -1 $\chi = 0$
	Cykl dwustronny	$\sigma_m < 0$ $\sigma_a \neq 0$ $-\infty < R < -1$ $-1 < \chi < 0$
σ	Cykl odzerowo tętniący ujemny	$\sigma_m = \sigma_{\min}/2$ $\sigma_a = \sigma_{\min} /2$ $R = \pm \infty$ $\chi = -1$
σ_{max} t	Cykl jednostronny ujemny	$\sigma_m < 0$ $\sigma_a \neq 0$ $1 < R < +\infty$ $-\infty < \chi < -1$

Tabela 2.5. Klasyfikacja cykli naprężeń w zależności od wartości charakterystycznych [87]

2.5.1. Przygotowanie danych wejściowych

Rzeczywiste przebiegi naprężeń konstrukcji samolotu stanowią losowe połączenie wszystkich z wymienionych rodzajów cykli, a ponadto opieranie się na danych eksploatacyjnych wiąże się z występowaniem uszkodzonych lub błędnych zapisów.

W związku z powyższym, przed przystąpieniem do zliczania cykli, dane wejściowe należy odpowiednio przygotować.

Na początku zarejestrowane dane pomiarowe (zbiór A), należy poddać filtracji. Ma to na celu usunięcie danych powtarzających się lub zarejestrowanych błędnie. Pierwszym etapem jest filtrowanie według gradientu narastania. Umożliwia to odfiltrowanie tych wartości, które zostały błędnie zapisane podczas pomiaru. Jeśli różnica wartości dwóch kolejnych punktów przekracza zadaną wartość maksymalną, wówczas z ciągu zostaje usunięty punkt, który nie spełnia kryterium [87],co może być opisane za pomocą zależności:

$$\wedge_{i \in \{1, \dots, I\}} B_j = \left\{ \begin{array}{l} \emptyset \ dla \ \frac{\partial A_i}{\partial t} \ge Z \\ A_i \ dla \ \frac{\partial A_i}{\partial t} < Z \end{array} \right\}$$
(2.6)

gdzie:

A — zbiór wejściowy,

B — zbiór wartości odfiltrowanych,

I — liczebność zbioru wejściowego,

Z — wartość maksymalna różnicy wartości kolejnych punktów.

Operacja taka pozwala na usunięcie niefizycznych fragmentów zapisu, powstałych w wyniku niepoprawnego zadziałania czujnika, bądź rejestratora. Dodatkowym czynnikiem mogącym powodować wystąpienie takich błędów jest proces odczytu i archiwizacji zapisów.

Kolejnym etapem filtrowania jest usunięcie wartości powtarzających się, tzn. jeśli w zbiorze *B* występują bezpośrednio po sobie dwie identyczne wartości, wówczas jedna z nich zostaje usunięta, co wyraża następująca zależność:

$$\bigwedge_{i \in \{1, \dots, I\}} C_j = B_i \iff B_i \neq B_{i-1}$$
(2.7)

gdzie:

B — zbiór wartości odfiltrowanych,

C — zbiór bez wartości powtarzających się,

I — liczność zbioru B.

Ostatnim etapem przygotowania danych jest wygenerowanie ciągu składającego się z ekstremów zdefiniowanych, jako:

- ekstremum lokalne jest to taki punkt *x*, w którym funkcja ma wartość mniejszą (minimum lokalne) lub większą (maksimum lokalne) od innych punktów w pewnym otoczeniu punktu *x*.
- ekstremum globalne jest to taki punkt *x*, w którym funkcja jest większa (maksimum globalne) lub mniejsza (minimum globalne) od wszystkich innych punktów funkcji.

Wszystkie wartości pomiędzy ekstremami są usuwane. Tworzony jest ciąg "min-max" wg zależności:

$$\bigwedge_{j \in \{1,...,J\}} D_k = \begin{cases} C_{j+1} \Leftrightarrow C_{j+1} > C_j \wedge C_{j+2} < C_{j+1} \\ C_{j+1} \Leftrightarrow C_{j+1} < C_j \wedge C_{j+2} > C_{j+1} \\ \emptyset \quad w \, przeciwnym \, wypadku \end{cases}$$
(2.8)

gdzie:

D — zbiór wartości min-max.

Po wykonaniu opisanych operacji można przystąpić do zliczania cykli z wykorzystaniem wybranej metody.

W trakcie rozwoju badań nad zużyciem zmęczeniowym w lotnictwie stosowano wiele sposobów zliczania cykli, jednak obecnie wykorzystywane są przede metody *Rainflow* i *Range Pairs*.

Inne, alternatywne metody wykorzystywane na przestrzeni lat w analogicznych zastosowaniach, zostały przedstawione w załączniku Z.3 zgodnie z [65].

2.5.2. Metoda Rainflow

Idea metody *Rainflow* polega na ustawieniu zarejestrowanego ciągu danych, przedstawionego w postaci graficznej, w pionie, zaczynając od pierwszego elementu, a następnie traktowanie każdego z ekstremów lokalnych jako źródła wody, która spływa po "dachu" w dół, aż do osiągnięcia końca danych (jak przedstawiono na rys. 2.15) i zliczaniu tzw. półcykli.

Półcykle zliczane są w przypadku, gdy:

- spływająca kropla osiągnie koniec ciągu,
- kropla połączy się z kroplą, która spływa z wcześniejszego "daszka",
- kiedy kropla przepłynie obok ekstremum o większej magnitudzie.

Opisane wyżej kroki stosuje się dla minimów i maksimów z ciągu danych. Na zakończenie dokonuje się parowania wyznaczonych półcykli w pełne cykle, które są tworzone przez łączenie półcykli o identycznych magnitudach i wartościach średnich, a następnie jedynie o takich samych magnitudach.



Rysunek 2.15. Ideowe przedstawienie metody *Rainflow* oraz cykli wyznaczonych z jej pomocą [65]

2.5.3. Metoda Range Pairs

Metoda ta polega na wyznaczeniu cykli zastępczych poprzez wybranie z ciągu danych sąsiadujących ze sobą par ekstremów min-max mających najmniejszą różnicę. Znalezioną parę usuwa się z ciągu danych i zapisuje, a całą procedurę powtarza od początku, aż do chwili, gdy w ciągu danych pozostaną jedynie elementy z których nie można wybrać żadnej pary. W tej metodzie cykle definiuje się następującą zależnością [65]:

$$|r_2 - r_1| \ge |r_3 - r_2| \le |r_4 - r_3| \tag{2.9}$$

gdzie r_1 , r_2 , r_3 i r_4 to cztery kolejne elementy ciągu danych. Jeśli zależność jest spełniona to r_2 i r_3 tworzą cykl. Przykład realizacji zliczania cykli omawianą metodą został przedstawiony na rys. 2.16.

Przy zastosowaniu metody wyznaczania cykli *Range Pairs* mogą pozostać elementy ciągu danych, które nie zostaną przypisane do żadnego cyklu. Jednym z rozwiązań stosowanych w takim przypadku jest utworzenie cykli poprzez parowanie ekstremów, zgodnie z malejącą magnitudą.



Rysunek 2.16. Ideowe przedstawienie metody *Range Pairs* oraz cykli wyznaczonych z jej pomocą [65]

2.6. Model zużycia zmęczeniowego i kompensacja wartości średniej

Celem każdego programu monitorowania zużycia zmęczeniowego jest określenie pozostałej ilości trwałości zmęczeniowej statków powietrznych w oparciu o ich widmo eksploatacyjne.

Wszystkie programy integralności struktury samolotów są tworzone w oparciu o wyniki badań analitycznych i testów zmęczeniowych. Podstawą takiego programu jest przyjęty model zużycia zmęczeniowego lub model kumulacji uszkodzeń [121, 87, 94, 80, 2].

Dobór odpowiedniego modelu uzależniony jest w pierwszej kolejności od zastosowanej koncepcji projektowania statków powietrznych. W przypadku filozofii *Safe-Life* jest to najczęściej hipoteza kumulacji zużycia zmęczeniowego Palmgrena-Minera, natomiast dla filozofii *Damage-Tolerance* są to różne modele rozwoju pęknięcia. Niektóre z modeli zużycia zmęczeniowego lub uszkodzeń stosowane w monitorowaniu zużycia zmęczeniowego zostały wymienione w tabeli 2.6.

Tabela 2.6. Modele uszkodzeń zmęczeniowych stosowane w niektórych współczesnych samolotach, opracowano na podstawie [121]

Samolot	Metoda
F/A-18	Współczynnik karbu jest wyznaczany lokalnie w zakresie liniowym i pozali- niowym (histerezy)z zasady Neuber'a, obliczenia bazują na odkształceniach, i są wykonywane na zliczonych cyklach. Obliczenia zmęczenia opierają się na jednej krzywej zmęczeniowej dla cykli symetrycznych z empirycznie wyzna- czonym równaniem do konwersji cykli z lotów o różnej wartości współczynnika asymetrii [129].
Tornado, Hawk	Obliczenia bazują na hipotezie liniowej kumulacji Palmgrena-Minera, wykorzy- stywane są liczne krzywe zmęczeniowe o różnych współczynnikach asymetrii cyklu. Przy wyznaczaniu liczby cykli do zniszczenia uwzględniany jest karb geo- metryczny i wpływ czynników technologicznych i produkcyjnych [116, 135].
A-7	Wykonywane są obliczenia mechaniki pękania na bazie równania Formana, z wykorzystaniem programu EFGRO uwzględniającego model retardacji Whe- eler'a dla cykli w których pojawia się przekroczenie granicy plastyczności [153].
Kfir	Wykonywane są obliczenia mechaniki pękania, z uwzględnieniem wpływ domy- kania pęknięcia (<i>crack closure</i>) na tempo wzrostu pęknięć oraz charakterystyki ich retardacji [144].
F-15	Wykonywane są obliczenia mechaniki pękania, z uwzględnieniem wpływ/modelu kontaktu na naprężenia resztkowe spowodowane przez upla- stycznienie końcówki pęknięcia wynikające z lokalnych przeciążeń materiału i retardacji [77].

Samolot	Metoda
F-16 (RNLAF)	Wykonywane są obliczenia mechaniki pękania ,z uwzględnieniem wpływ se- kwencji cykli sekwencja jest kalibrowana dla referencyjnego okresu użytkowa- nia. Domykanie pęknięcia i jego retardacja są uwzględniane po przekroczeniu minimalnego naprężenia inicjującego w cyklu [32].
F-16 (USAF)	Wykonywane są obliczenia mechaniki pękania bazujące na zmodyfikowanym modelu Willeborga. Dodatkowo wykorzystywane są wyznaczone na bazie histo- rii eksploatacji i biblioteki danych materiałowych dane do obliczeń każdego pkt. kontrolnego na każdym samolocie indywidualnie [189, 126].
JAS-37 Viggen	Obliczenia mechaniki pękania są wykonywane na ciągłym przebiegu (bez zli- czania cykli), z pominięciem zakresu plastycznego. Wykorzystano metodę ele- mentów skończonych dla wyznaczenia rozkładu naprężeń i współczynnika ich intensywności wzdłuż ścieżki pęknięcia. Obliczenia wykonywane są na opro- gramowaniu LIFE bazującym na kodach CRACK IV, EFFGRO, ESACRACK [137].
Mirage 2000	Wykorzystano model domknięcia pęknięcia ONERA do obliczeń mechaniki pę- kania [26].
B-1B	Obliczenia wykorzystują równanie Walkera, oraz model interakcji (zmodyfiko- wany model Willenborg'a/Chang'a) który zakłada, że efekt retardacji spowo- dowany przeciążeniem w cyklu jest spowodowany zmianami w lokalnym polu naprężeń w miarę wzrostu pęknięcia poprzez występowanie strefy ściskających napreżeń szczątkowych powstałych w wyniku przeciążenia [34].

Tabela 2.6.c.d. Modele uszkodzeń zmęczeniowych stosowane w niektórych współczesnych samolotach, opracowano na podstawie [121]

Wyniki badań zmęczeniowych są niezbędne do wdrożenia systemu monitorowania zużycia zmęczeniowego. Symulacja przebiegu tego procesu, w każdym krytycznym miejscu, jest przedmiotem badań przeprowadzanych za pomocą modeli uszkodzeń zmęczeniowych. Modele te powinny być kalibrowane przy wykorzystaniu wyników z pełnoskalowych prób zmęczeniowych uzupełnionych badaniem próbek materiału, badaniami elementów i/lub danymi o defektach powstałych w trakcie eksploatacji. Pełnoskalowe badania zmęczeniowe mają na celu [106]:

- zidentyfikowanie najbardziej krytycznych części całej konstrukcji, które są podatne na uszkodzenia zmęczeniowe;
- porównanie analitycznych danych projektowych z danymi z testów zmęczeniowych;
- uzasadnienie wprowadzenia programu przedłużenia resursu;
- określenie bezpiecznego okres eksploatacji dla koncepcji *Safe-life* lub granicznej wielkości uszkodzeń dla koncepcji *Damage-Tolerance*;
- określenie charakterystyk wzrostu pęknięć na podstawie których ustalane są harmonogramy kontroli, przeglądów i napraw okresowych (*Damage-Tolerance*).

Wykorzystany w dalszej części pracy model zużycia zmęczeniowego opiera się na hipotezie kumulacji zużycia zmęczeniowego Palmngrena-Minera dla krzywej S-N w postaci:

$$\sum_{i=1}^{n} \frac{D_i}{D} \le 1 \tag{2.10}$$

gdzie:

D — całkowite zużycie zmęczeniowe,

 D_i — zużycie zmęczeniowe cząstkowe.

Alternatywnie możliwe jest przedstawienie tej hipotezy w postaci zależnej od liczby cykli dla kolejnych wartości obciążeń z wykorzystaniem formuły:

$$D = \sum_{\sigma_{\min}}^{\sigma_{\max}} \frac{n_i}{N_i} \le 1$$
(2.11)

gdzie:

n_i — liczba cykli zarejestrowanych dla *i*-tej wartości współczynnika obciążenia,

 N_i — maksymalna liczba cykli dla *i*-tej wartości współczynnika obciążenia określona przez krzywą S-N opisaną wg przyjętego wzoru np. 2.12,

i — zakres współczynnika obciążenia.

Osiągnięcie wartości D = 1 odpowiada całkowitemu wykorzystaniu zasobu trwałości zmęczeniowej.

W celu wykorzystania powyższej hipotezy niezbędne jest zdefiniowanie charakterystyki krzywej S-N dla rozpatrywanej konstrukcji. Krzywa ta definiuje liczbę cykli *N* na dowolnym *i*-tym poziomie naprężeń, która spowoduje zniszczenie konstrukcji. Krzywą S-N opisuje równanie 2.12.

$$\sigma_a = AN^b \tag{2.12}$$

gdzie σ_a oznacza amplitudę naprężenia, N jest całkowitą liczbą cykli do zniszczenia przy tej amplitudzie naprężenia, natomiast A i b są stałymi doświadczalnymi, charakterystycznymi



dla danego materiału lub konstrukcji. Przykładowa krzywa S-N została zaprezentowana na rys. 2.17.

Rysunek 2.17. Przykładowa krzywa S-N [80]

Dwa zaznaczone na rys. 2.17. obszary to odpowiednio :

- LCF (*Low cycle fatigue*) zmęczenie niskocyklowe;
- HCF (*High cycle fatigue*) zmęczenie wysokocyklowe.

Ze względu na skomplikowanie, czasochłonność i koszty wyznaczenia krzywych S-N dla danego materiału lub konstrukcji, zazwyczaj wyznacza się tylko jedną krzywą dla cykli symetrycznych. Krzywe w takiej postaci nie nadają się wprost do zastosowania w modelu zużycia zmęczeniowego. Bardzo ważnym czynnikiem wpływającym na kształt krzywej S-N jest współczynnik asymetrii cyklu, wyrażany przez jego wartość średnią. Jest to szczególnie istotne dla konstrukcji poddawanych zmiennym obciążeniom, jak struktura statku powietrznego.

Przykładowy wpływ wartości średniej cyklu na przebieg krzywych S-N konstrukcji skrzydła został przedstawiony na rys. 2.18. Analiza wykresu wyraźnie pokazuje, że zwiększenie wartości średniej cyklu powoduje wystąpienie większych wartości naprężeń maksymalnych w obiekcie, co znacząco wpływa na szybsze zużycie trwałości zmęczeniowej. Oznacza to, że obciążenia



o wysokim współczynniku asymetrii cyklu powodują zużycie zmęczeniowe odpowiadające cyklom symetrycznym o znacznie większej amplitudzie. Zobrazowane zostało to na rys. 2.19.

Rysunek 2.18. Wpływ wartości średniej cykli na kształt krzywej S-N[2]





Obserwacje tego zjawiska w trakcie długiej historii badań zmęczeniowych doprowadziły do opracowania całej rodziny modeli kompensacji wartości średniej cyklu, które zostały zebrane i przedstawione w tabeli 2.7. Ponadto, przykładowy wpływ kompensacji wartości średniej, w oparciu o wybrane wzory, został przedstawiony na rys. 2.20. Zaprezentowano na nim zmianę wartości amplitudy ekwiwalentnej dla przyjętego cyklu w zależności od wartości średniej cyklu dla czterech modeli.

Autor/rok	Model
Gerber 1874 [57]	$\frac{\sigma_a}{\sigma_{eq}} = 1 - \left(\frac{\sigma_m}{R_m}\right)^2$
Goodman 1899 [62]	$\frac{\sigma_a}{\sigma_{eq}} = 1 - \frac{\sigma_m}{R_m}$
Soderberg 1830 [163]	$\frac{\sigma_a}{\sigma_{eq}} = 1 - \frac{\sigma_m}{R_e}$
Marin 1949 [<mark>108</mark>]	$\sigma_{eq} = \frac{\sigma_a}{\sqrt{1 - \left(\frac{\sigma_m}{R_m}\right)^n}}$
Smith 1942 [161]	$\frac{\sigma_a}{\sigma_{eq}} = 1 - \frac{1 - \frac{\sigma_m}{R_e}}{1 + \frac{\sigma_m}{R_e}}$
Morrow 1960 [125]	$\frac{\sigma_a}{\sigma_{eq}} = 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f}$
Oding [18]	$\sigma_{eq} = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_a(\sigma_a + \sigma_m)} & \sigma_m > 0\\ \sqrt{2\sigma_a(\sigma_a + 0, 2\sigma_m)} & \sigma_m < 0; \ (\sigma_a + \sigma_m) > 0\\ 0 & \sigma_a + \sigma_m < 0 \end{cases}$
SWT 1970 [<mark>36</mark>]	$\sigma_{eq} = \sqrt{(\sigma_a + \sigma_m) \cdot \sigma_a}$
Walker 1979 [36]	$\sigma_{eq} = (\sigma_{\max})^{1-\gamma} \cdot \sigma_a^{\gamma}$
Bagci 1983 [10]	$\sigma_{eq} = \frac{\sigma_a}{1 - \left(\frac{\sigma_m}{R_e}\right)^4}$
Kwofie 2001 [92]	$\frac{\sigma_a}{\sigma_{eq}} = \exp\left(-\alpha \cdot \frac{\sigma_m}{R_m}\right)$
Gang Tao 2007 [173]	$\frac{\sigma_a}{\sigma_{eq}} = 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_r}$

TII 07	*** 1 1 1	• •			
Tabela 27	Wybrane modele	nanrezeniowe	iiwzgledniałace	wartosci sredniei	nanrezenta
1u001u 2.7.	y you and mousie	napręzeniowe	u w 25 içamajaçoo	wartoser sreamej	mapręzemu

gdzie: σ_a - amplituda naprężenia, σ_m - wartość średnia naprężenia, R_m - wytrzymałość na rozciąganie, R_e - granica plastyczności, σ'_f - współczynnik wytrzymałości zmęczeniowej, α - współczynnik wrażliwości materiału na wartość średnią, σ_r - naprężenie referencyjne uzależnione od stałej materiałowej η , $\psi_{\sigma}(N)$ - współczynnik wrażliwości materiału na wartość średnią, γ - stała dopasowania krzywej.

Zastosowanie modeli uwzględniających wartość średnią cyklu jest bardzo istotne na dwóch etapach opracowywania systemu monitorowania obciążenia. W pierwszym etapie pozwala na dokładne określenie potencjału trwałości zmęczeniowej konstrukcji w trakcie przygotowywania widma i ewaluacji wyników próby zmęczeniowej samolotu, skutkujących powstaniem zwalidowanej eksperymentalnie krzywej S-N dla badanej konstrukcji. Kolejnym etapem jest program monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów, w którym ze względu na zmienny charakter obciążeń, konieczne jest przeliczanie rzeczywistych cykli na cykle ekwiwalentne, dla określenia bieżącego zużycia zmęczeniowego i pozostałej trwałości zmęczeniowej samolotów.



Rysunek 2.20. Amplituda cyklu ekwiwalentnego w funkcji wartości średniej dla wybranych modeli kompensacji niesymetrii cyklu [94]

Należy podkreślić, że model zużycia zmęczeniowego jest tylko jednym z elementów całego systemu monitorowania. Każdy element przyczynia się do wzrostu lub zmniejszenia ogólnej dokładności systemu monitorowania. Niezależnie od rodzaju modelu uszkodzenia, czy jest to łączna trwałość zmęczeniowa, czy wzrost pęknięcia, pozostałe komponenty, takie jak indywidualne śledzenie statków powietrznych powinny być analogiczne.
3. Próba zmęczeniowa i system monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotu Su-22

Przedstawienie opisu procesu przygotowania oraz realizacji pełnoskalowej próby zmęczeniowej samolotu Su-22, pomimo że nie stanowi ona istoty prowadzonych badań, zostało podyktowane faktem, iż obliczenia trwałości i zużycia zmęczeniowego bazują na jej wynikach. Ponadto, liczne doświadczenia, szczególnie z fazy przygotowawczej, mają poważne implikacje na przeprowadzone w trakcie przygotowywania rozprawy badania i analizy.

3.1. Wstępne prace przygotowawcze do próby zmęczeniowej

Prace przygotowawcze zostały przeprowadzone na samolotach Su-22 wytypowanych do realizacji próby zmęczeniowej płatowca¹. Na samoloty testowe wybrano szkolno-bojowe Su-22UM3K, gdyż mają one szczególne znaczenie ze względu na niewielką liczbę pozostałych statków powietrznych w tym wariancie. Na jednym z samolotów tej wersji, w celu wykonania na nim lotów badawczych, zainstalowano dodatkowy rejestrator ACRA KAM-500 wraz z systemem tensometrycznym.

System pomiarowy składał się z 40 czujników tensometrycznych, zainstalowanych w 10 strefach samolotu mających istotne znaczenie dla prowadzonych badań. Na płacie czujniki zostały usytuowane w miejscach umożliwiających wyznaczenie momentu gnącego działającego w punktach mocowania skrzydeł do kadłuba oraz w węzłach obrotu ruchomych części skrzydeł, a czujniki zamontowane na kadłubie pozwalały na wyznaczenie rozkładu momentu gnącego tego zespołu samolotu. Pozostałe czujniki zainstalowano na elementach podwozia oraz na węzłach jego mocowania. Oprócz rejestracji sygnałów z czujników tensometrycznych, system rejestracji danych ACRA KAM-500 zapisywał wybrane parametry lotu.

¹Za przeprowadzenie prac przygotowawczych odpowiedzialne były Wojskowe Zakłady Lotnicze nr 2 (WZL-2).

Drugim samolotem wykorzystanym do badań w programie był egzemplarz wycofany z eksploatacji, który został przeznaczony do realizacji pełnoskalowej próby zmęczeniowej².

W trakcie weryfikacji, oceny i przygotowania konstrukcji WZL-2 wykonał demontaż silnika, awioniki, statecznika poziomego, skrzydeł, owiewek kół oraz przeprowadzono badania nieniszczące węzłów mocowania płata do kadłuba i węzłów podwozia głównego.

Następnie tak przygotowany samolot został przetransportowany do Instytutu Badań Aeronautycznych (*Výzkumný a Zkušební Letecký Ústav* — VZLÚ) w Pradze w Czechach w celu realizacji badań na stanowisku testowym. Na badanym samolocie zostały zainstalowane czujniki tensometryczne w konfiguracji identycznej z zainstalowaną na samolocie wykorzystywanym do lotów badawczych.

Pełny opis prac przygotowawczych do realizacji próby zmęczeniowej został przedstawiony w [97, 148, 89, 96, 100, 145].

3.2. Loty badawcze i skalowanie siłowe czujników tensometrycznych

Zamieszczony opis lotów badawczych oraz skalowania fizycznego czujników tensometrycznych został opracowany na podstawie [196, 90, 197, 98].

Badania w locie są niezbędnym etapem w procesie wyznaczania obciążeń płatowca. Na samolotach Su-22 odbyły się dwie serie badań w locie — pierwsza w roku 2004 na samolocie w wersji bojowej Su-22M4, a druga w 2015 roku na wersji szkolno-bojowej Su-22UM3K. Konfiguracja instalacji testowej oraz rozmieszczenie czujników tensometrycznych była podobna w obu seriach lotów badawczych (rys. 3.1).

Pierwsza seria lotów badawczych miała charakter ogólny. Jej celem było uzyskanie informacji o odpowiedzi strukturalnej płatowca podczas manewrów w locie i nie była związana z omawianym projektem.

Druga seria prób w locie miała na celu ilościowe określenie obciążeń w locie podczas manewrów z dużymi przeciążeniami pionowymi n_z o charakterze symetrycznym, takich jak pętla, czy wyjście z nurkowania. Wykonano łącznie 10 lotów o całkowitym czasie trwania 8 godzin. Wykonano również 25 lądowań, w tym 15 lądowań typu "*Touch and Go*" (T&G)³, z różnymi wartościami zarejestrowanych przeciążeń pionowych. Przeprowadzony został również jeden lot z prędkością naddźwiękową mający na celu uzupełnienie danych operacyjnych zebranych podczas pierwszej serii prób w locie.

²Samolot ten był użytkowany w latach 1985–2003, a jego stan techniczny i historia eksploatacji były znane.

³Przyziemienie i ponowny start bez zatrzymania samolotu.



Rysunek 3.1. Lokalizacja tensometrów na samolocie Su-22 przeznaczonym do lotów badawczych [145]

Przygotowanie pełnoskalowej próby zmęczeniowej wymaga, aby obciążenia były wyrażone w jednostkach fizycznych, takich jak siła lub moment. Ponieważ nie dysponowano szczegółowym, zwalidowanym modelem numerycznym konstrukcji oraz nie były dostępne dane projektowe, bądź konstrukcyjne, skalowanie fizyczne było jedynym sposobem na wyznaczenie wartości obciążeń struktury samolotu w trakcie eksploatacji.

Do prawidłowego wyznaczenia obciążeń na potrzeby realizacji pełnoskalowej próby zmęczeniowej niezbędne było wykonanie kalibracji czujników tensometrycznych zamontowanych na płatowcu.

Fizyczna kalibracja czujników płatowca została wykonana poprzez zadawanie jednoznacznie określonych obciążeń w konkretnych punktach konstrukcji samolotu oraz jednoczesne pomiary odkształceń na zainstalowanych czujnikach tensometrycznych.

Przykładowe przypadki obciążeń do skalowania czujników zostały przedstawione na rys. $3.2 \div 3.6$.



Rysunek 3.2. Warianty obciążeń do skalowania czujników umieszczonych na kadłubie i podwoziu samolotu Su-22 [197]



Rysunek 3.3. Realizacja wariantu obciążeń K3 z podwieszonymi czterema bombami typu FAB-500 podczas skalowania czujników [98]



Rysunek 3.4. Schemat obciążania zewnętrznej części skrzydła [197]



Rysunek 3.5. Realizacja obciążeń zewnętrznej części skrzydła poprzez obejmy na żebrach 27-28 [98]

W trakcie realizacji skalowania poważne wyzwanie stanowiło uzyskanie odpowiednio dużych wartości obciążeń podczas kalibracji czujników tensometrycznych zainstalowanych, np. na kadłubie. W celu uzyskania maksymalnych wartości sił na tym elemencie struktury konieczne było zastosowanie obciążenia masą zastępczą na stateczniku poziomym i podwieszenie zestawu czterech bomb FAB-500 o masie 500 kg każda, a ponadto napełniony został centralny zbiornik paliwa.

Kolejnym wyzwaniem było wyznaczenie odkształceń podwozia wywołanych obciążeniami od ciągu silnika. Dane te zostały zmierzone podczas próby silnika przeprowadzonej na specjalnym stanowisku dla maksymalnego ciągu, bez użycia dopalacza (rys. 3.6).

Ostatecznie, pomimo wielu trudności, podczas procesu skalowania siłowego zostały wyznaczone następujące obciążenia:

- momenty zginające na wewnętrznej i zewnętrznej części skrzydeł;
- siły i momenty działające na podwozie główne i punkty mocowania podwozia;
- rozkład momentów zginających kadłub.

Ponadto doświadczenia z przeprowadzenia skalowania fizycznego czujników tensometrycznych miały poważny wpływ na badania i analizy przedstawione w dalszej części pracy.

ROZDZIAŁ 3. PRÓBA ZMĘCZENIOWA I SYSTEM MONITOROWANIA ZUŻYCIA ZMĘCZENIOWEGO SAMOLOTU SU-22



Rysunek 3.6. Schemat obciążania podwozia w kierunku podłużnym [197]

3.3. Opracowanie widma obciążeń

Proces przygotowania widma obciążeń na potrzeby realizacji próby zmęczeniowej samolotu Su-22 został opisany w [89, 98, 193, 95, 145, 142, 110], które stanowiły również podstawę do opracowania tego punktu pracy.

Na podstawie danych z rejestratorów pokładowych⁴ zostały opracowane średnie profile eksploatacji samolotów dla wersji Su-22M4 i Su-22UM3K [193, 142]. Na potrzeby realizacji próby zmęczeniowej zostały wykorzystane dane z lat 2009 ÷ 2013, dzięki czemu uwzględnione były istotne zmiany w profilu użytkowania, jakie nastąpiły w trakcie eksploatacji samolotów. Okres pięciu lat jest wystarczający, pod względem liczby zarejestrowanych lotów, do uzyskania wiarygodnego profilu użytkowania, dobrze oddając aktualny sposób eksploatacji omawianych statków powietrznych. Profile użytkowania w locie zostały wyznaczone w oparciu o wartości przeciążenia pionowego n_z , podczas gdy dla lądowań profile zostały wyznaczone na podstawie iloczynu masy i maksymalnego przeciążenia pionowego w trakcie tego manewru, co zostało zobrazowane na rysunkach 3.7 i 3.8. Ponadto dane te zostały wykorzystane do wyznaczenia indywidualnych profili obciążeń samolotów przewidzianych do dalszej eksploatacji z myślą o indywidualnym śledzeniu zużycia zmęczeniowego, co zostało opisane w punkcie 3.5.

W oparciu o analizę danych, uwzględniając założenia programu, przewidziano podział realizacji próby zmęczeniowej na trzy etapy w zależności od rodzaju realizowanych obciążeń:

- obciążenia skrzydła i podwozia przy lądowaniu i kołowaniu,
- obciążenia skrzydła i kadłuba w locie,
- obciążenia klap.

⁴ITWL prowadzi archiwizację zapisów z pokładowych rejestratorów parametrów lotu statków powietrznych eksploatowanych przez Siły Powietrzne. W przypadku samolotów Su-22 dostępne są dane na temat ich eksploatacji w lotnictwie polskim od połowy lat dziewięćdziesiątych XX w.



Rysunek 3.7. Liczba przekroczeń wartości międzyszczytowej cykli przeciążenia pionowego n_z znormalizowana do 1000 godzin lotu dla całego okresu eksploatacji [193]



Rysunek 3.8. Histogram iloczynu masy samolotu oraz przeciążenia n_z dla lądowań zasadniczych dla całego okresu eksploatacji [193]

W związku z powyższym zostały wyznaczone trzy oddzielne widma obciążeń. Każde widmo zostało przygotowane na podstawie danych z pokładowych rejestratorów parametrów lotu. Dane uwzględniały zapisy z wybranego okresu eksploatacji floty samolotów Su-22 w celu określenia rodzaju i liczby cykli przewidzianych do realizacji, natomiast wartości obciążeń zostały wyznaczone na podstawie programu prób w locie i dodatkowych analiz.

Pierwszym krokiem przy tworzeniu widma obciążeń było pogrupowanie danych w trzy odrębne kategorie odpowiadające trzem etapom planowanego testu: lotu, lądowania i kołowania. Następnie, na podstawie opracowanego profilu eksploatacji, wyznaczono udział czasu lotu dla każdego z ustawień kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ 30°/45°/63°. Ze względu na znikomą liczbę godzin lotu przy ustawieniu skrzydła na kąt 63° (mniej niż 1%), konfiguracja ta została pominięta w wyznaczaniu spektrum obciążeń i podczas realizacji próby zmęczeniowej.

W celu określenia widma obciążeń do próby zmęczeniowej wykonano zliczanie cykli obciążeń metodą *Rainflow* dla zarejestrowanych wartości przeciążeń pionowych z wybranego przedziału lotów dla całej floty samolotów Su-22. Analiza ta pozwoliła na zdefiniowanie tabeli przekroczeń dla określonych wartości obciążeń w trakcie eksploatacji.

Przypadki obciążeń przy lądowaniu podzielono na dwie grupy — lądowania do całkowitego zatrzymania oraz lądowania typu "T&G". Analiza zapisów z lotów wykazała, że podczas każdego lądowania przed całkowitym zatrzymaniem samolotu dochodziło do kilku kontaktów z podłożem. Ze względu na techniczne ograniczenie liczby dopuszczalnych zmian obciążeń w sekwencji, przyjęto, że dla każdego lądowania występują tylko dwa takie kontakty. Ograniczenie to podyktowane było możliwością realizacji ograniczonej liczby stanów w trakcie próby. Założono również, że każda sekwencja lądowania rozpoczyna się od stanu lotu z przeciążeniem pionowym n_z =1. Ponadto przyjęto, że lądowania typu "*Touch and Go*" również kończą się stanem lotu z przeciążeniem n_z =1, natomiast lądowania do zatrzymania kończą się serią manewrów fazy kołowania zakończonych całkowitym zatrzymaniem.

Obciążenia działające na klapy zostały wyznaczone w toku oddzielnych analiz przedstawionych w opracowaniu [85]. Na podstawie tych analiz określono siły wypadkowe działające na klapy podczas startu i lądowania. Obliczone siły wykorzystano w trzecim etapie pełnoskalowej próby zmęczeniowej (FSDT).

Rozkład obciążeń określono zgodnie z wyznaczonym wcześniej rozkładem rodzajów lądowania. Widmo obciążeń pierwszej fazy (lądowanie i kołowanie) obejmowało dane z 11 500 lądowań, w tym 1330 lądowań typu "T&G" oraz 10 170 lądowań do całkowitego zatrzymania samolotu (łącznie z kołowaniem).

Spektrum drugiej fazy próby zmęczeniowej obejmujące obciążenia w locie dla kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 45^{\circ}$, odpowiadało 500 symulowanym godzinom lotu i składało się z obciążeń mieszczących się w zakresie przeciążenia pionowego n_z od 0 do 6. Segment

widma obciążeń dla stanów lotnych podzielono dodatkowo na trzy fazy: fazę "inicjacji" (obciążenia o dużej wartości średniej i małej amplitudzie), fazę "główną" (wszystkie obciążenia nieprzekraczające przeciążenia pionowego $n_z = 5$) oraz fazę "końcową" (obciążenia przekraczające $n_z = 5$).

Widmo obciążeń trzeciej fazy próby (obciążenia klap) oparto na przypadkach obciążeń przy starcie i lądowaniu. Podobnie jak w pierwszym etapie, uwzględniono 11 500 startów i lądowań [95].

Mając wyznaczone widmo obciążeń przystąpiono do określenia sekwencji sił, które należało przyłożyć do konstrukcji w trakcie próby zmęczeniowej. Wymagane było wyznaczenie rozkładów obciążeń dla poszczególnych elementów konstrukcji płatowca. W związku z posiadaniem dokładnych wartości obciążeń dla podwozia, na podstawie wyników skalowania siłowego tego elementu [98], oraz dla klap, na podstawie opracowania [85], konieczne było jedynie określenie obciążeń działających na skrzydła i kadłub samolotu.

Wyznaczenie rozkładu obciążeń na skrzydle i kadłubie było ważnym zadaniem w procesie przygotowywania próby zmęczeniowej. W tym celu wykorzystano model CFD (*Computational fluid dynamics*) [110] oraz obliczenia z zastosowaniem metody sieci wirowych (*Vortex Lattice Method*) [96].

Analizę CFD przeprowadzono dla uproszczonego, symetrycznego modelu. Do symulacji wykorzystano geometrię samolotu w konfiguracji gładkiej, w której nie uwzględniono elementów uzbrojenia, a mechanizacja skrzydła została ustawiona w pozycji neutralnej. Kąt wychylenia steru wysokości ustalono na 10° i uwzględniono ciąg silnika. Symulację przeprowadzono dla liczby Macha równej 0,745 i kątów natarcia w zakresie 0 ÷ 20 stopni. Przykładowy wynik rozkładu współczynnika ciśnienia C_p (*pressure coefficient*) i zobrazowania zawirowań z symulacji przedstawiono na rys. 3.9.

Wyniki analiz CFD zostały porównanie z wynikami obliczeń metodą sieci wirowych oraz były zweryfikowane na podstawie zapisów z pokładowego rejestratora parametrów lotu i danych literaturowych [42].

W trakcie przygotowań do próby zmęczeniowej przeprowadzono analizę masową samolotu, ze szczególnym uwzględnieniem obciążeń masowych skrzydeł. Obliczenia zostały wykonane w oparciu o dostępną dokumentację techniczną oraz pomiary wykonane przez ITWL na samolotach znajdujących się w WZL-2. Obliczenia doprowadziły do wyznaczenia rozkładów obciążeń bezwładnościowych płatowca, w których uwzględniono: masy punktowe, konfigurację podwozia, dystrybucję paliwa oraz masę konstrukcji. Dodatkowo, w trakcie prac wykorzystano opracowania WZL-2 i Wojskowej Akademii Technicznej (WAT) dotyczące rozmieszczenia i masy poszczególnych agregatów na samolocie Su-22 [136, 194]. Przykładowy rozkład momentu gnącego dla skrzydła został przedstawiony na rys. 3.10.



Rysunek 3.9. Rozkład współczynnika ciśnienia C_p i zobrazowanie zawirowań [110]



Rysunek 3.10. Rozkład momentu gnącego wzdłuż rozpiętości skrzydła [101]

Ostatnim etapem prac było wyznaczenie i weryfikacja obciążeń przewidzianych do przyłożenia przez poszczególne siłowniki względem opracowanych modeli. Na podstawie przeprowadzonych analiz i symulacji został ustalony odpowiedni zestaw wartości obciążeń dla poszczególnych siłowników działających na wspomniane elementy. Uzyskane odwzorowanie momentu gnącego skrzydła za pomocą siłowników zostało przedstawione na rys. 3.11.



Rysunek 3.11. Porównanie momentu gnącego skrzydła na podstawie modelu i realizacja za pomocą siłowników [101]

3.4. Realizacja pełnoskalowej próby zmęczeniowej

Pełny opis realizacji pełnoskalowej próby zmęczeniowej samolotu Su-22 został przedstawiony w [97, 89, 95, 162, 145], źródła te zostały wykorzystane podczas opracowania bieżącego rozdziału.

Pełnoskalowa próba zmęczeniowa została przeprowadzona na wycofanym z eksploatacji samolocie, który został umieszczony wewnątrz zaprojektowanego na potrzeby badań stanowiska badawczego przedstawionego na rys. 3.12. Konstrukcję zamocowano w dwóch miejscach, na wręgach siłowych kadłuba. Obciążenia na konstrukcję wywierano za pomocą siłowników hydraulicznych, których liczba i położenie były zmienne w poszczególnych etapach realizacji próby zmęczeniowej. Obciążenia we wszystkich fazach badań zmęczeniowych zadawano za pomocą siłowników zamontowanych na skrzydłach i podwoziu, natomiast siłowniki zamontowane pod kadłubem miały za zadanie odwzorowanie rozkładu sił i momentów dla tego elementu konstrukcji. Ponadto wypadkowe reakcje na wręgach nr 4 i 34 były monitorowane przez cały czas trwania próby za pomocą zainstalowanych czujników siły.



Rysunek 3.12. Stanowisko badawcze podczas pełnoskalowej próby zmęczeniowej [145]

Ze względu na regulowany kąt skosu krawędzi natarcia zewnętrznych części skrzydła, próba została podzielona na cztery etapy. Konfiguracja sytemu wprowadzania obciążeń pod kadłubem była niezmienna we wszystkich etapach próby i składała się z siedmiu siłowników. Schematy zadawania obciążeń dla kolejnych etapów próby zostały przedstawione na rys. $3.13 \div 3.15$.

W pierwszym etapie, obejmującym obciążenia konstrukcji podczas startów i lądowań, kąt skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła był ustawiony na 30°. Zarówno lewe, jak i prawe podwozie główne obciążone było trzema siłownikami hydraulicznymi, a każda z zewnętrznych części skrzydła dodatkowymi dwoma. Sekwencje obciążeń dla tego etapu określono na podstawie danych o lądowaniach zgromadzonych podczas lotów badawczych, programu monitorowania obciążeń eksploatacyjnych oraz danych archiwalnych z pokładowego rejestratora parametrów lotu. Głównym celem tej części badań było wykazanie wytrzymałości węzłów mocowania podwozia do 6500 lądowań, przy zachowaniu zakładanego współczynnika bezpieczeństwa / współczynnika rozrzutu wyników próby.

W drugim etapie, polegającym na zadawaniu obciążeń ze stanów lotnych, kąt skosu krawędzi natarcia zewnętrznych części skrzydeł został ustawiony na 45°. Ponadto, w ramach mo-

dyfikacji stanowiska badawczego, do realizacji tego etapu zdemontowano sześć siłowników obciążających podwozie główne. Dwa siłowniki, po jednym z każdej strony, zostały zamontowane pod nieruchomą częścią skrzydła, a dwa kolejne, również po jednym z każdej strony, zainstalowano do ruchomej części skrzydła. Zmiana konfiguracji siłowników pozwoliła na dokładniejsze odwzorowanie rozkładu obciążeń konstrukcji skrzydeł wzdłuż ich rozpiętości. Sekwencje obciążeń dla tego etapu określono na podstawie danych zgromadzonych podczas lotów badawczych, programu monitorowania obciążeń eksploatacyjnych oraz danych archiwalnych z pokładowego rejestratora parametrów lotu.

Trzecia część testu, polegająca na obciążeniu klap, wymagała kolejnej zmiany konfiguracji stanowiska. Kąt skosu krawędzi natarcia zewnętrznej części skrzydła ponownie ustawiono na 30°, ponadto dokonano demontażu części siłowników i obejm skrzydeł w celu wysunięcia oraz zablokowania klap wewnętrznych i zewnętrznych. Modyfikacje te pozwoliły na działanie czterech siłowników na dolne powierzchnie klap. W trakcie tego etapu próby konstrukcja samolotu pełniła rolę adaptera dla testu klap, wszystkie aktuatory poza siłownikami klap zostały ustawione i zablokowane w określonym stanie obciążenia. Zmienne obciążenia były wywierane na dolne części klap za pomocą czterech siłowników. Sekwencje obciążeń dla tego etapu FSDT zostały wyznaczone na podstawie opracowania [85] oraz danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu. Celem tej części badania było wykazanie trwałości zmęczeniowej konstrukcji klap i węzłów ich mocowania do 6500 lądowań przy zachowaniu zakładanego współczynnika bezpieczeństwa / współczynnika rozrzutu wyników próby.

Po zakończeniu podstawowych trzech etapów przystąpiono do sprawdzenia trwałości rezydualnej struktury samolotu. Konfiguracja stanowiska badawczego była identyczna, jak w etapie drugim, w związku z tym kąt skosu krawędzi natarcia skrzydeł χ ponownie ustawiono na 45°. Etap ten został podzielony na dwie fazy. W pierwszej z nich wykorzystano sekwencje obciążeń bazującą na etapie drugim, jednak z sekwencji usunięto cykle obciążeń o najmniejszej amplitudzie. W drugiej fazie zastosowano uproszczone warianty wymuszeń, zmieniające się pomiędzy obciążeniami odpowiadającymi lotowi poziomemu z przeciążeniem pionowym $n_z = 1$, a stanem obciążenia dla $n_z = 6$. Pierwsza faza została zakończona bez wystąpienia krytycznych uszkodzeń struktury. Podczas drugiej fazy konstrukcja uległa uszkodzeniu po około 5000 cyklach obciążenia.



Rysunek 3.13. Schemat zadawania obciążeń podczas pierwszej fazy próby zmęczeniowej [148]



Rysunek 3.14. Schemat zadawania obciążeń podczas drugiej fazy próby zmęczeniowej [148]



Rysunek 3.15. Schemat zadawania obciążeń podczas trzeciej fazy próby zmęczeniowej [148]

W trakcie realizacji próby kilkukrotnie były wykonywane inspekcje konstrukcji samolotu metodą badań nieniszczących (*Non-Destructive Testing* — NDT). Podczas sprawdzeń stwierdzono drobne uszkodzenia na niekrytycznych elementach konstrukcji, szerzej opisane w [162]. Przykład takiego uszkodzenia pokazano na rys. 3.16, gdzie podczas inspekcji po zrealizowaniu 6500 symulowanych godzin lotu (*Simulated Flight Hours* — SFH) stwierdzono pęknięcie propagujące z otworu dostępowego skrzydła. Pęknięcie zainicjowane zostało na krawędzi otworu i zahamowane przez otwór na śrubę. Na rys. 3.17 pokazano natomiast krytyczne uszkodzenie dźwigara prawego skrzydła, którego pęknięcie podczas realizacji drugiej części czwartego etapu zakończyło badania zmęczeniowe na stanowisku.



Rysunek 3.16. Pęknięcie propagujące z otworu dostępowego na skrzydle [89]



Rysunek 3.17. Krytyczne uszkodzenie dźwigara prawego skrzydła [89]

Wyniki przeprowadzonych badań zmęczeniowych dowiodły, że struktura samolotu Su-22 jest zdolna do eksploatacji zgodnie z wyznaczonym profilem obciążeń przez dodatkowe 800 godzin lotu od przeprowadzenia remontu weryfikacyjnego. Wyniki badań zostały ponadto wy-korzystane do zdefiniowania programu indywidualnego śledzenia zużycia zmęczeniowego (*In-dividual Aircraft Tracking* — IAT), opartego na danych o przeciążeniach pionowych n_z zapi-sywanych przez pokładowy rejestrator parametrów lotu (*Flight Data Recorder* — FDR). Ce-lem IAT jest monitorowanie rzeczywistego wykorzystania trwałości zmęczeniowej dla każdego samolotu Su-22 eksploatowanego w Siłach Powietrznych. Program ten został szerzej opisany w następnym punkcie niniejszej pracy.

3.5. Program monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów Su-22

W ramach programu przedłużenia eksploatacji samolotów Su-22 dla Sił Powietrznych został opracowany program monitorowania ich zużycia zmęczeniowego. Program opiera się na koncepcji bezpiecznej trwałości *Safe-Life* oraz indywidualnym śledzeniu zużycia zmęczeniowego poszczególnych samolotów (IAT). Opis programu sporządzono na podstawie następujących

źródeł [97, 146, 88].

Do wyznaczania przebiegów obciążeń struktury zostało wybrane monitorowanie wartości przeciążenia pionowego n_z . Przebiegi obciążeń zostały następnie przeliczone na naprężenia w oparciu o dane z lotów badawczych i wyniki skalowania fizycznego szerzej opisanego w poprzednich punktach tego rozdziału. Zliczanie cykli napreżeń odbywało się z wykorzystanie metody Rainflow. Dodatkowo zastosowano kompensacje wartości średniej cyklu w oparciu o kryterium Smith-Watson-Topper (SWT). Ze względu na przyjętą filozofię Safe-Life został zdefiniowany model zużycia zmęczeniowego oparty na hipotezie liniowej kumulacji zmęczenia Palmngrena-Minera dla krzywej S-N. Przeprowadzona pełnoskalowa próba zmęczeniowa, opisana szerzej w poprzednim punkcie, pozwoliła na określenie lokalizacji punktów krytycznych struktury. Parametry dla modelu zużycia zmęczeniowego zostały wyznaczone na podstawie badań materiałowych uzupełnionych o dane literaturowe oraz w oparciu o wyniki z próby zmęczeniowej [88]. Przy wykorzystaniu zdefiniowanego modelu, możliwe było wyznaczenie rzeczywistych wartości zużycia zmęczeniowego, skumulowanych przez każdy samolot Su-22 podczas jego eksploatacji. Analiza taka została przeprowadzona dla każdego samolotu po zakończeniu remontu weryfikacyjnego. Otrzymane wyniki stanowiły punkt odniesienia, od którego rozpoczęto program indywidualnego śledzenia samolotów (IAT).

Analiza IAT opiera się o kilka wskaźników, które pozwalają operatorowi na łatwą ocenę bieżącego wykorzystania, jak również całkowitego zużycia zmęczeniowego każdego samolotu, takich jak:

- całkowite zużycie zmęczeniowe D skumulowane w analizowanym okresie,
- wskaźnik zużycia zmęczeniowego D3200, określający procentowy udział wykonanych do tej pory lotów w 3200 godzinach nalotu ekwiwalentnego (*equivalent flight hour* — EFH)
- zużycie zmęczeniowe D100 definiowane na podstawie całkowitych uszkodzeń skumulowanych w analizowanym okresie zużycia zmęczeniowego *D* i liczby rzeczywistych godzin lotu,
- współczynnik intensywności eksploatacji K_{ie} , który określa, w jakim stopniu eksploatacja poszczególnych statków powietrznych odbiegała od założonego profilu obciążenia.

Na rysunkach 3.18 i 3.19 przedstawiono przykładowe wyniki z początkowych raportów IAT Su-22 zgodnie z [88]. Rysunek 3.18 przedstawia współczynniki intensywności eksploatacji K_{ie} . Zauważana jest znacząca różnica wartości tego współczynnika dla poszczególnych samolotów, co jest zgodne z obserwacjami opisanymi w literaturze. Na uwagę zasługuje również różnica w wartościach K_{ie} dla eksploatacji przed i po remoncie weryfikacyjnym poszczególnych samolotów. Rysunek 3.19 przedstawia natomiast porównanie eksploatacyjnego widma obciążeń dla zapisów z lotów, które odbyły się przed i po remoncie w odniesieniu do spektrum z próby

zmęczeniowej. W celu łatwiejszego porównania, dane te zostały znormalizowane do 100 godzin lotu. Ponownie można zauważyć intensywniejszy charakter eksploatacji po remoncie.



Rysunek 3.18. Współczynniki intensywności eksploatacji przed i po remoncie [146]



Poziomy przeciążenia pionowego nz

Rysunek 3.19. Porównanie profili eksploatacji samolotów Su-22 przed i po remoncie weryfikacyjnym względem widma próby zmęczeniowej [146]

Przedstawione wyniki pokazują, że wprowadzony program IAT pozwala na znacznie dokładniejszą ocenę pozostałej trwałości zmęczeniowej poszczególnych samolotów względem metody opartej jedynie na ewidencjonowaniu czasu lotu. Dodatkowo umożliwia również określenie ogólnego stanu całej floty samolotów tego typu. Ponadto, oszacowanie resztkowej trwałości zmęczeniowej w kategoriach EFH, jak również określenie współczynnika intensywności eksploatacji dla każdego samolotu, pozwalają na lepsze planowanie wykorzystania, obsługi technicznej i wycofania z eksploatacji poszczególnych samolotów.

Obowiązujący program IAT jest oparty na koncepcji metod monitorowania zużycia zmęczeniowego drugiej generacji (rys. 2.12), co oznacza że liczne parametry lotu mogące wpływać na obciążenia struktury samolotu nie są w nim uwzględniane, co potencjalnie zostawia znaczną przestrzeń do zwiększenia dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych tego typu.

4. Cel, teza i zakres

Przeprowadzona analiza dostępnej literatury wskazuje, że istnieją nowocześniejsze systemy monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych względem przyjętych w programie przedłużenia resursu samolotów Su-22. Teoretycznie jest możliwe dalsze zwiększenie dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego w oparciu o lepsze metody monitorowania obciążeń struktury nośnej, takie jak dokładniejszy model obciążeń bazujący na zapisach z pokładowego rejestratora parametrów lotu lub tensometryczny system monitorowania obciążeń konstrukcji.

Celem naukowym rozprawy jest weryfikacja możliwości opracowania dokładniejszej metody wyznaczania obciążeń oddziaływających na strukturę samolotu Su-22, umożliwiającej zwiększenie dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego dla tego typu statku powietrznego, na podstawie zabudowanych systemów rejestracji. W związku z powyższym konieczna jest ocena wpływu poszczególnych czynników oddziaływających na obciążenia konstrukcji samolotu oraz wpływ zastosowanych metod pomiarowych na dokładność wyznaczania obciążeń. Ponadto, celem prowadzonych badań była ocena wpływu jakości rejestrowanych parametrów lotu na dokładność wyznaczania zużycia zmęczeniowego struktury w świetle wyników z próby zmęczeniowej.

Celem utylitarnym było zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych, w szczególności poddawanych programom wydłużenia eksploatacji.

Na podstawie wyników z przeprowadzonych wstępnych badań oraz analiz możliwe jest sformułowanie tezy w następującej postaci:

Wykorzystanie kombinacji danych z czujników tensometrycznych systemu monitorowania obciążeń oraz informacji z pokładowego rejestratora parametrów lotu pozwala na uzyskanie efektu synergii w zakresie dokładności określania zużycia zmęczeniowego.

Postawione cele zostały osiągnięte poprzez realizacje następujących zadań:

 analizę możliwości opracowania dokładniejszego modelu obciążeń skrzydła na podstawie danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł,

- analizę możliwości wyznaczania obciążeń skrzydła na podstawie danych z systemu monitorowania obciążeń SMO,
- opracowanie ulepszonej metody skalowania czujników tensometrycznych w oparciu o dane z pokładowego rejestratora parametrów lotu dla samolotów o zmiennej geometrii skrzydeł,
- analizę zgodności i wrażliwości zaproponowanego podejścia na czynniki determinujące obciążenia konstrukcji skrzydła.

Realizacja wymienionych zadań pozwala na osiągnięcie głównego celu naukowego pracy. W efekcie możliwe jest również podwyższenie poziomu bezpieczeństwa eksploatacji starzejącej się techniki lotniczej poprzez zwiększenie dokładności monitorowania:

- zużycia zmęczeniowego statków powietrznych,
- wystąpień przekroczeń eksploatacyjnych.

Dodatkowo, w oparciu o uzyskane doświadczenia, możliwe jest opracowanie wytycznych pozwalających na zwiększenie użyteczności nowowprowadzanych rejestratorów parametrów lotu pod kątem wykorzystania ich do monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych.

5. Przebieg badań i analiza wyników

Wiele współczesnych wojskowych statków powietrznych wyposażonych jest w zaawansowane, cyfrowe systemy rejestracji danych, które gromadzą zarówno informacje o parametrach lotu, pracy organów sterowania oraz poprawności działania poszczególnych systemów i agregatów samolotu. W przypadku części z nich monitorowane są również odkształcenia wybranych elementów konstrukcji przy wykorzystaniu czujników tensometrycznych. Informacje zbierane przez pokładowe rejestratory często stają się podstawą dla wdrażania systemów monitorowania zużycia zmęczeniowego. Dla części statków powietrznych monitorowanie zużycia zmęczeniowego odbywa się z wykorzystaniem zintegrowanych komputerowych systemów przetwarzania danych.

W niniejszym rozdziale opisane zostały systemy rejestracji zabudowane na samolotach Su-22 z których dane stanowią bazę dla prowadzonych badań. Na ich podstawie przeprowadzono analizę możliwości budowy nowocześniejszych i bardziej precyzyjnych metod monitorowania obciążeń i zużycia zmęczeniowego, obejmujące:

- budowę dokładnego modelu obciążeń konstrukcji na podstawie zapisów z pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł;
- analizę wykorzystania danych z czujników tensometrycznych systemu monitorowania obciążeń SMO;
- analizę wykorzystania kombinacji danych z systemów Tester U3Ł i SMO;

5.1. Rejestratory pokładowe samolotu Su-22

Samoloty Su-22, w zależności od wersji, różnią się systemami rejestracji danych zabudowanymi na ich pokładzie. Wersja bojowa Su-22M4 wyposażona jest w pokładowy rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł natomiast, wariant szkolno bojowy Su-22UM3K ma zabudowany dodatkowo system monitorowania obciążeń (SMO). Montaż SMO związany był z przeprowadzonym programem przedłużenia eksploatacji samolotów Su-22 i obejmował jedynie wersje szkolno-bojową ze względu na konieczność znacznego zwiększenia liczby dopuszczalnych lądowań dla tego wariantu samolotu.

5.1.1. Pokładowy rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł

Opis pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł i systemu deszyfracji THETYS wykonano w oparciu o [47, 45, 38, 46, 83, 84].

Tester U3Ł jest pokładowym urządzeniem przeznaczonym do rejestracji parametrów w czasie lotu, zachowania tych informacji w razie zaistnienia wypadku lotniczego i odtworzenia ich na ziemi. Ponadto zalicza się go do środków obiektywnej kontroli lotu (OKL)¹.

Druga grupa zagadnień rozwiązywanych przy pomocy rejestratora pokładowego polega na kontroli stanu techniki lotniczej. Pozwala to wykryć, zarówno niesprawności powstałe w locie, jak i nieprawidłowości w funkcjonowaniu wyposażenia samolotu i jego uzbrojenia, które nie pozwalają na dopuszczenie do kolejnego wylotu. Dzięki temu możliwe jest opracowanie przedsięwzięć profilaktycznych zapobiegających uszkodzeniom techniki lotniczej, zapewniających wysoki poziom niezawodności i bezpieczeństwa lotów. Przy badaniu przesłanek i wypadków lotniczych informacja z rejestratorów pokładowych pozwala ustalić najbardziej prawdopodobne, bądź rzeczywiste ich przyczyny, co ma ogromne znaczenie dla podjęcia skutecznych środków profilaktycznych.

Analiza statystyczna parametrów z wielu lotów umożliwia wypracowanie naukowo uzasadnionych propozycji ulepszenia techniki lotniczej, uzupełnień instrukcji obsługi i instrukcji eksploatacji dla personelu latającego oraz innych propozycji mających na celu maksymalne wykorzystanie możliwości bojowych samolotów [47].

Urządzenie Tester U3Ł eksploatowane jest z nadajnikami i urządzeniami według kompletu uzgodnionego z głównymi konstruktorami samolotów. Nadajniki i urządzenia uzgadniające montowane są bezpośrednio w zakładach produkujących sprzęt lotniczy [45].

W skład rejestratora wchodzą następujące bloki (rys. 5.1):

- 1IM blok elektroniki;
- 3IM blok nastawiania numeru włączenia;
- 5IM blok wzmacniaczy zapisu, odtwarzania i kontroli automatycznej;
- M2T-3 rejestrator magnetyczny w zasobniku ochronnym.

¹Środki obiektywnej kontroli lotu znajdują szerokie zastosowanie podczas analizy działania personelu latającego w zakresie pilotowania i wykorzystania bojowego samolotów oraz do kontroli stanu techniki lotniczej. W ich skład wchodzi pokładowy rejestrator parametrów lotu oraz urządzenie naziemne do deszyfracji i obróbki informacji. Na podstawie informacji dostarczonej przez rejestrator wykrywa się przypadki wyprowadzenia samolotu w locie poza ograniczenia eksploatacyjne, niebezpieczne błędy personelu latającego w sterowaniu samolotem i jego wyposażeniem. Informacje te umożliwiają sprawdzenie jakości wykonania zadań w locie oraz przeprowadzenie wszechstronnej analizy techniki pilotowania i jakości zastosowania bojowego. Dzięki temu osiąga się doskonalenie metodyki nauczania oraz polepszenie wyszkolenia lotniczego i bojowego personelu latającego.



Rysunek 5.1. Bloki wchodzące w skład rejestratora:1-Blok 1IM; 2-Blok 3IM; 3-Blok 5IM; 4-Blok M2T-3 [45]

Urządzenie Tester U3Ł na samolocie Su-22UM3K rejestruje zarówno parametry ciągłe przedstawione w tabeli 5.1, jak również sygnały binarne zamieszczone w tabeli 5.2. Zapisy oznaczeń i opisów sygnałów binarnych są zgodne z systemem deszyfracji parametrów lotu THETYS.

Lp	Skrót	Nazwa Parametru
1	S	Czas
2	V_p	Prędkość przyrządowa
3	H_{bar}	Wysokość barometryczna
4	Г	Kąt przechylenia
5	p_1	Ciśnienie statyczne na wlocie do silnika
6	n_z	Przeciążenie pionowe
7	n_x	Przeciążenie poziome
8	Θ	Kąt pochylenia
9	n_y	Przeciążenie boczne
10	α	Kąt natarcia
11	α_{WAKI}	Położenie łopatek wlotowego wieńca kierownic I stopnia
12	α_{WAKX}	Położenie łopatek wieńca kierownic X stopnia
13	D_{dr}	Ustawienie dyszy regulowanej
14	δ_{sk}	Kąt wychylenia steru kierunku
15	δ_{STl}	Kąt wychylenia statecznika poziomego lewego
16	δ_{STp}	Kąt wychylenia statecznika poziomego prawego
17	δ_{ELl}	Kąt wychylenia lotki lewej
18	δ_{ELp}	Kąt wychylenia lotki prawej
19	χ_l	Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła lewego
20	χ_p	Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła prawego
21	δ_{ped}	Położenie pedałów
22	α_{DSS}	Położenie dźwigni sterowania silnikiem (DSS)
23	T_4	Temperatura gazów za turbiną
24	Q_p	Bieżąca pozostałość paliwa
25	Uas	Napięcie na szynie awaryjnej
26	δ_{dpo}	Położenie drążka sterowego - pochylenie
27	δ_{dpr}	Położenie drążka sterowego - przechylenie
28	Pt-26	Ciśnienie tlenu za reduktorem
29	Ptt	Ciśnienie tlenu w butlach
30	Uow	Napięcie samokontroli OW (napięcie wzmacniacza odtwarzania)
31	n	Prędkość obrotowa wirnika silnika
32	Uuk	Napięcie samokontroli UK (napięcie komutacji)
33	Uuz	Napięcie samokontroli UZ (napięcie wzmacniacza czujnika zapisu)

Tabela 5.1. Parametry ciągłe rejestrowane przez urządzenie Tester U3Ł

Lp	Skrót	Nazwa sygnału
1	PKWl	Wychylenie klapy lewej
2	PKWp	Wychylenie klapy prawej
3	PSW1	Położenie slotów - wychylone lewe
4	PSWp	Położenie slotów - wychylone prawe
5	Zn	Zmniejsz prędkość obrotową wirnika silnika
6	KT	Kontroluj temperaturę
7	D	Dopalacz
8	PozS	Pożar silnika
9	PZK	Położenie zasłonki kabiny
10	PZpp	Położenie zaworu przeciwpożarowego
11	USP	Uruchomienie silnika w powietrzu
12	SP	Zbiorniki skrzydłowe puste
13	PIih	Ciśnienie w I instalacji hydraulicznej
14	PIIih	Ciśnienie w II instalacji hydraulicznej
15	BKN	Naciśnięcie przycisku bojowego
16	ChT	Chłodzenie turbiny
17	ASAU	Awaria SAU
18	POŻAR	Pożar
19	KatI	Użycie katapulty I kabiny
20	KatII	Użycie katapulty II kabiny
21	WSA	Włączenie automatycznego sterowania
22	BP	Brak podpompowania paliwa
23	Q_{pa}	Awaryjna pozostałość paliwa
24	SLGP	Schowanie lewej goleni podwozia
25	SPGP	Schowanie prawej goleni podwozia
26	SPrGP	Schowanie przedniej goleni podwozia
27	Z-stop	Silnik nie pracuje
28	Z-mg	Silnik na zakresie MALY GAZ
29	Z-mgmx	Silnik na zakresie MALY GAZ - MAKSYMALNE
30	Z-max	Silnik na zakresie MAKSYMALNE
31	Z-prz	Silnik na zakresie przejściowym
32	Z-dop	Silnik na zakresie DOPALANIE

Tabela 5.2. Sygnały binarne rejestrowane przez urządzenie Tester U3-Ł

Pierwotnie do deszyfracji i obróbki informacji z rejestratora wykorzystywane było urządzenie naziemne Łucz–71M. W latach 90-tych XX w. urządzenie to zostało zastąpione przez opracowany w ITWL system deszyfracji parametrów lotu Thetys. Wizualizacja parametrów i sygnałów binarnych w systemie Thetys została przedstawiona na rys. 5.2. W programie tym wszystkie parametry są wyświetlane w wartościach względnych zakresu, co zapewnia czytelność zobrazowania, a podczas obsługi użytkownik wybiera dane do wyświetlenia i analizy, ponieważ liczba zapisywanych parametrów i sygnałów binarnych jest znacząca.



Rysunek 5.2. Wizualizacja parametrów i sygnałów binarnych w systemie Thetys

Ponadto system Thetys ma zaimplementowany system wspomagania OKL, polegający na automatycznym wyświetlaniu ostrzeżeń o przekroczeniu dopuszczalnych reżimów eksploatacji. Lista ostrzeżeń i ich opis została zamieszczona w załączniku Z.4.

Wprowadzenie tego systemu pozwoliło nie tylko na realizację zadań OKL na komputerach klasy PC i wprowadzenie ułatwień w analizie, ale również na archiwizację zapisów z lotów. Dane z lotów w formie do analiz eksploatacyjnych oraz archiwizacji posiadają częstotliwość próbkowania zredukowaną do 1 Hz, co było podyktowane oszczędnością przestrzeni dyskowej we wczesnych latach 90-tych XX w. Zapisy te były podstawą do wyznaczenia widma obciążeń do próby zmęczeniowej, co zostało opisane w punkcie 3.3 niniejszej rozprawy.

5.1.2. System Monitorowania Obciążeń SMO na samolotach Su-22UM3K

System monitorowania obciążeni (SMO) jest to zespół urządzeń pozwalających rejestrować i przechowywać dane o obciążeniach krytycznych obszarów konstrukcji. System ten został zainstalowany na sześciu samolotach Su-22UM3K podczas ich remontów weryfikacyjnych. Opis SMO został sporządzony na podstawie [99, 76, 91, 147].

SMO został zbudowany na bazie rejestratora SSR-500 firmy Curtiss Wright Control Avionics & Electronics przeznaczonego do zabudowy na statku powietrznym i spełniającego wymagania środowiskowe zgodne z serią norm MIL-STD-810. Urządzenie to służy do zarządzania procesem akwizycji i archiwizacji sygnałów z czujników wchodzących w skład systemu.

MT - 1 TENSOMETRY T1 + T8 PRZECIĄŻENIOMIERZ DYTRAN 7603B3 DAQ SSR - 500 WŁĄCZNIK OD REJESTRATORA TESTER-U3

Blokowy schemat koncepcyjny SMO został przedstawiony na rys. 5.3.

+24 ÷ 27 VDC

OD TABLICY POŁĄCZEŃ PRĄDU STAŁEGO NR 1

Rysunek 5.3. Blokowy schemat koncepcyjnego systemu SMO [99]

Część pomiarowa sytemu pozwala na rejestracje następujących parametrów:

- wartości odkształceń z 8 czujników tensometrycznych,
- parametrów Global Positioning System (GPS),
- wartości przeciążeń w trzech osiach n_x , n_y , n_z ,
- parametrów użytkowych rejestratora SSR-500.



Na rys. 5.4 przedstawiono rozmieszczenie elementów SMO na płatowcu Su-22UM3K.

Rysunek 5.4. Rozmieszczenie elementów SMO na samolotach Su-22UM3K [99]

Rejestrator danych wyposażony jest w odpowiednie analogowe i cyfrowe moduły do akwizycji danych.

Karta pomiarowa ADC_109_C_S1 umożliwia poprawne odebranie, odpowiednie kondycjonowanie, wzmocnienie, filtrowanie oraz przetworzenie na wartość cyfrową informacji płynącej z czujników tensometrycznych, podłączonych za pośrednictwem modułu MT-1.

Moduł tensometryczny MT-1 ma za zadanie uzupełnienie brakujących elementów układu kondycjonowania sygnału, w którym pracują czujniki tensometryczne. Głównie składa się on z pasywnych elementów elektronicznych, którymi są precyzyjnie dobrane rezystory o rezystancji i współczynniku temperaturowym zbliżonym do wykorzystywanych tensometrów.

Moduł nadzorczy BIT_101 pozwala na zapisanie do karty pamięci danych o stanie rejestratora oraz umożliwia skonfigurowanie automatycznego włączenia/wyłączenia archiwizacji danych niezależnie od procesu uruchomienia samego rejestratora.

Karta pomiarowa ADC_109_C_S1 umożliwia poprawne odebranie, odpowiednie kondycjonowanie (wzmocnienie, filtrowanie) oraz przetworzenie na wartość cyfrową informacji płynącej z trój-osiowego czujnika przeciążeń.

Moduł DMY001 wypełnia wolny slot w celu jego zabezpieczenia przed negatywnym wpływem środowiska.

Antena, z wbudowanym w rejestrator SSR-500 odbiornikiem GPS, spełnia zadanie gromadzenia danych z tego systemu.

Konwerter napięcia DC jest wpięty w linię zasilania celem zabezpieczenia rejestratora przed spadkami i zmianami napięcia.

Szczegółowy schemat funkcjonalny przedstawiono na rys. 5.5.



Rysunek 5.5. Szczegółowy schemat funkcjonalny SMO [99]

Samoloty Su-22UM3K zostały wyposażone² w czujnik przeciążeń oraz zestaw ośmiu czujników tensometrycznych rozmieszczonych w następujący sposób:

- u nasady belki głównej nieruchomej części skrzydła po dwa czujniki na stronę,
- na węźle skrzydłowym goleni głównej podwozia po jednym czujniku na stronę,
- na goleni głównej podwozia po jednym czujniku na stronę.

²Zgodnie z biuletynem eksploatacyjnym nr P/O/U/R/5663/K/2014 [76].



Położenie czujników po lewej stronie samolotu pokazano na rys. 5.6.

Rysunek 5.6. Rozmieszczenie czujników tensometrycznych SMO na Su-22UM3K

Omawiana lokalizacja czujników tensometrycznych została określona na podstawie analizy danych z lotów badawczych i skalowania fizycznego, przeprowadzonego w celu określenia obciążeń do realizacji pełnoskalowej próby zmęczeniowej samolotu Su-22. Aspekty te opisane zostały szerzej w rozdziale trzecim. Ponadto lokalizacja tensometrów spełnia większość z wymagań opisanych w literaturze w kontekście możliwości wykorzystania do monitorowania obciążeń i zużycia zmęczeniowego statków powietrznych.

Tensometry SMO, służące do monitorowania obciążeń skrzydła, zamontowane są w bezpośredniej bliskości obszaru krytycznego konstrukcji wyznaczonego na podstawie przeprowadzonej próby zmęczeniowej co przedstawiono na rys. 5.7.

Znajdują się one ponadto w strefie o prostej geometrii, w związku z czym nie występują tam znaczące gradienty naprężeń mogące mocno wpłynąć na odczyty z czujników tensometrycznych, a mierzone obciążenia mają bezpośredni związek z powstałym uszkodzeniem zmęczeniowym. Kolejnym aspektem jest, potwierdzone na podstawie zapisów z lotów i wyników skalowania, występowanie pojedynczej ścieżki przenoszenia obciążeń w trakcie użytkowania w locie. Alternatywna droga przenoszenia obciążeń ujawnia się jedynie podczas unoszenia samolotu na podnośnikach.



Rysunek 5.7. Lokalizacja czujnika tensometrycznego T6 względem krytycznego obszaru konstrukcji

Redundancja czujników mierzących obciążenia skrzydła zapewniona jest poprzez umieszczenie tensometrów na górnym (T1) i dolnym (T2) pasie dźwigara skrzydła, a wartości sygnału obydwu czujników wykazują bardzo silną korelacje wskazań, co zobrazowano na rys. 5.8. Dodatkowo pomiary odkształceń realizowane są dla dwóch skrzydeł, co zapewnia uwzględnienie obciążeń niesymetrycznych i wszystkich czynników je wywołujących, np. występowanie lotu ze ślizgiem i wychylenie lotek.

Kolejna grupa wymagań dotyczy podatności eksploatacyjnej. Wybrana lokalizacja, we wnęce podwozia głównego, zapewnia prosty i wygodny dostęp do czujników, co umożliwia łatwą kontrolę i ewentualną wymianę uszkodzonych tensometrów oraz pozwala poprawnie zabezpieczyć czujniki przed wpływem czynników atmosferycznych.

Ostatnim aspektem jest możliwość porównania danych otrzymywanych w trakcie eksploatacji z wynikami uzyskanymi w trakcie przeprowadzonej próby zmęczeniowej ze względu na analogiczną lokalizację czujników w tej ostatniej.



Rysunek 5.8. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 względem odkształceń tensometru nasady skrzydła T1 (lokalizacja tensometrów zgodnie z rys.5.4 i 5.6)

W celu określenia funkcji przejścia pomiędzy pomiarami realizowanymi w jednostkach napięcia na jednostkę odkształcenia wymagane jest przeprowadzenie kalibracji elektrycznej czujników tensometrycznych. Realizuje się ją przez chwilowe podłączenie tzw. rezystora kalibrującego równolegle do jednego z ramion mostka tensometrycznego i odczytaniu różnicy wskazań.

Rezystor kalibrujący jest to element o precyzyjnie dobranej rezystancji. Ma on za zadanie wywołać zmianę sygnału wyjściowego z mostka tensometrycznego proporcjonalną do znanego odkształcenia mechanicznego mierzonego przez tensometr. Rezystor wprowadza układ pomiarowy w stan symulowanego odkształcenia. Wartość tego odkształcenia uzależniona jest zarówno od wartości rezystora kalibrującego, jak i parametrów mostka tensometrycznego rezystancji tensometrów, czy wartości zasilania mostka.

W przypadku kalibracji przeprowadzonej na SMO rezystor symulował odkształcenie 1000 μ str bez uwzględnienia współczynnika Poissona. Co istotne, kalibracja elektryczna nie jest równoznaczna ze skalowaniem fizycznym i pozwala określić tylko lokalne odkształcenia czujnika tensometrycznego, a nie rzeczywiste obciążenia konstrukcji, co zostało szerzej omówione w dalszej części pracy.
5.2. Modele obciążeń na podstawie danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu

Wykorzystanie danych z pokładowych rejestratorów parametrów lotu do monitorowania obciążeń i zużycia zmęczeniowego konstrukcji upowszechniło się w latach 90-tych XX w., w związku z czym zaczęły się pojawiać publikacje naukowe związane z omawianym tematem. Do opisu koncepcji modelowania obciążeń na podstawie FDR posłużono się następującymi źródłami [119, 118, 121, 71].

Pokładowe rejestratory parametrów lotu, w zależności od stopnia zaawansowania technicznego statku powietrznego, zapisują w pamięci dane o wartościach od kilku do kilkudziesięciu, a w niektórych przypadkach nawet kilkuset parametrach pozwalających na monitorowanie czynności podejmowanych przez załogę, manewrów wykonywanych przez statek powietrzny, działanie poszczególnych instalacji i agregatów oraz urządzeń wchodzących w skład wyposażenia awionicznego oraz systemów uzbrojenia czy zespołów napędowych. Część z tych parametrów, ze względu na ich wpływ na obciążenia, wykorzystywane są w systemach monitorowania zużycia zmęczeniowego struktur statków powietrznych (tabela 5.3).

• czas absolutny	• przeciążenie pionowe n_z	• liczba Macha <i>Ma</i>
• czas względny	• masa paliwa Q_p	• rzeczywista prędkość lotu V_r
• prędkość przechylenia p	• masa całkowita <i>Q</i> _{cal}	• przyrządowa prędkość lotu V_p
• prędkość pochylenia q	• masa wyposażenia Q _{wyp}	• ciśnienie dynamiczne <i>p</i> _{dyn}
• prędkość odchylenia r	• kąt natarcia α	 wysokość nad poziomem morza <i>H_{bar}</i>
• kąt przechylenia Γ	 kąt ślizgu ψ 	
• kąt pochylenia Θ	• kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła χ	• wychylenia powierzchni sterowych (klapy, lotki, sloty,
 kąt odchylenia Ψ 		ster wysokości, ster kierunku)

Tabela 5.3. Parametry lotu zalecane do monitorowania zużycia zmęczeniowego [121]

W tabeli 5.4 zostało z kolei przedstawione zestawienie parametrów lotu wykorzystywanych w programach monitorowania zużycia zmęczeniowego dla różnych samolotów.

Samolot	V	n_z	Η	Q_{cal}	α	ψ	δ_{SK}	δ_{Klap}	δ_{ST}	δ_{EL}	р	q	r	$\stackrel{\bullet}{p}$	χ	Inne
B-1B (USAF) [33]	✓	✓	✓	1	X	X	×	✓	X	X	×	X	X	X	1	×
F-14 (US Navy) [29]	1	✓	✓	\checkmark	✓	X	✓	✓	✓	X	✓	1	X	✓	✓	X
F-15 (USAF) [34]	✓	✓	✓	\checkmark	✓	X	\checkmark	X	✓	✓	✓	✓	✓	1	—	✓
F-16 (USAF) [28]	✓	✓	✓	\checkmark	✓	X	\checkmark	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1	—	✓
F/A-18 (RAAF,USN) [124]	✓	✓	✓	\checkmark	✓	X	\checkmark	✓	✓	✓	✓	✓	✓	X	—	✓
F-111 (RAF) [188]	1	✓	✓	\checkmark	✓	X	\checkmark	✓	✓	X	✓	1	✓	X	✓	✓
Hawk (RAF) ¹ [135]	1	✓	✓	X	X	X	\checkmark	✓	✓	✓	X	X	X	X	_	✓
Mirage 2000 (French AF) [27]	1	✓	✓	\checkmark	X	X	X	X	✓	X	X	X	X	X	_	X
Tornado (Italian AF) [165]	1	✓	✓	\checkmark	✓	✓	\checkmark	✓	✓	✓	✓	1	✓	✓	✓	X
Tornado (German AF) [51, 130]	✓	✓	1	1	1	X	1	✓		✓	1	✓	✓	X	✓	X

Tabela 5.4. Rejestrowane parametry lotu na wybranych samolotach [121]

¹ Tylko w programie monitorowania obciążeń eksploatacyjnych. Monitorowanie zużycia zmęczeniowego odbywa się wyłącznie na podstawie akcelerometru zliczającego.

Jak wynika z tabeli 5.4, zgodnie z koncepcją rejestratora V-G-H, cztery najważniejsze parametry (prędkość, wysokość, wartości przeciążenia i masa) są rejestrowane na prawie każdym samolocie, natomiast kąt natarcia jest powszechnie mierzony, to kąt ślizgu jest rzadko rejestrowany. Prędkości kątowe i wychylenia powierzchni sterowych są zazwyczaj rejestrowane w nowszych systemach na samolotach myśliwskich, jednak częstotliwość ich próbkowania jest często zbyt niska, aby można było uzyskać miarodajne wyniki [6].

W związku ze stałym postępem technicznym, system monitorowania powinien mieć możliwość aktualizacji. Ponadto, ponieważ modernizacja sprzętu lub oprogramowania pokładowego jest bardzo kosztowna, systemy te powinny być modułowe, aby ułatwić ich modernizację lub wymianę.

Wraz z rosnącą liczbą danych zapisywanych przez systemy monitorowania obciążeń i zużycia zmęczeniowego, należy wprowadzić efektywne, niedrogie i proste procedury ich obsługi. Podczas gdy większość procedur przetwarzania danych jest zlecana przez operatorów, ważne jest, aby operator określił poziom wykorzystania danych w całym procesie. Poziom ten wpływa na decyzję, czy statek powietrzny powinien być wyposażony w pokładowe oprogramowanie do obróbki i analizy danych w celu uzyskania ostatecznej wartości zużycia zmęczeniowego dla każdego lotu, czy też powinien jedynie rejestrować dane, których przetwarzanie powinno być wykonywane na ziemi przez operatora lub wykonawcę.

Zakres przetwarzania danych na pokładzie statku powietrznego może się znacznie różnić pomiędzy systemami. Jako minimum mogą być rejestrowane nieprzetworzone dane o przeciążeniu pionowym n_z , odkształceniach i parametrach lotu wpływających na obciążenia. Formą kompresji danych pokładowych jest zapisywanie jedynie wartości maksymalnych i minimalnych sygnałów lub pomijanie cykli o małej amplitudzie. Jeżeli przechowywane są tylko wartości maksymalne i minimalne, zaleca się, aby każda wartość maksymalna i minimalna była oznakowana czasem wystąpienia, aby umożliwić weryfikację danych w późniejszym terminie [8]. Po zakończeniu rejestrowania wartości maksymalnych i minimalnych następuje zliczanie cykli [52] i/lub kwantyzacja danych na ustaloną liczbę przedziałów oraz tworzona jest macierz liczby wystąpień danej wartości. Jest to następnie dalej przetwarzane na pokładzie statku powietrznego, w celu uzyskania wskaźnika zużycia zmęczeniowego lub pobierane po locie do dalszego przetwarzania.

Typowe przetwarzanie danych w systemach monitorowania zużycia zmęczeniowego na pokładzie statku powietrznego obejmuje obecnie procedury sprawdzania danych, obliczanie naprężeń dla każdego punktu krytycznego, zliczanie cykli, obliczanie zużycia zmęczeniowego i przechowywanie wyników [27].

Przykładem samolotu myśliwskiego, w którym przeprowadza się obliczenia zmęczeniowe w czasie rzeczywistym jest Eurofighter 2000 (system monitorowania strukturalnego) [73].

W tym systemie, obciążenia, dla różnych warunków lotu i miejsc konstrukcji, są przewidywane na podstawie modeli metody elementów skończonych lub uzyskanych z prób zmęczeniowych i przechowywane w postaci wzorców na pokładzie samolotu. Parametry lotu są następnie przetwarzane na pokładzie, a naprężenia dla tego stanu są otrzymywane na podstawie jednego z 17 500 szablonów zapisanych na pokładzie. Tak więc, dla każdego lotu lub bloku lotów, generowane jest spektrum naprężeń, dla którego następnie są zliczane cykle i wyznaczane są przyrosty długości pęknięć. Amerykański strategiczny samolot bombowy B-1B Lancer ma podobny system, zawierający bazę danych dla ponad 1000 stanów obciążenia który jest bezpośrednio wykorzystywany do tworzenia spektrum naprężeń dla określonych punktów krytycznych struktury [34].

Inną filozofię stosuje się na samolotach F/A-18, gdzie na pokładzie statku powietrznego odbywa się minimalna obróbka danych, natomiast kompleksowe ich przetwarzanie przeprowadzane jest na ziemi [82]. Chociaż przetwarzanie danych na pokładzie wydaje się korzystne, ma ono wiele istotnych wad (tabela 5.5). Dane, które są zbierane na pokładzie, ale są skompresowane, nie mogą być łatwo zweryfikowane, zwalidowane lub skalibrowane po locie. Dlatego też, nie jest wskazane wyznaczanie rozmiaru uszkodzeń podczas lotu, jeżeli nieprzetworzone dane nie są przechowywane wraz z wyznaczonymi wartościami powstałych uszkodzeń.

Gromadzenie nieprzetworzonych danych pozwala również na ich ponowną obróbkę zapisów dotyczących wszystkich eksploatowanych statków powietrznych. Przeprowadzenie takiej operacji może być czasami wymagane w celu uwzględnienia błędów lub ulepszeń w oprogramowaniu, albo w celu rozwoju metod zastosowanych do monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych. W takich przypadkach może być konieczne ponowne określenie stanu poszczególnych samolotów, realizowane przy użyciu ulepszonego oprogramowania.

Kolejnym zagadnieniem związanym z systemami monitorowania obciążeń jest integralność danych. Na systemy rejestrujące oddziałują czynniki zewnętrzne, które mogą prowadzić do utraty danych lub do rejestracji danych fałszywych.

Błędy zawarte w danych mogą mieć różne źródła:

- wadliwe działanie przyrządów, wadliwe czujniki lub błędy w obsłudze,
- awaria systemu rejestracji prowadząca do braku rejestracji danych dla części lub całości lotu,
- błędy wczytywania danych prowadzące do utraty danych,
- błędy zapisu w systemie prowadzące do nagłego wzrostu liczby danych,
- błędy wprowadzania danych do systemu prowadzące do nadmiaru danych,
- inne przyczyny, które prowadzą do uszkodzonych danych (gdy zarejestrowane dane są nieprawdopodobne, np. gdy dane są duplikowane w różnych częściach lotu).

Tabela 5.5. Niektóre korzyści i wady z przetwarzania na pokładach statków powietrznych lub na powierzchni ziemi [121]

	Obróbka na pokładzie (na pokładzie obliczane jest zużycie zmęczeniowe lub uszkodzenia)										
	Zalety	Wady									
•	Niewielka liczba danych.	Kompresja danych nie pozwala na dostęp do su- rowych danych.									
•	Minimalna przestrzeń potrzebna do przechowy- wania danych w samolocie.	 Późniejsze analizy nie mogą odtworzyć orygi- nalnych danych. 									
•	Niewielki rozmiar.	 Oprogramowanie musi być dokładne, ponieważ wprowadzanie do niego ewentualnych modyfikacji jest kosztowne. 									
•	Szybki dostęp do danych.	• Ponowne przetwarzanie danych o flocie nie jest możliwe lub jest bardzo trudne.									
•	Krótki czas realizacji.	Dostępne tylko dla wcześniej określonych loka- lizacji krytycznych. Zmiany w lokalizacji kry- tycznej mogą wymagać zmiany oprogramowa- nia.									

Obróbka naziemna (na pokładzie zapisywane są tylko nieprzetworzone dane)

	Zalety	Wady
•	Dostęp do surowych danych do walidacji, kali- bracji i innych badań.	Wymagany jest sprzęt o dużej pamięci do prze- chowywania danych na pokładzie statku po- wietrznego.
•	Możliwość ponownej analizy danych (tj. ana- lizy całego okresu eksploatacji, jak w przy- padku RAAF F/A-18).	Długi czas wczytywania danych.
•	Pakiety oprogramowania do celów specjal- nych mogą być opracowywane i udoskonalane bez konieczności uaktualniania oprogramowa- nia pokładowego.	Brak natychmiastowego dostępu do danych o uszkodzeniach zmęczeniowych.
•	• Potrzebny jest tylko system rejestracji.	Wymagane jest naziemne oprogramowanie ana- lityczne.
•	Współdzielenie zasobów (oprogramowania) między różnymi typami statków powietrznych.	Znaczny nakład środków logistycznych na wa- lidację i archiwizację danych.

W związku z tym, dla każdego parametru lub kombinacji parametrów, należy przeprowadzić następujące weryfikacje:

- granicznych wartości obwiedni zakresu operacyjnego,
- maksymalnej szybkość zmian,
- nadmiarowych zapisów,
- braków w danych w środku lotu, ciągłości,
- gwałtownych wzrostów lub spadków wartości,
- powtórzenia danych,
- inicjalizacji,
- synchronizacji między parametrami, dla opóźnień czasowych.

Ilość utraconych danych może dochodzić nawet do 10%-20% [154].

Błędne dane występują w każdym systemie, a utracone lub fałszywe dane z ułamka sekundy lub całego lotu muszą być uwzględnione. Przykładowo, w przypadku F/A-18 RAAF, pojedyncze nieprawidłowe wartości danych pochodzących z tensometrów rozmieszczonych u nasady skrzydła są uzupełniane przy użyciu metod bazujących na parametrach V-G-H, podczas gdy całe loty są uzupełniane przy użyciu metody opartej na typowej kumulacji zużycia zmęczeniowego powstałej dla lotów o podobnym charakterze [123]. Ze względu na zmienność misji, metoda uzupełniania powinna być konserwatywna w szacowaniu pozostałej trwałości zmęczeniowej, tj. przewidywać większą wartość zużycia zmęczeniowego, aby zapewnić bezpieczeństwo samolotu.

5.3. Analiza danych zapisywanych w rejestratorze parametrów lotu Tester

Analiza literatury oraz dokumentacji rejestratora parametrów lotu Tester pozwoliła na wykonanie porównania zapisywanych parametrów lotu względem listy danych zalecanych do wykorzystania przy budowie modelu obciążeń konstrukcji samolotu. Wyniki tego zestawienia zostały przedstawione w tabeli 5.6. Dane te stanowią podstawę do przeprowadzenia analizy możliwości budowy dokładniejszego modelu obciążeń struktury samolotu i jego zużycia zmęczeniowego.

Ze względu na wiek samolotów Su-22, a co za tym idzie, i lata, w których zaprojektowano i zbudowano rejestrator danych, sprawdzono wpływ rozdzielczości zapisu na wartości wybranych parametrów. Dane w tym rejestratorze są zapisywane na 8 bitach, co oznacza jedynie 256 dopuszczalnych stanów w zakresie pomiarowym. Wynikająca z tego średnia rozdzielczość parametrów, tzn. poziom dyskretyzacji, pomiędzy kolejnymi stanami została przedstawiona w tabeli 5.7.

Parametr	Skrót	Rejestracja w systemie Tester U3Ł
czas absolutny		Nie
czas względny		Tak
prędkość przechylenia	р	Nie
prędkość pochylenia	q	Nie
prędkość odchylenia	r	Nie
kąt przechylenia	Г	Tak
kąt pochylenia	Θ	Tak
kąt odchylenia	Ψ	Nie
przeciążenie pionowe	n_z	Tak
masa paliwa	Q_p	Tak
masa całkowita	Q_{cal}	Nie
masa wyposażenia	Q_{wyp}	Nie
kąt natarcia	α	Tak
kąt ślizgu	ψ	Nie
kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła	X	Tak
liczba Macha	Ma	Tylko wersja Su-22M4
rzeczywista prędkość lotu	V_r	Nie
kalibrowana prędkość lotu	V_p	Tak
ciśnienie dynamiczne	p _{dyn}	Nie
wysokość nad poziomem morza	H_{bar}	Tak
wychylenia powierzchni sterowych (klapy, lotki, sloty, ster wysokości, ster kierunku)	_	Tak

Tabela 5.6. Porównanie parametrów lotu zalecanych do budowy modeli obciążeń i rejestrowanych w systemie Tester U3Ł

Analiza danych zamieszczonych w tab. 5.7 pokazuje, że średnia rozdzielczość zapisu, w zależności od zakresu eksploatacyjnego, zawiera się od 0,012 dla przeciążeń poprzecznych i wzdłużnych, przez blisko 30 kg dla pozostałości paliwa, aż po dokładność zapisu wysokości z rozdzielczością blisko 100 m. Należy jednak nadmienić, że rzeczywista rozdzielczość wysokości jest zmienna i wielkość dyskretyzacji rośnie wraz ze wzrostem wysokości. Wskazane jest jednak uwzględnienie opisanych niedokładności zapisu podczas analizy obciążeń struktury i analiz zmęczeniowych.

Na rys. 5.9 i 5.10 przedstawiono przebiegi prędkości przyrządowej (V_p) i wysokości barometrycznej (H_{bar}) w celu lepszego zobrazowania wpływu rozdzielczości na dokładność zapisywanych wartości.

Lp.	Nazwa	Skrót	Wartość min	Wartość max	Zakres	Średnia rozdzielczość	Jednostka
1	Prędkość przyrządowa	V_p	0	1500	1500	5,86	[km/h]
2	Wysokość barome-	H _{bar}	-300	25000	25300	98,83	[m]
	tryczna						
3	Kąt przechylenia prawy	Г	-180	180	360	1,41	[°]
4	Przeciążenie pionowe	n_z	-3,5	10	13,5	0,05	[-]
5	Przeciążenie podłużne	n_x	-1,5	1,5	3	0,01	[-]
6	Kąt przechylenia lewy	Θ	-180	180	360	1,41	[°]
7	Przeciążenie poziome	n_y	-1,5	1,5	3	0,01	[-]
8	Kąt natarcia	α	-7	33	40	0,16	[°]
9	Kąt wychylenia steru	δ_{sk}	-26	26	52	0,20	[°]
	kierunku						
10	Kąt wychylenia statecz-	δ_{STl}	-26,5	27	53,5	0,21	[°]
	nika poziomego lewego						
11	Kąt wychylenia statecz-	δ_{STp}	-26,5	27	53,5	0,21	[°]
	nika poziomego pra-						
	wego						
12	Kąt wychylenia lotki	δ_{ELl}	-27	33	60	0,23	[°]
	lewej						
13	Kąt wychylenia lotki	δ_{ELp}	-27	33	60	0,23	[°]
	prawej						
14	Kąt skosu skrzydła le-	Xı	30	63	33	0,13	[°]
	wego						
15	Kąt skosu skrzydła pra-	χ_p	30	63	33	0,13	[°]
	wego						
16	Położenie pedałów	δ_{ped}	-23	23	46	0,18	[°]
17	Położenie DSS	α_{DSS}	0	116	116	0,45	[°]
18	Temperatura gazów za	T_4	80	930	850	3,32	[°C]
	turbiną						
19	Pozostałość paliwa	Q_p	0	7000	7000	27,34	[kg]
20	Pochylenie drążka ste-	δ_{dpo}	-35	21	56	0,22	[°]
	rowania						
21	Przechylenie drążka	δ_{dpr}	-35	21	56	0,22	[°]
	sterowania						
22	Obroty silnika	n	0	120	120	0,47	[%]

Tabela 5.7. Rozdzielczość zapisu parametrów dla Su-22 UM3K



Rysunek 5.9. Przebieg zapisu prędkości przyrządowej V_p z rejestratora Tester U3Ł





Dodatkowym czynnikiem mogącym mieć wpływ na jakość danych jest częstotliwość zapisu. Jak wspomniano w opisie rejestratora dane, archiwizowane przez system mają częstotliwość próbkowania równą 1 Hz. Aspekt ten został szerzej omówiony podczas szczegółowego opisu poszczególnych parametrów.

5.3.1. Dane masowe i konfiguracja podwieszeń

Pozyskanie danych na temat konfiguracji masowej samolotów Su-22 w oparciu od dane z pokładowego rejestratora lotu jest mocno ograniczone. Rejestrator Tester U3Ł zapisuje tylko wartości pojedynczego parametru związanego z masą samolotu — tj. pozostałości paliwa Q_p .

W przypadku lotów w konfiguracji bez podwieszeń można na tej podstawie określić masę paliwa i jego rozmieszczenie na podstawie opisanej w dokumentacji technicznej kolejności wykorzystywania paliwa z poszczególnych zbiorników [41, 44]. Dla takiej konfiguracji możliwe jest zatem opracowanie modeli obciążeń konstrukcji uwzględniających rzeczywistą masę samolotu, położenie jego środka ciężkości oraz dystrybucję paliwa w poszczególnych zbiornikach. Ostatni czynnik jest istotny ze względu na zbiorniki umieszczone w skrzydłach. Konieczność opracowania oddzielnych modeli dla wersji bojowej Su-22M4 i Su-22UM3K wynika ze znacznych różnic w masie własnej, pojemności zbiorników paliwa oraz dopuszczalnej masy i konfiguracji podwieszeń zewnętrznych. Rozmieszczenie paliwa dla Su-22M4 zostało zaprezentowane na rys. 5.11.



Rysunek 5.11. Schemat rozmieszczenie paliwa na samolocie Su-22M4 [40]

Problemy z uzyskaniem wiarygodnych danych pojawiają się w przypadku występowania podwieszeń zewnętrznych. Podwieszenia te możemy podzielić na dwa rodzaje:

- środki bojowe,
- zbiorniki i zasobniki rozpoznawcze.

Wprowadzenie takiego podziału jest podyktowane odmiennym sposobem ewidencji podwieszeń i ich wpływu na obciążenia. W przypadku pierwszej grupy podwieszeń rejestrator nie zapisuje żadnych informacji, natomiast ewidencja odbywa się w oparciu o Karty środków bojowych (KŚB). Karty te zawierają informacje o rodzajach i liczbie podwieszeń dla każdego węzła i są powiązane z konkretnymi lotami samolotu. Dodatkowo zawierają one informacje o niewykorzystanych środkach bojowych zdjętych po wykonaniu lotu. Nie ma natomiast informacji, w którym momencie lotu nastąpiło użycie uzbrojenia. Dopuszczalny ładunek uzbrojenia wynosi dla wariantu bojowego 4000 kg, czyli blisko 40% masy własnej samolotu, co pokazuje jak znaczący może być wpływ podwieszeń na obciążenia skrzydła. Ponadto podwieszenia zewnętrzne oddziaływują na opływ samolotu i wpływają na jego charakterystyki aerodynamiczne, co tylko pogłębia ten efekt.

W przypadku drugiego rodzaju podwieszeń, są one podczepione przez cały czas lotu i ich masa jest znana. Zasobnik rozpoznawczy i puste zbiorniki paliwa maja stałą masę, natomiast pozostałość paliwa jest zapisywana w rejestratorze parametrów lotu. Problemem dla tej grupy jest natomiast sposób ewidencji podwieszeń, która jest realizowana za pomocą kart konfiguracji statku powietrznego (KKSP) i zawiera jedynie informacje o zmianach konfiguracji, a nie o jej stanie bieżącym. Dodatkowo karty te nie zawierają informacji o lokalizacji podwieszenia, co jest szczególne istotne dla zbiorników, gdyż te mogą być podwieszone zarówno pod skrzydłami, jak i pod kadłubem. Ponadto KKSP zawiera jedynie datę zmiany i nie ma informacji pozwalającej powiązać zmiany podwieszeń z konkretnymi wylotami, jak w przypadku KŚB. W związku z powyższym, w trakcie badań zaproponowano nowy wzór KKSP, pozwalający uzupełnić te braki.

Kolejnym problemem dotyczącym obydwu rodzajów podwieszeń jest papierowa forma kart, której ewentualna digitalizacja sprowadza się do zeskanowania, co umożliwia jedynie ręczną analizę konfiguracji podwieszeń samolotu, więc, aby możliwe było wykorzystanie tych danych do monitorowania zużycia zmęczeniowego, konieczne byłoby utworzenie bazy danych łączącej informacje o podwieszeniach z zapisami z rejestratora parametrów lotu.

Ostatnim problemem jest brak zarchiwizowanych danych o podwieszeniach przed remontem weryfikacyjnym, co wpływa na dokładność wyznaczenia zużycia zmęczeniowego dla archiwalnych zapisów. Należy jednak wspomnieć, że ograniczenia eksploatacyjne dla lotów z podwieszeniami są znacznie bardziej restrykcyjne w zakresie przeciążeń, względem lotów w konfiguracji gładkiej.

5.3.2. Ślizg samolotu

Kolejnym parametrem, którego wartości nie zapisuje rejestrator Tester U3Ł jest kąt ślizgu ψ , który ma dwojaki wpływ na obciążenia struktury samolotu.

W pierwszej kolejności powoduje powstanie siły bocznej P_y i momentu odchylającego M_z na kadłubie i usterzeniu pionowym, co zostało przedstawione na rys. 5.12 na podstawie [42], a co wpływa na obciążenia tych elementów struktury.



Rysunek 5.12. Układ sił i momentów działających na samolot podczas lotu ze ślizgiem [42]

Gdzie:

- ψ kąt ślizgu,
- P_y siła boczna,
- P_z siła pionowa,
- M_x moment przechylający,
- M_z moment odchylający,
- \acute{S} . \acute{C} . środek ciężkości,
- X, Y, Z osie samolotu,
- V prędkość.

Z punktu widzenia prowadzonych rozważań znacznie istotniejszy jest wpływ kąta ślizgu ψ na charakterystyki nośne skrzydła, a więc moment gnący u jego nasady. Efekt ten jest spowodowany poprzez różnicową zmianę kątów skosu krawędzi natarcia skrzydła χ . Zmiana tego parametru implikuje zarówno zmianę w wartości współczynnika siły nośnej C_z uzyskiwaną przy tych samych kątach natarcia α , jak również zmianę charakterystyk związanych z liczbą Macha, co zostało pokazane na rys. 5.13 i 5.14.



Rysunek 5.13. Wpływ kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ na charakterystyki współczynnika siły nośnej C_z skrzydeł w funkcji kąta natarcia α [42]

Niestety zamieszczone na rys. 5.13 i 5.14 charakterystyki są jedynie poglądowe, gdyż w danych źródłowych nie podano żadnych wartości, w związku z czym trudno jest ocenić rzeczywisty liczbowy wpływ omawianych zjawisk na obciążenia skrzydła. Analiza literatury wykazała także, że parametr ten jest jednym z najczęściej pomijanych w modelach obciążeń i systemach monitorowania zużycia zmęczeniowego opartych na danych z rejestratorów lotów.



Rysunek 5.14. Wpływ kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ na współczynnik siły nośnej C_z skrzydeł w funkcji liczby Macha *Ma* przy stałym kącie natarcia α [42]

Teoretycznie jest możliwa estymacja wartości kąta ślizgu ψ poprzez porównanie ustawienia samolotu w przestrzeni z torem jego lotu. Metoda ta wymaga jednak zapisu danych o położeniu samolotu w przestrzeni, np. w oparciu o informacje z systemu GPS. Zastosowanie jej wymagałoby ciągłej rejestracji tych parametrów ze znaczną dokładnością i częstotliwością oraz przeprowadzenia wielu dalszych analiz w celu weryfikacji wpływu tego czynnika na rzeczywiste obciążenia struktury samolotu.

5.3.3. Liczba Macha

W przypadku samolotów Su-22 liczba Macha rejestrowana jest jedynie w wersji bojowej (Su-22 M4). Zgodność rejestrowanej liczby Macha Ma_p z rzeczywistą Ma_r jest bardzo wysoka, a konieczność naniesienia korekty występuje jedynie w bardzo wąskim przedziale prędkości okołodźwiękowych (0,95<Ma<1,05) ponadto, w zakresie tym, wartość korekty wynosi maksymalnie 0,04. Wykres wartości aerodynamicznej korekty liczby Macha ΔMa_a w całym zakresie mierzonej liczby Macha Ma_p został przedstawiony na rys. 5.15.

Inaczej przedstawia się sytuacja dla wariantu szkolno-bojowego Su-22UM3K, dla której to wersji samolotu wartość liczby Macha nie jest rejestrowana. Analiza wykazała, że nie jest również możliwe wiarygodne wyznaczanie jej w sposób obliczeniowy. Pomimo szerokiego opisu w dokumentacji [42] poprawek dla prędkości przyrządowej V_p , pozwalających wyznaczyć prędkość rzeczywistą V_r , nie jest rejestrowana temperatura otoczenia, która jest niezbędna do wyznaczenia lokalnej prędkości dźwięku. Wykorzystanie jako zamiennika danych z atmosfery wzorcowej *ISA* również nie rozwiązuje problemu, ponieważ uwzględniając tylko amplitudę temperatur występującą w trakcie roku, potencjalny błąd wyznaczenia liczby Macha *Ma* wynosiłby tylko z tego powodu około 10%.



Rysunek 5.15. Aerodynamiczna poprawka liczby Macha (ΔMa_a) [42]

Znajomość dokładnej wartości liczby Macha jest bardzo istotna w kontekście monitorowania obciążeń i przestrzegania reżimów eksploatacyjnych, ze szczególnym uwzględnieniem dopuszczalnego przeciążenia pionowego n_z , zależnego między innymi właśnie od wartości liczby Macha. Omawiane powyżej ograniczenie wynika w sposób bezpośredni z wpływu liczby *Ma* na moment gnący skrzydła, co zostało przedstawione na rys. 5.16.

Na zamieszczonym rys. 5.16 wyraźnie widać, że wzrost liczby Macha wpływa na zwiększenie momentu gnącego skrzydła nawet o około 15%. Zjawisko to jest spowodowane zwiększeniem zapasu stabilności wynikającym z przesunięcia środka parcia siły nośnej. Efekt ten jest kompensowany poprzez wytworzenie siły nośnej na stateczniku poziomym, która ma jednak przeciwny zwrot do siły generowanej przez skrzydła. W związku z powyższym, zachowanie takiej samej wartości siły nośnej wymaga zwiększenia siły nośnej P_z skrzydła.



Rysunek 5.16. Wpływ liczby Macha Ma i kąta skosu krawędzi natarcia χ na moment gnący nasady skrzydła M_{skr} przy stałym przeciążeniu pionowym n_z [42]

Dodatkowo na tym wykresie można zauważyć, jak różne kąty skosu krawędzi natarcia skrzydła χ wpływają na ten proces. W przypadku kąta $\chi = 63$ zjawisko to jest płynne i jednostopniowe, natomiast dla kąta $\chi = 45$ występują dwie fazy wzrostu momentu gnącego M_{skr} , wynikające z różnych kątów skosu krawędzi natarcia dla wewnętrznych i zewnętrznych części skrzydeł.

W związku z tak znacznym wpływem liczby Macha na obciążenia skrzydła, nie jest wskazane pomijanie go w modelach obciążeń i zużycia zmęczeniowego.

5.3.4. Analiza dokładności rejestracji przeciążenia pionowego n_z

Jednym z najważniejszych czynników wpływających na obciążenia konstrukcji samolotu, a w szczególności nasady skrzydła, będącej rejonem krytycznym wyznaczonym na podstawie próby zmęczeniowej, jest przeciążenie pionowe n_z . Znaczenie tego parametru doskonale obrazuje uzależnienie od niego wielu ograniczeń eksploatacyjnych oraz powszechne wykorzystanie do monitorowania obciążeń i zużycia zmęczeniowego samolotów, co zostało szerzej opisane w rozdziale 2. Z tego powodu bardzo ważnym czynnikiem jest analiza dokładności wskazań tego parametru. Na początku bieżącego podrozdziału wskazano, że rozdzielczość zapisu przeciążenia pionowego przez rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł wynosi 0,05.

Analiza zapisów z systemu Tester U3Ł i sytemu monitorowania obciążeń SMO spowodowała konieczność przeprowadzenia dalszych analiz dokładności rejestracji omawianego parametru. Pierwszym czynnikiem wpływającym na taką decyzję było "twarde" lądowanie samolotu Su-22 na pokazach Royal International Air Tattoo 2015 (RIAT) (rys. 5.17).



Rysunek 5.17. "Twarde" lądowanie samolotu Su-22UM3K na pokazach RIAT 2015 [176]

Zapisy odkształceń zarejestrowanych przez czujniki tensometryczne podwozia podczas omawianego lądowania przedstawiono na rys. 5.18. Analiza omawianego zdarzenia wykazała, że obciążenia samego podwozia odpowiadały sile pionowej występującej przy przeciążeniu $n_z = 1, 5 - 2$ podczas, gdy zapisy z rejestratora Tester U3Ł nie wykazały istotnych zmian zapisywanych wartości przeciążenia pionowego.



Rysunek 5.18. Zapis odkształceń tensometrów T4 i T8 na węzłach podwozia głównego podczas lądowania RIAT 2015 (lokalizacja czujników została przedstawiona na rys. 5.4 i 5.6)

Kolejnym czynnikiem wskazującym na problemy z dokładnością czujnika przeciążeń pionowych n_z był proces wyznaczania dopuszczalnych odkształceń konstrukcji w miejscach lokalizacji czujników tensometrycznych (por. pkt 5.4.3.2). W trakcie tych prac zaobserwowano brak korelacji pomiędzy przeciążeniem pionowym n_z a odkształceniami tensometrów skrzydłowych dla zakresu n_z pomiędzy 1 a 1,5. Zostało to zobrazowane na rys. 5.19 i 5.20, gdzie przedstawiono porównanie przebiegów odkształceń tensometrów nasady lewego skrzydła T1 i T2 z wartościami wyliczonymi na podstawie n_z w oparciu o równanie regresji liniowej oznaczonymi jako T1m i T2m na rys. 5.21.

W związku z omówionymi czynnikami została podjęta decyzja o rozbudowie systemu monitorowania obciążeń o dodatkowy czujnik przeciążeń wchodzący w skład SMO (por. pkt 5.1.2).

Wprowadzona modyfikacja SMO pozwoliła na przeprowadzenie weryfikacji wskazań czujników przeciążeń. W tym celu niezbędne było przeprowadzenie synchronizacji zapisów z obydwu rejestratorów. Ze względu na różnice w próbkowaniu zapisów, dane z rejestratora Tester U3Ł zostały multiplikowane do uzyskania częstotliwości zapisu SMO. Zagadnienie wzajemnej synchronizacji zapisów oraz szczegółowy sposób jej przeprowadzenia zostały przedstawione w dalszej części rozprawy.



Rysunek 5.19. Porównanie przebiegu odkształcenia z czujnika tensometrycznego T1 i odkształcenia T1m wyznaczonego na podstawie n_z (lokalizacja czujników została przedstawiona na rys. 5.4 i 5.6)



Rysunek 5.20. Porównanie przebiegu odkształcenia z czujnika tensometrycznego T2 i odkształcenia T2m wyznaczonego na podstawie n_z (lokalizacja czujników została przedstawiona na rys. 5.4 i 5.6)



Rysunek 5.21. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T1 w funkcji przeciążenia pionowego n_z z naniesioną linią trendu i równaniem regresji

Na rys. 5.22–5.25 przedstawiono przykładowe przebiegi n_z z SMO oraz n_z z rejestratora Tester U3Ł. Ze względu na dbałość o czytelność wykresów przedstawiono na nich tylko wybrane fragmenty lotów.

Analiza wykazała bardzo niską czułość oryginalnego czujnika przeciążeń w zakresie małych przeciążeń, co pokrywa się z wcześniejszymi obserwacjami. Powoduje to zaniżenie odczytu liczby cykli o małej amplitudzie w trakcie lotu. W zakresie średnich i dużych wartości przeciążeń pionowych n_z zgodność jest znacznie większa. Odczyty z nowego czujnika są w wartościach szczytowych większe o około 0,3-0,5 niż dotychczasowe z systemu Tester U3Ł.

Analiza przebiegów n_z w trakcie lądowań wykazała znaczący wzrost dokładności wskazywania przeciążeń w trakcie przyziemienia i dobiegu. Ponadto, charakter pracy nowego czujnika podczas lądowania pozwala znacznie dokładniej określić moment przyziemienia, co było utrudnione na podstawie zapisów z rejestratora Tester U3Ł. Wyniki pomiaru n_z z nowego czujnika mają wartości szczytowe większe o około 0,3 niż dotychczasowe. Ponadto obserwowalna stała się zmienność obciążeń w trakcie lądowania niemożliwa do wychwycenia przez czujnik przeciążeń rejestratora Tester U3Ł.



Rysunek 5.22. Przebiegi n_z z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K (fragment lotu z małymi przeciążeniami n_z 0,5–2)







Rysunek 5.24. Przebiegi n_z z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K (lądowanie 1)



Rysunek 5.25. Przebiegi n_z z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K (lądowanie 2)

Analiza przebiegów n_x i n_y dotyczy jedynie lądowań, gdyż dane te są wykorzystywane w analizie pracy podwozia, a ponadto brak montażu żyroskopu w SMO zakłamywałby ich odczyt w trakcie lotu.

Wyniki pomiaru n_y znacząco różnią się pomiędzy rejestratorami w sposób analogiczny, jak w przypadku zapisów n_z . Wartości szczytowe z nowego czujnika są większe o około 0,3, niż dotychczasowe. Jest to spowodowane szybkozmiennym charakterem tego parametru, za którym nie nadąża oryginalny czujnik przeciążenia. Ponadto stwierdzono różnice w znaku wartości n_y zapisanych przez oba rejestratory, co widać na rys. 5.26. Spowodowane jest to przyjęciem innego kierunku przeciążenia za dodatni, co nie powodowało żadnych utrudnień w analizie.



Rysunek 5.26. Przebiegi n_y z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K (lądowanie)

W przypadku odczytów n_x zastosowanie nowego czujnika nie spowodowało obserwacji istotnych zmian mierzonych wartości. Prędkość zmian tego parametru jest na tyle mała, że czujnik z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł jest w stanie dokładnie go odwzorować, co zostało pokazane na rys. 5.27.

Konsekwencją poczynionych obserwacji było przeprowadzenie dodatkowych analiz relacji pomiędzy wartościami przeciążenia pionowego n_z pochodzących z różnych źródeł danych. Przykładanie tak dużej wagi do tego parametru wynika nie tylko z jego znaczenia dla potencjalnego modelu obciążeń, ale spowodowane jest również faktem wykorzystania go w aktualnym programie monitorowania zużycia zmęczeniowego.



Rysunek 5.27. Przebiegi n_x z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K (lądowanie)

W związku z powyższym postanowiono przeanalizować wskazania z czujników przeciążenia pionowego n_z dla większej liczby samolotów, aby określić, czy zaobserwowane różnice maja charakter deterministyczny, czy stochastyczny.

W tym celu wybrano po około 10 lotów w konfiguracji bez podwieszeń, w których występują największe zmiany wartość przeciążenia pionowego n_z . Kolejnym krokiem było porównanie przebiegów i wyznaczenie wzajemnych relacji pomiędzy wartościami n_z otrzymanymi z obydwu źródeł. Wyniki przedstawiono na rys. 5.28–5.35. W celu lepszego zobrazowania dodano na wykresach n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z z SMO linie trendu wyznaczone metodą regresji liniowej.

Analiza korelacji zapisów n_z wykazała wyraźną kwantyzację wartości otrzymywanych z nadajnika rejestratora Tester U3Ł, co jest związane ze znacznie mniejszą rozdzielczością zapisów opisaną na początku tego podrozdziału. Ponadto widoczny jest wpływ częstotliwości próbkowania, wynoszący odpowiednio 1 Hz dla zapisów rejestratora Tester U3Ł i 16 Hz dla SMO. Na wykresach korelacji zauważalne jest to jako poziome "rozmycie" wartości n_z z rejestratora Tester U3Ł względem n_z z SMO.



Rysunek 5.28. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 1 uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO



Rysunek 5.29. Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu Su-22UM3K



Rysunek 5.30. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 2 uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO



Rysunek 5.31. Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu Su-22UM3K



Rysunek 5.32. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 3 uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO



Rysunek 5.33. Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu Su-22UM3K



Rysunek 5.34. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 4 uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO



Rysunek 5.35. Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu Su-22UM3K

nr 4

Dodatkowo analiza przebiegów i korelacji n_z dla różnych samolotów wykazała istotne różnice w zgodności zarejestrowanego przeciążenia pionowego. Dla pierwszego samolotu występuje najlepsza zgodność w prawie całym zakresie, jedynie nieznaczne różnice występują w wartościach szczytowych, co jest związane z tym, że współczynnik kierunkowy linii trendu ma wartości ok. 0.97 oraz najprawdopodobniej z obcięciem części wartości wynikającej z różnic w częstotliwości próbkowania zapisu, szerzej omówionym w dalszej części rozdziału. W przypadku kolejnego samolotu widać natomiast wyraźną niezgodność przebiegów w zakresach n_z <2,0, dobre dopasowanie w zakresie 2,0 $< n_z < 4$ i zazwyczaj większe wartości szczytowe n_z pochodzących z rejestratora Tester U3Ł dla manewrów o $n_z>4$. Wyraźnie widać to również na wykresie wzajemnej korelacji pomiędzy przeciążeniami dla tego samolotu, pomimo tego, iż średni współczynnik kierunkowy prostej regresji linowej wynosi aż 0,9985, to przebieg linii trendu jest mocno niedopasowany do przebiegu danych, a największe różnice występują dla wartości $n_z < 2$ i $n_z>4$, co pokrywa się z obserwacjami przebiegów n_z . Dla małych wartości przeciążenia można zaobserwować obszar braku czułości przeciążeniomierza, a z kolei dla większych wartości n_z znacząco szybszy wzrost wskazań z rejestratora Tester U3Ł względem SMO. Współczynnik kierunkowy prostej regresji liniowej dla tego przedziału wartości wynosi aż 1,2, a ponadto występuje również przesunięcie wartości o pewną stałą.

Analiza przebiegów i korelacji dla pozostałych samolotów wykazała występowanie analogicznych zjawisk, jak dla pierwszych dwóch samolotów, natomiast różnice polegały jedynie na intensywności omawianych efektów.

Zjawiska zauważalne szczególnie na drugim samolocie wykazały potrzebę zweryfikowania przebiegów n_z względem odkształceń skrzydła. Wykresy odkształceń zarejestrowanych przez kanał tensometryczny nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora Tester U3Ł i n_z z SMO przedstawiono na rys. 5.36 i 5.36. W celu lepszego zobrazowania dodano na wykresach linie trendu wyznaczone metodą regresji liniowej i ich równania.

Analiza korelacji wykazała znacząco większą zgodność wartości odkształceń tensometru T2 w funkcji n_z z SMO niż T2 w funkcji n_z z rejestratora Tester U3Ł, gdyż współczynnik korelacji wynosił odpowiednio 0,9941 i 0,9332. Ponadto, dla danych z rejestratora SMO linia trendu jest dopasowana w całym zakresie n_z . Dla wykresu T2 w funkcji n_z z rejestratora Tester U3Ł proste te są wyraźnie niedopasowane w analogicznych zakresach przeciążenia pionowego n_z , jak dla wykresu n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z z SMO. Potwierdza to tym samym lepsze funkcjonowanie nowego czujnika przeciążeń. Dodatkowo na rys. 5.36 widać wspomniane wcześniej efekty związane z mniejszą rozdzielczością zapisu i próbkowaniem. Natomiast na rys. 5.37 widać ciekawy efekt rozszerzania się chmury punktów wraz ze wzrostem n_z . Efekt ten jest spowodowany uwzględnieniem na wykresie kilku lotów, w których występowała nieznaczna różnica w kącie skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła (43°-47°).



Rysunek 5.36. Odkształcenia zarejestrowane przez tensometr T2 w funkcji n_z z rejestratora Tester U3Ł z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu nr 2



Rysunek 5.37. Odkształcenia zarejestrowane przez tensometr T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu nr 2

Ze względu na opisane powyżej różnice w zarejestrowanych przebiegach przeciążeń pionowych postanowiono przeprowadzić analizę ich wpływu na wyznaczane profile obciążeń samolotu.

W tym celu przeprowadzono ekstrakcję i eksport przebiegów wartości wybranych parametrów w formie pozwalającej na wczytanie i przeliczenie ich przez program zliczający cykle. Analiza numeryczna zliczania cykli została wykonana z wykorzystaniem programu MS Excel oraz w oparciu o wewnętrzne oprogramowanie i procedury ITWL.

Zliczanie cykli metodą *Rainflow* zrealizowano dla następujących parametrów:

- n_z z rejestratora Tester U3Ł;
- n_z z systemu monitorowania obciążeń (SMO).

Zastosowane metody i procedury były zgodne z wykorzystywanymi do wyznaczenia widma obciążeń na potrzeby próby zmęczeniowej i w obowiązującym programie monitorowania zużycia zmęczeniowego.

Następnie zliczone cykle przekształcono z postaci wartość *min – max* do postaci *amplituda-wartość średnia.* Ze względu na różnice w rozdzielczości zapisów pomiędzy rejestratorami oraz w celu lepszej wizualizacji wyników konieczne było wykonanie przyporządkowania cykli do określonych przedziałów kwantyzacji. Rozmiar przedziału kwantyzacji cykli n_z wynosił 0,25 i był zgodny z zastosowanym w widmie próby zmęczeniowej i programie indywidualnego śledzenia zużycia zmęczeniowego (IAT). W tabelach 5.8 i 5.9 przedstawiono macierze amplitudy i wartości średniej cykli wraz z liczbą ich wystąpień dla danych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO dla jednego z samolotów. Dodatkowo, w celu czytelniejszej wizualizacji otrzymanych wyników i lepszej analizy, sporządzono wykresy przedstawiające liczby wystąpień cykli w zależności od wartości średniej cyklu dla kolejnych poziomów amplitudy cykli od 0,25–2,50, co zostało przedstawione na rys. 5.38–5.47.

Analiza wykresów wyraźnie wykazuje, że największe różnice w liczbie cykli występują dla cykli o małej amplitudzie, co jest zgodne z wynikami porównania przebiegów przeciążenia pionowego n_z opisanymi wcześniej. Wraz ze wzrostem wartości amplitudy cykli n_z różnica wyraźnie maleje, jednakże nie uzyskuje pełnej zgodności. Jest to spowodowane zarówno występującymi pomiędzy rejestratorami różnicami w wartościach szczytowych n_z , jak i potencjalnymi błędami zaokrąglenia, wynikającymi z przeprowadzonej kwantyzacji cykli³. Ostatnim czynnikiem, mogącym mieć wpływ na niezgodności, jest stosunkowo mała liczba cykli ze znaczną amplitudą, co utrudnia jej analizę statystyczną.

³Kwantyzacja polega na przypisaniu danej wartości cyklu do określonego przedziału, co oznacza ograniczenie rozdzielczości cykli.

Wartość	Amplituda n_z											
średnia n _z	0,25	0,5	0,75	1	1,25	1,5	1,75	2	2,25	2,5	2,75	3
-0,75	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
-0,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
-0,25	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,25	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,5	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,75	266	11	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	4079	409	24	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,25	1326	365	96	13	1	0	0	0	0	0	0	0
1,5	451	165	83	41	3	0	0	0	0	0	0	0
1,75	209	58	28	39	31	6	1	0	0	0	0	0
2	153	19	14	25	31	42	16	2	0	0	0	0
2,25	70	11	7	7	20	48	43	16	3	1	0	0
2,5	65	5	4	2	8	14	25	25	10	0	0	0
2,75	29	4	3	5	6	8	6	7	2	0	0	0
3	25	5	3	3	7	1	5	0	0	1	0	0
3,25	37	3	0	2	0	0	0	0	0	0	0	0
3,5	22	4	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3,75	4	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	6	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4,25	5	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4,5	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4,75	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5,25	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5,75	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6,25	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Sumy	6751	1063	265	137	107	119	96	50	15	2	0	0

Tabela 5.8. Macierz liczby cykli w zależności od amplitudy n_z i wartości średniej n_z dla danych z rejestratora Tester U3Ł

Wartość	Amplituda n_z											
średnia n _z	0,25	0,5	0,75	1	1,25	1,5	1,75	2	2,25	2,5	2,75	3
-0,75	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
-0,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
-0,25	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,25	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,5	16	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,75	373	16	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	9918	659	52	1	0	0	0	0	0	0	0	0
1,25	2463	499	111	21	4	0	0	0	0	0	0	0
1,5	936	189	114	51	5	1	0	0	0	0	0	0
1,75	372	80	37	38	21	6	1	1	0	0	0	0
2	327	35	22	13	36	45	12	2	0	0	0	0
2,25	154	31	7	14	13	41	47	20	5	0	0	0
2,5	146	18	3	2	7	17	25	33	14	2	0	0
2,75	89	6	2	2	3	8	8	14	15	3	1	0
3	72	10	3	3	5	9	4	2	0	2	0	0
3,25	88	6	3	1	3	1	0	1	0	0	0	0
3,5	101	8	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3,75	65	6	2	1	0	0	0	0	0	0	0	0
4	42	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4,25	34	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4,5	14	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4,75	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5,25	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5,75	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6,25	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Sumy	15214	1569	359	147	97	128	97	73	34	7	1	0

Tabela 5.9. Macierz liczby cykli w zależności od amplitudy n_z i wartości średniej n_z dla danych z rejestratora systemu monitorowania obciążeń



Rysunek 5.38. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 0, 25$



Rysunek 5.39. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 0, 5$



Rysunek 5.40. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 0,75$



Rysunek 5.41. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 1$



Rysunek 5.42. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 1,25$



Rysunek 5.43. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 1, 5$


Rysunek 5.44. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 1,75$



Rysunek 5.45. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 2$



Rysunek 5.46. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z = 2, 25$



Rysunek 5.47. Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o wartości $n_z \ge 2,50$

Kolejnym krokiem było wykonanie analizy zużycia zmęczeniowego. Prace te przeprowadzono w celu określenia, w jaki sposób zaobserwowane różnice we wskazaniach czujników przeciążeń i wynikające z tego różnice w profilach obciążeń, wpływają na wyznaczane wartości zużycia zmęczeniowego samolotów.

W związku z tym dane z rejestratorów poddano obróbce zgodnie z opisaną w rozdziale 3.5 metodą zliczania cykli i wyliczania zużycia zmęczeniowego dla programu monitorowania samolotów Su-22. Ze względu na wykorzystanie danych z rzeczywistej eksploatacji występują znaczne różnice w liczbie i charakterze lotów, co implikuje rozbieżności w wartościach zużycia zmęczeniowego wyznaczonego dla poszczególnych samolotów, co pokazano w tabeli 5.10 i na rys. 5.48.

Tabela 5.10. Wartości zużycia zmęczeniowego D_i wyznaczonego dla poszczególnych samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł i SMO

	Nr samolotu					
	1	2	3	4		
n_z z SMO	0,017613648	0,005213	0,007855	0,01427		
n_z z Tester U3Ł	0,012704741	0,004417	0,006566	0,008486		

Z powodu omawianych czynników, dla ułatwienia analizy porównawczej pomiędzy poszczególnymi samolotami, wyniki przedstawiono również w postaci względnej, przy czym za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie danych z rejestratora Tester U3Ł. Zostało to zobrazowane w tabeli 5.11 i na rys. 5.49.

Tabela 5.11. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów wyrażone w procentach (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie n_z pochodzących z rejestratora Tester U3Ł)

	Nr samolotu					
	1	2	3	4		
n_z z SMO	138,64	118,03	119,63	168,15		

Analiza otrzymanych wyników wykazała znaczne różnice obliczonych wartości zużycia zmęczeniowego w zależności od pochodzenia danych wejściowych. Wyniki uzyskane na podstawie danych o n_z z SMO były, w zależności od samolotu, większe od 18% do 68% względem wyznaczonych na podstawie danych z rejestratora Tester U3Ł.



Rysunek 5.48. Wartości zużycia zmęczeniowego D_i wyznaczonego dla poszczególnych samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł i SMO



Rysunek 5.49. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów wyrażone w procentach (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie n_z pochodzących z rejestratora Tester)

W celu lepszej analizy źródeł zaobserwowanych różnic, przeprowadzono analizę wpływu cykli n_z o różnej amplitudzie na całkowite zużycie zmęczeniowe. W tym celu sporządzono wykresy zestawiające liczbę cykli i zużycia zmęczeniowego z nich wynikającego, w zależności od amplitudy n_z cyklu. Dodatkowo, aby czytelniej zobrazować omawiane różnice wyznaczonego zużycia zmęczeniowego, dodano wykresy kumulatywne pokazujące zużycie zmęczeniowe pochodzące od wszystkich cykli mniejszych, bądź równych danej wartości amplitudy. Wykresy te przedstawiono na rys. 5.50–5.57.

Pomimo zastosowania skali logarytmicznej, wyraźnie widać różnice w liczbie cykli o małej amplitudzie (n_z do 0,5), przy czym ich wzajemna proporcja pomiędzy rejestratorami różni się w zależności od samolotu. W zakresie cykli o średnich amplitudach ($0,5 < n_z < 1,5$) widać wyraźnie większą zbieżność liczby cykli i wartości zużycia zmęczeniowego, z kolei dla cykli o dużej amplitudzie ($n_z > 1,5$) widać ponowne zwiększenie różnic. Warto przy tym zaznaczyć, że zużycie zmęczeniowe wynikające z cykli o małych amplitudach, choć w zależności od źródła sygnału n_z różni się nawet kilkukrotnie, stanowi jedynie nieznaczna część całkowitego zużycia zmęczeniowego. Widać to szczególnie na wykresach kumulacyjnych, gdzie największe różnice w zużyciu zmęczeniowym pojawiają się dopiero w obszarze cykli o dużej amplitudzie.

Wystąpienie takich rozbieżności jest spowodowane różnicami w profilach obciążeń, wyznaczonych na podstawie danych z poszczególnych typów rejestratorów, przy czym jest to zagadnienie złożone. Pierwszym czynnikiem wpływającym na otrzymane wyniki jest opisana powyżej niezgodność wskazań przeciążeniomierzy. Znaczenie tego czynnika można zauważyć po porównaniu wyników obliczeń zużycia zmęczeniowego z równaniami regresji liniowej funkcji korelacji pomiędzy wskazaniami n_z z rejestratora Tester U3Ł i n_z z SMO. Dla samolotu nr 4 występuje największa różnica pomiędzy zużyciem zmęczeniowym otrzymanym z różnych rejestratorów i właśnie dla tego samolotu współczynnik kierunkowy prostej regresji przyjmuje najmniejszą wartość (0,935). Analogiczna zależność występuje dla samolotu nr 1. Dla samolotów nr 2 i nr 3 widoczna jest natomiast zgodność przebiegów przeciążeń dla średnich i dużych wartości n_z z obydwu rejestratorów i znacząco mniejsza różnica w wyznaczonym zużyciu zmęczeniowym.



Rysunek 5.50. Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych źródeł danych z samolotu nr 1



Rysunek 5.51. Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 1



Rysunek 5.52. Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych źródeł danych z samolotu nr 2



Rysunek 5.53. Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 2



Rysunek 5.54. Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych źródeł danych z samolotu nr 3



Rysunek 5.55. Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 3



Rysunek 5.56. Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych źródeł danych z samolotu nr 4



Rysunek 5.57. Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 4

Kolejnym czynnikiem mogącym powodować obserwowane różnice w wyznaczonym zużyciu zmęczeniowym jest częstotliwość próbkowania danych w poszczególnych rejestratorach. W związku z powyższym, konieczne było przeprowadzenie analizy składowych zużycia zmęczeniowego dla danych z tych samych źródeł ale o różnej częstotliwości próbkowania. W tym celu przeanalizowano dane z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł próbkowane z częstotliwością 1 i 10 Hz oraz dane z SMO próbkowane z częstotliwościami 1 i 16 Hz. Taki dobór parametrów do analizy podyktowany był właściwościami zapisów n_z :

- sygnał n_z w archiwizowanych danych eksploatacyjnych z rejestratora Tester U3Ł próbkowany jest z częstotliwością 1 Hz;
- sygnał n_z w danych nieprzetworzonych (tryb wypadkowy) z rejestratora Tester U3Ł próbkowany jest z częstotliwością 10 Hz;
- sygnał n_z w danych z rejestratora SMO próbkowany jest z częstotliwością 16 Hz.

Do przeprowadzenia tych analiz wykorzystano między innymi część danych z opracowania [79]. Ze względu na ograniczoną liczbę danych o częstotliwości 10 Hz użytych do analizy, zaobserwowane różnice nie mogą być wprost przeniesione na całkowite wyniki zużycia zmęczeniowego, jednakże dobrze pokazują znaczenie próbkowania na otrzymane wyniki.

Na rys. 5.58 i 5.59 przedstawiono zestawienie liczby cykli N i wyznaczonego na ich podstawie zużycia zmęczeniowego D_i , a ponadto pokazano kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego w zależności od amplitudy n_z cykli dla danych z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł próbkowanych z częstotliwościami 1 i 10 Hz. Analogiczne zobrazowanie dla danych z rejestratora SMO przedstawiono na rys. 5.60 i 5.61. Przyjęcie takich warunków porównania pozwoliło na wyeliminowanie różnic we wskazaniach czujników przeciążeń pomiędzy rejestratorami.

Wyniki pokazują bardzo wyraźny wpływ częstotliwości próbkowania nie tylko na liczbę zliczonych cykli, szczególnie o małych amplitudach, ale również na wartości maksymalne, co przekłada się na amplitudę średnich i dużych cykli. Zjawisko to jest analogiczne do porównania profili obciążeń i składowych zużycia zmęczeniowego opisanych wcześniej, jednakże jego skala jest zauważalnie mniejsza, co potwierdza, że jest to jedynie składowa różnic pomiędzy rejestratorami. Istotnym zjawiskiem jest również znacząca różnica we wpływie częstotliwości próbkowania, w zależności od rodzaju rejestratora, gdyż dla danych z SMO różnica w wyznaczonym zużyciu zmęczeniowym wynosi 25%, natomiast dla danych z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł ok. 50%.



Rysunek 5.58. Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora Tester U3Ł



Rysunek 5.59. Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z dla poszczególnych częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora Tester U3Ł



Rysunek 5.60. Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora SMO



Rysunek 5.61. Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z dla poszczególnych częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora SMO

Ze względu na wspomniane powyżej różnice w profilach obciążeń oraz składowych zużycia zmęczeniowego wyznaczonych w zależności od częstotliwości próbkowania danych, zdecydowano o przeprowadzeniu dodatkowej analizy. Polegała ona na porównaniu przebiegów przeciążenia pionowego n_z dla tych samych zestawów danych, ale próbkowanych z różną częstotliwością. Do analizy wybrano dane z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł próbkowane z częstotliwościami 1 i 10 Hz. Ze względu na lepszą czytelność, zrezygnowano z pokazania pełnych przebiegów lotów na rzecz wybranych fragmentów przedstawionych na rys. 5.62–5.64.

Na przedstawionych wykresach jest wyraźnie widoczne, że w związku ze znaczną dynamiką zmian przeciążenia pionowego n_z , ograniczenie częstotliwości zapisu do 1 Hz powoduje pominięcie części cykli obciążeń oraz występowanie w niektórych fragmentach lotu obniżenia wartości zapisywanych ekstremów lokalnych. To drugie zjawisko powoduje obniżenie wartości wyznaczanych cykli zmęczeniowych, niezależnie od amplitudy, i ma charakter stochastyczny. Efektem tego zjawiska są obserwowane różnice w analizowanych wcześniej profilach obciążeń i składowych zużycia zmęczeniowego. Ze względu na charakter tego procesu, różnice we wpływie częstotliwości próbkowania, w zależności od typu rejestratora, wynikają najprawdopodobniej z relatywnie małej próbki dostępnych danych dla rejestratora Tester U3Ł.



Rysunek 5.62. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z w zależności od częstotliwości próbkowania danych (fragment lotu nr 1)



Rysunek 5.63. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z w zależności od częstotliwości próbkowania danych (fragment lotu nr 2)



Rysunek 5.64. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z w zależności od częstotliwości próbkowania danych (fragment lotu nr 3)

Przeprowadzone analizy wyraźnie wskazują na liczne i poważne problemy oraz ograniczenia zarówno źródła danych z którego pobierane są wartości przeciążenia pionowego n_z , jak również samego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł. Problemy te wpływają na dokładność obecnie wykorzystywanego systemu monitorowania zużycia zmęczeniowego oraz potencjalnego, dokładniejszego, modelu obciążeń konstrukcji samolotu opartego o parametry lotu. Z tego powodu zwiększenie dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego wymaga wymiany czujnika przeciążeń oraz rejestracji jego zapisów z większą częstotliwością i rozdzielczością.

Dodatkowym czynnikiem wpływającym na dokładność wyznaczenia zużycia zmęczeniowego jest kwantyzacja cykli obciażeń. Zastosowanie takiego rozwiązania jest szczególnie powszechne przy realizacji prób zmęczeniowych, pozwalając znacząco zredukować liczbę przypadków obciążenia. Proces ten jest również szeroko wykorzystywany w systemach monitorowania zużycia zmęczeniowego, pozwalając znacząco przyspieszyć proces obliczeń. W celu wyznaczenia wpływu tego czynnika przeprowadzono serię obliczeń dla takiej samej partii danych, zmieniając jedynie wielkości przedziału kwantyzacji cykli przeciążenia pionowego n_z wykorzystując część danych z opracowania [133]. Kwantyzacja objęła dane o przeciążeniu pionowym n_{z} , ponieważ na tej podstawie wyznaczane są obciążenie struktury samolotu. Przyjęte wartości kwantyzacji wynosiły 0,05; 0,1;0,25 0.5. Wyniki n_7 i zaprezentowano na rys. 5.65, na którym porównano liczby cykli przeciążenia pionowego n_z dla przyjętych przedziałów kwantyzacji cykli i wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na ich podstawie. Dodatkowo na rys. 5.66 zamieszczono wykres pokazujący procentową zależność wartości obliczonego zużycia zmęczeniowego od wielkości kwantyzacji cykli. Jako punkt odniesienia posłużyła kwantyzacja o wartości 0,25, która jest przyjęty w obowiązującym systemie monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji samolotów Su-22. Na zaprezentowanych wynikach wyraźnie widać, że wartość wyznaczonego zużycia zmęczeniowego konstrukcji wzrasta wraz ze wzrostem wartości kwantyzacji. Zjawisko to w takim samym stopniu dotyczy danych, zarówno z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł, jak również z systemu monitorowania obciążeń. Efekt ten wynika wprost ze statystycznego rozkładu wystąpienia cykli o danej amplitudzie.

Na rys. 5.67 przedstawiono wykres liczby wystąpień cykli przeciążenia pionowego n_z w zależności od amplitudy. Wyraźnie na nim widać bardzo gwałtowny spadek liczby cykli wraz ze wzrostem amplitudy cykli. W związku z powyższym, kwantyfikacja danych, polegająca na przypisaniu wszystkim cyklom z danego przedziału, średniej wartości amplitudy tego przedziału, powoduje efektywnie zwiększenie amplitudy cyklom od dolnej granicy do wartości średniej poziomu kwantyzacji oraz obniżenie amplitudy dla cykli od wartości średniej do górnej granicy przedziału. Ponieważ statystyczny rozkład występowania cykli nie jest proporcjonalny, powoduje to zwiększenie amplitudy znacznie większej liczby cykli. Efekt ten działa tym mocniej im mniejsza jest rozdzielczość, co widać na rys. 5.66, gdzie różnice w wyznaczonym zużyciu zmęczeniowym wynoszą ±30 % względem wyników uzyskanych dla punktu odniesienia.



Rysunek 5.65. Porównanie liczby cykli przeciążenia pionowego n_z i wartości zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od przedziałów kwantyzacji cykli



Rysunek 5.66. Względne zużycie zmęczeniowe w zależności od wielkość przedziałów kwantyzacji cykli n_z (za 100% przyjęto wartość wyznaczoną dla kwantyzacja o wartości 0,25)



Rysunek 5.67. Zestawienie liczby cykli N w zależności od amplitudy cykli n_z (częstotliwość próbkowania zapisów 16 Hz)

5.3.5. Analiza pozostałych sygnałów

Kolejnym sygnałem, który nie jest zapisywany przez pokładowy rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł jest czas absolutny, np. z systemu GPS. Brak takich danych nie wpływa w żaden sposób na wyznaczanie obciążeń występujących w locie. Znaczenie tego parametru ogranicza się jedynie do uproszczenia identyfikacji zapisów z lotów oraz wykrywania ewentualnych ubytków w zarejestrowanych danych. Pierwszy z wymienionych czynników wynika z możliwości wystąpienia zwielokrotnienia zapisów lotów. Rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł realizuje zapis ciągły do 4h lotu, a następnie następuje nadpisywanie wcześniejszych danych. W większości przypadków zapis jest ograniczany jedynie do bieżącego lotu, jednakże możliwe jest ponowne zarchiwizowanie danych z lotów poprzednich, a więc zwielokrotnienie tych zapisów. W związku z powyższym, w trakcie analizy danych, konieczna jest weryfikacja, czy dany zapis nie występuje już w bazie, natomiast sprawdzenie ciągłości danych jest możliwe na podstawie analizy przebiegu poszczególnych parametrów, a szczególnie ich ciągłości i wykrywania gwałtownych zmian.

Dodanie rejestracji czasu absolutnego uprościłoby proces weryfikacji poprawności zapisów i zwiększyło jego wiarygodność. Źródłem takich danych mógłby być system GPS.

Ostatnimi parametrami, których zapisy mają wpływ na obciążenia struktury samolotu, a które nie są zapisywane przez rejestrator Tester U3Ł, są prędkości kątowe. Są one szczególnie istotne w stanach nieustalonych lotu oraz w przypadku obciążeń niesymetrycznych. Spośród nich największe znaczenie dla obciążeń skrzydła ma prędkość przechylenia, gdyż ma istotny wpływ na kąty natarcia poszczególnych skrzydeł, a więc na siły aerodynamiczne. Teoretycznie możliwe jest wyznaczenie wartości prędkości kątowych poprzez różniczkowanie zapisów odpowiadających im kątów, ale niestety, w związku z opisanymi we wcześniejszej części pracy ograniczeniami rozdzielczości i częstotliwości próbkowania, dane takie byłyby, na bieżącym etapie, całkowicie niewiarygodne.

5.4. Analiza danych z systemu monitorowania obciążeń SMO

W przeszłości obawy związane z niemożnością monitorowania naprężeń w pobliżu nasady skrzydła wyłącznie za pomocą akcelerometrów zliczających doprowadziły do opracowania urządzeń do pomiaru odkształceń, które reagowałyby przede wszystkim na moment gnący nasady skrzydła (*Wing Root Bending Moment* - WRBM). Tensometry były umieszczone w pobliżu nasady skrzydła, aby umożliwić uwzględnienie wpływu zmian masy związanych z wypracowaniem paliwa i wykorzystywaniem uzbrojenia podczas lotu.

Obecnie właściwe umiejscowienie tensometrów może uwzględniać te efekty w różnych punktach misji stanowiących obwiednię lotu. Umiejscowienie każdego tensometru musi być takie, aby na jego odpowiedź wpływało przede wszystkim główne obciążenie wywołujące zużycie zmęczeniowe w rozważanych obszarach krytycznych. W szczególności należy zadbać o to, by położenie tensometru spełniało następujące warunki:

- mogło być skalibrowane w stosunku do obciążenia powodującego zużycie zmęczeniowe;
- było determinowane przez obciążenie główne (np. WRBM) i niewrażliwe na inne oddziałujące obciążenia;
- znajdowało się w obszarze o niskim gradiencie naprężeń;
- mogło być bezpośrednio związane z naprężeniem w krytycznych miejscach konstrukcji, najlepiej poprzez liniową zależność zarówno dla obciążeń dodatnich, jak i ujemnych;
- nie było podatne na dryf pomiarowy (zmienna reakcja na obciążenie nominalne w czasie);
- nie podlegało redystrybucji obciążeń ze względu na poboczne ścieżki przenoszenia obciążenia;
- było dostępne w celu łatwej kontroli lub wymiany;
- było umieszczone jak najbliżej zapasowego tensometru na wypadek, gdyby tensometr główny zawiódł lub podlegał dryfowi;

- było powielone w lustrzanej lokalizacji w celu oszacowania asymetrycznego składnika obciążenia;
- było odwzorowane na elemencie statku powietrznego poddanego badaniom zmęczeniowym tak, aby można było dokonać bezpośrednich porównań, co jest często pomijane w wielu programach indywidualnych monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych;
- było dokładnie umiejscowione oraz zabezpieczone przed wpływem środowiska oraz zużyciem eksploatacyjnym.

Czujniki tensometryczne mierzą odkształcenia konstrukcji, a więc również wszystkie obciążenia je wywołujące, takie jak np. zjawiska aerodynamiczne. Wpływ efektów, takich jak *buffeting*, czy obciążenia od podmuchów, może być dokładnie mierzona tylko za pomocą tensometrów [24]. Instalacja przyrządu pomiarowego musi być wykonana precyzyjnie przy użyciu odpowiedniego wzorca (położenie i orientacja mają zasadnicze znaczenie), a czujnik nie może być kruchy lub nieregularny. Wprowadza się procedury częstego sprawdzania stanu przyrządów pomiarowych, a uszkodzone czujniki należny szybko wykrywać i wymieniać.

Wskazane jest, aby monitorowane były elementy struktury symetrycznie, po obu stronach (zwłaszcza u nasady skrzydeł) [118]. Dane eksploatacyjne wykazały, że akumulacja uszkodzeń zmęczeniowych po obu stronach samolotu może nie być równomierna, o czym świadczą np. różne odkształcenia nasady lewego i prawego skrzydła F/A-18, w zależności od wykonywanego manewru, jak pokazano na rys. 5.68.



Rysunek 5.68. Odkształcenia tensometrów nasady prawego i lewego skrzydła podczas manewrów niesymetrycznych [118]

Liczba kanałów dostępnych w systemie rejestracji danych może ograniczać liczbę czujników tensometrycznych, które można rozmieścić na badanej strukturze.

Tensometryczny pomiar odkształcenia w punktach krytycznych jest nadal powszechnie stosowany [188], ale nie jest zalecany dla IAT [7, 120]. Głównym problemem związanym z pomiarami w punktach krytycznych jest to, że są one umieszczane w strefach nierównomiernego odkształcenia, co utrudnia ich kalibrację i wymianę. Ponadto wysoki gradient odkształcenia i stosunkowo duża długość urządzenia pomiarowego oznaczają, że maksymalne odkształcenie nie jest rejestrowane i nie występuje równomierne odkształcenie w całym tensometrze.

Pomiary powinny być wykonywane z częstotliwością około 10 razy większą od częstotliwości naturalnej podstawowego trybu pracy konstrukcji dla obszarów, które podejrzewa się o podleganie zjawiskom dynamicznym. Zapewnia to uchwycenie maksimum i minimum wartości podczas każdego cyklu.

W tabeli 5.12 przedstawiono systemy monitorowania obciążeń wykorzystujących czujniki tensometryczne, stosowane na różnych współczesnych samolotach wysokomanewrowych.

Aircraft	Operator	Całość	CR	WR	OW	FF	CF	RF	HTR	VTR	Inne
A-3	USN	1	_	1							
AMX	Italian AF	12		3	1	1	2	1	2	2	
AV-8B	Royal AF82	16		1	2		6	2	3	1	1
Hawk	Royal AF	14^{1}		3	4		2		2	3	
B-1B	USAF	5		2					3		
EF2000	RAF	16	3	1	1	1	4	1		1	4
F-16	RNLAF	5		1			1		1	1	1
F-16	USAF	1		1							
F/A-18	USN, RAAF-MSDRS	7		1	1	1			2	2	
F/A-18	RAAF-AFDAS	11		1	1	1	3		2	2	1
F/A-18	Swiss AF-MSDRS83	7		1	1	1	1	1	1	1	
F-111	RAAF	11		6		1	2		1	1	
JAS-39	Swedish AF	5	2	2						1	
Tornado	German AF and Navy	2		2							

Tabela 5.12. Liczba i lokalizacja czujników tensometrycznych w systemy monitorowania obciążeń [121]

CR — nasada usterzenia przedniego; FF — kadłub przedni; HTR — nasada usterzenia poziomego; WR — nasada skrzydła; CF — kadłub środkowy; VTR — nasada usterzenia pionowego; OW — skrzydło zewnętrzne; RF — kadłub tylny.

¹ Czujniki tensometryczne były używane tylko podczas programu OLM.

Ważnym aspektem systemów monitorowania zużycia zmęczeniowego wykorzystującego czujniki tensometryczne jest ich niepowtarzalność. Dwa urządzenia pomiarowe umieszczone w nominalnie identycznych miejscach, ale na różnych płatowcach (tego samego typu samolotu), mogą nie reagować jednakowo na nominalnie jednakowe obciążenie globalne z powodu niewielkich różnic w jakości wykonania płatowca, ułożenia tensometrów, grubości kleju lub czułości urządzenia pomiarowego/wzmacniacza. Ponadto, wiele ścieżek przenoszenia obciążeń w strukturze może również powodować zmienną odpowiedź przyrządu pomiarowego wynikającą z różnic, które są niejako "wbudowane" w konstrukcję samolotu i układu pomiarowego. Przykładowo, rozrzut uzyskiwanych wyników zaobserwowany na statecznikach pionowych samolotów F/A-18, wykorzystywanych przez RAAF, wynosi aż 50% [6].

5.4.1. Wyniki monitorowania zużycia zmęczeniowego uzyskane na podstawie danych z SMO

Podczas prowadzonych prac i analiz nad wykorzystaniem zapisów z SMO do monitorowania przeciążeń eksploatacyjnych, a w późniejszych etapach do monitorowania zużycia zmęczeniowego, stwierdzono występowanie znaczących różnic we wskazaniach czujników tensometrycznych zamontowanych na różnych egzemplarzach samolotów Su-22 oraz pomiędzy różnymi stronami tego samego samolotu. Istotnym aspektem jest to, że nie porównywano bezwzględnych wartości odkształceń, a jedynie odpowiedź czujnika na analogiczne wymuszenie. W przypadku tensometrów u nasady skrzydła różnice wynosiły do 30%, a dla czujników zamontowanych na węzłach podwozia do 50%. Porównywanie globalnych wskazań obarczone byłoby dodatkowym błędem związanym z naprężeniami konstrukcji w chwili instalacji czujnika tensometrycznego. Ze względu na fakt, że instalacja tensometrów nie odbywała się na etapie produkcji statku powietrznego, a w trakcie jego eksploatacji, nie było możliwości zapewnienia w pełni powtarzalnych warunków obciążenia konstrukcji w chwili instalacji czujników.

Różnice we wskazaniach tensometrów są opisane w literaturze, a ich występowanie wynika z nałożenia się wielu czynników, co zostało nakreślone już uprzednio. Dla potwierdzenia tych informacji przeprowadzono porównanie zużycia zmęczeniowego wyznaczonego zgodnie z metodyką opisaną w rozdziale trzecim. Jako źródła danych do wyznaczenia cykli obciążeń wykorzystano dane o przeciążeniu pionowym z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł i systemu monitorowania obciążeń SMO oraz dane z czujników tensometrycznych nasady skrzydła T2 i T6 poddanych jedynie kalibracji elektrycznej. Lokalizacja czujników tensometrycznych na elementach konstrukcji samolotu została przedstawiona na rys 5.4 i 5.6 w punkcie 5.1.2. Ze względu na wykorzystywanie danych z rzeczywistej eksploatacji, występują znaczne różnice w liczbie i charakterze lotów, co implikuje rozbieżności w wartościach zużycia zmęczeniowego wyznaczonego dla poszczególnych samolotów, co pokazano w tabeli 5.13 i na rys. 5.69.

Tabela 5.13. Wartości zużycia zmęczeniowego D_i wyznaczonego dla poszczególnych samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł i SMO oraz danych z tensometrów nasady lewego i prawego skrzydła T2 i T6

	Nr samolotu					
	1 2 3					
n_z Tester U3Ł	0,004930	0,002471	0,005860			
n_z SMO	0,006774	0,002971	0,006917			
Tensometr T2	0,011939	0,006954	0,012618			
Tensometr T6	0,010278	0,005396	0,008819			



Rysunek 5.69. Wartości zużycia zmęczeniowego D_i wyznaczonego dla poszczególnych samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł i SMO oraz danych z tensometrów nasady lewego i prawego skrzydła T2 i T6

W związku z powyższym, w celu zwiększenia czytelności, wyniki przedstawiono w tabeli 5.14 i na rys. 5.70 w postaci względnej, gdzie jako 100% procent zużycia zmęczeniowego przyjęto jego wartość wyznaczoną na podstawie n_z z SMO.

Tabela 5.14. Względne zużycie zmęczeniowe w zależności od źródła danych dla poszczegól-
nych samolotów (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie
n_z pochodzących z rejestratora SMO)

	Nr samolotu					
	1 2 3					
n_z Tester U3Ł	72,79	83,16	84,73			
n_z SMO	100,00	100,00	100,00			
Tensometr T2	176,26	234,05	182,43			
Tensometr T6	151,73	181,61	127,50			





Analiza otrzymanych wyników wykazała znaczne różnice w zależności od pochodzenia danych wejściowych. We wszystkich przypadkach najmniejsze zużycie zmęczeniowe było wyznaczone na podstawie danych z rejestratora Tester U3Ł, co jest zgodne z wnioskami z poprzednich punktów tego rozdziału. Wyniki uzyskane na podstawie danych z czujników tensometrycznych były natomiast większe od 30% do 135%. Na podstawie przeprowadzonych analiz, zarówno literatury przedmiotu, jak również zgromadzonych danych, stwierdzono, że wykorzystanie zapisów tensometrów z SMO w podstawowej formie nie pozwala na weryfikację przekroczeń eksploatacyjnych oraz monitorowanie zużycia zmęczeniowego. W celu uzyskania wiarygodnych wyników konieczne jest przeprowadzenie skalowań kanałów tensometrycznych zamontowanych na samolotach Su-22 UM3K.

5.4.2. Skalowanie czujników tensometrycznych

Zużycie zmęczeniowe wojskowego statku powietrznego jest zwykle odnoszone do uszkodzeń nagromadzonych na elemencie poddawanym próbie zmęczeniowej, więc skalowanie tensometrów umieszczonych w nominalnie identycznych miejscach, jak te na elemencie poddawanym próbie zmęczeniowej, jest niezbędne w celu uzyskania dokładnego oszacowania trwałości zmęczeniowej. Muszą być one skalibrowane tak, aby obciążenia uzyskane z nich mogły być bezpośrednio odniesione do obciążeń uzyskanych z równoważnego tensometru na elemencie poddawanym badaniu zmęczeniowemu. Dla weryfikacji obciążeń w próbie zmęczeniowej, czujniki na badanym obiekcie mogą być również skalibrowane względem odpowiedzi samolotu badawczego podczas obciążenia.

Okresowe przeprowadzanie skalowań jest także konieczne dla uwzględnienia ewentualnego dryfu w odczytach tensometrów. Przykładowo, w przypadku F/A-18 wiadomo, że tensometr u nasady skrzydła dryfuje w wyniku tego, że tuleje mocujące sworzeń skrzydła powodują redystrybucję naprężeń w pobliżu tensometru [123]. Tensometr ten jest kalibrowany poprzez porównanie danych operacyjnych z danymi uzyskanymi przez referencyjny moment zginający nasady skrzydła (WRBM) przyłożony do odpowiedniego elementu w próbie zmęczeniowej [119, 118, 123]. Poważnym problemem jest sposób przeprowadzenia skalowania, ponieważ przeprowadzenie naziemnej fizycznej kalibracji każdego samolotu jest bardzo kosztowne. W związku z tym, opracowano metody analityczne, obejmujące identyfikację podobnych stanów lotnych i ich konfiguracji, a następnie przeprowadzono ich weryfikację przez skalowanie fizyczne 10 samolotów z różnych eskadr [6, 159, 122].

Skalowanie fizyczne na ziemi polegało na przyłożeniu do danej konstrukcji obciążenia rozłożonego lub punktowego i jednoczesnym zarejestrowaniu odkształcenia, jakie wystąpiło na tensometrze. Procedura ta została wykorzystana do określenia odkształcenia odpowiadającego głównemu momentowi zginającemu (na podstawie analizy regresji) dla skrzydeł, stateczników pionowych i poziomych, w celu zatwierdzenia metod analitycznych.

Alternatywnie, przyrządy pomiarowe mogą być kalibrowane w trakcie lotu, w określonych konfiguracjach i warunkach, w których często wykonuje się operacje lotnicze. Na przykład można wykorzystać stan lotu ustalonego z przeciążeniem pionowym $n_z = 1$ w powszechnie stosowanej konfiguracji podwieszeń. Przykładowo na JAS-39 stosuje się mostki tensometryczne

kalibrowane w locie [181], jednak w badaniach nad tą metodą na F/A-18 stwierdzono, że jest ona kosztowna z operacyjnego punktu widzenia [25]. Główną zaletą tej metody jest natomiast możliwość automatycznej kalibracji w celu zmniejszenia czynności związanych z późniejszym przetwarzaniem.

5.4.2.1. Skalowanie czujników tensometrycznych podwozia głównego

Analiza literatury oraz, wspomniane w poprzednich punktach, różnice we wskazaniach kanałów tensometrycznych pomiędzy poszczególnymi samolotami skutkują koniecznością przeprowadzenia skalowania opisywanych czujników, gdyż dane w formie bazowej nie pozwalają na kontrolę obciążeń konstrukcji oraz monitorowanie przekroczeń eksploatacyjnych. Ze względu na charakter sił oddziaływujących na podwozie, jedyną możliwością kalibracji czujników było skalowanie fizyczne, czyli ustalenie zależności pomiędzy wskazaniami tensometrów, a wartościami obciążeń działających na elementy, na których zamontowano czujniki.

Pomiary wykonane na samolocie Su-22 UM3K miały na celu wyznaczenie równań dla sił podwozia głównego w kierunku pionowym (rozmieszczenie czujników pokazano na rys.5.6):

- a) siła pionowa lewego podwozia głównego dla kanałów tensometrycznych T3 i T4,
- b) siła pionowa prawego podwozia głównego dla kanałów tensometrycznych T7 i T8.

Pomiary wykonano zgodnie z metodyką [197], a schemat wprowadzania obciążeń przedstawiono na rys. 5.71. W oparciu o zapisy sił i odkształceń czujników w trakcie pomiarów, wyznaczono metodą regresji liniowej współczynniki kierunkowe dla każdego z badanych kanałów tensometrycznych. Dane te pozwalają na proste i wygodne przeliczanie zarejestrowanych w SMO odkształceń na rzeczywiste obciążenia.

Ponadto, na podstawie wyznaczonych współczynników kierunkowych dla podwozia głównego, wyznaczano maksymalne dopuszczalne odkształcenia konstrukcji odpowiadające dopuszczalnym obciążeniom podwozia. Pozwala to na łatwe wykrywanie wystąpień przekroczeń eksploatacyjnych.

Przeprowadzenie skalowania fizycznego podwozia jest relatywnie prostym zadaniem niewymagającym wykorzystania dużej liczby specjalistycznego wyposażenia. Niezbędne jest jedynie wykorzystanie zestawu wagowego i podłączenie się do rejestratora SMO. Ponadto, sam proces zmiany wymuszeń na podwoziu ogranicza się do unoszenia i opuszczania samolotu za pomocą podnośników hydraulicznych, co jest powszechną procedurą eksploatacyjną i nie wymaga dodatkowych długotrwałych przygotowań. W związku z powyższym skalowanie kanałów tensometrycznych podwozia jest możliwe do wykonania przy okazji każdej obsługi okresowej SMO tzn. co ok. 100 godzin lotu samolotu. Kolejną zaletą takiej formy skalowania jest realizacja pomiarów w zakresie ok. 75% eksploatacyjnego zakresu pracy czujników tensometrycznych. Uzyskanie tak wysokiego pokrycia zakresu pracy istotnie wpływa na ograniczenie błędów pomiarowych.



Rysunek 5.71. Schemat wprowadzania obciążeń podczas skalowania fizycznego podwozia głównego

A - Ustawienie samolotu na podwoziu z pomiarem obciążenia

B – Ustawienie samolotu na podnośnikach (podwozie nie obciążone)

5.4.2.2. Skalowanie czujników tensometrycznych skrzydła

Zagadnienie skalowania fizycznego czujników tensometrycznych zamontowanych u nasady skrzydeł jest znacznie bardziej skomplikowane, niż w przypadku czujników podwozia. W analizie tego zagadnienia bardzo ważne są doświadczenia wyniesione z przeprowadzenia takiego skalowania po lotach badawczych, mających na celu określenie obciążeń do realizacji próby zmęczeniowej samolotu Su-22.

Realizacja skalowania fizycznego czujników tensometrycznych nasady skrzydła związana jest z koniecznością wielokrotnej zmiany konfiguracji masowej i sposobu podparcia samolotu oraz zastosowania dodatkowego oprzyrządowania pozwalającego na wprowadzanie dokładnie

określonych wartości obciążeń w konkretne lokalizacje na strukturze samolotu. Oznacza to zaangażowanie dużej liczby personelu i wyposażenia, w ciągu długiego czasu przeprowadzania badań. Wspomniane czynniki oznaczają wygenerowanie znacznych kosztów takich prac, co jest szczególnie istotne z punktu widzenia konieczności okresowej realizacji takich badań na każdym samolocie. Ponadto, kolejnym istotnym czynnikiem jest zakres wartości realizowanych obciążeń. Podczas skalowania fizycznego przeprowadzonego przed próbą zmęczeniową samolotu Su-22UM3K udało się uzyskać zaledwie ok. 15% pokrycia eksploatacyjnego zakresu pomiarowego czujników. Dalsze prace nad udoskonaleniem procesu skalowania pozwoliły, podczas dodatkowych badań weryfikacyjnych na pojedynczym egzemplarzu samolotu, na odwzorowanie ok. 20% wartości maksymalnych obciążeń skrzydeł w locie. Wartość tą można uznać za maksymalną możliwą do uzyskania na ziemi, w toku normalnej eksploatacji tego typu samolotu.

Uwzględniając powyższe czynniki uznano, iż okresowe przeprowadzanie skalowań fizycznych na wszystkich samolotach wyposażonych w SMO jest problematyczne w realizacji, w związku z czym przystąpiono do poszukiwań alternatywnych metod skalowania.

Stwierdzono również, że monitorowanie zużycia zmęczeniowego jedynie w oparciu o dane zapisywane przez rejestrator SMO, bez wykonania dodatkowego skalowania czujników, nie pozwala na uzyskanie wiarygodnych wyników.

5.4.3. Koncepcja skalowania w oparciu o dane z rejestratora parametrów lotu Tester i SMO

W związku z opisanymi w poprzednich punktach różnicami we wskazaniach czujników tensometrycznych zamontowanych na poszczególnych samolotach oraz trudnościach i ograniczeniach skalowania fizycznego tensometrów zamontowanych u nasady skrzydła, konieczne były poszukiwania alternatywnych metod kalibracji wskazań czujników względem obciążeń działających na strukturę samolotu. Literatura przedmiotu wskazuje, że alternatywą może być skalowanie w oparciu o dokładnie sprecyzowane stany lotne w określonej konfiguracji. Realizacja takiego podejścia nie jest niestety możliwa jedynie w oparciu o dane gromadzone przez SMO, gdyż system ten zapisuje, poza danymi z czujników tensometrycznych, jedynie bardzo ograniczoną liczbę podstawowych parametrów lotu samolotu. Konieczne jest zatem wykorzystanie również zapisów z rejestratora parametrów lotu Tester. Ogólny schemat takiej koncepcji został przedstawiony na rys. 5.72.





W celu wykonania skalowania w oparciu o parametry lotu, konieczne było opracowanie metod obróbki danych i synchronizacji zapisów z obydwu systemów rejestracji zabudowanych na samolotach Su-22UM3K. Ponadto wątpliwości budziło, opisane w literaturze, oparcie się w skalowaniu jedynie o konkretne punkty ze stanów lotnych. W miejsce takiego podejścia za bardziej adekwatne uznano wykorzystanie przebiegów fragmentów zapisów z kilku lotów w konkretnie sprecyzowanej konfiguracji. Wykorzystanie danych w takiej postaci zapewnia łatwiejszą analizę korelacji pomiędzy obciążeniem i odkształceniem tensometrów oraz ograniczenie wpływu czynników losowych takich jak podmuchy, czy inne nierejestrowane parametry lotu, np. kąt ślizgu.

Za optymalne przyjęto przeprowadzenie skalowania w warunkach odpowiadających etapowi drugiemu przeprowadzonej próby zmęczeniowej, w którym realizowano obciążenia z lotów (został on szerzej opisany w rozdziale trzecim). Ze względu na fakt, iż występują pewne różnice w podejściu do skalowania, w zależności od tego, czy celem jest monitorowanie przekroczeń eksploatacyjnych samolotu, czy monitorowanie zużycia zmęczeniowego danego statku powietrznego, metodyki skalowań dla każdego z omawianych celów zostały opisane oddzielnie.

5.4.3.1. Skalowanie obciążeń skrzydła na potrzeby monitorowania przekroczeń

Metodyka skalowania tensometrów nasady skrzydła na potrzeby monitorowania przekroczeń eksploatacyjnych opiera się na wyznaczeniu dopuszczalnych odkształceń konstrukcji w miejscach lokalizacji czujników i składa się z następujących działań:

- wybranie lotów w konfiguracji gładkiej;
- skorelowanie między sobą zapisów danych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO, zabudowanych na samolotach;
- wybranie lotów wysokomanewrowych (o dużym zakresie zmian przeciążeń pionowych n_z) w celu maksymalizacji dokładności skalowania;
- wybranie fragmentów lotów odpowiadających parametrom przyjętym podczas realizacji próby zmęczeniowej;
- wyznaczenie równań regresji linowej wiążących ze sobą odkształcenia konstrukcji w miejscach lokalizacji czujników z przeciążeniem pionowym n_z dla konfiguracji odpowiadającej parametrom próby zmęczeniowej;
- wyznaczenie indywidualnych wartości dopuszczalnych odkształceń konstrukcji w miejscach lokalizacji czujników tensometrycznych na podstawie równań regresji linowej i dopuszczalnych obciążeń eksploatacyjnych samolotu Su-22UM3K.

Ważnym elementem jest wykorzystanie do skalowania przeciążenia pionowego n_z z SMO, w związku z ograniczeniami dokładności wskazań n_z z rejestratora Tester U3Ł (aspekt ten został szerzej opisany w poprzednich punktach niniejszego rozdziału).

5.4.3.2. Skalowanie obciążeń skrzydła na potrzeby monitorowania zużycia zmęczeniowego

Metodyka skalowania tensometrów nasady skrzydła na potrzeby monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji opiera się na wyznaczeniu funkcji przejścia pomiędzy zapisami z czujników odkształceń, a obciążeniami zrealizowanymi w trakcie przeprowadzonej próby zmęczeniowej samolotu. Początkowe etapy są analogiczne do skalowania na potrzeby monitorowania przekroczeń eksploatacyjnych i składają się z:

- wybrania lotów w konfiguracji gładkiej;
- skorelowania między sobą zapisów danych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO, zabudowanych na samolotach;

- wybrania lotów wysokomanewrowych (o dużym zakresie zmian przeciążeń pionowych n_z) w celu maksymalizacji dokładności skalowania;
- wybranie fragmentów lotu odpowiadających parametrom przyjętym podczas realizacji próby zmęczeniowej;
- wyznaczenia równań regresji linowej wiążących ze sobą odkształcenia konstrukcji w miejscach lokalizacji czujników z przeciążeniem pionowym n_z dla konfiguracji odpowiadającej parametrom próby zmęczeniowej.

Ostatnim etapem tego skalowania jest odniesienie wyznaczonych równań regresji do wyników próby zmęczeniowej. Realizacja tego zadania jest możliwa na wiele sposobów, np. poprzez:

- przeliczenie odkształceń na ekwiwalentne przeciążenia pionowe n_z ;
- przeliczenie odkształceń na momenty gnące nasady skrzydła i porównanie ich z realizowanymi w próbie zmęczeniowej;
- przeskalowanie odkształceń na naprężenia analogiczne do uzyskanych w próbie zmęczeniowej dla odpowiednich obciążeń.

Za najwygodniejszą formę uznano pierwszy z przytoczonych sposobów, ponieważ pozwala to ograniczyć do minimum liczbę wykonywanych operacji przygotowania danych w celu wy-korzystania istniejącego modelu zużycia zmęczeniowego.

5.4.4. Synchronizacja zapisów

Podstawą do wzajemnej synchronizacji zapisów z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł i systemu monitorowania obciążeń SMO jest odpowiednie przygotowanie danych wejściowych. Pliki z obydwu źródeł są zapisywane w formatach typowych dla danych rejestratorów i współdziałających z nimi programów, w związku z powyższym, pierwszym krokiem jest wyeksportowanie danych w formacie pozwalającym na dalszą obróbkę tych danych. Ponadto, w przypadku zapisów z SMO, konieczne jest przeprowadzenie kalibracji elektrycznej czujników tensometrycznych pozwalającej na zamianę bitowych zapisów napięcia na odkształcenia (proces ten został opisany w punkcie 5.1.2).

Analiza danych z rejestratora Tester U3Ł wykazała występowanie w zapisach braków pojedynczych rekordów. Konieczne było uzupełnienie tych ubytków w zapisach tak, aby możliwa była poprawna synchronizacja danych pochodzących z różnych rejestratorów. Zapisy uzupełniające brakujące rekordy zostały specjalnie oznaczone, aby po synchronizacji nie wykorzystywać ich w późniejszej analizie. Konieczność wyeliminowania ich w toku dalszych prac jest spowodowana utworzeniem brakujących rekordów poprzez liniową interpolację wartości parametrów na podstawie wskazań przed i po brakującym fragmencie zapisu. Dodatkowym problemem wymagającym rozwiązania były różne częstotliwości próbkowania obu rejestratorów. Dane z Testera U3Ł są archiwizowane z częstotliwością próbkowania wynoszącą 1 Hz, a zapisy z SMO są próbkowane z częstotliwością 16 Hz. W związku z powyższym przetworzono zapisy rejestratora Tester U3Ł poprzez multiplikację rekordów, aby uzyskać wspólną podstawę czasu.

Dopiero po przeprowadzeniu opisanych powyżej operacji przygotowawczych możliwe jest przestąpienie do procesu synchronizacji zapisów.

Synchronizację przeprowadzono w sposób zautomatyzowany za pomocą skryptu w programie Matlab. Jako czynnik korelujący zapisy wykorzystano przebieg zarejestrowanego przeciążenia pionowego n_z z obydwu rejestratorów. W celu dokładniejszej weryfikacji poprawności synchronizacji zbadano ponadto korelacje pomiędzy przeciążeniem wzdłużnym n_x , wysokością i prędkością lotu.

Analiza korelacji wykazała poprawność synchronizacji czasowej danych nawet wówczas, gdy współczynnik korelacji n_z przyjmował wartości zbliżone do 0,4. Niskie współczynniki korelacji dotyczyły lotów, podczas których nie wykonywano żadnych gwałtownych manewrów, natomiast dla lotów wysokomanewrowych korelacje przyśpieszenia pionowego wynosiły powyżej 0,9.

Zakres uzyskanych współczynników korelacji ma bezpośredni związek z wrażliwością czujnika przeciążeń będącego źródłem sygnału dla rejestratora Tester U3Ł (zagadnienie to było szerzej omówione w poprzednich punktach), co powodowało występowanie niskich wartości współczynnika korelacji dla zapisów o małym zakresie zmian przeciążenia pionowego n_z w trakcie lotu. Ponadto pewne różnice w korelacjach wysokości i prędkości wynikają z różnych metod pomiaru tych parametrów pomiędzy poszczególnymi rejestratorami. Tester U3Ł dane te uzyskuje z odbiorników ciśnień powietrza (OCP), natomiast w rejestratorze SMO są to dane z odbiornika GPS. Uwzględniając powyższe czynniki, korelacje tych parametrów mają charakter pomocniczy do weryfikacji poprawności synchronizacji.

W tabeli 5.15 przedstawiono wartości współczynników korelacji poszczególnych parametrów dla przykładowego zestawu lotów, ponadto na rysunkach 5.73–5.80 przedstawiono przykładowe przebiegi parametrów n_z , n_x , V i H dla danych z obydwu rejestratorów, z lotów o współczynnikach korelacji wynoszących 0,4 i 0,97.

Nr lotu	Korelacja n _z	Korelacja n _x	Korelacja V	Korelacja H
1	0,8775	0,9319	0,9427	0,9989
2	0,9405	0,9208	0,8007	0,9996
3	0,8957	0,914	0,9637	0,9916
4	0,9667	0,9331	0,9569	0,9862
5	0,9388	0,9201	0,8305	0,9995
6	0,8733	0,9412	0,8252	0,9994
7	0,884	0,8913	0,9576	0,9952
8	0,9419	0,9371	0,9373	0,9976
9	0,8786	0,9452	0,9484	0,9992
10	0,9844	0,9578	0,9803	0,9767
11	0,9807	0,9554	0,9791	0,9769
12	0,9816	0,9451	0,9802	0,9788
13	0,7731	0,9652	0,9494	0,9996
14	0,9605	0,9631	0,973	0,9988
15	0,7395	0,8604	0,9687	0,9982
16	0,9173	0,9227	0,9283	0,999
17	0,9397	0,9282	0,9636	0,9971
18	0,9408	0,9336	0,9672	0,9984
19	0,9452	0,9057	0,9799	0,991
20	0,9687	0,9404	0,9624	0,9987
21	0,8852	0,9151	0,9361	0,9987
22	0,7661	0,9339	0,6717	0,9995
23	0,5643	0,9373	0,7793	0,9996
24	0,9732	0,9441	0,9156	0,999
25	0,9697	0,9676	0,8219	0,9959
26	0,9011	0,9401	0,9757	0,9983
27	0,9171	0,9369	0,9591	0,9988
28	0,9036	0,9401	0,9654	0,9985
29	0,9363	0,9276	0,9622	0,9983
30	0,9471	0,9072	0,9398	0,996
31	0,4666	0,9317	0,9025	0,9991
32	0,4833	0,9589	0,9664	0,9943

Tabela 5.15. Analiza współczynników korelacji wybranych parametrów lotów po synchronizacji danych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO



Rysunek 5.73. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0, 41$)







Rysunek 5.75. Porównanie przebiegów prędkości przyrządowej V_p z Tester U3Ł i prędkości względem ziemi V_{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0, 41$)



Rysunek 5.76. Porównanie przebiegów wysokości barometrycznej H_{bar} z Tester U3Ł i wysokości względem ziemi H_{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0, 41$)



Rysunek 5.77. Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0,97$)







Rysunek 5.79. Porównanie przebiegów prędkości przyrządowej V_p z Tester U3Ł i prędkości względem ziemi V_{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0,97$)



Rysunek 5.80. Porównanie przebiegów wysokości barometrycznej H_{bar} z Tester U3Ł i wysokości względem ziemi H_{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0,97$)
5.4.5. Wyniki skalowania kanałów tensometrycznych z wykorzystaniem danych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO

Dysponując zsynchronizowanymi zapisami z rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł i systemu monitorowania obciążeń SMO przystąpiono do realizacji zasadniczej części skalowania kanałów tensometrycznych.

W pierwszej kolejności dokonano wyboru lotów w konfiguracji bez podwieszeń zewnętrznych. Zadanie to zrealizowano na podstawie kart konfiguracji statku powietrznego (KKSP) i kart środków bojowych (KŚB), dodatkowo weryfikując te informacje w oparciu o startową pozostałość paliwa. Ze względu na występowanie pewnych ograniczeń w wiedzy dotyczącej konfiguracji masowej samolotów (opisanych w punkcie 5.3.1), wybrano jedynie te loty, dla których możliwe było całkowite zweryfikowanie i potwierdzenie konfiguracji.

Kolejnym krokiem było wybranie lotów wysokomanewrowych, tzn. o możliwie największym zakresie zmian przeciążenia pionowego n_z . Celem tej operacji było wybranie lotów pokrywających możliwie największy zakres przeciążeń eksploatacyjnych, w celu maksymalizacji dokładności skalowania.

Następnym etapem było wybranie z nich fragmentów odpowiadających warunkom przeprowadzonej próby zmęczeniowej pod względem kata skosu skrzydła oraz masy (na podstawie pozostałości paliwa). Dodatkowo usunięto fragmenty zapisów, dla których stwierdzono występowanie czynników mogących znacząco wpływać na odkształcenia u nasady skrzydeł. Za najważniejsze z takich czynników uznano znaczące wychylenia lotek oraz liczbę Macha. W związku z brakiem bezpośredniej rejestracji tego ostatniego parametru samolotach na Su-22UM3K wyznaczono przybliżoną wartość tego parametru w oparciu o dane na temat prędkości i międzynarodowej atmosfery wzorcowej. W związku z ograniczeniami takiej metody oraz znaczeniem liczby Macha dla momentu gnącego nasady skrzydła (co opisano w rozdziale 5.3.3) ograniczono dopuszczalną wartość liczby Macha do 0,8.

Następnie wyznaczono równania wiążące ze sobą odkształcenia konstrukcji w miejscach lokalizacji czujników tensometrycznych T2 i T6 z przeciążeniem pionowym n_z dla konfiguracji odpowiadającej warunkom próby zmęczeniowej. Rozmieszczenie czujników tensometrycznych na elementach konstrukcji samolotu została przedstawiona na rys 5.4 i 5.6 w punkcie 5.1.2. Działania te wykonano w środowisku Matlab wykorzystując metodę regresji liniowej. Na rys. 5.81 przedstawiono przykładowe zobrazowanie danych, na podstawie których wyznaczono współczynniki regresji (kolorem niebieskim) oraz przebieg funkcji regresji liniowej (kolorem czerwonym).



Rysunek 5.81. Odkształcenia lewego tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO z naniesioną kolorem czerwonym linią trendu

Istotnym problemem, na który natrafiono podczas realizacji etapów filtrowania danych i wyznaczania równań regresji liniowej odkształcenia czujników tensometrycznych nasady skrzydła w funkcji przeciążenia pionowego, była bardzo ograniczona liczba fragmentów lotów z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła wynoszącym 45±0,5°, co wiąże się z płynną regulacją tego parametru w trakcie lotu. Powoduje to, że dla skrajnych położeń kąta skosu wynoszących 30° i 63° łatwo jest uzyskać dokładną wartość tego parametru, gdyż jest ona determinowana ograniczeniami mechanicznymi, natomiast dla ustawienia pośredniego (teoretyczne 45°) w praktyce krawędzie natarcia skrzydła ustawiane są na kąty od 44° do nawet 52°, co pokazano na rys. 5.82.

W związku z powyższym, dla danych, gdzie nie występuje wystarczająca liczba fragmentów lotu z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła wynoszącym $45\pm0,5^{\circ}$, opracowano alternatywną metodę wyznaczania współczynnika kierunkowego odkształceń tensometrów nasady skrzydła w funkcji przeciążenia pionowego n_z . Metoda ta opiera się na wyznaczeniu współczynników kierunkowych dla wszystkich pozostałych kątów z przedziału 44–50°, a następnie, w zależności od konieczności, interpolowaniu lub ekstrapolowaniu omawianego współczynnika dla kąta skosu równego 45°. Sposób realizacji tej metody przedstawiono na rys. 5.83.



Rysunek 5.82. Odkształcenia tensometru nasady lewego skrzydła T2 w funkcji kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła z naniesionym kolorem przeciążeniem pionowym n_z z SMO



Rysunek 5.83. Alternatywna metoda wyznaczania współczynników regresji liniowej odkształceń tensometrów w funkcji przeciążenia pionowego

Dodatkową zaletą opisywanej metody jest wizualizacja wpływu kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła na rejestrowane odkształcenia, a co za tym idzie obciążenia oraz wartości wyznaczanego zużycia zmęczeniowego. Na podstawie przedstawionego przykładu widać, że każdy stopień różnicy w ustawieniu skrzydła wpływa na zmianę obciążeń o ok. 2%.

Warto jednak zaznaczyć, że metodę tę można stosować jedynie w ograniczonym zakresie kątów skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła, dla której dopuszczalne jest zastosowanie liniowego uproszczenia. Ograniczenie to wynika, zarówno z ruchu zewnętrznej części skrzydła po łuku, jak również w wyniku dodatkowej zmiany w konfiguracji skrzydła, np. neutralnego ustawienia lotek.

W tabeli 5.16 przedstawiono przykładowe wartości parametrów równań regresji liniowej odkształcenia tensometrów nasady skrzydeł T2 i T6 w funkcji przeciążenia pionowego n_z dla jednego z samolotów.

Tabela 5.16. Przykładowe parametry równania regresji liniowej kanałów tensometrycznych nasady skrzydła T2 i T6 dla jednego z samolotów

	а	b	r
T2	294,91	16,49	0,9979
T6	284,74	22,33	0,9976

Wyznaczenie współczynników kierunkowych umożliwia przystąpienie do dalszych etapów skalowania, przy czym, w zależności od jego celu skalowania, będzie to wyznaczenie dopuszczalnych odkształceń w miejscach lokalizacji czujników dla monitorowania przekroczeń eksploatacyjnych lub wyznaczenie modelu przejścia pomiędzy odkształceniami a obciążeniami lub naprężeniami realizowanymi w trakcie próby zmęczeniowej dla monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotu.

Po wykonaniu skalowania czujników tensometrycznych nasady skrzydła przystąpiono do weryfikacji wpływu kalibracji na wyznaczane wartości zużycia zmęczeniowego konstrukcji. W tym celu wyznaczono wartości zużycia zmęczeniowego z wybranych lotów różnych samolotów, zarówno w oparciu o bazowe wartości wskazań tensometrów, jak również na podstawie zapisów poddanych skalowaniu.

W pierwszej kolejności wyznaczono zużycie zmęczeniowe w oparciu o bazowe dane. Biorąc jednak pod uwagę, że występują różnice w liczbie i charakterze lotów dla każdego z samolotów poddanych analizie, co z kolei powoduje znaczne różnice w wyznaczonych wartościach zużycia zmęczeniowego dla poszczególnych samolotów, dla ułatwienia analizy porównawczej pomiędzy samolotami, wyniki przedstawiono w postaci względnej (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO). Zostało to zobrazowane w tabeli 5.17 i na rys. 5.84.

Nr samolotu					
	305	308	508		
n_z Tester U3Ł	72,27	99,88	92,34		
n_z SMO	100	100	100		
Tensometr T2	176,77	218,15	179,36		
Tensometr T6	152,49	168,44	127,19		

Tabela 5.17. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)



Rysunek 5.84. Względne zużycie zmęczeniowe w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie n_z pochodzących z rejestratora SMO)

Wyraźnie widać, że wyniki otrzymane na podstawie czujników tensometrycznych stanowią pomiędzy 125% a 220% wartości uzyskanych na podstawie czujnika przeciążeń, a ponadto występują bardzo znaczące różnice pomiędzy poszczególnymi samolotami, a nawet stronami tego samego samolotu.

Po wyznaczeniu współczynników kierunkowych możliwe było przeliczenie zużycia zmęczeniowego uzyskanego na podstawie czujników tensometrycznych, względem obciążeń z próby zmęczeniowej. Oznacza to, że obliczenia na podstawie danych z tensometrów odpowiadają warunkom obliczania zużycia zmęczeniowego na podstawie danych z czujników przeciążeń. W tym celu amplitudy i wartości średnie cykli odkształceń przeliczono na ekwiwalentne przeciążenia pionowe w warunkach próby zmęczeniowej, a następnie na ich podstawie wyznaczono zużycie zmęczeniowe analogicznie jak dla n_z z rejestratorów Tester U3Ł i SMO.

Wyniki obliczeń zużycia zmęczeniowego po przeskalowaniu przedstawione zostały w tabeli 5.18 oraz na rys. 5.85. Ponownie, w celu lepszego porównania otrzymanych wyników pomiędzy samolotami, zostały przedstawione w postaci względnej (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO).

Tabela 5.18. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów po skalowaniu kanałów T2 i T6 (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)

Nr samolotu				
	305	308	508	
n_z Tester U3Ł	72,27	99,88	92,34	
n_z SMO	100	100	100	
Tensometr T2 Skal.	75,52	80,70	84,46	
Tensometr T6 Skal.	74,71	83,54	91,40	



Rysunek 5.85. Względne zużycie zmęczeniowe w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów po skalowaniu (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie n_z pochodzących z rejestratora SMO)

Analiza wyników w takiej formie wykazuje znacząco większą zgodność zużycia zmęczeniowego wyznaczonego na podstawie przeciążenia pionowego n_z i czujników tensometrycznych. Ponadto, wyeliminowane zostały bardzo znaczące różnice pomiędzy zużyciem zmęczeniowym dla poszczególnych samolotów i skrzydeł tego samego samolotu. Wyniki, na podstawie przeskalowanych danych z czujników tensometrycznych, przyjmują wartości na poziomie od 75% do 92% wartości obliczonych na podstawie zapisów n_z z SMO.

5.4.6. Analiza zgodności i wrażliwości zaproponowanego podejścia na czynniki powodujące zmianę obciążeń i zużycia zmęczeniowego skrzydeł

Kolejnym krokiem było przeprowadzenie analizy wpływu poszczególnych czynników na obciążenia konstrukcji i wartości zużycia zmęczeniowego samolotu. Analiza ta miała za zadanie, zarówno zweryfikować wrażliwość zaproponowanego podejścia, jak również określić czynniki o istotnym wpływie na obciążenia występujące u nasady skrzydeł. Drugi ze wspomnianych aspektów jest szczególnie istotny w przypadku ewentualnego opracowania dokładniejszego modelu obciążeń konstrukcji, w oparciu o dane z pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł, co zostało szerzej opisane w punkcie 5.2. Ponadto, analiza ta ma pozwolić na weryfikację przyjętego podejścia względem aktualnie wykorzystywanej na samolocie Su-22 metody monitorowania zużycia zmęczeniowego opisanej w rozdziale 3.

5.4.6.1. Analiza wpływu operacji naziemnych na obciążenia i zużycie zmęczeniowe skrzydeł

Pierwszym aspektem poddanym analizie był wpływ operacji naziemnych na wyznaczane obciążenia i wartości zużycia zmęczeniowego skrzydeł. Uwzględnienie tego czynnika zostało podyktowane obserwacją zależności pomiędzy wskazaniami odkształceń w kanałach tensometrycznych, względem przeciążenia pionowego n_z z SMO. Na rys. 5.86 przedstawiono odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z naniesionym kolorami odkształceniami tensometru podwoziowego T4.

Na omawianym wykresie wyraźnie widać zaznaczony na niebiesko i zielono obszar dużego obciążenia goleni podwozia, mocno odbiegający od fazy lotu, zaznaczonej kolorem żółtym. Z tego powodu wybrano fragmenty zapisów odpowiadające operacjom naziemnym (starty, lą-dowania i kołowania) oraz wyliczono korespondujące z nimi wartości zużycia zmęczeniowego. Wyniki przedstawiono w tabeli 5.19 oraz na rys. 5.87 w postaci względnej (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO). Ze względu na opisany powyżej wpływ skalowania na wartości wyznaczanego zużycia zmęczeniowego wyniki wyznaczone na podstawie tensometrów nasady skrzydeł T2 i T6 uwzględniają już proces kalibracji. Dodatkowo, aby le-

piej pokazać wpływ zmian obciążenia podwozia na charakter pracy skrzydła, na rys. 5.88 pokazano odkształcenia tensometru nasady skrzydła w funkcji n_z z SMO z naniesionym kolorami odkształceniami tensometru węzła podwozia dla wybranych z danych operacji naziemnych.



Rysunek 5.86. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z naniesionym kolorami odkształceniami tensometru węzła podwozia T4

Tabela 5.19. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie operacji naziemnych (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)

Loty bez podwieszeń - operacje naziemne				
Nr samolotu				
	1	2	3	
n_z Tester U3Ł	28,78	1,29	8,14	
n_z SMO	100	100	100	
Tensometr T2 Skal.	46,31	78,81	59,49	
Tensometr T6 Skal.	45,30	87,88	60,81	



Rysunek 5.87. Wartość względnego zużycia zmęczeniowego dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie operacji naziemnych (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)



Rysunek 5.88. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z naniesionym kolorami odkształceniami tensometru węzła podwozia T4 dla operacji naziemnych

Na rys. 5.87 widać znacząco większe różnice pomiędzy wartościami zużycia zmęczeniowego obliczonymi na podstawie danych n_z z SMO i kanałów tensometrycznych, co spowodowane jest wprowadzaniem obciążeń punktowo, przez golenie podwozia umieszczone stosunkowo blisko węzłów mocowania skrzydeł do kadłuba, a co za tym idzie generujące mniejszy moment gnący nasady skrzydeł, niż w warunkach lotu. Ponadto wyraźnie widać brak czułości zapisów n_z z rejestratora Tester U3Ł przy małych wartościach tego parametru, co zostało szerzej opisane w punkcie 5.3.4.

Udział zużycia zmęczeniowego wyznaczonego dla operacji naziemnych został pokazany w tabeli 5.20 i stanowi od 0,1 do 0,5% całkowitego zmęczenia dla analizowanych lotów bez podwieszeń, w związku z czym dalszej analizie poddano jedynie stany lotne. Tak mały udział wynika, zarówno z nieznacznego udziału czasowego operacji naziemnych (przedstawionego w tabeli 5.21), jak również z małej amplitudy cykli zmęczeniowych rejestrowanych w tej fazie i nie wpływa on znacząco na całkowite wyniki.

Tabela 5.20. Udział zużycia zmęczeniowego uzyskanego dla operacji naziemnych względem całkowitego zużycia zmęczeniowego z analizowanych lotów dla poszczególnych samolotów i źródeł danych wyrażony w %

Loty bez podwieszeń - operacje naziemne				
Nr samolotu				
	1	2	3	
n_z Tester U3Ł	0,120	0,005	0,017	
n_z SMO	0,301	0,386	0,196	
Tensometr T2 Skal.	0,185	0,376	0,138	
Tensometr T6 Skal.	0,183	0,406	0,130	

Tabela 5.21. Czasowy udział operacji naziemnych i stanów lotnych w analizowanych zapisach z lotów wyrażony w %

Nr samolotu			
	1	2	3
Operacje naziemne	2,42	14,38	2,28
Stany lotne	97,58	85,62	97,72

5.4.6.2. Analiza wpływu kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła na obciążenia i zużycie zmęczeniowe konstrukcji

Kolejnym etapem pracy była ocena wpływu kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydeł χ na wzajemne relacje zużycia zmęczeniowego wyznaczanego na podstawie przeciążenia pionowego n_z i odkształceń czujników tensometrycznych nasady skrzydeł T2 i T6. Pierwszym rozważanym aspektem było określenie procentowego udziału czasu lotów z poszczególnymi ustawieniami kątów skosu krawędzi natarcia skrzydła χ , co zostało przedstawione w tabeli 5.22. Na rys. 5.89 oraz, w celu lepszej wizualizacji, na wykresie trójwymiarowym na rys. 5.90, przedstawiono relacje pomiędzy odkształceniami czujnika tensometrycznego nasady lewego skrzydła T2 w zależności od przeciążenia pionowego n_z i kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ .

Tabela 5.22. Procentowy udział czasów lotów w poszczególnych przedziałach kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ dla poszczególnych samolotów

Nr samolotu				
X	1	2	3	
30°	70,63	59,40	70,97	
31°-44°	0,47	1,01	0,44	
45°-50°	28,33	39,52	28,01	
51°–62°	0,05	0,04	0,04	
63°	0,51	0,03	0,54	

Analiza wyników udziału czasu lotów z poszczególnymi ustawieniami kątów skosu krawędzi natarcia skrzydła χ wyraźnie pokazuje, iż istotne z punktu wyznaczania zużycia zmęczeniowego są jedynie ustawienia kąta skosu skrzydeł 30° oraz przedział 44°–50°. Pozostałe ustawienia można pominąć, zarówno ze względu na zaledwie 2% udział w czasie lotów, jak również na wyraźnie mniejsze wartości zmian n_z i odkształceń w stosunku do kątów 30° i 44°–50°. Ustawienia skosu krawędzi natarcia w przedziałach 31°–44° i 51°–62° są jedynie stanami przejściowymi, podczas których nie wykonuje się istotnych manewrów, natomiast ustawienie 63° jest wykorzystywane jedynie przy lotach z prędkością naddźwiękową i manewrowania na ziemi. Przedstawiony udział procentowy czasów lotów został wyznaczony jedynie na podstawie analizowanej grupy lotów i nie odzwierciedla dokładnie średniego profilu eksploatacji wszystkich samolotów Su-22. Wnioski z tej analizy znajdują jednak potwierdzenie w analizach przeprowadzonych na potrzeby realizacji próby zmęczeniowej.



Rysunek 5.89. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO z naniesionym kolorami kątem skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła χ



Rysunek 5.90. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO i kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła χ

Do szczegółowej analizy zostały zakwalifikowane ustawienia kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 30^{\circ}$ oraz przedział kątów 44°–50°, reprezentujący płynny charakter operacji zmiany kąta skosu dla nominalnego ustawienia 45°. O ile w przypadku $\chi = 30^{\circ}$ jest to stan krańcowy, a przez to łatwy do ustawienia, to w przypadku kąta skosu 45° bezstopniowa regulacja, monitorowana jedynie za pomocą wskaźnika w kabinie pilota, implikuje większą różnicę w ustawieniu kąta skosu ruchomej części skrzydła, co jest wyraźnie widoczne na wykresie rys. 5.90.

Kolejnym etapem prac było porównanie wartości wyznaczonego zużycia zmęczeniowego dla stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła 30°. W tym celu w tabeli 5.23 przedstawiono wyniki wyznaczonego zużycia zmęczeniowego dla tej fazy lotów w formie względnej (za 100% przyjęto wartości obliczone na podstawie przeciążenia pionowego n_z z SMO). Dodatkowo, w celu lepszej wizualizacji, wyniki te zostały przedstawione na rys. 5.91.

Tabela 5.23. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotu z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 30^{\circ}$ (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)

Loty bez podwieszeń $\chi = 30^{\circ}$				
Nr samolotu				
	1	2	3	
n_z z Tester U3Ł	64,35	4,08	25,21	
n_z z SMO	100	100	100	
Tensometr T2 Skal.	151,38	178,24	190,67	
Tensometr T6 Skal.	166,83	207,52	197,31	

Dla omawianego kąta skosu krawędzi natarcia wyraźnie widać znacząco większe wartości zużycia zmęczeniowego wyznaczonego na podstawie danych kanałów tensometrycznych nasady skrzydła T2 i T6, względem wyników obliczonych na podstawie n_z z SMO. Różnice mieszczą się w zakresie od 50 do 110%. Podstawą do wyjaśnienia takich różnic jest wykres odkształceń tensometru nasady skrzydła w funkcji przeciążenia pionowego n_z z naniesioną linią trendu dla warunków odpowiadających próbie zmęczeniowej, przedstawiony na rys. 5.92. Widać również wyraźnie, że wartości uzyskane dla zapisów n_z z rejestratora Tester U3Ł stanowią zaledwie od 4 do 64% wartości otrzymanych na podstawie danych z SMO.



Rysunek 5.91. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 30^{\circ}$ (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)



Rysunek 5.92. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z naniesioną kolorem czerwonym linią trendu dla warunków próby zmęczeniowej

Analiza powyższych danych jednoznacznie pokazuje wyraźnie wyższą wartość współczynnika nachylenia krzywej odkształcenia tensometru T2 w funkcji n_z z SMO dla kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ =30°, względem wartości wyznaczonych w warunkach odpowiadających próbie zmęczeniowej i przeprowadzonemu skalowaniu. Spowodowane jest to zwiększeniem rozpiętości skrzydeł i innym rozkładem siły nośnej wzdłuż ich rozpiętości. Dodatkowym czynnikiem jest zwiększenie powierzchni płata oraz poprawa charakterystyk aerodynamicznych zewnętrznych części skrzydła dla mniejszych kątów skosu (patrz rys. 5.13). Wszystkie te czynniki implikują powstawanie większego momentu gnącego w rejonie nasady skrzydeł, gdzie zamontowane są czujniki tensometryczne, a co za tym idzie występowanie większych wartości odkształceń dla analogicznych wartości przeciążeń pionowych n_z . Wymienione czynniki determinują znacząco większe wartości wyznaczonego zużycia zmęczeniowego uzyskanego na podstawie danych z tensometrów nasady skrzydeł T2 i T6 w porównaniu z wartościami obliczonymi na podstawie n_z .

Analiza wykresów pozwala również na wyjaśnienie wyników uzyskanych na podstawie danych n_z z rejestratora Tester U3Ł. Na wykresie widać zmiany wartości przeciążenia pionowego n_z jedynie do wartości do 3,3, przy czym są to pojedyncze cykle, a większość danych mieści się w zakresie $n_z < 2$, co stanowi analogię do przypadku operacji naziemnych, dotyczącą charakterystyk czujnika przeciążeń będącego źródłem sygnału dla rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł i występujących ograniczeń w czułości tego czujnika w tym zakresie przeciążeń, co zostało już wykazane w rozdziale 5.3.4.

Kolejną implikacją, wynikającą z małych amplitud cykli obciążeń dla kąta skosu 30°, jest udział zużycia zmęczeniowego obliczonego dla tej konfiguracji kąta skosu względem całkowitego zużycia zmęczeniowego ze stanów lotnych. Wyniki te zostały przedstawione w tabeli 5.24 i na rys. 5.93.

Tabela 5.24. Udział zużycia zmęczeniowego w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych $\chi = 30^{\circ}$ w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów wyrażone w %

Loty bez podwieszeń $\chi = 30^{\circ}$			
Nr samolotu			
	1	2	3
n_z z Tester U3Ł	2,78	0,0696	0,591
n_z z SMO	3,14	1,71	2,17
Tensometr T2 Skal.	6,34	3,85	4,96
Tensometr T6 Skal.	7,06	4,31	4,75



Rysunek 5.93. Udział zużycia zmęczeniowego w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych $\chi = 30^{\circ}$ w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów wyrażone w %

Otrzymane wyniki pokazują, że nawet dwukrotnie większe wartości wyznaczonego zużycia zmęczeniowego, uzyskanego na podstawie danych z czujników tensometrycznych względem danych n_z z SMO, w ujęciu globalnym, odpowiadają jedynie za maksymalnie 4% różnicy w wynikach całkowitego zużycia zmęczeniowego z analizowanych lotów. Dodatkowym wnioskiem płynącym z analizy rys. 5.92, jest natomiast wyraźny rozrzut wyników, za co odpowiada częściowo wpływ klap i pozostałości paliwa, opisany w dalszej części rozprawy.

Ponadto, wyznaczony udział zużycia zmęczeniowego dla ustawienia skrzydła $\chi = 30^{\circ}$ względem wszystkich stanów w locie, dotyczy jedynie analizowanej partii danych i nie należy nim obejmować wszystkich samolotów Su-22 i okresów ich eksploatacji. Ograniczenie to wynika, zarówno z dopuszczalnych przeciążeń eksploatacyjnych dla tej konfiguracji wynoszących $n_z = 5$, jak również z wykorzystania w bieżącej analizie jedynie lotów wysokomanewrowych.

Następnym etapem prac było porównanie wartości zużycia zmęczeniowego dla stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 45^{\circ}$, przy czym jest to wartość nominalna, w praktyce jest to przedział od 44° do 50°. W tym celu, w tabeli 5.25 przedstawiono wyniki wyznaczonego względnego zużycia zmęczeniowego dla tej fazy lotów (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO). Dodatkowo, w celu lepszej wizualizacji, wyniki te przedstawiono na rys. 5.94. Analizę danych dla omawianych stanów przeprowadzono analogicznie jak dla stanu $\chi = 30^{\circ}$.

Tabela 5.25. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 45^{\circ}$ (za 100% przy-jęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)

Loty bez podwieszeń $\chi = 45^{\circ}$				
Nr samolotu				
	1	2	3	
n_z z Tester U3Ł	72,72	102,03	93,83	
n_z z SMO	100	100	100	
Tensometr T2 Skal.	72,02	76,91	80,51	
Tensometr T6 Skal.	70,72	79,76	87,14	



Rysunek 5.94. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 45^{\circ}$ (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)

Dla omawianego przypadku widać mniejsze wartości zużycia zmęczeniowego wyznaczone na podstawie danych z kanałów tensometrycznych nasady skrzydeł T2 i T6, stanowiące od 71 do 87% zużycia zmęczeniowego obliczonego na podstawie wartości n_z z rejestratora SMO. Widoczne jest również, że wyniki wyznaczone na podstawie zapisów n_z z rejestratora Tester U3Ł są zbliżone tych obliczonych w oparciu o n_z z SMO. Podstawą do wyjaśnienia tego zjawiska jest wykres odkształceń tensometru zlokalizowanego w rejonie nasady skrzydła w funkcji przeciążenia pionowego n_z z SMO (rys. 5.95). Na wykresie tym naniesiono również linię trendu dla warunków odpowiadających próbie zmęczeniowej. Dodatkowo, zamieszczono wykres trójwymiarowy odkształceń tensometrów w funkcji n_z z SMO i kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ (rys. 5.96).

Na podstawie przedstawionych danych wyraźnie widać, że większość lotów odbywa się z kątem skosu większym, niż w wypadku warunków odpowiadających przeprowadzonej próbie zmęczeniowej. Wpływ tego czynnika na wartość obciążeń został omówiony podczas opisu procesu skalowania i wynosi on w tym przedziale kątów skosu krawędzi natarcia ok. 2% na każdy stopień. Oznacza to, że obciążenia struktury i odkształcenia tensometrów na początku i końcu przedziału mogą się różnić o ok. 10%. Taka różnica we wskazaniach obciążeń, a co za tym idzie w amplitudach cykli, generuje różnice w wyznaczonej wartości zużycia zmęczeniowego dochodzące do ok. 50%. Dodatkowym czynnikiem wpływającym na rozrzut danych widocznych na rys. 5.95 jest praca lotek, których wpływ na obciążenia skrzydła został opisany w dalszej części pracy.



Rysunek 5.95. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z zaznaczonym kolorami kątem skosu skrzydła χ i naniesioną kolorem czerwonym linią trendu dla warunków próby zmęczeniowej dla stanów lotnych $\chi = 45^{\circ}$



Rysunek 5.96. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO i kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła χ dla stanów lotnych $\chi = 45^{\circ}$

Zaobserwowano również, że dla omawianych stanów lotnych występuje znaczna liczba cykli obciążeń o średnich i dużych amplitudach. Implikuje to największy udział omawianej konfiguracji skosu skrzydeł χ w całkowitej wartości zużycia zmęczeniowego. Wynika z tego przeniesienie różnic w zużyciu zmęczeniowym, wyznaczonym na podstawie różnych źródeł danych, z analizowanego ustawienia, na zapisy z całych lotów, a nie tylko ich fragmentów.

Udział zużycia zmęczeniowego obliczonego dla omawianego ustawienia skrzydeł, względem wyników całkowitych ze stanów lotnych, został przedstawiony w tabeli 5.26 i na rys. 5.97.

Tabela 5.26. Udział zużycia zmęczeniowego w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych $\chi = 45^{\circ}$ w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów wyrażone w %

Nr samolotu				
	1	2	3	
n_z z Tester U3Ł	96,18	98,80	98,67	
n_z z SMO	95,89	97,10	97,33	
Tensometr T2 Skal.	92,30	94,28	93,96	
Tensometr T6 Skal.	91,5	94,03	94,16	



Rysunek 5.97. Udział zużycia zmęczeniowego w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych $\chi = 45^{\circ}$ w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów wyrażone w %

Wyznaczony udział zużycia zmęczeniowego dla ustawienia skrzydła w przedziale 44°–50°, względem wszystkich stanów lotnych, dotyczy jedynie analizowanej partii danych i nie należy go rozciągać na wszystkie samoloty Su-22 i cały okres ich eksploatacji. Ograniczenie to wynika z wykorzystania w analizie przede wszystkim lotów wysokomanewrowych. Dobór lotów do analizy podyktowany był, zarówno wysokim współczynnikiem korelacji zapisów z rejestratora Tester U3Ł i SMO, jak również możliwościami lepszego zobrazowania wpływu poszczególnych parametrów, np. kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła na obciążenia w rejonie lokalizacji czujników tensometrycznych.

5.4.6.3. Analiza wpływu mechanizacji skrzydła na obciążenia i zużycie zmęczeniowe konstrukcji

Kolejnym zadaniem było określenie wpływu użycia mechanizacji skrzydła na zgodność wartości obciążeń i zużycia zmęczeniowego wyznaczonego na podstawie danych z różnych źródeł. Analizę przeprowadzono na podstawie wybranych fragmentów zapisów dla kąta skosu χ =30°. Podstawą do przyjęcia takiego kryterium był fakt, że klapy zewnętrzne są możliwe do wychylenia jedynie w takim położeniu skrzydeł oraz, że dopuszczalna prędkość lotu z wypuszczonymi klapami jest ograniczona do $V_p = 600$ km/h. W samolocie Su-22 mechanizacja skrzydła wykorzystywana jest jedynie do startu i lądowania, a nie do zwiększenia możliwości manewrowych samolotu. W warunkach startu wychylane są sloty i klapy przykadłubowe, natomiast do lądowania dodatkowo klapy zewnętrzne [42]. Rejestrator Tester U3Ł zapisuje jedynie informację o położeniu klap wewnetrznych i slotów, jednakże na podstawie dodatkowych informacji z rejestratora Tester U3Ł, np. o pozostałości paliwa, możliwe jest analizowanie obu wariantów ustawienia mechanizacji skrzydła. Na rys. 5.98 przedstawiono odkształcenia tensometru skrzydłowego w funkcji n_z z rejestratora SMO dla kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła $\chi = 30^{\circ}$ kolorem czarnym bez użycia mechanizacji, kolorem niebieskim dla warunków startowych, natomiast kolorem czerwonym dla konfiguracji do lądowania. Na wykresie wyraźnie widać, że najmniejsze odkształcenia uzyskano na zakresie startowym, co jest spowodowane zmianą rozkładu siły nośnej na skrzydle i powstawaniem znacznej siły nośnej bezpośrednio przy kadłubie, co implikuje spadek momentu gnącego, a więc również odkształceń, przy tym samym n_z , względem wariantu bez mechanizacji. Rozkład uzyskany dla warunków lądowania jest stanem pośrednim, natomiast stan bez mechanizacji wykazuje najwyższe odkształcenia i amplitudy cykli.



Rysunek 5.98. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO dla stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 30^\circ$ z zaznaczeniem kolorami konfiguracji wychylenia mechanizacji skrzydła

Poważnym problemem w dokładniejszej analizie wpływu omawianego czynnika jest pozostałość paliwa, która wywołuje różnice w obciążeniu skrzydła dla tej samej wartości przeciążenia pionowego n_z . Ponadto udział czasu lotów z wykorzystaniem mechanizacji skrzydła wynosi 30% całkowitego czasu dla ustawienia skrzydeł na kąt 30°. Wyraźnie widoczne jest również występowanie w konfiguracji z klapami jedynie małych wartości przeciążenia pionowego n_z i amplitud cykli obciążeń.

Uwzględniając powyższe czynniki i ograniczenia, postanowiono zrezygnować z przeprowadzenia analizy porównawczej zużycia zmęczeniowego konstrukcji, gdyż otrzymane wyniki byłyby całkowicie niemiarodajne. Ponadto, uwzględniając zakres zmiany przeciążeń i odkształceń oraz liczbę obserwowanych cykli i fazy lotu, w jakich wykorzystywana jest mechanizacja skrzydła, należy domniemywać, że jej wpływ na całkowite wyniki zużycia zmęczeniowego jest nieznaczny. Należy jednak zaznaczyć, że pomimo braku możliwości określenia dokładnego wpływu omawianych czynników na wyniki zużycia zmęczeniowego, analiza odkształceń pokazuje wyraźnie wrażliwość czujników tensometrycznych nasady skrzydła T2 i T6 na wszystkie czynniki wpływające na obciążenia skrzydła.

5.4.6.4. Analiza wpływu wychylenia lotek na obciążenia i zużycie zmęczeniowe konstrukcji

Analizę wpływu wychylenia lotek na wartości obciążeń i zużycia zmęczeniowego wyznaczanego na podstawie danych z czujników tensometrycznych i przeciążenia pionowego n_z przeprowadzono dla danych z kątami skosu krawędzi natarcia skrzydeł χ od 44° do 50°. Przyjęcie do analizy tego zakresu χ było podyktowane jego udziałem w całkowitym zużyciu zmęczeniowym oraz występowaniem dużych obciążeń. Ponadto, jedynie dla tego ustawienia kąta skosu krawędzi natarcia skrzydeł położenie neutralne lotek wynosi 0°. Na rysunku 5.99 przedstawiono odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO dla stanów lotnych χ 44°–50°, z zaznaczoną linią trendu odpowiadającą warunkom próby zmęczeniowej oraz, naniesionym kolorami, kątami wychylenia lotki, natomiast na rysunku 5.100 pokazano wybrane zapisy dla lotek wychylonych powyżej ±3° względem położenia neutralnego.

Na rys. 5.99 i 5.100 widać nieznaczny wpływ lotek na pochylenie krzywej odkształceń tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO, który objawia się jedynie zwiększeniem rozrzutu danych w zakresie małych wartości przeciążenia pionowego n_z . Należy jednak nadmienić, że obserwowane kierunki wywoływanych zmian są zgodne z fizyką zjawisk powodowanych przez wychylenie lotek. Dla większych zakresów przeciążeń występują tylko pojedyncze zapisy wykorzystania lotek, a ponadto ich wpływ na wyniki jest zdominowany przez znaczenie kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła, co zostało opisane w punkcie 5.4.6.2. Ponadto zmiana momentu gnącego skrzydła od sił aerodynamicznych związana z wychyleniem lotek jest częściowo kompensowana przez pojawiające się równocześnie obciążenia bezwładnościowe związane z przyśpieszeniami kątowymi oraz ze zmianą efektywnego kąta natarcia związanego ze składową prędkości od ruchu obrotowego samolotu.



Rysunek 5.99. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO dla kątów skosu krawędzi natarcia skrzydła χ 45–50° z zaznaczonym kolorami kątem wychylenia lewej lotki δ_{ELl}



Rysunek 5.100. Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO dla kątów skosu krawędzi natarcia skrzydła χ 45–50° z zaznaczonym kolorami kątem wychylenia lewej lotki δ_{ELl} po filtracji małych wartości wychyleń

Obserwowalny wpływ lotek jest dodatkowo utrudniony przez niewielki udział takich stanów w czasie lotów z kątami skosu krawędzi natarcia skrzydeł χ 44°–50°, wynoszący jedynie 3%. Ponadto największe wychylenia występują przede wszystkim w zakresie małych wartości przeciążeń. W związku z powyższym, analogicznie, jak dla analizy wpływu mechanizacji skrzydła, zrezygnowano z przeprowadzenia badania zgodności zużycia zmęczeniowego.

Warte jest jednak odnotowania, że zarówno analiza wpływu użycia mechanizacji skrzydła, jak i wychylenia lotek, wykazała bardzo dobrą czułość tensometrów na wszelkie zmiany konfiguracji wpływające na moment gnący skrzydła. Pozwala to wnioskować, iż analogicznie będzie również dla wpływu liczby Macha, którego analiza jest niemożliwa, ze względu na brak rejestracji tego parametru na samolotach Su-22 UM3K.

5.4.6.5. Analiza wpływu podwieszeń na obciążenia i zużycie zmęczeniowe konstrukcji

Wcześniejsze analizy czynników mających wpływ na obciążenia konstrukcji skrzydła i jego zużycie zmęczeniowe wykazały bardzo duży wpływ kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ . Dodatkowo analiza dokumentacji i zapisów w kwestii podwieszeń zewnętrznych wykazała, iż najlepiej skupić się na zbiornikach podwieszanych, ze względu na duży zakres obciążeń, różnorodność w konfiguracji oraz znaczną częstotliwość występowania lotów z tego typu podwieszeniami. Uwzględniając powyższe czynniki uznano, że optymalnymi warunkami do przeprowadzenia analizy wpływu podwieszeń będzie konfiguracja kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 30^{\circ}$. Przyjęcie takich warunków pozwala wyeliminować wpływ kąta skosu skrzydła, gdyż omawiana konfiguracja jest stanem granicznym dla ustawienia skrzydła i nie występują tu różnice w rzeczywistym kącie skosu stwierdzone dla nominalnego ustawienia $\chi = 45^{\circ}$. Ponadto przyjęcie tej konfiguracji pozwala na monitorowanie stanu zaraz po starcie, gdy zbiorniki podwieszane są pełne i najmocniej wpływają na obciążenia konstrukcji.

Samą analizę podzielono na 2 etapy. Pierwszy polega na określeniu wpływu podwieszeń na obciążenia konstrukcji, co pozwala lepiej zrozumieć czynniki decydujące o powodach różnic w zużyciu zmęczeniowym, natomiast drugi etap stanowi porównanie wartości zużycia zmęczeniowego wyznaczonego dla lotów z powieszeniami i bez. Dodatkową trudnością w przeprowadzaniu analizy jest niedostateczna informacja o konfiguracji podwieszeń, co ma bardzo istotne znaczenie dla generowanych obciążeń. Karta konfiguracji statku powietrznego (KKSP) zazwyczaj nie definiuje, pod którymi węzłami znajdują się podwieszenia, a ponadto informuje jedynie o założeniu lub zdjęciu zbiorników w danym dniu, bez informacji, przed którym wylotem. Dodatkowo nie informuje o stopniu napełnienia zbiorników podwieszanych. Ze względu na powyższe, do dokładnej analizy wpływu podwieszeń na obciążeń do próby zmęczeniowej, gdyż dla tych zapisów nie ma żadnych niejasności dotyczącej konfiguracji. Ponadto, na podstawie danych z eksploatacji, przeprowadzono analizę jakościową w celu weryfikacji zaobserwowanych zjawisk na większej próbie danych z lotów.

W pierwszej kolejności przeprowadzono wybór danych do opisanej konfiguracji i w tym celu usunięto z zapisów operacje naziemne. Następnie wybrano loty z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydeł $\chi = 30^{\circ}$ i usunięto fragmenty lotu z wysuniętymi klapami, aby wyeliminować wpływ tego czynnika na wyniki analizy. Dodatkowo, aby pominąć czynniki wypracowania paliwa ze zbiorników skrzydłowych, dokonano filtracji danych o pozostałości paliwa, pozostawiając tylko dane z pełnymi zbiornikami skrzydłowymi.

W dalszej kolejności wyznaczono relację pomiędzy odkształceniem czujników tensometrycznych nasady skrzydła T2 i T6, a przeciążeniem pionowym n_z dla lotów bez podwieszeń zewnętrznych, w omówionej powyżej konfiguracji, będącej punktem odniesienia. Ze względu na opieranie się w analizie na zapisach z lotów badawczych wskazania n_z pochodzą z oryginalnego czujnika przeciążeń ale próbkowanego z częstotliwością 20 Hz. Wykresy zależności odkształceń tensometrów skrzydłowych T2 i T6 w funkcji przeciążenia pionowego n_z z naniesioną na czerwono funkcją regresji liniowej przedstawiono na rys. 5.101 i 5.102. Analogicznie operacje wykonano dla lotu z podwieszonymi pod kadłubem dwoma zbiornikami o pojemności 850 litrów i lotu z podwieszonymi pod skrzydłami dwoma zbiornikami o pojemności 850 litrów. W celu lepszej wizualizacji i łatwiejszej analizy, na rys. 5.103 przedstawiono zbiorczy wykres zależności odkształceń tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z dla wszystkich omawianych konfiguracji podwieszeń zewnętrznych.



Rysunek 5.101. Wykres zależności odkształceń tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji przeciążenia pionowego n_z dla lotów bez podwieszeń z naniesioną na czerwono linią trendu



Rysunek 5.102. Wykres zależności odkształceń tensometru nasady skrzydła T6 w funkcji przeciążenia pionowego n_z dla lotów bez podwieszeń z naniesioną na czerwono linią trendu





Na rys. 5.103 wyraźnie widać, że zbiorniki podwieszone pod skrzydłami nie wpływają w zauważalny sposób na odkształcenia tensometrów nasady skrzydła, a co za tym idzie, na obciążenia. Wynika to z faktu, że moment gnący od dodatkowej siły nośnej potrzebnej do zrównoważenia wzrostu masy jest kompensowany przez moment gnący generowany przez obciążenia bezwładnościowe podwieszonego pod skrzydłem zbiornika. Ponadto, analiza współczynników regresji liniowej pokazuje, że różnica współczynnika kierunkowego dla danych bez podwieszeń i danych z lotów ze zbiornikiem pod skrzydłami nie przekracza 0,5%. Z kolei wartość wyrazu wolnego równania regresji waha się w zakresie 2%–4% wartości odkształceń dla lotu z przeciążeniem $n_z = 1$. Sytuacja wygląda odmiennie dla podwieszeń pod kadłubem – o ile wartość wyrazu wolnego równania regresji utrzymuje się na podobnym poziomie, to różnica w wartości współczynnika kierunkowego wynosi już 13%, co przekłada się na wyraźnie większe obciążenia struktury, co dobrze widać na rys. 5.103. Ponadto, wzrost współczynnika kierunkowego dobrze odpowiada wzrostowi masy samolotu (o 12%). Należy jednak wspomnieć, że wpływ ten w trakcie lotu zanika wraz z wypracowaniem paliwa i po opróżnieniu zbiorników wynosi już jedynie około 1%.

Dla danych z eksploatacji przeprowadzono jedynie analizę jakościową. W tym celu wybrano loty z czterema zbiornikami podwieszanymi i przedstawiono zależność odkształcenia tensometru nasady lewego skrzydła T2 w funkcji n_z z pozostałością paliwa naniesioną kolorami na rys. 5.104.



Rysunek 5.104. Wykres zależności odkształceń tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji przeciążenia pionowego n_z z naniesioną kolorami pozostałością paliwa Q_p

Na wykresie tym wyraźnie widać zaznaczony kolorem żółty obszar z pełnymi zbiornikami pod kadłubem oraz niebieski obszar po wypracowaniu paliwa z omawianych zbiorników. Niebieski obszar należy uznać za odpowiednik konfiguracji bez podwieszeń, ponieważ masa pustych zbiorników pod kadłubem wynosi jedynie ok. 1% normalnej masy startowej samolotu. Natomiast znaczna liczba danych dla pełnej masy podwieszenia pod kadłubem wynika z kolejności wypracowywania paliwa, gdzie najpierw są opróżniane zbiorniki pod skrzydłami, a dopiero następnie pod kadłubem. Wyraźnie widać analogiczny charakter relacji odkształceń rejestrowanych przez tensometry nasady skrzydła względem n_z , jak przedstawiono na rys. 5.103.

Na podstawie lotów uwzględnionych w analizie wyznaczono zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych konfiguracji samolotu. Celem tych prac było określenie wpływu podwieszeń na wartość wyznaczanego zużycia zmęczeniowego samolotu. W tym celu dane z rejestratorów poddano obróbce w sposób analogiczny, jak w poprzednich punktach. Ze względu na różnice w liczbach i charakterze lotów, występują znaczne różnice w wyznaczonym zużyciu zmęczeniowym dla poszczególnych konfiguracji. W związku z tym, dla ułatwienia analizy wpływu konfiguracji, wyniki przedstawiono w postaci względnej (za 100% przyjęto wartości wyznaczone z n_z). Wyznaczone wartości zużycia zmęczeniowego przedstawiono w tabeli 5.27 i na rys. 5.105.

Dla zwiększenia czytelności danych, wyznaczenie obciążeń na podstawie przeciążenia pionowego n_z zrealizowano z wykorzystaniem współczynnika kierunkowego regresji liniowej czujników tensometrycznych nasady skrzydła T2 i T6 w funkcji n_z dla ustawienia kąta skosu krawędzi natarcia skrzydeł $\chi = 30^\circ$ bez podwieszeń zewnętrznych. Decyzja taka została podjęta, aby wyeliminować znaczny wpływ kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła na obciążenia i rejestrowane odkształcenia (aspekt ten został szeroko opisany wcześniej). Pozwala to na analizowanie czystego wpływu obciążeń związanych ze zmianą konfiguracji podwieszeń na zużycie zmęczeniowe skrzydła.

		Konfiguracja	
	Bez podwieszeń	2x850 pod kadłubem	2x850 pod skrzydłami
n_z	100	100	100
T2	93,90	157,57	92,11
T6	88,50	147,45	95,69

Tabela 5.27. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych konfiguracji samolotu (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z)



Rysunek 5.105. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych konfiguracji samolotu (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z)

Analiza wyników wyraźnie pokazuje zgodność pomiędzy zużyciem zmęczeniowym dla konfiguracji bez podwieszeń i z podwieszeniami pod skrzydłami. Nieznaczne różnice wynikają z dokładności wskazań czujnika n_z (dane z lotów badawczych bazują na czujniku z rejestratora Tester U3Ł), co zostało już opisane w punkcie 5.3.4. Nie występują natomiast problemy związane z rozdzielczością i częstotliwością próbkowania, gdyż zapisy tego parametru pochodzą z rejestratora KAM-500 (por. rozdział 3). Wyraźnie większe wartości przyjmuje zużycie zmęczeniowe otrzymane na podstawie czujników tensometrycznych nasady skrzydła dla konfiguracji z podwieszeniem pod kadłubem. Różnica wynosi około 50%, co jest zgodne z oczekiwanym wpływem zwiększonych obciążeń. Otrzymane wyniki zużycia zmęczeniowego dotyczą jedynie krótkiego fragmentu lotu, zaraz po starcie, gdy podwieszane zbiorniki paliwa są pełne. Efekt ten zanika po ich wypracowaniu, co następuje w pierwszej kolejności zaraz na początku lotu.

Dokładne wyznaczenie wpływu zbiorników na całkowite zużycie zmęczeniowe jest na podstawie posiadanych danych niemożliwe. Wynika to z braku dokładnych danych o konfiguracji podwieszeń w trakcie eksploatacji, co zostało omówione w punkcie 5.3.1. Ze względu na powyższe można jedynie próbować oszacować maksymalny potencjalny wpływ zbiorników na całkowite zużycie zmęczeniowe konstrukcji. Na rys. 5.106 przedstawiono przebiegi przeciążenia pionowego n_z dla lotów ze zbiornikami podwieszanymi napełnionymi powyżej 30%,



a na rys. 5.107 dla napełnienia zbiorników poniżej tej wartości i po opróżnieniu zbiorników.

Rysunek 5.106. Przebieg przeciążenia pionowego n_z dla lotów ze zbiornikami podwieszanymi napełnionymi powyżej 30%



Rysunek 5.107. Przebieg przeciążenia pionowego n_z dla lotów ze zbiornikami podwieszanymi napełnionymi poniżej 30% i po ich opróżnieniu

Na wykresach widać wyraźnie, że pierwszy etap lotu do wypracowania paliwa ze zbiorników podwieszanych jest zdecydowanie mniej intensywny i dominują cykle o małych amplitudach. Dopiero po wypracowaniu większości paliwa ze zbiorników podwieszanych manewry stają się intensywniejsze i występują cykle zmęczeniowe o średnich i dużych amplitudach, jednakże dla tego obszaru wpływ zbiorników na wartości obciażeń jest już pomijalny. Aby lepiej zobrazować wpływ zbiorników podwieszanych na wartości zużycie zmęczeniowe z całych lotów posłużono się, analogicznie, jak w punkcie 5.3.1, analizą wpływu cykli o różnej amplitudzie na zużycie zmęczeniowe. Na rys. 5.108 przedstawiono wykres obrazujący liczbę cykli zmęczeniowych N i wyznaczane na ich podstawie zużycie zmęczeniowe D_i w zależności od amplitudy cykli. Dla lepszego pokazania udziału poszczególnych cykli w całkowitym zużyciu zmęczeniowym z analizowanych lotów, na rys. 5.109 przedstawiono wartości zużycia zmęczeniowego D_i w zależności amplitudy cykli n_z w formie kumulatywnej. Na wykresach tych wyraźnie widać, że najistotniejsze z punktu zmęczenia konstrukcji są często występujące cykle o średnich amplitudach oraz pojedyncze cykle o bardzo dużej amplitudzie. Dla danych z pełnymi zbiornikami występują jedynie pojedyncze cykle z przedziału amplitud 1,25–2, a wszystkie pozostałe można zaliczyć do grupy cykli o małych amplitudach.



Rysunek 5.108. Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z



Rysunek 5.109. Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy cykli n_z z zaznaczonym obszarem wpływu zbiorników podwieszanych

Powyższe czynniki oznaczają, że fragmenty lotów z pełnymi zbiornikami powodują powstanie cykli o amplitudach odpowiadających zużyciu zmęczeniowemu stanowiącym ok. 20% jego całkowitej wartości w lotach bez podwieszeń, co zaznaczono na rys. 5.109. Uwzględniając powyższe czynniki, przy założeniu, że zbiorniki są zawsze podwieszone pod kadłubem i w analizowanych fazach lotu są całkowicie napełnione ich wpływ na całkowite zużycie zmęczeniowe wzrósłby o 10%. Należy jednak pamiętać, że udział lotów z podwieszeniami stanowi ok. 50% wszystkich lotów, co ogranicza przyrost globalnego zużycia zmęczeniowego do 5%. Ponadto, należy uwzględnić, że efekt zbiorników zanika po maksymalnie połowie lotu (wypracowane paliwa) oraz zbiorniki nie zawsze są podwieszane pod kadłubem. Powyższe czynniki wskazują, że uwzględnianie zbiorników i innych podwieszeń ma szczególnie znaczenie w przypadku analizy przekroczeń eksploatacyjnych. Ponadto, pomimo przedstawionych wyników analizy statystycznego wpływu podwieszeń, należy uwzględnić, że dopuszczalne zakresy lotów z podwieszeniami mieszczą się w zakresie przeciążeń o średnich wartościach, co – uwzględniając możliwe konfiguracje samolotu – może powodować wystąpienie cykli zmęczeniowych o dużych amplitudach. Z tego powodu wskazane jest jednak uwzględnianie tego czynnika w analizach zużycia zmęczeniowego.

6. Możliwości zwiększenia dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów Su-22

Na podstawie prowadzonych badań i analiz można wskazać metody zwiększenia dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji samolotu Su-22 z wykorzystaniem zabudowanych systemów rejestracji. W zależności od wersji, samolot jest wyposażony jedynie w pokładowy rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł (dla wersji bojowej Su-22M4) lub systemy Tester U3Ł i SMO (dla samolotów szkolno-bojowych Su-22UM3K). Podział ten determinuje możliwe do zastosowania sposoby monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji.

Pokładowe rejestratory paramentów lotu znajdują się na wyposażeniu wszystkich samolotów Su-22, co potencjalnie umożliwia wykorzystanie ich jako źródła danych dla wszystkich samolotów tego typu. Przeprowadzona analiza literatury oraz weryfikacja danych zapisywanych w pokładowym rejestratorze parametrów lotu Tester U3Ł wykazała jednak liczne i poważne przeszkody w wyznaczeniu na ich podstawie obciążeń struktury samolotu oraz jej zużycia zmęczeniowego. Brak jest między innymi rejestracji części parametrów lotu, wykazanych w literaturze jako ważnych dla wyznaczania obciążeń konstrukcji a co za tym idzie jej zużycia zmęczeniowego, np. kąta ślizgu, prędkości kątowych, czy liczby Macha (na samolotach w wersji UM3K).

Najpoważniejszym ze zidentyfikowanych problemów jest zbyt mała dokładność zapisywanych wartości przeciążenia pionowego n_z . Czynnik ten wpływa, zarówno na dokładność ewentualnego modelu obciążeń, jak również na wyniki bieżących analiz zużycia zmęczeniowego przedstawionych w rozdziale 3. Problemy z dokładnością rejestracji wartości przeciążenia pionowego n_z wynikają z kilku przyczyn:

- zbyt małej dokładności wskazań zabudowanego czujnika będącego źródłem sygnału,
- częstotliwości próbkowania parametrów wynoszącej tylko 1 Hz,
- niewystarczającej rozdzielczości rejestrowanych danych, wynikających z zapisu 8-bitowego.

Wymienione czynniki, szerzej opisane w punkcie 5.3.4, powodują występowanie błędów o charakterze stochastycznym, przez co nie jest możliwe skompensowanie ich wpływu w sposób numeryczny.

Ponadto ostatnie dwa czynniki wpływają na dokładność rejestracji wszystkich parametrów szybkozmiennych oraz brak możliwości wyznaczenia wiarygodnych wartości prędkości kątowych samolotu na podstawie danych o kątach pochylenia, czy przechylenia.

Poważnym ograniczeniem jest także sposób ewidencjonowania danych o podwieszeniach, co jest realizowane tylko za pomocą papierowych kart konfiguracji statku powietrznego i kart środków bojowych, a dodatkowo zawartość pierwszej z tych kart nie pozwala na dokładną identyfikację konfiguracji podwieszeń i obliczenia masy samolotu w poszczególnych lotach jedynie na tej podstawie.

W związku z powyższym opracowanie dokładniejszego sposobu wyznaczania zużycia zmęczeniowego struktury wyłącznie na podstawie danych z pokładowego rejestratora lotów Tester U3Ł jest bezzasadne, gdyż otrzymane wyniki nie byłyby wiarygodne.

Monitorowanie zużycia zmęczeniowego samolotu jest natomiast możliwe na podstawie danych z czujników tensometrycznych systemu monitorowania obciążeń. System ten pozwala na wyznaczenie obciążeń konstrukcji poprzez pomiar wywoływanych przez nie odkształceń struktury samolotu. Jest to najpoważniejsza zaleta względem poprzedniego sposobu (wykorzystania danych z rejestratora), w którym obciążenia nie są obliczane na podstawie mierzonych odkształceń, a wyznaczane na podstawie opracowanego modelu.

Metodę tę można zastosować jedynie na samolotach Su-22UM3K, na których są zamontowane czujniki tensometryczne systemu monitorowania obciążeń. Metoda ta bazuje na doświadczeniach z lotów badawczych, przeprowadzonych w ramach programu wydłużenia resursu. Należy jednak zauważyć że, zgodnie z danymi z literatury oraz z wynikami przeprowadzonych analiz, różnice wskazań czujników tensometrycznych pomiędzy samolotami lub wskazaniami czujników zlokalizowanych symetrycznie na tym samym samolocie, mogą wynosić nawet 50%. Zjawisko to zostało zaobserwowane w toku eksploatacji SMO.

Dla wykorzystania wyników pomiaru odkształceń skrzydeł w miejscach instalacji czujników tensometrycznych do pomiaru rzeczywistych obciążeń, a tym samym do obliczenia zużycia zmęczeniowego, konieczne jest wykonywanie okresowych skalowań tensometrów na każdym z samolotów. Najprostszą teoretycznie metodą kalibracji czujników jest przeprowadzenie skalowania fizycznego tensometrów. Skalowanie takie w odniesieniu do skrzydła jest jednak skomplikowanym i czasochłonnym procesem, wymagającym zaangażowania znacznej liczby osób oraz dużej ilości wyposażenia, co powoduje wysokie koszty realizacji. Ponadto, na podstawie przeprowadzonych prac tego typu w trakcie realizacji lotów badawczych Su-22, można stwierdzić, iż proces skalowania fizycznego skrzydeł pozwala na pokrycie jedynie 15–20% eksplo-

atacyjnego zakresu pracy czujników tensometrycznych samolotów tego typu. W związku z powyższym konieczna jest ekstrapolacja wyników skalowania która multiplikuje wpływ wszystkich ewentualnych błędów i niedokładności pomiarowych, ograniczając tym samym dokładność uzyskiwanych danych o obciążeniach, co przekłada się na wyniki obliczeń zużycia zmęczeniowego.

6.1. Monitorowanie zużycia zmęczeniowego na podstawie kombinacji danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń

Zwiększenie dokładności wyznaczenia zużycia zmęczeniowego samolotu Su-22 możliwe jest poprzez wykorzystanie kombinacji danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń.

Przy zastosowaniu takiej metody, podobnie jak poprzednio, wartość obciążeń konstrukcji oblicza się na podstawie wyników pomiarów wartości odkształceń struktury, mierzonych za pomocą czujników tensometrycznych, jednak czujniki te są kalibrowane w inny sposób. Zrezygnowano z pracochłonnej i kosztownej procedury okresowego skalowania fizycznego, a zaproponowano skalowanie na podstawie kombinacji danych z rejestratora parametrów Tester U3Ł i systemu monitorowania obciążeń, uzupełnionych o informacje na temat konfiguracji podwieszeń pozyskiwane z KKSP i KŚB. Schemat omawianej metody monitorowania zużycia zmęczeniowego został przedstawiony na rys. 6.1

Sama koncepcja skalowania czujników tensometrycznych w oparciu o dane z pokładowego rejestratora parametrów lotu jest znana i opisana w literaturze przedmiotu [121, 118], jednak sposób jej realizacji został oparty o nową metodykę, uwzględniającą zmienny kąt skosu krawędzi natarcia skrzydeł analizowanego samolotu, jak i specyfikę wykorzystanych rejestratorów, co zostało szeroko opisane w rozdziale 5. Zasadnicza różnica w stosunku do istniejących sposobów skalowania dotyczy dwóch aspektów:

- wykorzystania ciągłych fragmentów zapisów z grupy lotów w miejsce danych punktowych,
- uwzględnienia wpływu zmiany kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła na obciążenia konstrukcji.



Rysunek 6.1. Schemat metody monitorowania zużycia zmęczeniowego na podstawie kombinacji danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń

Metodyka ta pozwala na przeprowadzenie skalowania pokrywającego 80%–100% eksploatacyjnego zakresu pracy czujników tensometrycznych oraz ograniczenie wpływu czynników losowych, takich jak, np. podmuchy, czy inne zaburzenia lub niesymetrie opływu, na otrzymane wyniki, co pozwala na znaczące zwiększenie dokładności skalowania, względem opisanego w literaturze podejścia opartego jedynie na konkretnych stanach w locie, a co za tym idzie wyznaczonych wartości obciążeń i zużycia zmęczeniowego. Ponadto dodatkową zaletą opisanej metody jest możliwość przeliczenia, z jej zastosowaniem, archiwalnych danych od czasu zabudowania na samolotach Su-22UM3K systemu monitorowania obciążeń. Umożliwia to obliczanie wartości zużycia zmęczeniowego samolotu z uwzględnieniem danych z tego okresu.

W zastosowanej metodzie czujniki tensometryczne pełnią funkcję przelicznika dowolnego stanu obciążeń i konfiguracji samolotu (ustawienia skrzydeł oraz rodzaju podwieszeń i ich lokalizacji) na ekwiwalentne przeciążenia pionowe odpowiadające warunkom przeprowadzonej próby zmęczeniowej, pozwalając dokładnie wyznaczać i monitorować zużycie zmęczeniowe samolotów Su-22UM3K. Założenie to zostało zweryfikowane i potwierdzone w trakcie badań wpływu na wyniki, uzyskane przy zastosowaniu proponowanej metody, czynników determinujących lub wpływających na obciążenia skrzydła, takich jak:

- ustawienie kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydeł,
- wychylenia organów sterowania,
- wykorzystania mechanizacja skrzydła,
- konfiguracja podwieszeń zewnętrznych i pozostałości paliwa Q_p .

Metodykę skalowania czujników tensometrycznych stosowaną w proponowanej metodzie przedstawiono na rys. 6.2.



Rysunek 6.2. Schemat zaproponowanej metodyki skalowania czujników tensometrycznych nasady skrzydła w oparciu o dane z rejestratorów Tester U3Ł i SMO

Zdaniem autora jest to najdokładniejsza metoda wyznaczania obciążeń, a co za tym idzie, monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji samolotu Su-22 w oparciu o zabudowane systemy rejestracji. Zastosowanie tej metody pozwala na uzyskanie efektu synergii dla danych z rejestratora parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń w celu zwiększenia dokład-ności monitorowania zużycia zmęczeniowego, potwierdzając tym samym tezę dysertacji.

6.2. Wytyczne do opracowania systemu monitorowania zużycia zmęczeniowego na podstawie danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu dla samolotów bez zabudowanego SMO

Możliwość zastosowania metody monitorowania zużycia zmęczeniowego w oparciu o kombinację danych z rejestratorów TesterU3Ł i SMO jest dostępna jedynie dla samolotów Su-22UM3K. W związku z powyższym, wyniki przeprowadzonych badań i analiz zostały również wykorzystane do określenia wytycznych pozwalających na budowę dokładniejszego modelu obciążeń konstrukcji samolotów Su-22 na wersji bojowej.

Opracowanie dokładniejszego modelu obciążeń i zużycia zmęczeniowego konstrukcji samolotu dla wersji Su-22M4 jest możliwe po spełnieniu określonych warunków:

- wymiana czujnika przeciążeń pionowych n_z na nowocześniejszy, o większej czułości i bardziej liniowej charakterystyce,
- ewidencjonowanie konfiguracji podwieszeń w sposób umożliwiający jej identyfikację dla każdego lotu,
- stworzenie bazy danych konfiguracji podwieszeń zewnętrznych połączonej z bazą danych z lotów,
- zwiększenie częstotliwości i rozdzielczości rejestracji parametrów lotu,
- dodanie rejestracji danych z odbiornika GPS dotyczących położenia samolotu w przestrzeni.

Ostatnie dwa warunki umożliwiają potencjalne wyznaczenie części brakujących parametrów, takich jak kąt ślizgu, czy prędkości kątowe. Rejestracja czasu z systemu nawigacji satelitarnej pozwoliłaby również na dokładniejszą weryfikację poprawności zapisów.

Realizacja części z wymienionych postulatów jest spełniona w związku przeprowadzanym aktualnie procesem wymiany pokładowych rejestratorów parametrów lotu Tester U3Ł na systemy S2-3a. Ponadto konieczne jest wyposażenie przynajmniej jednego samolotu wersji M4 w system monitorowania obciążeń, celem weryfikacji relacji pomiędzy obciążeniami, a poszczególnymi parametrami lotu oraz wyznaczenia wpływu liczby Macha na obciązenia konstrukcji skrzydłą co nie było możliwe na samolotach wersji Su-22UM3K ze względu na brak rejestracji tego parametru.

7. Podsumowanie wyników pracy i wnioski

Cel naukowy niniejszej rozprawy stanowiła weryfikacja możliwości opracowania dokładniejszej metody wyznaczania obciążeń oddziaływających na strukturę samolotu Su-22, umożliwiającą zwiększenie dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego dla statków powietrznych tego typu, na podstawie zabudowanych systemów rejestracji.

Przeprowadzona analiza dostępnej literatury wykazała, że istnieją nowocześniejsze metody monitorowania zużycia zmęczeniowego statków powietrznych, względem przyjętych w programie przedłużenia resursu samolotów Su-22. Teoretycznie było więc możliwe dalsze zwiększenie dokładności monitorowania zużycia zmęczeniowego w oparciu o dokładniejsze metody monitorowania obciążeń struktury nośnej, bazujące na zapisach z pokładowego rejestratora parametrów lotu lub tensometrycznym systemie monitorowania obciążeń konstrukcji.

W związku z powyższym konieczne było przeprowadzenie oceny wpływu poszczególnych czynników oddziaływających na obciążenia konstrukcji samolotu oraz wpływu zastosowanych metod pomiarowych na dokładność wyznaczania obciążeń.

W pierwszej kolejności przeprowadzone zostały badania i analizy ukierunkowane na wykorzystanie danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł. System ten zabudowany jest na wszystkich samolotach Su-22, przy czym występują pewne różnice w zapisywanych danych w zależności od wersji samolotu. W ramach przeprowadzonych prac, mających na celu weryfikację przydatności tych danych do monitorowania zużycia zmęczeniowego konstrukcji samolotu Su-22, dokonano analizy zapisów z rejestratora Tester U3Ł oraz danych z Systemu Monitorowania Obciążeń (SMO). Na wstępie przeprowadzono analizę istniejących rozwiązań tego typu stosowanych przez siły zbrojne różnych państw, a zasadnicza część prowadzonych prac w tym etapie koncentrowała się na weryfikacji wpływu poszczególnych parametrów lotu na obciążenia i wyniki wyznaczonego zużycia zmęczeniowego, w kontekście doświadczeń z praktycznych aplikacji na innych typach statków powietrznych opisanych w literaturze. Szczególne znaczenie miała analiza zapisów przeciążenia pionowego n_z , co podyktowane było, zarówno znaczeniem tego parametru w modelach obciążeń, jak również w aktualnie wykorzystywanym systemie monitorowania zużycia zmęczeniowego. W ramach tych prac przeprowadzono następujące analizy:

- zgodności zapisów przeciążenia pionowego n_z rejestrowanego przez system Tester U3Ł i SMO, dodatkowo uzupełnione o weryfikację zgodności z sygnałami z czujników tensometrycznych,
- profili obciążeń wyznaczonych na podstawie czujników przeciążenia z obydwu systemów rejestracji,
- zużycia zmęczeniowego oraz jego składowych wyznaczonych na podstawie danych z systemów Tester U3Ł i SMO,
- wpływu częstotliwości próbkowania zapisów na przebieg obciążeń i wartości wyznaczonego zużycia zmęczeniowego,
- wpływu kwantyzacji zliczanych cykli obciążeń na uzyskane wyniki zużycia zmęczeniowego.

Ze względu na zidentyfikowane liczne problemy z poprawnością i dokładnością zapisów z pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł, dotyczących między innymi przeciążenia pionowego n_z , oraz brakiem rejestracji części istotnych parametrów, takich jak, np. liczba Macha w samolotach Su-22UM3K, stwierdzono, że w oparciu o takie dane nie jest możliwe zbudowanie dokładnego i wiarygodnego modelu obciążeń struktury.

W związku z powyższym przystąpiono do drugiego etapu badań, którym była weryfikacja możliwości wykorzystania czujników tensometrycznych SMO do monitorowania zużycia zmęczeniowego. W tym celu, w pierwszej kolejności, przeprowadzono analizę literatury opisującej praktyczne aplikacje takiego rozwiązania. Literatura przedmiotu uznaje wykorzystanie danych z czujników tensometrycznych za najlepszą i najdokładniejszą metodę pomiaru obciążeń i monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów, jednakże zastosowanie jej na samolotach Su-22 jest ograniczone, ze względu na zabudowę SMO jedynie na wariancie szkolno-bojowym UM3K. Należy zaznaczyć, że samoloty tej wersji mają jednak skumulowany nalot największy spośród całej floty Su-22 i najmniejszą rezerwę pozostałej trwałości zmęczeniowej. Ponadto, najpoważniejsze ograniczenie omawianej metody związane jest ze znaczącym rozrzutem wyników pomiędzy poszczególnymi samolotami, wymuszającym przeprowadzanie okresowych skalowań czujników na każdym z samolotów. Realizacja fizycznych skalowań tensometrów nasady skrzydła stanowi poważne utrudnienie ze względu na skomplikowanie i czasochłonność tych czynności, co zostało potwierdzone w trakcie badań przeprowadzonych na potrzeby realizacji próby zmęczeniowej, a co za tym idzie, pochłania również znaczne koszty. Dodatkowo skalowanie fizyczne kanałów tensometrycznych nasady skrzydła przeprowadzane na ziemi zapewnia pokrycie jedynie 15-20% zakresu pomiarowego czujników występujących podczas lotów.

W związku z opisanymi problemami ze skalowaniem fizycznym zaproponowano zastosowanie metody, wykorzystującej zapisy z lotów rejestrowanych przez SMO i pokładowy rejestrator parametrów lotu Tester U3Ł. Analogiczna metoda jest już stosowana na niektórych samolotach bojowych w innych krajach, jednak jej postać opisana w literaturze nie mogła być zaimplementowana na samolotach Su-22, ale musiała zostać zmodyfikowana i odpowiednio dostosowana, aby możliwe było jej wykorzystanie na samolotach o płynnej regulacji kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła. W wyniku przeprowadzonych badań i analiz opracowano nową metodykę skalowania kanałów tensometrycznych w oparciu o kombinację danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu i systemu monitorowania obciążeń, która uwzględnia specyficzne uwarunkowania omawianego typu samolotów i systemów rejestracji na nim zabudowanych.

W wyniku przeprowadzonych prac możliwe było wykonanie skalowania czujników tensometrycznych skrzydła w konfiguracji dokładnie odpowiadającej warunkom przeprowadzonej próby zmęczeniowej. Pozwoliło to na bezpośrednie odnoszenie wyników obliczeń zużycia zmęczeniowego konstrukcji podczas lotu do danych z próby. Ponadto, omawiana metoda pozwala na wyznaczanie wartości zużycia zmęczeniowego konstrukcji nie tylko na podstawie danych z bieżących lotów, ale również na przeliczenie wyników wyznaczonych od początku eksploatacji SMO, na podstawie danych archiwalnych.

W celu weryfikacji poprawności przyjętej metody monitorowania zużycia zmęczeniowego i opracowanej metodyki skalowania, przeprowadzono analizę wrażliwości na czynniki determinujące obciążenia skrzydła, której wyniki potwierdziły słuszność przyjętych rozwiązań.

Rezultaty przeprowadzonych badań i analiz potwierdziły przyjętą tezę rozprawy o możliwości uzyskania efektu synergii dzięki wykorzystaniu kombinacji danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu Tester U3Ł i systemu monitorowania obciążenia.

Osiągnięty został ponadto cel utylitarny pracy, gdyż wprowadzenie zaproponowanej metody monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów Su-22 pozwoli na zwiększenie dokładności wyznaczania pozostałej trwałości zmęczeniowej konstrukcji, przez co spowoduje zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji samolotów tego typu.

Dodatkowo, w wyniku przeprowadzonych badań i analiz zostały sformułowane wytyczne pozwalające na ewentualne opracowanie dokładniejszego modelu obciążeń konstrukcji skrzydła i nowocześniejszego systemu monitorowania zużycia zmęczeniowego na podstawie danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu dla samolotów Su-22 w wersji M4, na których nie został zabudowany system monitorowania obciążeń, przy czym spełnienie części z tych warunków jest możliwe w związku z prowadzoną wymianą rejestratorów parametrów Tester U3Ł na S2-3a.

Autor zamierza kontynuować badania celem dalszego doskonalenia zaproponowanej metody monitorowania zużycia zmęczeniowego samolotów Su-22 poprzez dodatkową weryfikacje przeprowadzonych badań na większych próbkach danych z bieżącej eksploatacji samolotów Su-22, w celu określenia występowania dryfu wskazań i wpływu ewentualnej degradacji czujników tensometrycznych. W ramach kontynuacji badań planowane jest również dostosowanie omawianej metody do wykorzystania z rejestratorem S2-3a.

Uzyskane wyniki mogą również pozwolić na wdrożenie nowoczesnych metod monitorowania zużycia zmęczeniowego innych typów wojskowych statków powietrznych, np. samolotów szkolno-treningowych PZL-130 Orlik TC-II.

Bibliografia

- [1] ADAMS, D. Health Monitoring of Structural Materials and Components: Methods with Applications. John Wiley & Sons, England, 2007.
- [2] ADVISORY CIRCULAR. Fatigue, fail-safe, and damage tolerance evaluation of metallic structure for normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes. Tech. Rep. AC 23-13A, Federal Aviation Administration, Washington, DC 20401, USA, September 2005.
- [3] AIRCRAFT ACCIDENT REPORT 9/78. Boeing 707 321C G-BEBP, Report on the accident near Lusaka International Airport, Zambia, on May 14, 1977. Department of Trade, Accidents Investigation Branch, Her Majesty's Stationery Office, London, UK, 1979.
- [4] AIRCRAFT ACCIDENT REPORT ALOHA AIRLINES, FLIGHT 243. Boeing 737-200, N73711, Near Maui, Hawaii, April 28, 1988, NTSB report no. NTSB/AAR-89/03. National Transportation Safety Board: Washington, DC, 1989.
- [5] AKDENIZ, A. The impact of mandated aging airplane programs on jet transport airplane scheduled structural inspection programs. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 73, 1 (2001), 4–16.
- [6] AKTEPE, B., HEWITT, K., OGDEN, R. W., AND MOLENT, L. Ground Calibration of RAAF F/A-18 Onboard Fatigue Strain Gauges. Defence Science and Technology Organisation, DSTO-TR-641, Melbourne, 1999.
- [7] AKTEPE, B., AND MOLENT, L. Management of airframe fatigue through individual aircraft loads monitoring programs. In *Proc. 8th International Aerospace Congress* (Adelaide, 13–15 Sept. 1999).
- [8] AKTEPE, B., AND OGDEN, R. W. A Comparison of Strain Measurements from the AFDAS and MSDRS Fatigue Monitoring Systems Using RAAF F/A-18 Operational Flight Data. Defence Science and Technology Organisation, DSTO-TR-640, Melbourne, 1998.

- [9] ALVERSTOKE AVIATION SOCIETY. English Electric Canberra Technical Tour. [dostep 15.05.2022], 2016. http://alverstokeaviation.blogspot.com/2016/08/english-electriccanberra-technical-tour.html.
- [10] BAGCI, C. Fatigue Design of Machine Elements Using the "Bagci Line" Defining the Fatigue Failure Surface Line (Mean Stress Diagram). *Mechanics and Machine Theory* 16 (1981), 339–359.
- [11] BANACH, M. Katastrofa lotu Aloha Airlines 243. [dostęp 09.03.2022], 2020. https://www.smartage.pl/katastrofa-lotu-aloha-airlines-243/.
- [12] BANNANTINE, J. A., COMER, J. J., AND HANDROCK, J. L. Fundamentals of metal fatigue analysis, 1 ed. Englewood Cliffs, N.J. : Prentice Hall, 1990.
- [13] BARTELDS, G. Aircraft structural health monitoring, prospects for smart solutions from a european viewpoint. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures 9*, 11 (1998), 906–910.
- [14] BARTER, S., MOLENT, L., AND WANHILL, R. Fatigue life assessment for high performance metallic airframe structures - an innovative practical approach. In *Structural Failure Analysis and Prediction Methods for Aerospace Vehicles and Structures* (Sharjah, UAR, 2010), S.-Y. Ho, Ed., vol. 1, Bentham E-Books, Bentham Science Publishers, pp. 1–17.
- [15] BARTER, S., MOLENT, L., AND WANHILL, R. Typical fatigue-initiating discontinuities in metallic aircraft structures. *International Journal of Fatigue 41*, 1 (2012), 11–22.
- [16] BATSON, R. G., AND BRADLEY, J. Static and endurance tests of laminate springs, made of carbon and alloy steels. Department of Scientific and Industrial Research, London, Special Rep. No. 13. Researches on Springs No. 6, 1931.
- [17] BHAT, S., AND PATIBANDLA, R. Metal fatigue and basic theoretical models: A review. In Alloy Steel, E. V. Morales, Ed. IntechOpen, Rijeka, 2011, ch. 9.
- [18] BÖHM, M., AND NIESŁONY, A. Przegląd modeli uwzględniających wpływ wartości średniej naprężenia na trwałość w jednoosiowym stanie obciążenia. In XXIV Sympozjum Zmęczenie i Mechanika Pękania (Bydgoszcz, 2012), Wydawnictwo Uczelniane Uniwersytetu Technologiczno-Przyrodniczego w Bydgoszczy, pp. 21–22.
- [19] BOLLER, C., CHANG, F.-K., AND FUJINO, Y. Encyclopedia of Structural Health Monitoring. 01 2009.

- [20] BRENNER, P. Dynamische Festigkeit von Flugzeug-Konstruktionsteilen. *Luftfahrtforschung 3*, 3, 17 (1929), 59–65.
- [21] BRENNER, P. Baustoffragen bei der Konstruktion von Flugzeugen. Z. Flugtech 22, 21 (1931), 637–548.
- [22] BROT, A. Developing strategies to combat threats against the structural integrity of aircraft. 52nd Israel Annual Conference on AerospaceSciences 2012 (February 2012), 1355–1378.
- [23] BUNTIN, W. Application of fracture mechanics to the F-111 airplane. AGARD Conference Proceedings No. 221 on Fracture Mechanics Design Methodology (1977). Advisory Group for Aerospace Research and Development, Neuilly-sur-Seine, France, pp. 3–1–3–12.
- [24] BURNHAM, J. K. Predicted dynamic buffet loads for limited response measurements: T-45A horizontal tail. In Proc. 36th AIAAASMEASCEAHSASC, Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (New Orleans, LA, 10–13 Apr., AIAA Paper 95-1338 1995).
- [25] CARON, Y., AND RICHARD, Y. *CF-188 Fatigue Life Management Program*. AGARD Paper 4-1, 1998.
- [26] CAZES, R. J. In-service aircraft fatigue assessment. In Proc. 18th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue: Estimation, Enhancement and Control of Aircraft Fatigue Performance (Melbourne, 1995), J. Grandage and G. Jost, Eds.
- [27] CAZES, R. J., AND DEFOSSE, P. Aircraft tracking optimization of parameters selection. In Proc. 16th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue Symposium: Aeronautical Fatigue in the Electronic Era (Tokyo, 1991), A. Kobayahsi, Ed.
- [28] CULP, R. L. F-16 Force Management, Yesterday, Today and Tomorrow. In Proceedings of the 58th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel (Sienna, Italy, 2–6 Apr 1984).
- [29] DALRYMPLE, R. H., FALLON, T. M., AND CHAPPELL, T. F-14 fatigue tracking methodology and lessons learned. In *Proceedings of the 1996 USAF Aircraft Structural Integrity Program Conference* (San Antonio, Texas, 3–5 December 1996 1997), G. K. Waggoner, J. W. Lincoln, and J. Rudd, Eds.
- [30] DE FOREST, A. V. The rate of growth of fatigue cracks. *Trans. ASME 58* (1936), A23–A25.

- [31] DE JONGE, J. B. Assessment of service load experience. 12th Plantema Memorial Lecture. In Proc. 15th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue: Aeronautical Fatigue in the Electronic Era (Jerusalem, 1989), A. Berkovits, Ed.
- [32] DE JONGE, J. B. Damage severity of monitored fatigue load spectra. In 18th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (Beijing, 1992), pp. ICAS Paper 92–5.4.1, ICAF– Doc–1863.
- [33] DENVER, A. G. Tracking B-1B Aircraft with a Structural Data Recorder. In Proceedings of the 15th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue Symposium: Aeronautical Fatigue in the Electronic Era (Jerusalem, 1989), A. Berkovits, Ed.
- [34] DENYER, A. G. B-1B aircraft structural integrity program. In 18th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue: Estimation, Enhancement and Control of Aircraft Fatigue Performance (Melbourne, 1995), J. Grandage and G. Jost, Eds.
- [35] DIETER, G. Mechanical Metallurgy, 3 ed. McGraw-Hill Book Company, 1986.
- [36] DOWLING, N. Mean Stress Effects in Stress-Life and Strain-Life Fatigue. SAE Technical Paper 2004-01-2227 (2004).
- [37] DOWLING, N. E. Mechanical Behavior of Materials: Engineering Methods for Deformation, Fracture, and Fatigue, fourth ed. Pearson, 2013.
- [38] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH . POKŁADOWE URZADZENIE REJESTRACJI PARAMETRÓW LOTU "Tester U3Ł". Opis techniczny i eksploatacja. Lot. 2720/88, Poznań, 1990.
- [39] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH. SAMOLOT 54K. Książka 3. Płatowiec. Część I. Opis techniczny i działanie. Wydanie tymczasowe. Lot. 2343/84, Poznań, 1985.
- [40] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH. SAMOLOT 54K. Książka 5. Zespół napędowy. Część I Opis techniczny i działanie. Lot. 2321/84, Poznań, 1985.
- [41] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH. SAMOLOT Su-22UM3K. Książka 1. Charakterystyki lotno-techniczne. Lot. 2419/85, Poznań, 1986.
- [42] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH. Samolot Su-22M4. Aerodynamika Praktyczna. Lot. 2596/87, Poznań, 1987.
- [43] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH. SAMOLOT 52UM3K. Książka 3. PŁATOWIEC. Część I. Opis techniczny. Lot. 2537/86, Poznań, 1988.

- [44] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH. SAMOLOT SU-22M4. Książka 1. Charakterystyki lotno-techniczne. Lot. 2674/87, Poznań, 1990.
- [45] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ. POKŁADOWY RE-JESTRATOR PARAMETRÓW LOTU "Tester U3Ł. Eksploatacja. WLOP. 172/94, Poznań, 1994.
- [46] DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ. BADANIE ZDARZEŃ LOTNICZYCH I NIESPRAWNOSCI NA SAMOLOTACH Su-22M4 i Su-22UM3K. Poradnik metodyczny. WLOP. 288/99, Poznań, 1999.
- [47] DOWÓDZTWO WOJSK OBRONY POWIETRZNEJ KRAJU. TESTER i ŁUCZ-71M. RE-JESTRACJA, PRZETWARZANIE I DESZYFRACJA PARAMETRÓW LOTU. Poradnik. OPK. 1161/90, Warszawa, 1990.
- [48] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: 14 CFR PART 25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes.
- [49] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: AC 20-107B. Composite Aircraft Structure, Advisory Circular. U.S. Department of Transportation, 2009. Washington, DC.
- [50] FILZEK, B. Frontmessungen. In *Bericht*. Jena, Lilienthalgesellschaft für Luftfahrtforschung, Berlin, 1942, ch. 152.
- [51] FRAAS, P., AND GÖLLNER, A. Tornado Structural Fatigue Life Assessment of the German Air Force. In Proceedings of the 72nd Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel (Bath, 29 Apr–3 May 1991).
- [52] FRASER, R. C. A One Pass Method for Counting Range Mean Pair Cycles for Fatigue Analysis. Aeronautical Research Laboratories, ARL-Struc-Note-454, Melbourne, 1979.
- [53] FREISE, H. Spitzenwerte und Häufigkeit von Böenbelastungen an Verkehrsflugzeugen. *Jahrbuch 1938 der deutschen Luftfahrtforschung* (1938), 289–302.
- [54] GALLAGHER, J. A Review of Philosophies, Processes, Methods and Approaches that Protect In-Service Aircraft from the Scourge of Fatigue Failures. In 24th ICAF Symposium (Naples, 16–18 May 2007).
- [55] GALBNER, E. Festigkeitsversuche mit wiederholter Beanspruchung im Flugzeugbau. Deutsche Luftwacht, Ausg. Luftwissen 6 (1939), 61–64.
- [56] GABNER, E. Auswirkung betriebsähnlicher Belastungsfolgen auf die Festigkeit von Flugzeugbauteilen. Kurzfassung der Dissertation gleichen Titels. Jahrbuch 1941 der deutschen Luftfahrtforschung (1941), 1472–1483.

- [57] GERBER, H. Bestimmung der zulässigen spannungen in eisen-constructionenn. Kgl. Hof-u. Universitäts-Buchdruckerei von Dr. C. Wolf & Sohn, München, 1874.
- [58] GIBBONS, C. H. The use of the resistance wire strain gage in stress determination. Proc. Soc. Exp. Stress Analysis I, 41 (1943).
- [59] GIGLIO, M., GOBBI, M., MICCOLI, S., AND SANGIRARDI, M. *Costruzione di macchine*. McGraw Hill Education, 2010.
- [60] GIURGIUTIU, V., AND CUC, A. Embedded non-destructive evaluation for structural health monitoring, damage detection, and failure prevention. *The Shock and Vibration Digest 37* (03 2005).
- [61] GOLOFF, A. Determination of operating loads and stresses in cranckshafts. *Proc. SESA* 2 (1944), 149–149.
- [62] GOODMAN, J. Mechanics applied to engineering. Longmans, Green, 1899.
- [63] GORANSON, U. Damage Tolerance: Facts and Fiction. Boeing Commercial Airplane Group, Seattle, Washington, U.S.A., 1993.
- [64] GRANDT, J., AND ALTEN, F. Fundamentals of structural integrity: Damage tolerant design and nondestructive evaluation. John Wiley & Sons, New Jersey, United States of America, 2004.
- [65] GRAYLEY, M. E., AND MEW, A. B. Fatigue life estimation under variable amplitude loading using cumulative damage calculations 95006. Engineering Sciences Data Unit ESDU, Strength Analysis Group, 1995.
- [66] GROVER, H. J. The use of electric strain gages to measure repeated stress. *Proc. Soc. Exp. Stress Analysis I*, 110 (1943).
- [67] HAARIO, H., AND SAKSMAN, E. Sicherheit und Gestaltung im Flugzeugbau. *ATZU* 1934 2 (1934), 28–36.
- [68] HAARIO, H., AND SAKSMAN, E. Gust loads of airplanes. SAE Trans. 32 (1937), 80-88.
- [69] HERTEL, H. Dynamische Bruchversuche mit Flugzeugbauteilen. Z. Flugtech 22, 15 (1931), 465–474.
- [70] HERTZBERG, R. W., VINCI, R. P., AND HERTZBERG, J. L. Deformation and Fracture *Mechanics of Engineering Materials*, 5 ed. Wiley, 2012.

- [71] HOFFMAN, M. E., AND HOFFMAN, P. C. Corrosion and Fatigue Research Structural Issues and Relevance to Naval Aviation. Tech. Rep. ADA388746, Naval Air Warfare Center Aircraft Division, Patuxent River, Maryland, U.S.A., 1997.
- [72] HOWARD, I. C. Fracture of an aircraft horizontal stabilizer. In *Case Histories Involving Fatigue and Fracture Mechanics, ASTM STP 918*, M. Hudson and T. P. Rich, Eds. American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 259–276.
- [73] HUNT, S. R., AND HEBDEN, I. G. Eurofighter 2000: an integrated approach to structural health and usage monitoring. In *Proc. 19th Symposium of the International Committee* on Aeronautical Fatigue: Fatigue in New and Aging Aircraft (Edinburgh, 1997), P. Poole, Ed.
- [74] ILCEWICZ, L. AC 20-107A "Composite Aircraft Structure" updates. Commercial Aircraft Composite Repair Committee Meeting, Wichita, Kansas, 14 November 2007.
- [75] ILCEWICZ, L. Updates to AC 20-107B "Composite Aircraft Structure". Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop, Tokyo, Japan, 5 June 2009.
- [76] INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH. Biuletyn nr P/O/R/U/5663/K/2014. Aneks nr 1. Dotyczy: zabudowy systemu monitorowania obciążeń na pokładzie samolotów Su-22UM3K eksploatowanych w lotnictwie Sił Zbrojnych RP. Tech. rep., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2016.
- [77] JOHNSTON, J. T., PINCKERT, R. E., AND MELLIERE, R. A. The F-15 flight loads tracking program. In 58th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel (Sienna, Italy, 2–6 Apr 1984 1984), A.-C.-. O. L. D. A. G. for Aerospace Research and F. Development, Eds.
- [78] KAUL, H. W. Statistische Erhebungen über Betriebsbeanspruchungen von Flugzeugflügeln. Jahrbuch 1938 der deutschen Luftfahrtforschung, Ergänzungsband (1938), 307– 313.
- [79] KLOC, M. Porównanie i analiza profili obciążeń i zużycia zmęczeniowego konstrukcji skrzydła samolotów Su-22UM3K na podstawie zapisów niskoczęstotliwościowych oraz pełnych rejestratora TESTER-U3Ł. Tech. rep., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2018.
- [80] KŁYSZ, S. Podstawy mechaniki pękania krzywa S-N. 06 2015, pp. 70-77.
- [81] KNAACK, M. S. Encyclopedia of U.S. Air Force Aircraft and Missile Systems, Volume II, Pots-World War II Bombers, 1945-1973. Office of Air Force History, United States Air Force, Washington, D.C., 1988.

- [82] KOENIGSTEIN, R. Structural appraisal of fatigue effects (safe) v200manual, 1997. McDonnell Douglas Corporation, March 1997 Meeting of the F/A-18 International Fatigue Tracking Working Group.
- [83] KOŁODZIEJCZYK-KRZAK, M. AND MALINOWSKI, L. System deszyfracji parametrów lotu THETYS. Instrukcja eksploatacji cz.2. ITWL, Warszawa, 1996.
- [84] KOŁODZIEJCZYK-KRZAK, M. AND MALINOWSKI, L. System deszyfracji parametrów lotu THETYS. Instrukcja eksploatacji cz.3. ITWL, Warszawa, 1996.
- [85] KOWALECZKO, G., LESKI, A., AND ZELIŃSKI, W. Estimation of Loads Acting on Flaps of the Su-22 Aircraft for Fatigue Tests. *Problems of Mechatronics — Armament, Aviation, Safety Engineering* 7, 3 (25) (2016), 87–112.
- [86] KOWALEWSKI, Z., L. Zmęczenie materiałów podstawy, kierunki badań, ocena stanu uszkodzenia. *Siedemnaste Seminarium Nieniszczące Badania Materiałów* (2011).
- [87] KOWALEWSKI, Z. L. Zmęczenie materiałów podstawy, kierunki badań, ocena stanu uszkodzenia. In Siedemnaste Seminarium Nieniszczące Badania Materiałów (Zakopane, 8–11 marca 2011).
- [88] KURDELSKI, M., AND JANKOWSKI, K. Monitorowanie obciążeń eksploatacyjnych samolotów Su-22 na podstawie analizy przeciążeń rejestrowanych przez pokładowe rejestratory parametrów lotu i analizy odkształceń konstrukcji rejestrowanych w systemie monitorowania obciążeń samolotów Su-22UM3K. Tech. Rep. MB-4/31/2016, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2016.
- [89] KURDELSKI, M., REYMER, P., STEFANIUK, M., AND KURNYTA, A. Service Life Extension Program based on operational load monitoring system and durability test of the ageing fighter-bomber jet. In *ICAF 2017, Proceedings of the 29th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue* (Nagoya, Japan, 7–9 June 2017).
- [90] KURDELSKI, M., STEFANIUK, M., AND REYMER, P. Opracowanie wyników badań w locie na samolocie Su-22UM3K nr 67310 z aparaturą pomiarową KAM-500. Tech. Rep. SP-48/31/2015, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015.
- [91] KURNYTA, A., AND LEŚNICZAK, A. Koncepcja implementacji systemu monitorowania obciążeń eksploatacyjnych na samolotach Su-22UM3K. Tech. Rep. SP-118/31/2014, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2014.
- [92] KWOFIE, S. An exponential stress function for predicting fatigue strength and life due to mean stresses. *International Journal of Fatigue 23*, 9 (2001), 829–836.

- [93] LALANNE, C. Fatigue Damage, Mechanical Vibration and Shock Analysis, third ed., vol. 4. John Wiley & Sons, Inc., 2014.
- [94] LESKI, A. Ocena trwałości struktury nośnej statków powietrznych na podstawie badań doświadczalnych i analiz numerycznych, first ed. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2012.
- [95] LESKI, A., JANKOWSKI, K., KURDELSKI, M., REYMER, P., AND ZIELIŃSKI, W. Opracowanie sekwencji obciążeń konstrukcji samolotu Su-22UM3K nr 68507 w czasie próby zmęczeniowej. Symbol tematu: 31-5079-1. Tech. Rep. SP-60/31/2015, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015.
- [96] LESKI, A., JARZĘBIŃSKI, L., REYMER, P., AND KURDELSKI, M. Koncepcja realizacji próby zmęczeniowej samolotu Su-22 UM3K. Tech. Rep. SP-69/31/2014, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2014.
- [97] LESKI, A., REYMER, P., KURDELSKI, M., ZIELIŃSKI, W., AND JANKOWSKI, K. Full scale fatigue test of the Su-22 aircraft — Assumptions, process and preliminary conclusions. AIP Conference Proceedings 1780, 1 (2016), 020002.
- [98] LEŚNICZAK, A., JANKOWSKI, K., ZIELIŃSKI, W., REYMER, P., AND KURDELSKI, M. Analiza wyników skalowania kanałów tensometrycznych samolotu Su-22UM3K nr 67310. Tech. Rep. SP-62/31/2015, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015.
- [99] LEŚNICZAK, A., AND KURNYTA, A. Warunki techniczne nr WT-137/31/2016 na wykonanie i odbiór zmodyfikowanego systemu monitorowania obciążeń na samolotach Su-22UM3K. Tech. rep., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2016.
- [100] LEŚNICZAK, A., AND REYMER, P. WARUNKI TECHNICZNE nr WT-129/31/2014 do wykonania próby zmęczeniowej samolotu Su-22 UM3K nr 68507. Tech. Rep. WT-129/31/2014, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2014.
- [101] LEŚNICZAK, A., AND ZIELIŃSKI, W. Wyznaczanie dopuszczalnych wartości obciążeń samolotu Su-22UM3K w miejscach zadawania obciążeń i mocowania konstrukcji w czasie próby zmęczeniowej na podstawie rozkładu sił aerodynamicznych i masowych. Tech. Rep. 142/31/2014, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2014.
- [102] LEVERSEDGE, T. F. J. *de Havilland D.H.106 Comet 1XB RCAF Serial 5301*. Canada Aviation and Space Museum Research Volunteer, 2013.

- [103] LINCOLN, J. W. Life Management Approach for USAF Aircraft. (Reannouncement with New Availability Information). In *Fatigue Management: Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel, (72nd)* (Bath, United Kingdom, 29 April–3 May 1991), pp. AD–A246 959.
- [104] MAGEE, G. M., AND FERGUSON, R. Applications of electric measuring equipment in railroad research. *Proc. SESA II* (1944), 18–33.
- [105] MANN, J. Aircraft fatigue with particular emphasis on Australian operations and research. Tech. Rep. AR-002-947, Department of Defence, Defence Science and Technology Organisation, Aeronautical Research Laboratories, Melbourne, Australia, 1983.
- [106] MANN, J. Y. Fatigue Testing Objectives, Philosophies and Procedures. Aeronautical Research Laboratories, ARL-Struct- Mat-R-336, 1972.
- [107] MAR, J. W. Structural Integrity of Aging Airplanes: A Perspective. In *Structural Integrity of Aging Airplanes*, S. N. Atluri, S. G. Sampath, and P. Tong, Eds. Springer - Verlag, Berlin, Germany, 1991, ch. 17, pp. 241–262.
- [108] MARIN, J. Biaxial Tension-Tension Fatigue Strengths of Metals. Journal of Applied Mechanics 16, 4 (04 2021), 383–388.
- [109] MATSUICHI, M., AND ENDO, T. Fatigue of metals subjected to varying stress, 1968.Presented to Kyushu District Meeting, Jap. Soc. Mech. Engng (March 1968).
- [110] MAZURKIEWICZ, Ł. Wyznaczenie rozkładu siły nośnej i momentu gnącego wzdłuż rozpiętości skrzydła samolotu Su-22 przy pomocy obliczeniowych metod numerycznej mechaniki płynów (CFD) dla współczynnika obciążenia N_z =4 i N_z =5 odpowiadającym wyjściu z lotu nurkowego. Tech. rep., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015.
- [111] MCDANIELS, R. A Very Brief History of Fatigue Research Part 1 The Beginning. [dostep 09.03.2022], 2017. https://vextec.com/brief-history-fatigue-research-part-1-beginning/.
- [112] MCDANIELS, R. A Very Brief History of Fatigue Research Part 2 August Wöhler and the Late 19th Century. [dostęp 09.03.2022], 2017. https://vextec.com/brief-historyfatigue-research-part-2-august-wohler-late-19th-century/.
- [113] MCDANIELS, R. A Very Brief History of Fatigue Research Part 3 The 20th Century through WWII. [dostęp 09.03.2022], 2017. http://vextec.com/brief-history-fatigueresearch-part-3-20th-century-wwii/.

- [114] MCDANIELS, R. A Very Brief History of Fatigue Research Part 4 1950's to Today. [dostęp 09.03.2022], 2017. https://vextec.com/brief-history-fatigue-research-part-4-1950s-today/.
- [115] MIEDLER, P., BERENS, A., GUNDERSON, A., AND GALLAGHER, J. Analysis and Support Initiative for Structural Technology (ASIST). Tech. Rep. AFRL-VA-WP-TR-2003-3002, Air Force Research Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, Ohio, 2002.
- [116] MINER, M. A. Cumulative Damage in Fatigue. *Journal of Applied Mechanics* 12, 3 (Sep. 1945), A159–A164.
- [117] MITCHELL, M. Thermal and thermo-mechanical fatigue of structural alloys. In ASM Handbook, Volume 19: Fatigue and Fracture. ASM International, Ohio, 1996, pp. 554– 555.
- [118] MOLENT, L. A review of a strain and flight parameter data based aircraft fatigue usage monitoring system. In *Proc. 1996 USAF ASIP Conference* (USA, 1997), T. D. Cooper, J. L. Rudd, and J. W. Lincoln, Eds.
- [119] MOLENT, L. A unified approach to fatigue usage monitoring of fighter aircraft based on F/A-18 experience. In Proc. 21st Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (Melbourne, 1998), pp. ICAS Paper 98–5.1.3.
- [120] MOLENT, L. Proposed specifications for an unified strain and flight parameter based aircraft fatigue usage monitoring system. In *Proc. 1998 USAF ASIP Conference* (USA, 1–3 Dec. 1998), W. Lincoln, G. K. Waggoner, J. M. Manter, and C. J. Massey, Eds.
- [121] MOLENT, L., AND AKTEPE, B. Review of fatigue monitoring of agile military aircraft. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures 23, 9 (2000), 767–785.
- [122] MOLENT, L., OGDEN, R. W., AND GUAN OOI, Y. Development of Analytical Techniques for Calibration of F/A-18 Horizontal Stabilator and Wing Fold Strain Gauges. Defence Science and Technology Organisation, DSTO-TR-0205., 1995.
- [123] MOLENT, L., AND OGDEN (EDS), R. Re-view of the RAAF F/A-18 Structural Appraisal of Fatigue Effects (SAFE) Version 112. Volume 1: Detailed Review. Defence Science and Technology Organisation, DSTO-TR-381/1, Melbourne, 1998.
- [124] MOLENT, L., POLANCO, F., OGDEN, R., AND OOI, Y. G. Development ofParametric Strain Equations for Fatigue Sensors on the RAAF F/A-18. Defence Science and Technology Organisation, DSTO-TR-140 (1995).

- [125] MORROW, J. Fatigue Properties of Metals. In *Fatigue design handbook. Advances in engineering* (Warrendale, PA, 1968), S. of Automotive Engineers, Ed., vol. 4 of *Section 3.2*, pp. 21–29.
- [126] MORROW, J. W., AND HERRICK, G. T. An overview of the F-16 service life approach. In Proc. 77th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel (France, 29–30 Sept 1993), A.-R.-. A. G. for Aerospace Research and F. Development, Eds.
- [127] N., N. Minutes of the sixth conference of the ICAF (Edited by F. J. Plantema and J. Schijve). Amsterdam, NLL (June), 1959.
- [128] NEGAARD, G. The History of the Aircraft Structural Integrity Program. Tech. Rep. 680.IB, Aerospace Structures Information and Analysis Center, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, Ohio, 1980.
- [129] NEUBER, H. Theory of stress concentration for shear strained prismatic bodies with arbitrary nonlinear stress strain law. *J. Applied Mechanics*, 28 (1969), 554–551.
- [130] NEUNABER, R. Aircraft Tracking for Structural Fatigue. In *Proceedings of the 72nd Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel* (Bath, 29 Apr–3 May 1991).
- [131] NIESER, D. OC-ALC aging aircraft disassembly and hidden corrosion detection program. In *Proceedings of the 1992 USAF Structural Integrity Program Conference, Materials Directorate Wright Laboratory Air Force Materiel Command* (Dayton, Ohio, 1993), D. Cooper, J. W. Lincoln, and R. M. Bader, Eds., Wright-Patterson Air Force Base, pp. 624–640.
- [132] NPFC: MIL-A-83444. Airplane Damage Tolerance Requirements. Military and Government Specs & Standards (Naval Publications and Form Center) (NPFC), 1972.
- [133] OBRYCKI, Ł. Analiza wpływu sposobu filtracji i porządkowania cykli obciążeń na zgodność profili obciążeń i wartości zużycia zmęczeniowego skrzydła wyznaczonych na podstawie danych z rejestratorów TESTER-U3Ł i SSR-500 samolotów Su-22UM3K. Tech. rep., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2018.
- [134] OBRYCKI, Ł. Metody zliczania cykli. Tech. rep., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2020.
- [135] O'HARA, J. The evolution of the BAe Hawk and its structural clearance. In Proc. 17th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue: Durability and Structural Reliability of Airframes (Stockholm, 1993), A. F. Blom, Ed.

- [136] OLEJNIK, A., KACHEL, S., BŁ ASZCZYK, J., JARZĘBIŃSKI, L., KRZYŻANOWSKI, A., LESZCZYŃSKI, P., ROGÓLSKI, R., PASZOWSKI, M., AND ULBIN, M. Opracowanie metodyki pomiarów współrzędnościowych samolotu Su-22 na potrzeby opracowania modelu w systemie CAD. Cz. I. Tech. rep., Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2004.
- [137] PALMBERG, B., OLSSON, M. O., BOMAN, P. O., AND BLOM, A. F. Damage tolerance analysis and testing of the fighter aircraft 37 Viggen. In *Proc. 17th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences* (Stockholm, 1990), pp. ICAS Paper 90– 4.5.2.
- [138] PAONE, M. L. The corrosion challenge: the impact of corrosion maintenance programmes. *Materials Evaluation 51* (December 1993), 1373–1376.
- [139] PAYNE, A. O. Determination of the fatigue resistance of aircraft wings by full-scale testing. Proceedings of the ICAF-Symposium Amsterdam (Edited by F. J. Plantema and J. Schijve) (1961).
- [140] PAYNE, A. O. An investigation into the fatigue characteristics of a typical 24S-T aluminium alloy wing. *Proceedings of the International Conference on Fatigue of Metals* (1965), 641–649.
- [141] PIPPARD, A. J. S., AND PITCHARD, J. L. Aeroplane Structures. Longmans, Green and Co., New York, 1919.
- [142] PODSKARBI, S., WOCH, M., LESKI, A., KURDELSKI, M., KLIMASZEWSKI, S., REY-MER, P., AND JANKOWSKI, K. Analiza ryzyka dla poszczególnych CP struktury nośnej samolotu PZL-130 TC-II Orlik. Tech. Rep. SP-51/31/2014, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2014.
- [143] RAITHBY, K. D. Minutes of the third conference of the ICAF College of Aeronautics. Cranfield (2-5 January), 1955.
- [144] REINBERG, E., AND BROT, A. Summary of the Kfir fatigue evaluation program. In Proc. 16th Congress of the International Council ofAeronautical Sciences (Jerusalem, ICAS Paper 88-5.8.2., 1988).
- [145] REYMER, P., KURDELSKI, M., LESKI, A., AND JANKOWSKI, K. The Definition of the Load Spectrum for Su-22 Fighter-Bomber Full Scale Fatigue Test. *Fatigue of Aircraft Structures 1* (2015), 28–33.

- [146] REYMER, P., KURDELSKI, M., LESKI, A., LEŚNICZAK, A., AND DZIENDZIKOWSKI,
 M. Introduction of an Individual Aircraft Tracking Program for the Polish SU-22. *Fatigue of Aircraft Structures 2017* (12 2017), 101–108.
- [147] REYMER, P., AND KURNYTA, A. Metodyka: Instalacja czujników tensometrycznych na strukturze płatowców samolotów Su-22UM3K o numerach kadłubowych:310, 507. Tech. Rep. MB-10/31/2014, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2014.
- [148] REYMER, P., LESKI, A., ZIELIŃSKI, W., AND JANKOWSKI, K. The Concept of a Full Scale Fatigue Test of a Su-22 Fighter Bomber. *Fatigue of Aircraft Structures 1 (2014)* (2014), 79–87.
- [149] RHODE, R. V. AND DONELY, P. Frequency of occurrence of atmospheric gusts and of related loads on airplane structures. Tech. rep., NACA ARR L4121, WR-L-121, 1944.
- [150] RHODE, R. V. AND LUNDQUIST, E. E. Preliminary Study of Applied Load Factors in Bumpy Air. Tech. rep., NACA Tech. Note 374, 1931.
- [151] RICHARDSON, N. R. NACA VGH Recorder. Tech. Rep. NACA-TN-2265, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va, USA, 1951.
- [152] ROD'S AVIATION PHOTOS. European tour 2015: Dornier Museum, Friedrichshafen Airport, Germany. [dostęp 22.04.2022]. http://www.rodbearden.com/Europe
- [153] SANTOS, D., AND VASCONCELOS, L. Fatigue Management for the A-7P. In 72-nd Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel (France, 29 Apr-3 May 1991), AGARD-CP-506: Fatigue Management. Advisory Group for Aerospace Research and Development, Ed.
- [154] SCHUTZ, R., AND NEUNABER, R. Operational loads data evaluation for individual aircraft fatigue monitoring. 58th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel (2-6 Apr 1984 1984).
- [155] SCHÜTZ, W. A History of Fatigue. Engineering Fracture Mechanics 54, 2 (1996), 263– 300.
- [156] SCOTT, C. E., AND ROWLAND, W. D. A transducer for measuring and recording several levels of strain. *Proc. Society of Experimental Stress Analysis* (1970).
- [157] SEEWALD, F. Messungen mit dem Glasritzdehnungsschreiber der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. *Maschinenbau 10* (1932), 725–727.

- [158] SIMMONS, E. E. U.S. Patent 320327, 1942.
- [159] SKOPINSKY, T. H., AND AIKON, W. S. AND. HUSTON, W. B. Calibration of Strain Gauge Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads. NACA-R-1178, USA., 1954.
- [160] Sławek Hesja Krajniewski.
- [161] SMITH, J. O. The effect of range of stress on the fatigue strength of metals. *University* of Illinois bulletin, 39, 26. Engineering Experiment Station Bulletin series 334 (1942).
- [162] SNOP, V. Full Scale Fatigue Test of the Su-22UM3K aircraft. Tech. Rep. R-6475, VZLU
 Aerospace Research and Test Establishment, Prague. Czech Republic, 2016.
- [163] SODERBERG, C. R., AND SWEDEN, V. Factor of safety and working stress. *Transac*tions of the American Society of Mechanical Engineering 52, 2 (1930), 13–28.
- [164] SPAULDING, E. H. Observations on the design of fatigue resistant and "fail-safe" aircraft structures. *Int. Conf. Fatigue of Metals. IMECHE, London* (1956).
- [165] STAROPOLI, F. Flight Parameters Recording for Structure Fatigue Life Monitoring. In Proceedings of the 58th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel (Sienna, Italy, 2–6 Apr 1984).
- [166] STASZEWSKI, W. J., BOLLER, C., AND TOMLINSON, G. R. *Health monitoring of aerospace structures*. Wiley Online Library, England, 2004.
- [167] STURGEON, J. R. The use of accelerometers for operational loads measurements in aircraft. In *Conference on Stresses in Service* (UK, 1966).
- [168] STURGEON, J. R. Increasing the operational effectiveness of military aircraft by flight data acquisition. *RAE Technical Report* 72169 (1972).
- [169] SUKHOI COMPANY (JSC) 2004-2014. Su-17. [dostęp 28.03.2022], 2014. https://web.archive.org/web/20140207071604/http://www.sukhoi.org/eng/planes/museum/ /su17/.
- [170] SURESH, S. Fatigue of Materials, 2 ed. Cambridge University Press, 1998.
- [171] SWIFT, T. Verification of methods for damage tolerance evaluation of aircraft structures to FAA requirements. In *Proceedings of the 12th ICAF Symposium* (Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse, Toulouse, France, pp. 1.11–1.187, 1983), R. Labourdette and D. Deviller, Eds.

- [172] TABACK, I. The NACA Oil-damped V-G Recorder. Tech. Rep. NACA-TN-2194, National Advisory Committee for Aeronautics, USA, 1950.
- [173] TAO, G., AND XIA, Z. Mean stress/strain effect on fatigue behavior of an epoxy resin. International Journal of Fatigue - INT J FATIGUE 29 (12 2007), 2180–2190.
- [174] TAYLOR, J. Accelerometers for determining aircraft flight loads. *Engineering* (1952), 473–507.
- [175] TAYLOR, J. Design and Use of Counting Accelerometers. Tech. Rep. R&M No. 2812, Ministry of Supply, Aeronautical Research Council, London, UK, 1954.
- [176] THE ROYAL INTERNATIONAL AIR TATTOO. RIAT 2015 | SU-22 arrives. [dostep 18.05.2022], 2015. https://www.youtube.com/watch?v=iyLowoSilgY.
- [177] TIMOSHENKO, S. *History of the Strength of Materials*. The Maple Press Company, York, PA, 1953.
- [178] TUCHER, M. Vibratory stress measurement in aircraft engine parts. *Proc. SESA 1* (1943), 11–17.
- [179] U.S. DEPARTMENT OF DEFENSE: MIL-HDBK-17-3F. Composite Materials Handbook, Volume 3. Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis, 2013. The Pentagon, Virginia.
- [180] U.S. DEPARTMENT OF DEFENSE: MIL-STD-1530A(11). Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements, 1975. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.
- [181] WALKDEN, A. Advanced fatigue monitoring on service aircraft. In *Proc. 58th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel*, (AGARD-CP-375: Operational Loads Data. Advisory Group for Aerospace Research and Development, France, Sienna, Italy, 2–6 Apr. 1984).
- [182] WALKER, W. G. Summary of revised gust velocity data obtained from V.G. records taken on civil transport airplanes from 1933–1950. Tech. rep., NACA Tech. Note 3041, 1953.
- [183] WANHILL, R. Aerospace applications of aluminum-lithium alloys. In Aluminum-Lithium Alloys, Processing, Properties and Applications (Oxford, UK, 2013), A. Prasad, N.E. and Gokhale and R. H. B.-H. Wanhill, Eds., Elsevier Inc., pp. 503–535.
- [184] WANHILL, R. Fatigue Requirements for Aircraft Structures. 12 2017, pp. 17–40.

- [185] WANHILL, R., MOLENT, L., BARTER, S., AND AMSTERDAM, E. Milestone Case Histories in Aircraft Structural Integrity. Tech. Rep. NLR-TP-2015-193, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, The Netherlands, 2015.
- [186] WARD, A. P. The Development of Fatigue Management Requirements and Techniques. Tech. rep., British Aerospace PLC Warton (United Kingdom) Military Aircraft Div, 1991.
- [187] WARD, E. J. Hornet Aircraft Structural Integrity Management Plan. *RAAF Logistics* Systems Agency, 1 (1995).
- [188] WILKIN, M. O. IF-111 Aircraft Structural Integrity Management Plan. RAAF Logistics Systems Agency, Melbourne, 1996.
- [189] WILLENBORG, J., ENGLE, R. M., AND WOOD, H. A. Fatigue Testing Objectives, Philosophies and Procedures. Aeronautical Research Laboratories, ARL-Struct- Mat-R-336, 1972.
- [190] WILLIAMS, J. K. The airworthiness approach to structural fatigue. Fatigue Design Procedures. Proc. of the 4th lCAF-Symposium (Edited by E. Gassner and W. Schlitz) (1965).
- [191] WILSON, E. S. Developments in RAAF aircraft structural integrity management. In 18th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue: Estimation, Enhancement and Control of Aircraft fatigue Performance (Melbourne, 1995), J. Grandage and G. Jost, Eds.
- [192] WOCH, M. Analiza niezawodności struktury samolotu PZL-130 Orlik TC-II w rzeczywistych warunkach eksploatacji. PhD thesis, Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa, 2015.
- [193] WOCH, M., AND OBRYCKI, Ł. Analiza wartości przeciążeń pionowych samolotów Su-22M4 oraz Su-22UM3K w różnych fazach lotu na podstawie zapisów pokładowych rejestratorów parametrów lotu TESTER U3Ł. Tech. Rep. SP-40/31/2015, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015.
- [194] WOJSKOWE ZAKŁADY LOTNICZE NR 2 W BYDGOSZCZY. Ruch środka masy po uwzględnieniu zmian konstrukcyjnych modernizacjisamolotu Su-22. Tech. rep., Bydgoszcz, 2005.
- [195] ZGELA, M. B AND. MADLEY, W. B. Durability and damage tolerance testing and fatigue life management: a CF-18 experience. In *Proc. 72nd Meeting of the AGARD*

Structures and Materials Panel (Bath, 29 Apr-3 May 1991), A.-C.-. F. M. A. G. for Aerospace Research and F. Development, Eds.

- [196] ZGRZYWA, F. Sprawozdanie nr 02/36/2015 z przeprowadzenia lotów próbnych doświadczalnych na pomiar obciążeń struktury samolotu Su-22UM3K podczas wykonywana manewrów w locie i na ziemi. Tech. Rep. SP-02/36/2015, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015.
- [197] ZIELIŃSKI, W., KURDELSKI, M., LEŚNICZAK, A., AND LESKI, A. Metodyka do przeprowadzenia skalowania fizycznego czujników tensometrycznych samolotu Su-22 UM3K nr 67310. Tech. Rep. MB-19/31/2014, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015.

Spis rysunków

1.1.	Samolot Su-22 – widok w trzech rzutach
1.2.	Samolot Su-22UM3K [160]
2.1.	Dornier Do B "Merkur" [152]
2.2.	Uszkodzenia kadłuba samolotu DH "Comet" uzyskane podczas próby
	zmęczeniowej — widok od wewnątrz [102]
2.3.	Uszkodzenia kadłuba samolotu DH "Comet" uzyskane podczas próby
	zmęczeniowej — widok od zewnątrz [102]
2.4.	Obszary krytyczne pod
	względem zmęczenia materiału wyznaczone na podstawie wypadków B-47 z
	1958 roku [128] (czerwonymi strzałkami zaznaczono sworznie łączące skrzydło
	z kadłubem)
2.5.	Wada fabryczna w dolnej części mocowania lewego skrzydła będąca przyczyną
	katastrofy F-111 #67-0049 [192]
2.6.	Rozwój uszkodzenia statecznika samolotu Boeing 707 [72, 185]
2.7.	Ubytek struktury kadłuba podczas wypadku Boeinga 737-297 linii Aloha
	Airlines [11]
2.8.	Schemat koncepcji Safe-Life dla zapewnienia bezpiecznego okresu użytkowania
	[22]
2.9.	Zmiany w przepisach FAA dotyczących filozofii projektowania dla cywilnych
	statków powietrznych [22]
2.10.	Koncepcja Damage-Tolerance / Flaw-Tolerance w celu zapewnienia
	wystarczającego okresu użytkowania [192]
2.11.	Akcelerometr zliczający (R.A.E Fatigue Meter MK.14) [9]
2.12.	Ewolucja narzędzi monitorowania zmęczenia, opracowano na podstawie [121] 52
2.13.	Wpływ metod monitorowania zużycia zmęczeniowego na okres eksploatacji
	samolotu, opracowano na podstawie [71]
2.14.	Podstawowe parametry cyklu naprężenia [87]
2.15.	Ideowe przedstawienie metody Rainflow oraz cykli wyznaczonych z jej pomocą
	[65]
2.16.	Ideowe przedstawienie metody Range Pairs oraz cykli wyznaczonych

	z jej pomocą [65]
2.17.	Przykładowa krzywa S-N [80]
2.18.	Wpływ wartości średniej cykli na kształt krzywej S–N[2]
2.19.	Porównanie rzeczywistego cyklu o wysokiej wartości średniej względem
	równoważnego cyklu symetrycznego [94]
2.20.	Amplituda cyklu ekwiwalentnego w funkcji wartości średniej dla wybranych
	modeli kompensacji niesymetrii cyklu [94]
3.1	Lokalizacia tensometrów na samolocie Su-22 przeznaczonym do lotów
	badawczych [145]
3.2.	Warianty obciażeń do skalowania czujników umieszczonych na kadłubie
0.2	i podwoziu samolotu Su-22 [197] 76
3.3	Realizacia wariantu obciażeń K3 z podwieszonymi czterema bombami typu
5.5.	FAB-500 podczas skalowania czujników [98]
34	Schemat obciażania zewnetrznej cześci skrzydła [197]
3.5	Realizacia obciażeń zewnetrznej części skrzydła poprzez obeimy na żebrach 27-
5.5.	28 [98] 78
3.6.	Schemat obciażania podwozia w kierunku podłużnym [197]
3.7.	Liczba przekroczeń wartości miedzyszczytowej cykli przeciażenia pionowego n_z
	znormalizowana do 1000 godzin lotu dla całego okresu eksploatacji [193]
3.8.	Histogram iloczynu masy samolotu oraz przeciażenia n_z dla ladowań
	zasadnjezveh dla całego okresu eksploatacji [193]
3.9.	Rozkład współczynnika ciśnienia C_n i zobrazowanie zawirowań [110]
3.10.	Rozkład momentu gnacego wzdłuż rozpietości skrzydła [101] \sim 83
3.11.	Porównanie momentu gnacego skrzydła na podstawie modelu i realizacja
	za pomoca siłowników [101]
3.12.	Stanowisko badawcze podczas pełnoskalowej próby zmeczeniowej [145] 85
3.13.	Schemat zadawania obciażeń podczas pierwszej fazy próby zmeczeniowej
	[148]
3.14.	Schemat zadawania obciażeń podczas drugiej fazy próby zmeczeniowej [148]
3.15.	Schemat zadawania obciażeń podczas trzeciej fazy próby zmeczeniowej [148] 89
3.16.	Pekniecie propagujace z otworu dostepowego na skrzydle [89]
3.17.	Krytyczne uszkodzenie dźwigara prawego skrzydła [89]
3.18.	Współczynniki intensywności eksploatacji przed i po remoncie [146]
3.19	Porównanie profili eksploatacii samolotów Su-22 przed i po remoncie
2.12.	wervfikacyinym wzgledem widma próby zmeczeniowei [146] 93

5.1. Bloki wchodzące w skład rejestratora:1-Blok 1IM; 2-Blok 3IM; 3-Blok 5IM;

	4-Blok M2T-3 [45]	. 99
5.2.	Wizualizacja parametrów i sygnałów binarnych w systemie Thetys	102
5.3.	Blokowy schemat koncepcyjnego systemu SMO [99]	103
5.4.	Rozmieszczenie elementów SMO na samolotach Su-22UM3K [99]	104
5.5.	Szczegółowy schemat funkcjonalny SMO [99]	105
5.6.	Rozmieszczenie czujników tensometrycznych SMO na Su-22UM3K	106
5.7.	Lokalizacja czujnika tensometrycznego T6 względem krytycznego obszaru	
	konstrukcji	107
5.8.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 względem odkształceń tensometru	
	nasady skrzydła T1 (lokalizacja tensometrów zgodnie z rys.5.4 i 5.6)	108
5.9.	Przebieg zapisu prędkości przyrządowej V_p z rejestratora Tester U3Ł	117
5.10.	Przebieg zapisu wysokości barometrycznej H_{bar} z rejestratora Tester U3Ł	117
5.11.	Schemat rozmieszczenie paliwa na samolocie Su-22M4 [40]	118
5.12.	Układ sił i momentów działających na samolot podczas lotu ze ślizgiem [42]	120
5.13.	Wpływ kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ na charakterystyki	
	współczynnika siły nośnej C_z skrzydeł w funkcji kąta natarcia α [42]	121
5.14.	Wpływ kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła χ na współczynnik siły nośnej C_z	
	skrzydeł w funkcji liczby Macha <i>Ma</i> przy stałym kącie natarcia α [42]	122
5.15.	Aerodynamiczna poprawka liczby Macha ($\Delta M a_a$) [42]	123
5.16.	Wpływ liczby Macha Ma i kąta skosu krawędzi natarcia χ na moment gnący	
	nasady skrzydła M_{skr} przy stałym przeciążeniu pionowym n_z [42]	124
5.17.	"Twarde" lądowanie samolotu Su-22UM3K na pokazach RIAT 2015 [176]	125
5.18.	Zapis odkształceń tensometrów T4 i T8 na węzłach podwozia głównego podczas	
	lądowania RIAT 2015 (lokalizacja czujników została przedstawiona na rys. 5.4 i	
	5.6)	126
5.19.	Porównanie	
	przebiegu odkształcenia z czujnika tensometrycznego T1 i odkształcenia T1m	
	wyznaczonego na podstawie n_z (lokalizacja czujników została przedstawiona na	
	rys. 5.4 i 5.6)	127
5.20.	Porównanie	
	przebiegu odkształcenia z czujnika tensometrycznego T2 i odkształcenia T2m	
	wyznaczonego na podstawie n_z (lokalizacja czujników została przedstawiona na	
	rys. 5.4 i 5.6)	127
5.21.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T1 w funkcji przeciążenia pionowego	
	n_z z naniesioną linią trendu i równaniem regresji	128
5.22.	Przebiegi n_z z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K	
	(fragment lotu z małymi przeciążeniami $n_z 0,5-2)$	129

5.23.	Przebiegi n_z z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K	
	(fragment lotu ze średnimi i dużymi przeciążeniami $n_z > 2$)	129
5.24.	Przebiegi n_z z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K	
	(lądowanie 1)	130
5.25.	Przebiegi n_z z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K	
	(lądowanie 2)	130
5.26.	Przebiegi n_y z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K	
	(lądowanie)	131
5.27.	Przebiegi n_x z różnych rejestratorów zamontowanych na samolocie Su-22UM3K	
	(lądowanie)	132
5.28.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 1	
	uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO	133
5.29.	Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z	
	z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu	
	Su-22UM3K nr 1	133
5.30.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 2	
	uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO	134
5.31.	Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z	
	z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu	
	Su-22UM3K nr 2	134
5.32.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 3	
	uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO	135
5.33.	Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z	
	z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu	
	Su-22UM3K nr 3	135
5.34.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z samolotu Su-22UM3K nr 4	
	uzyskanych z rejestratorów Tester U3Ł i SMO	136
5.35.	Wartości przeciążenia pionowego n_z z rejestratora Tester U3Ł w funkcji n_z	
	z rejestratora SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu	
	Su-22UM3K nr 4	136
5.36.	Odkształcenia zarejestrowane przez tensometr T2 w funkcji n_z z rejestratora	
	Tester U3Ł z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu nr 2	138
5.37.	Odkształcenia zarejestrowane przez tensometr T2 w funkcji n_z z rejestratora	
	SMO z naniesioną linią trendu i równaniem regresji dla samolotu nr 2	138
5.38.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z = 0,25$	142
5.39.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	

	o wartości $n_z = 0, 5$	142
5.40.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy o	
	wartości $n_z = 0,75$	143
5.41.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z = 1$	143
5.42.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z = 1,25$	144
5.43.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z = 1, 5$	144
5.44.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z = 1,75$	145
5.45.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z = 2$	145
5.46.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z = 2,25$	146
5.47.	Liczba cykli obciążeń w zależności od wartości średniej n_z dla amplitudy	
	o wartości $n_z \ge 2,50$	146
5.48.	Wartości zużycia zmęczeniowego D _i wyznaczonego dla poszczególnych	
	samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł	
	i SMO	148
5.49.	Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów wyrażone	
	w procentach (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną	
	na podstawie n_z pochodzących z rejestratora Tester)	148
5.50.	Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych	
	źródeł danych z samolotu nr 1	150
5.51.	Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy	
	cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 1	150
5.52.	Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych	
	źródeł danych z samolotu nr 2	151
5.53.	Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy	
	cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 2	151
5.54.	Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych	
	źródeł danych z samolotu nr 3	152
5.55.	Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy	
	cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 3	152
5.56.	Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D_i dla poszczególnych	
	źródeł danych z samolotu nr 4	153

5.57.	Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D _i w zależności od amplitudy	
	cykli n_z dla różnych źródeł danych z samolotu nr 4	153
5.58.	Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D _i dla poszczególnych	
	częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora Tester U3Ł	155
5.59.	Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D _i w zależności od amplitudy	
	cykli n_z dla poszczególnych częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora	
	Tester U3Ł	155
5.60.	Zestawienie liczby cykli N i zużycia zmęczeniowego D _i dla poszczególnych	
	częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora SMO	156
5.61.	Kumulatywny wykres zużycia zmęczeniowego D_i w zależności od amplitudy	
	cykli n_z dla poszczególnych częstotliwości próbkowania danych n_z z rejestratora	
	SMO	156
5.62.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z w zależności	
	od częstotliwości próbkowania danych (fragment lotu nr 1)	157
5.63.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z w zależności	
	od częstotliwości próbkowania danych (fragment lotu nr 2)	158
5.64.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z w zależności	
	od częstotliwości próbkowania danych (fragment lotu nr 3)	158
5.65.	Porównanie liczby cykli przeciążenia pionowego n_z i wartości zużycia	
	zmęczeniowego D_i w zależności od przedziałów kwantyzacji cykli $\ldots \ldots$	160
5.66.	Względne zużycie zmęczeniowe w zależności od wielkość przedziałów	
	kwantyzacji cykli n_{z} (za 100% przyjęto wartość wyznaczoną dla kwantyzacja	
	o wartości 0,25)	160
5.67.	Zestawienie liczby cykli N w zależności od amplitudy cykli n_z (częstotliwość	
	próbkowania zapisów 16 Hz)	161
5.68.	Odkształcenia tensometrów nasady prawego i lewego skrzydła podczas	
	manewrów niesymetrycznych [118]	163
5.69.	Wartości zużycia zmęczeniowego D _i wyznaczonego dla poszczególnych	
	samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł i	
	SMO oraz danych z tensometrów nasady lewego i prawego skrzydła T2 i T6	166
5.70.	Względne zużycie zmęczeniowe w	
	zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów (za 100% przyjęto	
	wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie n_z pochodzących z	
	rejestratora SMO	167
5.71.	Schemat	
	wprowadzania obciążeń podczas skalowania fizycznego podwozia głównego	
	A – Ustawienie samolotu na podwoziu z pomiarem obciążenia	

	B – Ustawienie samolotu na podnośnikach (podwozie nie obciążone)	170
5.72.	Schemat koncepcji skalowania czujników tensometrycznych z wykorzystaniem	
	kombinacji danych z rejestratorów parametrów lotu Tester i SMO (Lokalizacja	
	czujników tensometrycznych została przedstawiona na rys 5.4 i 5.6, KKSP-karta	
	konfiguracji statku powietrznego KŚB–karta środków bojowych)	172
5.73.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z po przeprowadzeniu	
	synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0, 41$) .	177
5.74.	Porównanie przebiegów przeciążenia wzdłużnego n_x po przeprowadzeniu	
	synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0, 41$)	
		177
5.75.	Porównanie przebiegów prędkości przyrządowej V_p z Tester U3Ł i prędkości	
	względem ziemi V_{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z	
	rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0, 41$)	178
5.76.	Porównanie przebiegów wysokości barometrycznej H_{bar} z Tester U3Ł	
	i wysokości względem ziemi H_{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji	
	zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0, 41)$	178
5.77.	Porównanie przebiegów przeciążenia pionowego n_z po przeprowadzeniu	
	synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0,97$)	
		179
5.78.	Porównanie przebiegów przeciążenia wzdłużnego n_x po przeprowadzeniu	
	synchronizacji zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0,97$)	179
5.79.	Porównanie przebiegów prędkości przyrządowej V_p z Tester U3Ł i prędkości	
	względem ziemi V _{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji zapisów z	
	rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0,97$)	180
5.80.	Porównanie przebiegów wysokości barometrycznej H_{bar} z Tester U3Ł	
	i wysokości względem ziemi H_{GPS} z SMO, po przeprowadzeniu synchronizacji	
	zapisów z rejestratorów (lot o względnej korelacji $n_z = 0,97$)	180
5.81.	Odkształcenia lewego tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora	
	SMO z naniesioną kolorem czerwonym linią trendu	182
5.82.	Odkształcenia tensometru nasady lewego skrzydła T2 w funkcji kąta	
	skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła z naniesionym kolorem	
	przeciążeniem pionowym n_z z SMO	183
5.83.	Alternatywna metoda wyznaczania współczynników regresji liniowej	
	odkształceń tensometrów w funkcji przeciążenia pionowego	183
5.84.	Względne zużycie zmęczeniowe w	
	zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów (za 100% przyjęto	
	wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie n_z pochodzących z	

	rejestratora SMO)	185
5.85.	Względne zużycie zmęczeniowe	
	w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów po skalowaniu	
	(za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na podstawie	
	n_z pochodzących z rejestratora SMO)	186
5.86.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z naniesionym	
	kolorami odkształceniami tensometru węzła podwozia T4	188
5.87.	Wartość względnego zużycia zmęczeniowego dla poszczególnych samolotów	
	zrealizowane w trakcie operacji naziemnych (za 100% przyjęto wartości	
	wyznaczone na podstawie n_z z SMO)	189
5.88.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z naniesionym	
	kolorami odkształceniami tensometru węzła podwozia T4 dla operacji	
	naziemnych	189
5.89.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO z	
	naniesionym kolorami kątem skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła	
	χ	192
5.90.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO	
	i kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła χ	192
5.91.	Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane w	
	trakcie stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 30^{\circ}$ (za	
	100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)	194
5.92.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO z naniesioną	
	kolorem czerwonym linią trendu dla warunków próby zmęczeniowej	194
5.93.	Udział zużycia zmęczeniowego w zależności od źródła danych	
	dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych $\chi = 30^{\circ}$	
	w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów wyrażone w $\%$	
		196
5.94.	Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane w	
	trakcie stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 45^{\circ}$ (za	
	100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)	197
5.95.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO	
	z zaznaczonym kolorami kątem skosu skrzydła χ i naniesioną kolorem	
	czerwonym linią trendu dla warunków próby zmęczeniowej dla stanów lotnych	
	$\chi = 45^{\circ} \dots \dots$	198
5.96.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z rejestratora SMO	
	i kąta skosu krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła χ dla stanów lotnych χ	
	$=45^{\circ}$	199

5.97.	Udział zużycia zmęczeniowego w zależności od źródła danych dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów lotnych $\chi = 45^{\circ}$	
	w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów wyrażone w $\%$	
5.98.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO dla stanów	200
	lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 30^{\circ}$ z zaznaczeniem	• • • •
-	kolorami konfiguracji wychylenia mechanizacji skrzydła	201
5.99.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO dla kątów	
	skosu krawędzi natarcia skrzydła χ 45–50° z zaznaczonym kolorami kątem	• • •
F 100	wychylenia lewej lotki δ_{ELl}	203
5.100.	Odkształcenia tensometru nasady skrzydła T2 w funkcji n_z z SMO dla kątów	
	skosu krawędzi natarcia skrzydła χ 45–50° z zaznaczonym kolorami kątem	202
5 101	wychylenia lewej lotki δ_{ELl} po filtracji małych wartości wychylen	203
5.101.	Wykres zależności odkształceń tensometru nasady skrzydła 12 w funkcji	
	przeciążenia pionowego n_z dla lotow bez podwieszen z naniesioną na czerwono	205
5 100		205
5.102.	Wykres zalezności odkształcen tensometru nasady skrzydła 16 w funkcji	
	przeciążenia pionowego n_z dla lotow bez podwieszen z naniesioną na czerwono	200
5 102		206
5.103.	Zbiorczy wykres zależności odkształcen tensometru nasady skrzydła 12	
	w funkcji przeciązenia pionowego n_z dla analizowanych konfiguracji na lacionacji	200
5 104	Walana zalażności odkaztalacź tanacmetry nacady slarzydła T2 w funkciji	200
5.104.	wykres zależności odkształcen tensometru nasady skrzydła 12 w lunkcji	207
5 105	przeciążenia pionowego n_z z namesioną koloranii pozostałością pariwa Q_p Wzaladna zwiwcie zmostaniowe dla poszazacólnych konfiguracji comoletu (ze	207
5.105.	w zgrędne zużycie zmęczeniowe dla poszczegomych konnguracji samolotu (za 100% przyjato wartości wyznaczona na podstawia n.)	200
5 106	Przebieg przecieżenie piepowago r_{z} dla letów za zbiernikami podwieszenymi	209
5.100.	napełnionymi powyżej 30%	210
5 107	Przebieg przecjążenia pionowego n dla lotów ze zbiornikami podwieszanymi	210
5.107.	napełnionymi poniżej 30% i po ich opróżnieniu	210
5 108	Zestawienie liczby cykli N i zużycja zmeczeniowego D , w zależności	210
5.100.	od amplitudy cykli n	211
5 109	Kumulatywny wykres zużycja zmeczeniowego D_1 w zależności od amplitudy	211
5.107.	cykli n_i z zaznaczonym obszarem wpływu zbiorników podwieszanych	212
	$c_{j,ki}$ n_{z} 2 2a2mac2on jn cos2arcm "prj wu zbiorniko" pouvios2an jeli \ldots	<u>~1</u>
6.1.	Schemat metody monitorowania zużycia zmęczeniowego na podstawie	
	kombinacji danych z pokładowego rejestratora parametrów lotu i systemu	
	monitorowania obciążeń	216

6.2. Schemat zaproponowanej metodyki skalowania czujników tensometrycznych nasady skrzydła w oparciu o dane z rejestratorów Tester U3Ł i SMO 217

Spis tabel

2.1.	Katastrofy samolotu B-47 w 1958 r. spowodowane uszkodzeniami
	$zmęczeniowymi [128] \dots 32$
2.2.	wymagania bezpieczeństwa USAF MIL-A-8344444 dla zakładanych uszkodzeń początkowych [132] wymagania bezpieczeństwa USAF MIL-A-8344444 dla zakładanych uszkodzeń początkowych [132]
2.3.	Koncepcje projektowania i zarządzania zużyciem zmęczeniowym statków powietrznych wykorzystywane na wybranych typach samolotów bojowych
	[121] 48
2.4	Narzędzia monitorowania zużycja zmeczeniowego statków powietrznych
2	[121]
2.5.	Klasyfikacja cykli napreżeń w zależności od wartości charakterystycznych
	[87]
2.6.	Modele uszkodzeń zmęczeniowych stosowane w niektórych współczesnych
	samolotach, opracowano na podstawie [121]
2.7.	Wybrane modele naprężeniowe uwzględniające wartości średniej naprężenia 70
5.1.	Parametry ciągłe rejestrowane przez urządzenie Tester U3Ł
5.2.	Sygnały binarne rejestrowane przez urządzenie Tester U3-Ł
5.3.	Parametry lotu zalecane do monitorowania zużycia zmęczeniowego [121] 109
5.4.	Rejestrowane parametry lotu na wybranych samolotach [121]
5.5.	Niektóre korzyści i wady z przetwarzania na pokładach statków powietrznych
	lub na powierzchni ziemi [121]
5.6.	Porównanie parametrów lotu zalecanych do budowy modeli obciążeń i
	rejestrowanych w systemie Tester U3Ł
5.7.	Rozdzielczość zapisu parametrów dla Su-22 UM3K 116
5.8.	Macierz liczby cykli w zależności od amplitudy n_z i wartości średniej n_z dla
	danych z rejestratora Tester U3Ł
5.9.	Macierz liczby cykli w zależności od amplitudy n_z i wartości średniej n_z dla
	danych z rejestratora systemu monitorowania obciążeń
5.10.	Wartości zużycia zmęczeniowego D _i wyznaczonego dla poszczególnych
	samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł
	i SMO

5.11.	Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów wyrażone w					
	procentach (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego wyznaczoną na					
	podstawie n_z pochodzących z rejestratora Tester U3Ł)	147				
5.12.	Liczba i lokalizacja czujników tensometrycznych w systemy monitorowania					
	obciążeń [121]	164				
5.13.	Wartości zużycia zmęczeniowego D _i wyznaczonego dla poszczególnych					
	samolotów na podstawie przeciążenia pionowego n_z z rejestratorów Tester U3Ł i					
	SMO oraz danych z tensometrów nasady lewego i prawego skrzydła T2 i T6	166				
5.14.	Względne zużycie zmęczeniowe w zależności od źródła danych dla					
	poszczególnych samolotów (za 100% przyjęto wartość zużycia zmęczeniowego					
	wyznaczoną na podstawie n_z pochodzacych z rejestratora SMO)	167				
5.15.	Analiza współczynników korelacji					
	wybranych parametrów lotów po synchronizacji danych z rejestratorów Tester					
	U3Ł i SMO	176				
5.16.	Przykładowe parametry równania regresji liniowej kanałów tensometrycznych					
	nasady skrzydła T2 i T6 dla jednego z samolotów	184				
5.17.	Wzgledne zużycie zmeczeniowe dla poszczególnych samolotów (za 100%					
0.1.1	przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)	185				
5 18	Względne zużycje zmeczeniowe dla poszczególnych samolotów po skalowaniu	100				
5.10.	kanałów T2 i T6 (za 100% przyjeto wartości wyznaczone na podstawie n_{-} z					
	SMO)	186				
5 19	Względne zużycje zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zrealizowane	100				
5.17.	w trakcje operacji paziemnych (za 100% przyjęto wartości wyznaczone pa					
	w trace operacji nazieninych (za 100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_{z} SMO)	188				
5 20	H_z z SWO)	100				
5.20.	colkowitago zużycia zmęczeniowego uzyskanego ula operacji nazieninych wzgrędeni					
	somolotów i źródoł donych wyrożony w %	100				
5 01	Czesowy udziel operacii poziamnych i stanów letnych w spelizowanych zapisach	190				
5.21.		100				
5 22	Z lotow wyłażoli w 20	190				
3.22.	procentowy udział czasów lotow w poszczegolnych przedziałach kąta skosu	101				
5.02	krawędzi natarcia skrzydła χ dla poszczegomych samolotów	191				
5.25.	w zgrędne zużycie zmęczemowe dla poszczegolnych samolotow zrealizowane					
	w trakcie stanow lotu z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 50^{\circ}$ (za	102				
5.04	100% przyjęto wartości wyznaczone na podstawie n_z z SMO)	193				
5.24.	Udziai zuzycia zmęczeniowego w zalezności					
	od zrodia daných dla poszczegolných samolotów zrealizowane w trakcie stanów					
	lotnych $\chi = 30^{\circ}$ w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów					
	wyrażone w %					195
--	--	-----------------	----------------------------	-----------------------------	------------	-----
5.25. Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych samolotów zreali			v zrealizowane			
	w trakcie stanów lotnych z kątem skosu krawędzi natarcia skrzydła $\chi = 45^{\circ}$ (z			lła $\chi = 45^{\circ}$ (za		
	100% przyjęto	wartości wyz	naczone na podstawie n_z	z SMO) .		197
5.26.	Udział	zużycia	zmęczeniowego	W	zależności	
	od źródła danych dla poszczególnych samolotów zrealizowane w trakcie stanów					
	lotnych $\chi = 45^{\circ}$ w całkowitym zużyciu zmęczeniowych dla analizowanych lotów					
	wyrażone w %					199
5.27.	Względne zużycie zmęczeniowe dla poszczególnych konfiguracji samolotu					
	(za 100% przy	jęto wartości v	wyznaczone na podstawie	(n_z)		208

Z.1. Dane	Taktyczno -	Techniczne	samolotu	Su-22UM3K
	v			

Dane ogólne			
	bez wysięgnika OCP	17,478	m
Długość	z wysięgnikiem OCP	19,143	m
Wysokość		4,851	m
Rozstaw kół podwozia		3,830	m
Baza podwozia ^{<i>a</i>}		5,247	m
Wymiary ogumienia kół głównych go	leni podwozia	380 x 230	mm
Wymiary ogumienia koła przedniego	(660 x 200	mm
Kąt postojowy samolotu bez obciążen	ia	2°29'	0
	Skrzydło		
Powierzchnia skrzydła przy kacie sko	$\sin \chi = 63^{\circ}$	34,5	m ²
	bez uwzględnienia poprzecznego V	10,040	m
Rozpiętosc przy kacie skosu $\chi = 63^{\circ}$	z uwzględnieniem poprzecznego $V = -3^{\circ}$	10,025	m
Powierzchnia skrzydła przy kacie skosu $\chi = 30^{\circ}$			m^2
Domisto <i>i i n</i> ovie skory v 20°	bez uwzględnienia poprzecznego V	13,700	m
Rozpiętość przy kacie skosu $\chi = 30$	z uwzględnieniem poprzecznego $V = -3^{\circ}$	13,680	m
Średnia cięciwa aerodynamiczna		4,157	m
Cięciwa nasady przy kacie skosu $\chi = 63^{\circ}$ 5,8558			m
	przy kacie skosu $\chi = 63^{\circ}$	1,3016	m
Cięciwa koncowa	przy kacie skosu $\chi = 30^{\circ}$	0,797	m
Kąt poprzecznego wzniosu skrzydła V-3			0
Kąt zaklinowania skrzydła		1	0
Wydłużenie	przy $\chi = 63^{\circ}$	2,69	-
wydłużenie	przy $\chi = 30^{\circ}$	4,88	-
Zhieżność	przy $\chi = 63^{\circ}$	4,5	-
Zuieznose	przy $\chi = 30^{\circ}$	8,95	-
Powierzchnia slotów		1,8	m^2
Powierzchnia obu lotek do osi obrotu1,81			m^2
Powierzchnia kompensacji obu lotek 0,522			m^2
Kąt wychylenia lotekprzy $\chi = 63^{\circ}$ +21-15		+21	0
		-15	
	przy $\chi = 30^{\circ}$	±22	0

^a Odległość pomiędzy osiami obrotu kół głównych goleni podwozia i koła przedniego

Rodzaj klap	na nieruchomych częściach skrzydła	wysuwane	
	na ruchomych częściach skrzydła		2
Powierzchnia klap	na meruchomych częściach skrzydła	1,91	m-
Kat wychylenia klap mierzony w pła	szczyźnie	1,998	0 0
prostopadłej do poprzecznej osi samo	blotu		
<u>r - </u>	Kadłub		
Średnica maksymalna		1,550	m
Długość do krawędzi natarcia wlotu		16,106	m
przy schowanym stożku wlotowym			
Powierzchnia czterech hamulców aer	odynamicznych	1,32	m^2
Kąt wychylenia hamulców aerodyna	nicznych	50	0
	sterzenie poziome		
Powierzchnia		5,58	m ²
Rozpiętość		4,646	m
Kąt skosu ^b			0
Wydłużenie		1,91	-
Zbieżność		3,6	-
Współczynnik momentu statycznego			-
Kąt poprzecznego wzniosu V			0
Kąt ustawienia według PPOK ^c			0
Zakres wychylenia od położenia neut	ralnego	+10° -26°30′	0
	Usterzenie pionowe		
Powierzchnia		5,535	m ²
Kąt skosu ^b		55	0
Wydłużenie		0,782	-
Zbieżność		2,644	-
Powierzchnia steru kierunku do osi obrotu			m ²
Powierzchnia kompensacyjna steru k	ierunku	0,469	m ²
Wychylenie steru kierunku		±25	0
Współczynnik momentu statycznego			-

 b do linii przechodzącej przez punkty odpowiadające 25% cięciw profili

^c Pozioma Płaszczyzna Odniesienia Kadłuba

Z.2. Dane lotno-techniczne samolotu Su-22UM3K

Charakterystyki samolotu w locie bez	zewnętrznych podwieszeń uzbro	ojenia	
Prędkość maksymalna lotu poziomego przy	przy ziemi	1350	km/h
kącie skosu skrzydła $\chi = 63^{\circ}$, silnik z	na wysokości 11 000 -	1 0 ^{+0,1}	Ma
włączonym dopalaniem	- 12 000 m	1 , 9 _{-0,05}	Ivia
Pułap praktyczny samolotu bez podwieszeń		15,400	m
zewnętrznych przy $v_z = 3 \text{ m/s}; \Delta G_{pal.} = 850 \text{ kg}$			
Zasięg praktyczny z całkowicie napełnionymi	przy ziemi, H=200 m,	650	lem
biornikami kadłubowymi, 7% zapasem paliwa z $\chi = 63^{\circ}$ i $v_p = 650$ km/h		KIII	
podczas lądowania i zapasem paliwa do	na wys. 10 000 - 11 000 m	1200	lrm
zabezpieczenia lotu po kręgu w czasie 4 min	$z \chi = 45^{\circ} i v_p = 520 \text{ km/h}$	1200	кт
	po zrzuceniu zbiorników podwiesza-	2240	1
Przelotowy zasięg ^a lotu na wysokości 8 000	nych w chwili zużycia z nich paliwa	2340	KIII
- 11 000 m przy v_p = 520 - 540 km/h	bez zrzucania zbiorników podwiesza	-	1
	nych po wyczerpaniu z nich paliwa	2060	кт

Charakterystyki samolotu w locie z zewnętrznymi podwieszeniami uzbrojenia

Prędkość maksymalna lotu poziomego, przy kocia skosu skrzydła $x = 63^{\circ}$ podozes przy	przy ziemi, H = 200 m, z bom- bami M62 o masie do 2000 kg	1250	km/h
silnika z włączonym dopalaniem	na wys. 11 000 - 12 000 m z	$7^{+0,1}_{0.05}$	Ma
	2 pociskami rakietowymi R-60	-0,05	
Zasięg praktyczny lotu ^b po zrzuceniu	przy ziemi z $\chi = 63^{\circ}$ h	1200	km
zbiorników podwieszanych po wyczerpaniu z	i przy $v_p = 650$ km/h	1200	
nich paliwa i po zrzuceniu bomb w połowie	na wys. 9 000 - 10 000 m z	2000	km
drogi	$\chi = 45^{\circ} \text{ i } v_p = 520\text{-}540 \text{ km/h}$	2000	NIII

^{*a*} przy kącie skosu skrzydła $\chi = 45^{\circ}$, z całkowicie napełnionymi zbiornikami kadłubowymi, z dwoma zbiornikami podwieszanymi o pojemności 8401 i dwoma zbiornikami podwieszanymi o pojemności 11601, z 7% zapasem paliwa zbiorników kadłubowych i z pozostałością paliwa potrzebnego do wykonania czterominutowego lotu po kręgu przed lądowaniem

^b z całkowicie napełnionymi zbiornikami kadłubowymi i czterema zbiornikami podwieszanymi o pojemności 840 l każdy, z 7% zapasem paliwa w zbiornikach kadłubowych i z pozostałością paliwa potrzebnego do wykonania czterominutowego lotu po kręgu, przed lądowaniem i z bombami o masie 1000 kg

Promień zastosowania bojowego na wysokości 200 m i	przy ziemi z $\chi = 63^{\circ}$ h		
przy prędkości $v_r = 600 - 900$ km/h oraz $\chi = 63^{\circ}$ z	i przy $v_p = 650$ km/	540	km
całkowicie napełnionymi paliwem zbiornikami		540	KIII
kadłubowymi, z 7% zapasem paliwa w zbiornikach			
kadłubowych i z pozostałością paliwa potrzebnego do	na wys. 9 000 - 10 000 m z		
wykonania czterominutowego lotu po kręgu przed	$\chi = 45^\circ$ i $v_p = 520-540$ km/h	410	km
lądowaniem, z uwzględnieniem wykonania zakrętu nad		410	NIII
celem, zrzucenia bomb nad celem oraz zrzuceniem			
zbiorników podwieszanych po wyczerpaniu z nich paliwa			

Charakterystyki startu samolotu z betonowej drogi startowej, przy $\chi = 30^{\circ}$, z wysuniętymi slotami i wychylonymi wewnętrznymi klapami

Maksymalnie dopuszczalna masa samolotu do startu 18 800			kg
Drzy tym	prędkość oderwania	365 - 370	km/h
rizy tym	długość rozbiegu	1400 - 1450	m
Charakterystyki lądowania samolotu na	betonowej drodze startowej, j	przy $\chi = 30^\circ$,	
z wychylonymi klapan	ii i wysuniętymi slotami		
Masa samolotu do lądowania z 20% pozostałością paliwa	prędkość lądowania	280	km/h
w zbiornikach kadłubowych 610 kg, z 50% zapasem	długość dobiegu z wykorzy:	sta-	m
nabojów do działka NR-30, z sześcioma belkami	niem spadochronu hamujące	ego	111
BD3-57MT, be. podwieszeń uzbrojenia, normalna masa	długość dobiegu bez	1250 - 1350	km/h
samolotu do lądowania 12 115 kg	wykorzystania spadochronu	1250 - 1550	K111/11
Zakres wyważeń	eksploatacyjnych		
	podczas startu i zwiększania	a 20 40	aáa
Wyważenie eksploatacyjne samolotu ze wszystkimi	wysokości lotu X _{s.m.}	29 - 40	%SCA
wariantami podwieszeń zewnętrznych oscyluje w	podczas lotu $X_{s.m.}$	28 - 38	%ŚCA
zakresie średniej cięciwy aerodynamicznej	podczas zajścia do lądowan	ia 32 27	¢ές
	i podczas lądowania X _{s.m.}	52 - 51	/0SCA

Nazwa	Przykład	Opis
Ekstrema lokalne - Peak	uean Mean Time	Zlicz tości średr minin
Ekstrema lokalne po przekroczeniu wartości średniej - <i>Mean crossing</i> <i>peak</i>	Mean Mean Time	Uwz więk lub pomi ścian Zlicz
Przekroczenia pozio- mów - <i>Level crossing</i>	Mean Mean	nie pozic średn nia p ści śr
Metoda akcelerometru zliczającego - <i>Fatigue-</i> <i>meter</i>	Mean Mean Time	Podo <i>vel c</i> jest o osiąg pozic
Zakres - Range	Hean Hean Time	Zlicz czyli nymi
Zakres - wartość średnia - <i>Range-Mean</i>	ieus Mean Mean Time	opisa uwzg

Z.3. Alternatywne metody zliczania cykli

Zliczane są wszystkie wartości maksymalne powyżej średniej i wszystkie wartości minimalne poniżej średniej. Uwzględniana jest tylko największa wartość maksymalna lub najmniejsze minimum pomiędzy kolejnymi przejściami przez wartość średnią. Zliczane są wszystkie dodatnie przekroczenia zadanych poziomów powyżej wartości średniej i ujemne przekroczenia poziomów poniżej wartości średniej.

Podobnie jak w metodzie *Le-vel crossing*, zliczanie cyklu jest dokonywane dopiero po osiągnięciu odpowiedniego poziomu.

Zliczany jest każdy przedział, czyli różnica pomiędzy kolejnymi punktami zwrotnymi. Przedziały liczone są jak opisano powyżej, a ponadto uwzględniana jest średnia wartość każdego zakresu.

Z.4. Lista ostrzeżeń przekroczeniu dopuszczalnych reżimów eksploatacji

Lp	Skrót	Nazwa ostrzeżenia
1	Prędkość (1)	Prędkość powyżej 900 km/h, kąt skosu skrzydeł 30°
2	Prędkość (2)	Prędkość powyżej 1000 km/h, kąt skosu skrzydeł 45°
3	Prędkość (3)	Prędkość powyżej 1250 km/h, kąt skosu skrzydeł 63°
4	Dopalacz (4)	Włączenie dopalacza, Prędkość poniżej 350 km/h, Wy- sokość poniżej 5000 m.
5	Dopalacz (5)	Włączenie dopalacza, Prędkość poniżej 450 km/h, Wy- sokość powyżej 5000 m.
6	Prędkość - podwozie (6)	Prędkość powyżej 550 km/h, wypuszczone podwozie
7	Prędkość - klapy (7)	Prędkość powyżej 600 km/h, wysunięte klapy i sloty
8	Przeciążenie (8)	Przeciążenie powyżej 4.0, kąt skosu skrzydeł 30°
9	Przeciążenie (9)	Przeciążenie powyżej 5.5, kąt skosu skrzydeł 45°
10	Przeciążenie (10)	Przeciążenie powyżej 6.0, kąt skosu skrzydeł 63°
11	Czas przeciążenia (11)	Włączony dopalacz, ujemne przeciążenie pionowe dłuższe niż 3 sek.
12	Czas przeciążenia (12)	Ujemne przeciążenie pionowe dłuższe niż 15 sek.
13	Następne przeciążenie (13)	Czas od ujemnego przeciążenia krótszy niż 60 sek.
14	Następne przeciążenie (14)	Czas od ujemnego przeciążenia krótszy niż 20 sek.
15	Dopalacz (15)	Włączony dopalacz, pozostałość paliwa mniejsza niż 850 kg.
16	Obroty (16)	Obroty silnika poniżej 60%
17	Prędkość (17)	Katapultowanie, Prędkość powyżej 900 km/h
18	Uruchomienie silnika (18)	Uruchomienie silnika w powietrzu, Wysokość poniżej 2000 m.
19	Uruchomienie silnika (19)	Uruchomienie silnika w powietrzu, Wysokość powyżej 8000 m.
20	Uruchomienie silnika (20)	Uruchomienie silnika w powietrzu, Prędkość poniżej 400 km/h
21	Uruchomienie silnika (21)	Uruchomienie silnika w powietrzu, Prędkość obrotowa silnika poniżej 10%
22	Włączenie SAU (22)	Włączenie automatycznego sterowania po sygnale awarii SAU

Z.4. LISTA OSTRZEŻEŃ PRZEKROCZENIU DOPUSZCZALNYCH REŻIMÓW EKSPLOATACJI

Lp	Skrót	Nazwa ostrzeżenia
23	Kąt natarcia (23)	Kąt natarcia powyżej 20°, kąt skosu skrzydła 30°
24	Kąt natarcia (24)	Kąt natarcia powyżej 22°, kąt skosu skrzydła 45°
25	Kąt natarcia (25)	Kąt natarcia powyżej 24°, kąt skosu skrzydła 63°
26	Podwozie (26)	Niejednoczesne chowanie lub wypuszczanie podwozia
27	Temperatura (27)	Sygnał: KONTROLUJ TEMPERATURĘ
28	Podpompowanie (28)	Sygnał: BRAK PODPOMPOWANIA
29	Zmniejsz obroty (29)	Sygnał: ZMNIEJSZ OBROTY
30	Paliwo (30)	Sygnał: AWARYJNA POZOSTAŁOŚĆ PALIWA
31	SAU (31)	Sygnał: USZKODZENIE SAU
32	Katapultowanie (32)	Sygnał: WŁĄCZENIE URZĄDZEŃ RATUNKO-
		WYCH 1 KABINY
33	Katapultowanie (33)	Sygnał: WŁĄCZENIE URZĄDZEŃ RATUNKO-
		WYCH 2 KABINY
34	Pożar (34)	Sygnał: POŻAR
35	Pożar (35)	Sygnał: POŻAR SILNIKA
36	Ciśnienie I (36)	Sygnał: CIŚNIENIE W I INSTALACJI HYDRAU-
		LICZNEJ
37	Ciśnienie II (37)	Sygnał: CIŚNIENIE W II INSTALACJI HYDRAU-
		LICZNEJ
38	Klapy (38)	Niejednoczesne chowanie lub wypuszczanie klap
39	Sloty (39)	Niejednoczesne chowanie lub wypuszczanie slotów
40	Zasłonki (40)	Położenie zasłonki kabiny
41	Prędkość obrotowa (41)	Za mała Prędkość obrotowa w zakresie MAŁY GAZ
42	Prędkość obrotowa (42)	Za duża Prędkość obrotowa w zakresie MAŁY GAZ
43	Chłodzenie turbiny (43)	Układ chłodzenia turbiny nie wszedł do pracy
44	Prędkość obrotowa (44)	Nadmierny zarzut prędkości obrotowej w zakresie
		MAKSYMALNE
45	Prędkość obrotowa (45)	Za mała Prędkość obrotowa w zakresie DOPALANIE
46	Prędkość obrotowa (46)	Za duża Prędkość obrotowa w zakresie DOPALANIE
47	Dopalacz (47)	Dopalacz nie wszedł do pracy na ziemi
48	Dopalacz (48)	Dopalacz nie wszedł do pracy w powietrzu
49	Dopalacz (49)	Dopalacz nie wyszedł z pracy
50	Aparaty kierujące (50)	Niewłaściwa współpraca aparatów kierujących
51	Dysza (51)	Niewłaściwa praca dyszy
52	Podgrzewanie silnika (52)	Brak podgrzewania silnika

Z.4. LISTA OSTRZEŻEŃ PRZEKROCZENIU DOPUSZCZALNYCH REŻIMÓW EKSPLOATACJI

Lp	Skrót	Nazwa ostrzeżenia
53	Chłodzenie turbiny (53)	Brak chłodzenia silnika
54	Zarzut temperatury T4 (54)	Podwyższony zarzut temperatury T4 podczas rozruchu
55	Zarzut temperatury T4 (55)	Nadmierny zarzut temperatury T4 podczas I fazy roz-
		ruchu
56	Zarzut temperatury T4 (56)	Nadmierny zarzut temperatury T4 podczas II fazy roz-
		ruchu
57	Wysoka temperatura T4	Za wwalka temperatura T4 podozas rozruchu
57	(57)	Za wysoka temperatura 14 podczas tożruchu
58	Wysoka temperatura T4	Za wysoka temperatura TA w zakresie MAŁY GAZ
30	(58)	Za wysoka temperatura 14 w zakieste WALT GAZ
59	Zarzut temperatury T4 (59)	Nadmierny zarzut temperatury T4 w zakresie MAKSY-
		MALNE
60	Zarzut temperatury T4 (60)	Nadmierny zarzut temperatury T4 w zakresie DOPA-
		LANIE
61	Wysoka temperatura T4	Za wysoka temperatura T4 w zakresie DOPALANIE
01	(61)	
62	Prędkość obrotowa (62)	Niewłaściwa Prędkość obrotowa otwarcia dyszy
63	Dysza (63)	Niewłaściwa praca dyszy w zakresie 95%-
		MAKSYMALNE
64	Dysza (64)	Niewłaściwa praca dyszy w zakresie DOPALANIE
65	Dysza (65)	Rozwarcie dyszy na górną oporę hydrauliczną
66	Aparaty kierujące (66)	Niewłaściwe ustawienie AK podczas rozruchu
67	Aparaty kierujące (67)	Niewłaściwe blokowanie AK na '0'
68	Aparaty kierujące (68)	Niewłaściwe ustawienie AK na zakresie '+10'
69	Ciśnienie p1 (69)	Za wysokie Ciśnienie p1 podczas rozruchu
70	Prędkość obrotowa (70)	Za długi czas pracy na zakresie MAKSYMALNE