

Piotr REYMER, Wojciech ZIELIŃSKI, Artur KURNYTA  
*Air Force Institute of Technology (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych)*

## INFLUENCE OF SOURCE DATA ON FATIGUE ESTIMATION OF A FIGHTER AIRCRAFT

### Wpływ danych źródłowych na szacowanie zmęczenia myśliwca wojskowego

**Abstract.** *Aircraft structures during operation are exposed to fluctuating loads caused both by aerodynamic and inertial loads. This fluctuation leads to the creation of fatigue cycles, which gradually diminish the residual durability of the structure. During the design process, the flight envelope is defined as well as the design load spectrum, which then defines the durability of the structure (often expressed in means of flight hours). However, during the operation of an individual aircraft the actual load cycles can be significantly lower or higher than the designed; therefore, load monitoring is essential for safe operation of aircraft structures.*

*The following article shows the results of fatigue analysis based on flight data from different flight data recorders for the Su-22 fighter aircraft.*

**Keywords:** aircraft fatigue, flight data acquisition, load monitoring

**Streszczenie:** *Statki powietrzne w trakcie eksploatacji poddawane są zmiennym obciążeniom wynikającym z oddziaływania sił aerodynamicznych oraz masowych. Zmienność tych obciążeń skutkuje występowaniem cykli zmęczeniowych, stopniowo wyczerpujących trwałość zmęczeniową struktury statku powietrznego. W trakcie projektowania statków powietrznych przyjmuje się obwiednię obciążeń określającą zakres bezpiecznej eksploatacji danego płatowca oraz przyjmuje się wyjściowy profil eksploatacji, dla którego określa się trwałość struktury (najczęściej wyrażoną w godzinach lotu). Jednak w trakcie eksploatacji cykle te mogą być znacząco mniejsze lub większe od założonych, stąd nieodzowne jest monitorowanie eksploatacji dla poszczególnych płatowców.*

*Niniejsze opracowanie przedstawia analizę wpływu źródła danych eksploatacyjnych na oszacowanie zużycia zmęczeniowego na przykładzie samolotów Su-22.*

**Słowa kluczowe:** zmęczenie struktur lotniczych, rejestracja danych z lotu, monitorowanie obciążeń

## **1. Introduction**

Su-22 is a variable sweep wing fighter-bomber aircraft, which has been operated in Polish Air Force (PLAF) since the mid-1980s. There are two versions of the aircraft: single-seated combat version M4 and a two-seated trainer UM3K.

Due to the decision of Ministry of the National Defence Republic of Poland, the service life of Su-22 aircrafts was to be prolonged up to 3200 Flight Hours (FH) and 6000 landings. To achieve that goal the Service Life Extension Program (SLEP) for Polish Su-22 was carried out. In order to validate the desired durability of the structure, the Full-Scale Durability Test (FSDT) was carried out. During the test, the loads were exerted on the structure of the aircraft by means of hydraulic actuators. The load spectra were generated based on the historical flight data, as well as the Operational Load Monitoring program (OLM).

## **2. Full-Scale Durability Test results**

The FSDT was carried out on a taken out of service aircraft which had already carried out 3127 landings and 1583 FH. Before the test, the aircraft was carefully tested using visual, eddy current and ultrasonic Non-Destructive Inspections (NDI), during which only some corrosion and minor damages in non-flight critical structural components were found.

The test was divided into four stages, between which the wing sweep angle was set accordingly to the next stage loads (30° for take-off, landing and flap loads, 45° for flight loads) [4]. Moreover, the NDI inspections were carried out after completion of each Stage as well as after completion of 60% of Stage I and 70% of Stage II. The inspections resulted in findings of minor damages (cracks in access covers, loose fasteners etc.) out of which none were flight critical.

The critical damage occurred during the final part of Stage IV, in which a constant amplitude load ranging from 1 to 6 vertical overload was applied. The main objective of this Stage was to develop a critical damage to the primary structure of the aircraft, and the result was cracking of the right wing main spar lower flange (fig. 1).



**Fig. 1.** Critical damage in the Full Scale Durability Test

### **3. Definition of the fatigue model**

The results of the FSDT, as well as the recorded flight history for the test specimen, were crucial for the definition of the total fatigue life of the structure for the Individual Aircraft Tracking (IAT) program purpose.

Since the aircraft was designed as a Safe Life structure, the Palmgren-Miner linear damage hypothesis [1] was chosen to define fatigue usage. The basic formula is shown in equation (1), where  $n_i$  is the number of cycles at  $i$ -th level that occurred,  $N_i$  is the total number of cycles at the  $i$ -th level that the structure can withstand until failure,  $i$  is the index number and  $k$  is the total number of different cycles. The basic concept of the rule is that when the sum, damage index  $C$ , reaches 1 the specimen will fail.

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = C \quad (1)$$

In order to use this theorem, it is essential to define the S-N curve characteristic for the considered structure, which defines the number of cycles  $N$  at any  $i$ -th level, that will cause the considered structure to fail. The S-N curve formula is shown in equation (2). The  $S$  stands for stress amplitude for a zero-to-tension cycle,  $N$  is the total number of cycles to failure at this stress amplitude, whereas  $a$  and  $b$  are experimental constants, characteristic for given material or structure.

$$S = aN^b \quad (2)$$

The Su-22 wing spar is made of 30 HGSNA steel alloy and has several bolt holes, from one of which the critical fatigue damage initiated. Therefore, the initial

S-N curve parameters were chosen based on the literature for 30 HGSNA steel alloy with fastener holes [2, 3, 5].

The S-N curve is defined for zero-to-tension cycles ( $R=0$ ), whereas the load spectrum of Su-22 aircraft was composed of load cycles with varying amplitudes and mean values, therefore it was essential to be able to represent any cycle in a form of a zero-to-tension cycle.

For this purpose, the Smith-Watson-Topper criterion [6] was chosen, the formula of which is presented in Equation 3.  $S_e$  is the calculated maximum stress of the equivalent zero-to-tension stress cycle,  $\sigma_a$  is the amplitude of the input cycle and  $\sigma_m$  is the mean value of the input cycle.

$$S_e = \sigma_a \left( \frac{2}{1 - \frac{\sigma_m - \sigma_a}{\sigma_m + \sigma_a}} \right)^{0.5} \quad (3)$$

Combining the above defined dependencies, it was possible to evaluate the load history of the test specimen. The main assumption was that the fatigue failure, considered as the value of the cumulative failure index  $C$  which reached 1, occurred at the end of Stage IVb (failure symptoms were observed only for the very last few cycles). Knowing the load history of each Stage as well as the service loads, the initial value of  $b$  constant was slightly modified and the final value was set to -0,23202. The resulting fractional fatigue damages are shown in tab. 1.

**Table 1**

**Partial fatigue for operation and the Stages of the FSFT**

Stage	Partial Fatigue	EFH [h]
Operation	0.194	1702
FSFT Stage II	0.365	3202
FSFT Stage IVa	0.170	1491
FSFT Stage IVb	0.271	2377
Summary	1.000	

The values of partial fatigue, defined as described above, will be used further on in the article for evaluation of fatigue damage caused by the analysed data samples.

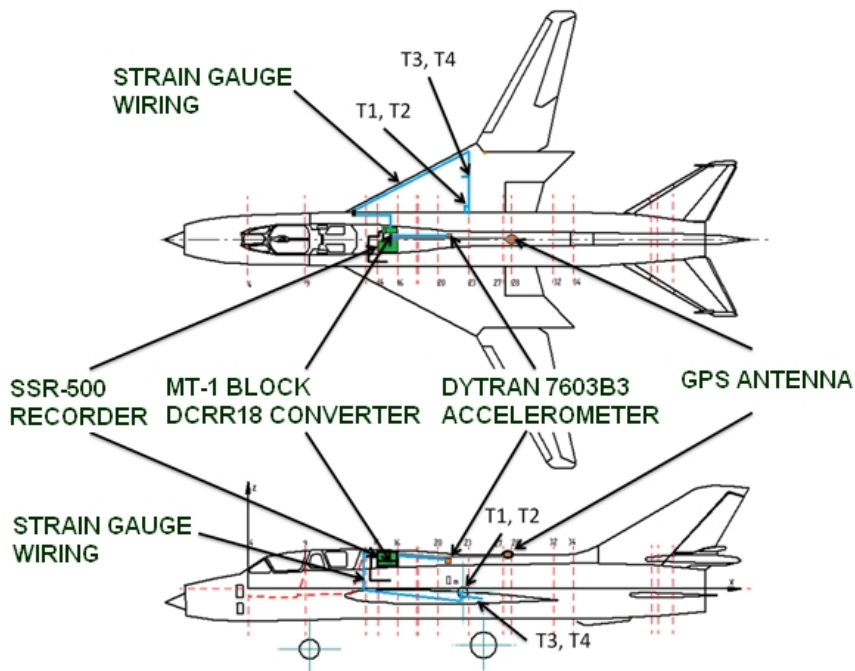
## 4. Flight Parameters Acquisition Systems

The data used in the herein presented analysis were obtained from the two-seater UM3K versions of Su-22 fighter bomber, operated in Polish Air Force, which are equipped with two types of the on-board flight data recorders:

- regular flight data recorder Tester-U3;
- SSR-500 data recorder used in the SMO.

The Tester-U3 flight data recorder (FDR) is the basic recorder used in all types of Su-22 aircrafts operated in PAF.

The SMO includes 8 strain gauges installed on the aircraft primary structure, the location of which is showed in figure 1. T1, T2, T5 and T6 strain gauges are installed on the upper and lower wing spar flanges on the left and right wing respectively and are monitoring the bending moment in the wing root rib section during flight. T3, T4, T7 and T8 strain gauges are located on the main landing gear (both left and right) and are monitoring take-off, landing and taxiing loads. Moreover, the SMO FDR is equipped with a tri-axial accelerometer located in the fuselage near bulkhead number 22 (fig. 2). The SMO allows for detailed load monitoring of the Su-22 aircraft structure as well as definition of operational monitoring of exceedances.



**Fig. 2.** SMO scheme for Su-22 UM3K

## **5. Data analysis**

In order to carry out the comparative analysis, it was essential to prepare the data recorded with the on-board Tester-U3 FDR and the SMO. The collected data were recorded during operation of UM3K Su-22 aircrafts equipped with both Tester-U3 and SMO and for which both type of data were available.

As for the SMO, it was essential to scale the data using defined calibration parameters. The Tester data showed some data loss which had to be completed in order to enable proper synchronization. The supplemented data were marked in order not to take them into account in the further analysis after synchronization. These data were neglected since the gaps were filled by interpolated values of parameters recorded between the two values at the beginning and end of each gap.

Moreover, the difference in sampling frequencies between the two recorders had to be solved in order to allow synchronization. The Tester-U3 data are compressed with 1 Hz frequency, while the SMO sampling frequency equals 16 Hz. Therefore, the Tester data had to be multiplied in order to achieve common time stamp.

After the initial data preparation, the Tester-U3 and SMO data were synchronized. Additionally, the 1 Hz low pass filter was used for the vertical overload values  $n_z$  from the SMO recorder in order to magnify the discrepancies resulting from the different sampling frequencies. Moreover, the phase shifts resulting from using filters were corrected. The synchronization was carried out automatically using a script in the Matlab software. The vertical overload  $n_z$  from both recorders was used as the correlating factor. Due to the limited sensitivity of the accelerometer used for the Tester-U3 recorder, low correlation was achieved for flights with relatively low  $n_z$  values. Therefore, in order to verify the synchronization results, the correlation between longitudinal overload  $n_x$ , height and flight speed were verified. Besides, flights with correlation factor lower than 0,8 were manually verified. Due to numerous write errors in the Tester-U3 data, (overlapping data and problems with time stamps) 366 flights were qualified for the final analysis (which contribute to 93% of the initially gathered data).

The correlation analysis showed that the synchronization was valid even for correlation factor for the vertical overload  $n_z$  equal to 0,4. Low correlation factors were observed for flights which were less severely flown, therefore with relatively low vertical overload values, whereas for high severity flights, the factors exceeded the range of 0,9. Some discrepancies in correlations for height and speed parameters came from the differences in measurement methods used in both recorders. For the Tester-U3, these parameters are defined using barometric pressure sensors, while

for the SMO, these data are collected by the GPS unit. Therefore, correlations of these parameters are only considered auxiliary.

After completion of the synchronization process, the analyzed Su-22 aircraft flight profiles were defined. The data used for fatigue estimation were exported in a format used by the load cycle definition software. The numerical analysis was carried out using the MS Excel software and self-defined procedures. Cycle definition, using the Rain Flow method, was executed for the following type of data:

- $n_z$  from the Tester-U3 FDR;
- $n_z$  from the SMO SSR-500 DFR;
- $n_z$  from the SMO using the 1 Hz low pass filter.

Herein presented work was based on load cycles with quantified amplitude and mean value values by a factor of 0,1  $n_z$ .

The next stage was to determine the fatigue wear of particular Su-22UM3K aircraft based on flight included in the analysis. The aim of this work was to define how the differences in flight profiles obtained from different data sources influence the overall estimated fatigue usage.

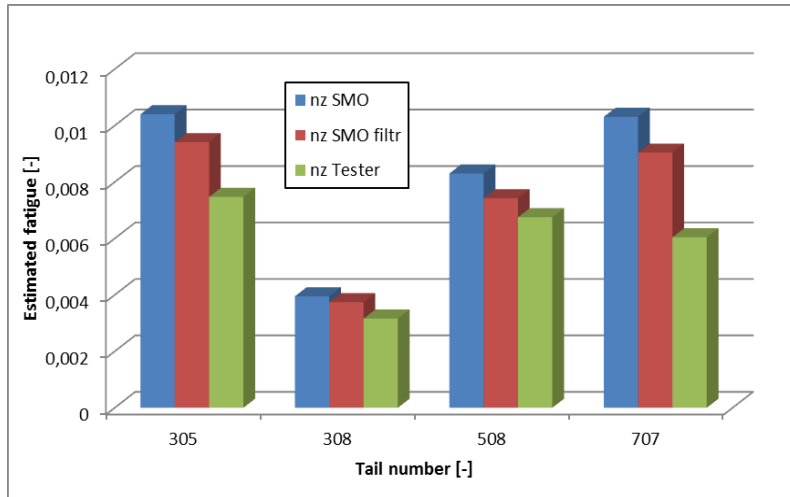
Obtained results are presented in tab. 2 and fig. 3. Due to significant differences in numbers and severities of flights between individual aircrafts, the estimated partial fatigues also differ. Therefore, in order to show the general tendency, the estimated fatigue is shown as the percentage of the fatigue estimated for the Tester-U3 FDR.

The analysis of the obtained results showed significant differences depending on the source data. For all examples, the lowest fatigue usage was obtained for the Tester-U3, whereas the estimated values for the SMO were 10%-70% higher.

**Table 2**

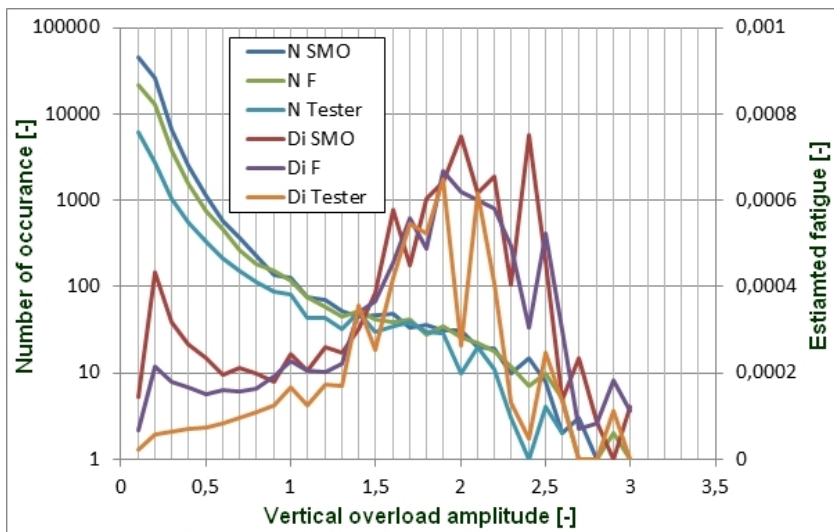
**Estimated fatigue usage for different data sources**

Tail number	Number of flights	Fatigue for data source			Relative fatigue Tester-U3 [%]	
		$n_z$ SMO	$n_z$ SMO filetered	$n_z$ Tester	$n_z$ SMO	$n_z$ SMO filetered
A	112	0,01040	0,00941	0,00747	139,25	125,96
B	49	0,00395	0,00374	0,00316	125,17	118,41
C	77	0,00830	0,00742	0,00675	123,05	110,02
D	128	0,01031	0,00904	0,00604	170,72	149,78



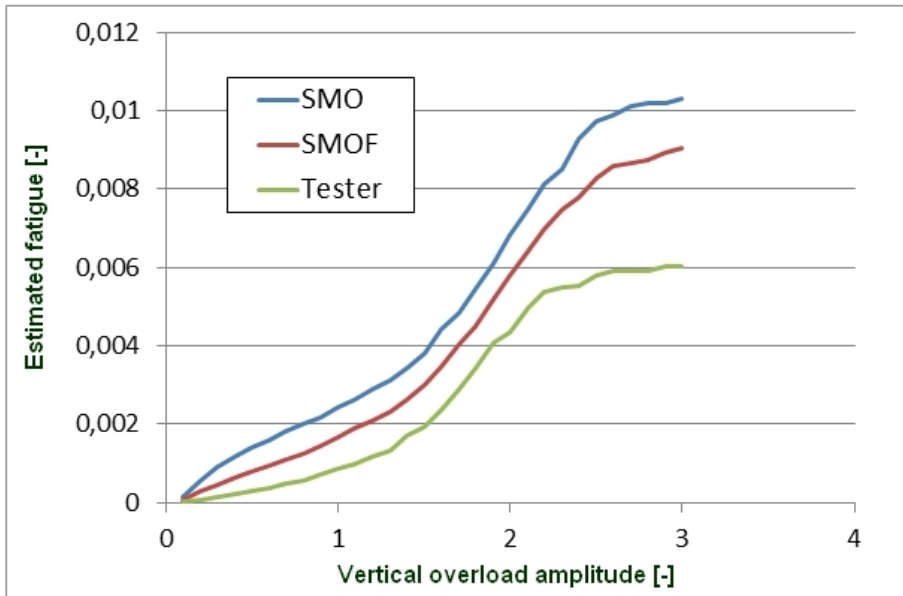
**Fig. 3.** Estimated values of fatigue for individual aircrafts

In order to highlight the origin of the obtained discrepancies, the partial fatigues for different vertical load amplitudes were defined. Charts showing number of cycles and estimated fatigue versus vertical overload amplitude were prepared. Moreover, cumulative charts, showing number of exceedances of the defined amplitude level for each data source, were prepared. Exemplary charts for aircraft number D are shown in fig. 4 and 5 respectively.



**Fig. 4.** Estimated fatigue and number of cycles for different vertical overload amplitudes





**Fig. 5.** Cumulated fatigue versus different values of vertical overload amplitude

Although the logarithmic scale was used (fig. 5), a significant discrepancy can be observed for the number of low amplitude cycles (ranging 0,1-0,3), although their relative proportion depends on the particular tail number. For the middle amplitude cycles (ranging 0,3-1,5) the numbers of cycles as well as estimated fatigue are comparable, whereas for the high amplitude loads (values above 1,5), the discrepancies can be observed again. It is worth noting that although the numbers of low amplitude cycles reach twice as much, they contribute very little to the estimated fatigue. It can be clearly seen on the cumulative chart, where significant differences in fatigue show only for higher  $n_z$  amplitudes.

These discrepancies are the result of the obtained load profiles from different data sources, wherein this is a complex phenomenon. Firstly, the discrepancy may come from the differences in resolution and frequency of sampling for both recorders. Secondly, the actual values measured by the recorders may differ. Therefore, an additional compatibility analysis for both tester-U3 and SMO recorders should be carried out. Moreover, it is advisable to carry out the partial fatigue analysis for different vertical overload amplitudes for SMO data sampled with both 1 and 16 Hz as well as Tester-U3 data sampled with 1 and 10 Hz frequency.

## **6. Summary**

Within the article, authors presented the fatigue usage estimation methodology for The Su-22 aircraft based on the Full-Scale Durability Test results. The defined fatigue model was used to estimate fatigue usage for Su-22 aircraft based on actual flight data from operation for both the onboard Tester-U3 and the additional SMO recorder.

Authors analysed the data recorded by both recorders available for the UM3K version of Su-22 aircraft by synchronising them to achieve a common time basis.

The analysis showed that the obtained results are different for both data sources. For all analysed examples, the lowest fatigue was estimated for data from the Tester-U3 data recorder, whereas for the data from the SMO recorder resulted in 10%-70% higher fatigue usage.

In order to identify the source of these discrepancies additional analysis was carried out to show the influence of load cycles with different amplitudes on the total fatigue estimation. Therefore, charts showing the number of cycles as well as partial fatigues versus vertical overload amplitude were prepared. Additionally, in order to highlight the discrepancies in partial fatigues for different vertical overload amplitudes, the cumulative charts were prepared to show the sum of all the cycles with amplitudes equal or lower.

The obtained discrepancies can be a result of different resolutions and frequencies as well as discrepancies in the actual indications of both recorders. Therefore, an additional analysis should be carried out in order to verify this hypothesis.

## **7. References**

1. Miner M.A.: Cumulative damage in fatigue, J. appl. Mech., Trans. Am. Soc. mech. Engrs 1945 67, A-159.
2. Mylnikov V.V., Chernyshov E.A., Shetulov D.I.: Variation in factors of fatigue resistance for some pure metals as a function of the frequency of loading cycles. Russian Journal of Non-Ferrous metals, Vol. 51, Iss. 3, 2010.
3. Mylnikov V.V.: Swiaz paramietra soprotiwlienija ustałosti s powrieżdajemostiu powierzchni stali 30HGSN2A. Sbornik naucznych trudow Sworld. 2012. T. 10. Nr 3.
4. Reymer P., Leski A., Zieliński W., Jankowski K.: Full Scale Fatigue Test concept of a Su-22 fighter bomber, Fatigue of Aircraft Structures, vol. 6, pp. 79-87, Warszawa 2015.

5. Romashev M.A.: Izmienienije struktury i powrieždajemosti powierchnosti stali w processie cykliczieskiego nagruženija i ich wzaimoswiaz s pokazatieliami soprotiwlienija ustalosti. Uspiechi sowriemiennogo jestiestwoznania. Nr 1, 2015.
6. Smith K.N., Watson P., Topper T.H.: A Stress-Strain Function for the Fatigue of Metals, Journal of Materials, ASTM, Vol. 5, No. 4, Dec. 1970.

*Author contribution: P. Reymer 33%, W. Zieliński 33%, A. Kurnyta 33%.*

## **WPLYW DANYCH ŹRÓDŁOWYCH NA SZACOWANIE ZMĘCZENIA MYŚLIWCA WOJSKOWEGO**

### **1. Wstęp**

Su-22 to samolot myśliwsko-bombowy o zmiennym skosie skrzydeł, eksploatowany w polskich Siłach Powietrznych (SP) od połowy lat 80. Występują dwie wersje samolotu Su-22: jednomiejscowa wersja bojowa M4 oraz dwumiejscowa wersja szkolno-treningowa UM3K.

W wyniku decyzji Ministerstwa Obrony Narodowej rewers godzinowy samolotów Su-22 eksploatowanych w SP został zwiększony do 3200 godzin lotu (FH), a liczba lądowań została zwiększona do 6000. Było to możliwe dzięki przeprowadzeniu programu przedłużenia rewersu dla samolotów Su-22 eksploatowanych w SP. Jednym z głównych zadań zrealizowanych w ramach projektu była pełnoskalowa próba trwałości zmęczeniowej, w ramach której dowiedziona została zakładana trwałość płatowca. W trakcie próby obciążenia eksploatacyjne były wywierane na obiekt badań za pomocą siłowników hydraulicznych. Widma obciążeń na potrzeby próby opracowane zostały na podstawie rzeczywistych obciążeń zmierzonych w trakcie badań w locie.

### **2. Wyniki pełnoskalowej próby trwałości zmęczeniowej**

Pełnoskalowa próba trwałości zmęczeniowej została przeprowadzona na płatowcu samolotu Su-22 wycofanym z eksploatacji, który zrealizował 3127 lądowań oraz 1583 godzin lotu. Przed przystąpieniem do testu wykonano szczegółowe badania nieniszczące struktury samolotu z wykorzystaniem metody wizualnej, prądów wirowych oraz ultradźwiękowej. W trakcie badań wykryto jedynie niewielkie uszkodzenia zlokalizowane w niekrytycznych elementach struktury, niewpływające na ogólną ocenę integralności struktury płatowca.

Próba trwałości zmęczeniowej podzielona była na cztery etapy, pomiędzy którymi zmieniany był kąt skosu zewnętrznej części skrzydła zgodnie z obciążeniami, jakie miały być realizowane w kolejnym etapie (30° dla startów, lądowań oraz obciążeń klap, 45° dla obciążeń z lotu) [4]. Inspekcje nieniszczące

wykonywane były po zakończeniu poszczególnych etapów próby oraz po zrealizowaniu 60% obciążeń w etapie I oraz 70% obciążeń w etapie II.

Próba została zrealizowana zgodnie z założeniami [4], a badania nieniszczące realizowane w trakcie wykazały jedynie nieistotne uszkodzenia, jak obluzowane nity czy pęknięcia w pokrywach otworów. Krytyczne uszkodzenie zostało uzyskane w etapie IVb, w ramach którego realizowany był jeden typ cyklu obciążeń od stanu reprezentującego przeciążenie pionowe o wartości 1 do 6. Jedynym celem tego etapu było uzyskanie krytycznego uszkodzenia w strukturze nośnej obiektu badań, co zostało zrealizowane poprzez pęknięcie dolnej półki głównego dźwigara prawego skrzydła (rys. 1).



**Rys. 2.** Krytyczne uszkodzenie uzyskane na koniec pełnoskalowej próby

### **3. Definicja modelu zmęczeniowego**

Wyniki przeprowadzonej próby oraz zgromadzone zapisy z pokładowego rejestratora lotu zostały wykorzystane do określenia całkowitej trwałości zmęczeniowej struktury płatowca samolotu Su-22 na potrzeby programu indywidualnego monitorowania płatowców.

Samoloty Su-22 projektowane były według zasady trwałości zmęczeniowej, dlatego też jako hipotezę zmęczeniową przyjęto liniową kumulację uszkodzeń według hipotezy Palmgrena-Minera [1]. Równanie (1) opisuje założenia tej hipotezy, gdzie  $n_i$  jest liczbą cykli na  $i$ -tym poziomie obciążeń, dla którego całkowita trwałość materiału wynosi  $N_i$  cykli,  $i$  jest indeksem przypisywanym kolejnym rozróżnialnym typom cykli zmęczeniowych, a  $k$  jest całkowitą liczbą rozróżnionych typów cykli. Według omawianej hipotezy w rozpatrywanym materiale lub strukturze nie wystąpi uszkodzenie zmęczeniowe zanim wartość parametru  $C$  nie osiągnie założonej wartości (zazwyczaj wartość  $C$  normalizuje się do 1).

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_1} = C \quad (1)$$

W celu wykorzystania powyższej hipotezy konieczne jest zdefiniowanie krzywej S-N dla danej struktury, przypisującej liczbę cykli  $N$  dla dowolnego cyklu zmęczeniowego  $i$ . Wzór opisujący krzywą S-N przedstawiono jako (2). Zmienna  $S$  odpowiada amplitudzie odzerowego cyklu zmęczeniowego,  $N$  to liczba cykli, jakie dla danego materiału lub struktury można zrealizować przed wystąpieniem uszkodzenia, natomiast  $a$  i  $b$  są to charakterystyczne dla danego materiału lub struktury parametry krzywej wyznaczone zazwyczaj eksperymentalnie.

$$S = aN^b \quad (2)$$

Główne dźwigary skrzydeł samolotu Su-22 wykonane są ze stopu stali 30 HGSNA i w ich półkach występują otwory pod nity, w których zainicjowało się krytyczne uszkodzenie w trakcie realizowanej próby. Stąd też przyjęto wyjściowe parametry krzywej S-N na podstawie opracowań [2, 3, 5] opisujących właściwości materiałowe dla stopów stali 30 HGSNA z otworami.

Według definicji krzywe S-N definiowane są dla przebiegów odzerowo tętniących (dla współczynników asymetrii cyklu  $R = 0$ ), podczas gdy rzeczywiste cykle zmęczeniowe rejestrowane w trakcie eksploatacji oraz zrealizowane w trakcie próby miały zmienne wartości średnie i amplitudy. Dlatego też kluczowe było przyjęcie hipotezy do korekcji wartości średniej cykli zmęczeniowych, pozwalającej na reprezentację dowolnego cyklu zmęczeniowego, za pomocą ekwiwalentnego cyklu od-zerowo tętniącego.

W tym celu przyjęto hipotezę Smitha-Watsona-Toppera [6], która opisuje równanie (3).  $S_e$  jest wartością ekwiwalentnej amplitudy cyklu odzerowego,  $\sigma_a$  jest amplitudą dowolnego wejściowego cyklu zmęczeniowego natomiast  $\sigma_m$  jest wartością średnią cyklu wejściowego.

$$S_e = \sigma_a \left( \frac{2}{1 - \frac{\sigma_m - \sigma_a}{\sigma_m + \sigma_a}} \right)^{0.5} \quad (3)$$

Wykorzystując powyższe założenia, możliwe było oszacowanie udziałów zmęczeniowych poszczególnych etapów eksploatacji oraz próby w zdefiniowanej całkowitej trwałości zmęczeniowej płatowca. Podstawowym założeniem było przyjęcie, że uszkodzenie zmęczeniowe (wartość parametru  $C$  osiągnęła 1) pod koniec etapu IVb próby (propagacja krytycznego uszkodzenia wystąpiła w ramach kilku ostatnich cykli). Znajac historię obciążeń z eksploatacji oraz poszczególnych etapów próby, zmodyfikowano nieznacznie początkową wartość parametru  $b$

przyjętego z literatury (finalna wartość wyniosła -0,23202) tak, aby uzyskać sumaryczną wartość 1 dla parametru  $C$ . Wynikowe udziały zmęczenia poszczególnych etapów przedstawione zostały w tab. 1.

**Tabela 1**

**Udziały zmęczenia dla eksploatacji oraz poszczególnych etapów próby**

Etap	Udział zmęczenia	Godziny lotu [h]
Eksploatacja	0,194	1702
Etap II próby	0,365	3202
Etap IVa próby	0,170	1491
Etap IVb próby	0,271	2377
Całość	1,000	

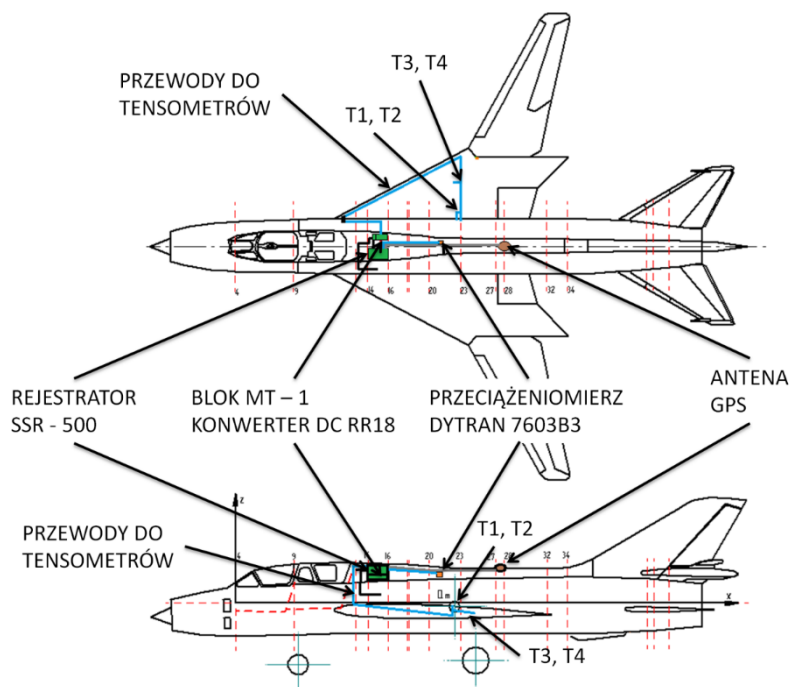
## 4. Systemy rejestracji danych z lotu

Na samolotach typu Su-22UM3K zamontowane są dwa rodzaje rejestratorów będących źródłem danych analizowanych w niniejszym opracowaniu:

- rejestrator parametrów lotu Tester-U3;
- rejestrator SSR-500 systemu monitorowania obciążeń.

Rejestrator Tester-U3 stanowi podstawowe wyposażenie samolotów Su-22. W niniejszym artykule wykorzystano część zapisów z rejestratora, poddanych obróbce w programie deszyfracji parametrów lotu. Wykorzystane dane dotyczyły konfiguracji masowej i aerodynamicznej samolotu oraz rejestrowanych przeciążeń (pionowych  $n_z$ , podłużnych  $n_x$  oraz porzecznych  $n_y$ ).

System Monitorowania Obciążeń (SMO) składa się z 8 tensometrów zlokalizowanych na strukturze siłowej samolotu, ich rozmieszczenie zostało przedstawione na rysunku 2. Tensometry T1, T2, T5, T6, są zamontowane na pasach dźwigara u nasady skrzydeł i służą do monitorowania obciążeń skrzydła podczas lotów. Tensometry T3, T4, T7, T8, są zamontowane na podwoziu i jego węzłach i służą do monitorowania obciążeń występujących podczas startów, lądowań i manewrów naziemnych. Ponadto rejestrator SMO został wyposażony w trójosiowy czujnik przeciążeń umieszczony w kadłubie na wrędze nr 22. Zabudowa SMO pozwala na dokładne monitorowanie stanu wyłączenia konstrukcji oraz jest dodatkową pomocą podczas analizowania niektórych rodzajów przekroczeń eksploatacyjnych.



Rys. 2. Rozmieszczenie elementów SMO na samolotach Su-22UM3K

## 5. Analiza danych

Przeprowadzenie przewidzianych analiz wymagało wstępnej obróbki danych pochodzących z rejestratorów Tester-U3 i SMO. Dane, na których przeprowadzano analizę zgromadzone zostały w ramach lotów samolotów Su-22 w wersji UM3K, na których zainstalowano system SMO i dla których były dostępne zapisy zarówno z rejestratora pokładowego Tester-U3 jak i z SMO.

W przypadku danych z SMO konieczne było wykonanie skalowania zapisów w oparciu wyniki kalibracji. Analiza danych z rejestratora Tester-U3 wykazała występowanie w zapisach braków pojedynczych rekordów. Konieczne było uzupełnienie tych braków, aby możliwa była poprawna synchronizacja danych pochodzących z różnych rejestratorów. Dodane do danych z Testera-U3 zapisy zostały specjalnie oznaczone, aby po synchronizacji nie wykorzystywać ich w późniejszej analizie. Konieczność wyeliminowania ich w toku dalszych prac jest spowodowana stworzeniem brakujących rekordów poprzez interpolację wartości parametrów przed i po brakującym rekordzie.



Dodatkowym problemem wymagającym rozwiązania było różne próbkowanie w zapisach z rejestratorów. Dane z Testera-U3 są kompresowane do 1 Hz z kolei zapisy z SMO są próbkowane z częstotliwością 16 Hz. W związku z powyższym przerobiono zapisy Testera-U3 poprzez multiplikację rekordów aby uzyskać wspólną podstawę czasu.

Po wstępnej obróbce danych dokonano wzajemnej synchronizacji zapisów z rejestratorów Tester-U3 i SMO. Dodatkowo zapisy przeciążeń pionowych  $n_z$  z SMO obrobiono wykorzystując filtr dolnoprzepustowy 1 Hz w celu lepszego pokazania różnic wynikających z różnego próbkowania danych źródłowych. Ponadto dokonano korekcji przesunięć fazowych wynikających z stosowania filtrów. Synchronizację przeprowadzono automatycznie za pomocą skryptu w programie Matlab, jako czynnik korelujący wykorzystano przebieg parametrów  $n_z$  z obydwu rejestratorów. Ze względu na ograniczoną czułość przeciążeniomierza będącego źródłem sygnału dla rejestratora Tester-U3 stwierdzono małą korelację dla lotów z małym zakresem  $n_z$ . W celu dokładniejszej weryfikacji poprawności synchronizacji zbadano ponadto o korelację pomiędzy przeciążeniem  $n_x$ , wysokością i prędkością lotu. Ponadto ręcznie sprawdzono loty o korelacji poniżej 0,8.

Ze względu na liczne błędy zapisu występujące w danych z Testera-U3 (nakładające się zapisy oraz problemy z podstawą czasu) do finalnej analizy wykorzystano sumarycznie 366 lotów (co stanowi 93% początkowo zakwalifikowanych lotów).

Analiza korelacji wykazała poprawność synchronizacji czasowej danych nawet gdy współczynnik korelacji  $n_z$  przyjmował wartość w okolicach 0,4. Niskie współczynniki korelacji dotyczyły lotów podczas których nie wykonywano żadnych gwałtownych manewrów. Natomiast dla lotów wysokomanewrowych korelacje przyspieszeń pionowych wynosiły powyżej 0,9. Pewne różnice w korelacjach wysokości i prędkości wynikają z różnych metod pomiaru tych parametrów pomiędzy rejestratorami. W Testerze-U3 dane te uzyskuje się z odbiorników ciśnień natomiast w rejestratorze SMO są to dane z nadajnika GPS. Uwzględniając powyższe korelacje tych parametrów mają charakter pomocniczy do weryfikacji poprawności synchronizacji.

Po synchronizacji danych przystąpiono do wyznaczenia profili obciążeń samolotu Su-22UM3K. Wyeksportowano z danych zapisy wybranych parametrów w formie pozwalającej na wczytanie ich przez program zliczający cykle. Analiza numeryczna zliczania cykli została wykonana z wykorzystaniem programów MS Excel, oraz w oparciu własne procedury.

Zliczanie cykli w oparciu o metodę Rain Flow zrealizowano dla następujących parametrów:

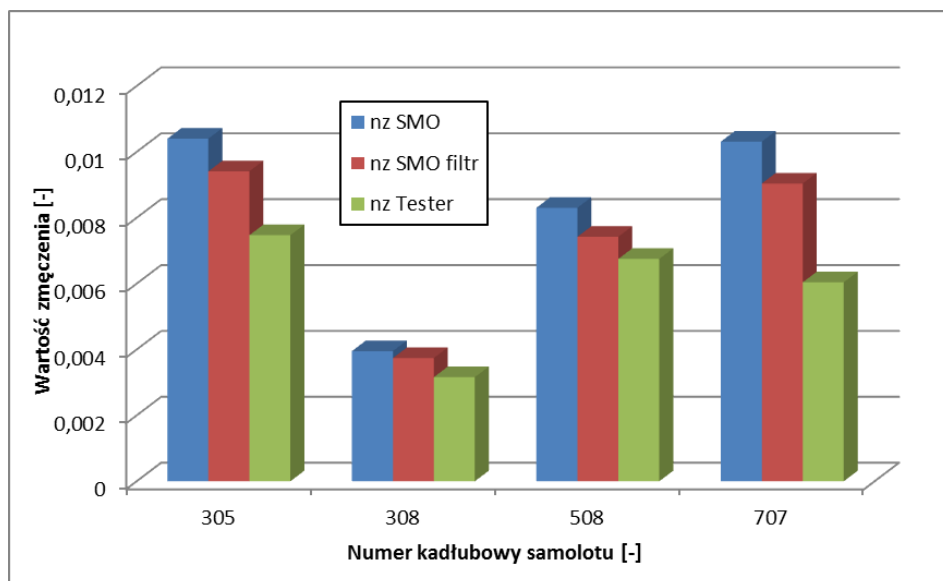
- $n_z$  z rejestratora Tester-U3;
- $n_z$  z rejestratora SSR-500 Systemu monitorowania obciążeń (SMO);
- $n_z$  z SMO po obróbce filtrem dolnoprzepustowym 1Hz.

Podstawą dalszych prac są wyniki uzyskane dla kwantyzacji amplitudy i wartości średniej cyklu na poziomie 0,1  $n_z$ .

Kolejnym etapem prac było wyznaczenie zużycia zmęczeniowego poszczególnych samolotów Su-22UM3K, na podstawie lotów uwzględnionych w analizie. Celem tych prac było określenie w jakim stopniu różnice w profilach obciążeń wyznaczonych za pomocą różnych metod oddziałują na zużycie zmęczeniowe samolotu.

Wyniki przeprowadzonych prac przedstawiono w tabeli 2 i na rysunku 3. Ze względu na różnice w ilościach i charakterze lotów występują znaczne rozbieżności w zmęczeniu wyznaczonym dla poszczególnych samolotów. W związku z tym dla ułatwienia analizy porównawczej pomiędzy samolotami przedstawiono wyniki również w postaci względnej jako procent wartości uzyskanej na podstawie danych z rejestratora TESTER.

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-U3, wyniki na podstawie danych z SMO były natomiast większe od 10%-70%.



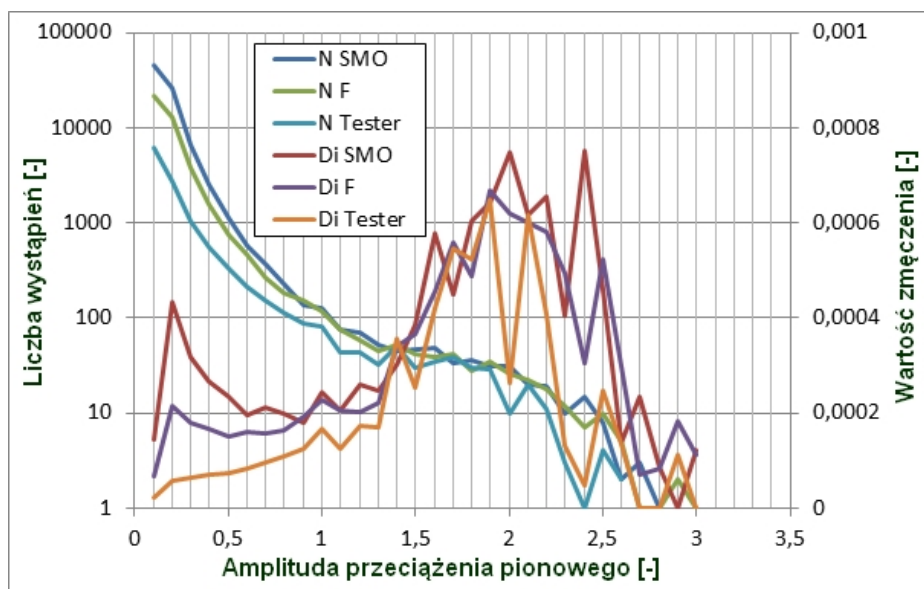
Rys. 3. Wartości zmęczenia wyznaczone dla poszczególnych samolotów

Tabela 2

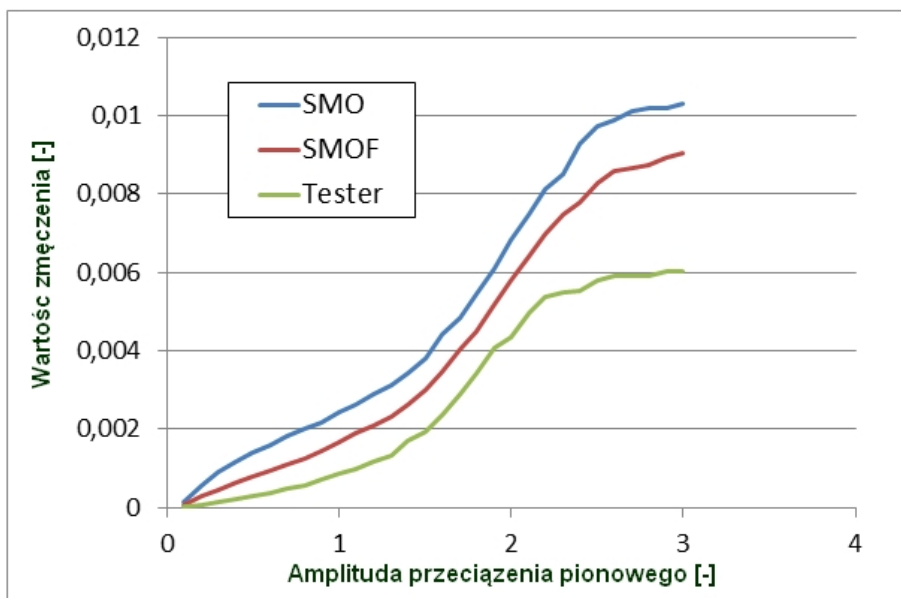
Zestawienie oszacowanych wartości zużycia zmęczeniowego

Nr samolotu	Liczba lotów w analizie	Źródło danych			Zużycie względem TESTERA [%]	
		$n_z$ SMO	$n_z$ SMO filtr	$n_z$ TESTER	$n_z$ SMO	$n_z$ SMO filtr
A	112	0,01040	0,00941	0,00747	139,25	125,96
B	49	0,00395	0,00374	0,00316	125,17	118,41
C	77	0,00830	0,00742	0,00675	123,05	110,02
D	128	0,01031	0,00904	0,00604	170,72	149,78

W celu lepszej analizy źródeł zaobserwowanych rozbieżności przeprowadzono analizę wpływu cykli o różnej amplitudzie na całkowite zużycie zmęczeniowe. W tym celu sporządzono wykresy, zestawiające liczbę cykli i zmęczenia z nich wynikającego w zależności od amplitudy cyklu. Dodatkowo, aby czytelniej zobrazować rozbieżności zmęczenia dodano wykresy kumulatywne pokazujące zmęczenie będące sumą wszystkich cykli mniejszych bądź równych danemu poziomowi amplitudy. Przykładowe wykresy dla samolotu nr D przedstawiono odpowiednio na rysunkach 3 i 4.



Rys. 4. Wartości zmęczenia wyznaczone dla poszczególnych samolotów



Rys. 5. Kumulatywne wykresy zmęczenia w zależności od amplitudy dla samolotu nr D

Pomimo zastosowania skali logarytmicznej (rys. 5), wyraźnie widać różnice w liczbie małych cykli (o amplitudzie 0,1-0,3) przy czym ich wzajemna proporcja pomiędzy rejestratorami jest zależna od samolotu. W zakresie średnich cykli (0,3-1,5) widać wyraźnie większą zbieżność liczby cykli i wartości zmęczenia z kolei dla cykli o dużej amplitudzie (>1,5) zaobserwować można ponowne zwiększenie różnic. Warto przy tym zaznaczyć, że zmęczenie wynikające z małych cykli choć wzajemnie różni się nawet o 100% stanowi jedynie nieznaczna część całkowitego zmęczenia.

Widać to szczególnie na wykresie kumulacyjnym, gdzie znaczące różnice w zmęczeniu pojawiają się dopiero w obszarze cykli dużych.

Wystąpienie takich różnic jest spowodowane rozbieżnościami w otrzymanych widmach obciążeń. Przy czym jest to zagadnienie złożone. Pierwszym czynnikiem mogąącym powodować rozbieżności jest w rozdzielczość i częstotliwość próbkowania zapisów w poszczególnych rejestratorach. Kolejnym czynnikiem oddziałującym na otrzymane rezultaty może być zgodność wskazań przeciążeniomierzy. Z tego powodu należy przeprowadzić analizę zgodności wskazań czujników przeciążeń z rejestratorów TESTER i SMO. Ponadto wskazane jest wykonanie analizy składowych zużycia zmęczeniowego dla danych SMO próbkowanych z częstotliwościami 1 i 16 Hz oraz danych z Testera próbkowanych z częstotliwościami 1 i 10 Hz.

## **6. Podsumowanie**

Autorzy przedstawili model zmęczeniowy szacowania zużycia zmęczeniowego struktury płatowca samolotu Su-22 w oparciu o wyniki przeprowadzonej próby trwałości zmęczeniowej. Zdefiniowany model został wykorzystany do szacowania zużycia zmęczeniowego płatowców Su-22 na podstawie rzeczywistych danych uzyskanych z eksploatacji z pokładowego rejestratora lotu oraz SMO.

W ramach pracy analizie poddano zapisy pochodzące zarówno z pokładowego rejestratora lotu oraz Systemu Monitorowania Obciążeń zainstalowanego na płatowcach w wersji UM3K. W celu wykonania analizy porównawczej dane zostały zsynchronizowane.

Uzyskane wyniki pokazują bardzo wyraźny wpływ częstotliwości próbkowania nie tylko na liczbę cykli, szczególnie małych, ale również na wartości szczytowe co przekłada się na amplitudę średnich i dużych cykli zmęczeniowych. Analiza otrzymanych wyników wykazała znaczne różnice w zależności od pochodzenia danych wejściowych. We wszystkich przypadkach najmniejsze zużycie zmęczeniowe uzyskano na podstawie danych z rejestratora Tester-U3, wyniki na podstawie danych z SMO były natomiast większe od 10%-70%.

W celu lepszej analizy źródeł zaobserwowanych rozbieżności przeprowadzono analizę wpływu cykli o różnej amplitudzie na całkowite zużycie zmęczeniowe. W tym celu sporządzono wykresy, zestawiające liczbę cykli i zmęczenia z nich wynikającego w zależności od amplitudy cyklu. Dodatkowo aby czytelniej zobrazować rozbieżności zmęczenia dodano wykresy kumulatywne pokazujące zmęczenie będące sumą wszystkich cykli mniejszych bądź równych danemu poziomowi amplitudy.

Wpływ na różnice wskazań mogą mieć zarówno rozdzielczość czy częstotliwość próbkowania jak i rozbieżności we wskazaniach obu przeciążeniomierzy. Wskazane jest przeprowadzenie dokładnej analizy porównawczej zużycia zmęczeniowego otrzymywanego na podstawie wskazań z czujnika przeciążeń i tensometrów zabudowanych w ramach SMO.

## 7. Literatura

1. Miner M.A.: Cumulative damage in fatigue, J. appl. Mech., Trans. Am. Soc. mech. Engrs 1945 67, A-159.
2. Mylnikov V.V., Chernyshov E.A., Shetulov D.I.: Variation in factors of fatigue resistance for some pure metals as a function of the frequency of loading cycles. Russian Journal of Non-Ferrous metals, vol. 51, Iss. 3, 2010.
3. Mylnikov V.V.: Swjaz parametra soprotiwlenija ustalosti s powiezdajemostiu powierzchni stali 30HGSN2A. Sbornik naucznych trudow Sworld. 2012. T. 10. Nr 3.
4. Reymer P., Leski A., Zieliński W., Jankowski K.: Full Scale Fatigue Test concept of a Su-22 fighter bomber. Fatigue of Aircraft Structures, vol. 6, pp. 79-87, Warszawa 2015.
5. Romashev M.A.: Izmienienije struktury i powiezdajemosti powierzchni stali w processie cykliczieskiego nagruženija i ich wzaimoswiaz s pokazatieliami soprotiwlenija ustalosti. Uspiechi sowriemiennogo jestiestwoznania. Nr 1, 2015.
6. Smith K.N., Watson P., Topper T.H.: A Stress-Strain Function for the Fatigue of Metals, Journal of Materials, ASTM, Vol. 5, No. 4, Dec. 1970.

*Udział autorów w przygotowaniu publikacji: P. Reymer 33%, W. Zieliński 33%, A. Kurnyta 33%.*