

BADANIA W LOCIE RZECZYWISTYCH OBCIĄŻEŃ EKSPLOATACYJNYCH W ELEMENTACH STRUKTURY SAMOLOTU SU-22UM3K

Streszczenie

W pracy przedstawiono autorski system pomiarowo-rejestrujący do zbierania informacji o obciążeniach eksploatacyjnych występujących w elementach struktury samolotu Su-22UM3K. Badania obciążeń w wybranych elementach konstrukcji płatowca samolotu Su-22UM3K przeprowadzono z wykorzystaniem systemu pomiarowego KAM-500. W opracowaniu systemu wykorzystano modułową budowę co pozwala na zmianę konfiguracji systemu zgodnie z potrzebą zadania pomiarowego.

Badania w locie obciążeń obejmowały elementy zadań występujące w programie szkolenia lotniczego na samolocie Su-22UM3K w celu dostarczanie informacji o rzeczywistym profilu eksploatacji oraz określenie reprezentatywnych tensometrycznych kanałów pomiarowych w dalszej eksploatacji samolotu.

WSTĘP

Objektem badań był samolot Su-22UM3K przystosowany do pomiaru obciążeń eksploatacyjnych występujących w wybranych elementach struktury samolotu z wykorzystaniem tensometrów. W pracy przedstawiono system pomiarowo-rejestrujący zbudowany na bazie rejestratora KAM-500 oraz wykorzystujący standardowe wyposażenie pokładowe statku powietrznego.

System ten został wykorzystywany do określenia rzeczywistego widma obciążeń występującego w czasie eksploatacji statku powietrznego. Widmo obciążeń jest niezbędne do przeprowadzenia obliczeń numerycznych i wyznaczenia trwałości.

Dodatkowo system zapewnił możliwość wyselekcjonowania ośmiu reprezentatywnych tensometrycznych kanałów pomiarowych, które podlegają monitorowaniu w procesie eksploatacji nadzorowanej samolotu Su-22UM3K oraz pomiar prędkości pionowej przyziemienia samolotu podczas standardowego lądowania.

1. ODKSZTAŁCENIA ELEMENTÓW MECHANICZNYCH A TENSOMETRIA

Pomiary odkształceń w miejscu umieszczenia tensometru są pomiarami bezpośrednimi. Podstawowe zależności łączące odkształcenie materiału próbki i zmianę rezystancji tensometru naklejonego na materiale to:

- odkształcenie względne podłużne materiału ε :

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \quad (1)$$

gdzie:

Δl - przyrost długości próbki;

l - długość próbki.

- odkształcenie poprzeczne ε_1 :

$$\varepsilon_1 = -\nu \cdot \varepsilon \quad (2)$$

gdzie:

ν - współczynnik Poissona materiału próbki.

- prawo Hooke'a dla rozciągania (lub ściskania):

$$\sigma = E\varepsilon \quad (3)$$

gdzie:

σ - naprężenie;

E - stała materiałowa nosząca nazwę modułu Younga.

- rezystancja tensometru R :

$$R = \rho \frac{l}{S} \quad (4)$$

gdzie:

ρ - rezystancja właściwa materiału, z którego wykonany jest tensometr;

l - długość czynna tensometru;

S - pole przekroju poprzecznego drutu użytego na wykonanie czujnika pomiarowego.

- zasadnicze równanie tensometrii oporowej [1, 2]:

$$\frac{\Delta R}{R} = k \cdot \varepsilon \quad (5)$$

gdzie:

ΔR - przyrost rezystancji tensometru wywołana odkształceniem próbki;

k - stała tensometru.

Z ostatniej zależności wynika, że odkształcenie względne badanego obiektu jest wprost proporcjonalne do względnego przyrostu rezystancji naklejonego na nim tensometru. Jest to bezpośrednie połączenie zjawisk zachodzących w badanej próbce i naklejonym na niej tensometrze. Zmiany rezystancji tensometrów odpowiadających odkształceniom elementów na których są naklejone są bardzo małe. Do takich przyrostów rezystancji niezbędny jest czuły układ pomiarowy. Do tych celów wykorzystywany jest zazwyczaj układ mostka Wheatstone'a. Elementami mostka mogą być same tensometry (pełny mostek), dwa tensometry (pół-mostek pomiarowy) lub jeden tensometr (ćwierć-mostek). Jeżeli tensometry nie tworzą pełnego mostka to należy uzupełnić mostek rezystorami. Wyniki pomiarów z wykorzystaniem tensometrów mają sens tylko wtedy gdy są wyskalowane w jednostkach odkształcenia, naprężenia (sił lub momentów). W sytuacji skomplikowanej budowy obiektu badań nie zawsze jest możliwość skalowania bezpośredniego. W tym celu wykonuje się kalibrację elektryczną (pośrednią) z wykorzystaniem rezystora kalibrującego podłączonego równolegle do tensometru pomiarowego lub do rezystora w gałęzi równoległej mostka pomia-

rowego. Zależności wiążące dane kalibracyjne przedstawiają się w tym przypadku następująco:

- wartość rezystora kalibrującego R_x :

$$R_x = \frac{R}{k \cdot \varepsilon} - R \quad (6)$$

- napięcie wyjściowe mostka pomiarowego U_{wy} (wynik pomiaru):

$$U_{wy} = \frac{1}{4} \cdot U_z \cdot N \cdot k \cdot (\varepsilon \cdot 10^{-6}) \cdot V \quad (7)$$

gdzie:

N - stała mostka zależna od ilości czynnych tensometrów i ich konfiguracji w stosunku do kierunku odkształcenia;

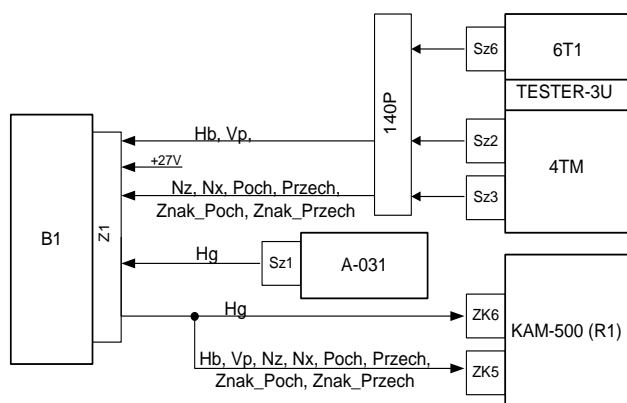
U_z - napięcia zasilania mostka.

2. SYSTEM POMIAROWO-REJESTRUJĄCY

System pomiarowo-rejestrujący zabudowano na pokładzie samolotu Su-22UM3K. Główną grupą parametrów mierzonych przez system są odkształcenia wybranych elementów struktury statku powietrznego. Do określenia powiązań pomiędzy odkształceniami występującymi w elementach struktury a parametrami lotu wykorzystano parametry pokładowego rejestratora TESTER-U3 oraz sygnał radiowysokościomierza pokładowego. Równoczesne korzystanie z sygnałów parametrów lotu przez pokładowy rejestrator parametrów lotu oraz badawczy system pomiarowy KAM-500 zapewnione jest przez blok akwizycji B1. Blok ten umożliwi powielenie wybranych sygnałów rejestratora TESTER-U3 przy jednoczesnym galwanicznym oddzieleniu współpracujących rejestratorów. Taka modyfikacja układu pomiarowego pokładowego rejestratora parametrów lotu nie wpływa na pracę rejestratora TESTER-U3, zapewniając jednocześnie rejestrację wymaganego zestawu parametrów przez badawczy system pomiarowy KAM-500. Schemat blokowy współpracy rejestratorów przedstawia rysunek 1.

W skład systemu pomiarowo-rejestrującego wchodzi:

- pokładowy system rejestracji parametrów lotu samolotu TESTER-U3;
- badawczy system pomiarowo-rejestrujący KAM-500;
- wyposażenie pokładowe: radiowysokościomierz, sieć zasilania pokładowego.



Rys. 1. Schemat blokowy współpracy systemu rejestracji TESTER-U3 i KAM-500

2.1. Pokładowy system rejestracji parametrów lotu samolotu TESTER-U3

Pokładowy katastroficzno-eksploatacyjny system rejestracji parametrów lotu TESTER-U3 jest integralnym składnikiem wyposażenia

samolotu Su-22UM3K. Rejestrator ten przeznaczony jest do rejestracji parametrów lotu samolotu w normalnych i awaryjnych warunkach lotu oraz do zabezpieczenia zarejestrowanej informacji w przypadku katastrofy lotniczej. Dla potrzeb zestawu aparatury pomiarowo-rejestrującej wykorzystano parametry rejestratora TESTER-U3 pozwalające określić położenie przestrzenne samolotu oraz dynamikę lotu samolotu.

Rejestrator KAM-500 wykorzystuje następujące parametry zapisywane przez system TESTER-U3:

- prędkość przyrządowa - V_p ;
- wysokość barometryczna - H_b ;
- kąt pochylenia samolotu - $Poch$;
- znak kąta pochylenia - $Znak_poch$;
- kąt przechylenia samolotu - $Przech$;
- znak kąta przechylenia - $Znak_poch$;
- przeciążenie pionowe - N_z ;
- przeciążenie poziome - N_x .

Dodatkowo z radiowysokościomierza pokładowego A-031 pobierane są dane wysokości geometrycznej H_g . W celu ujednoczenia wskazań obu rejestratorów wykonano jednoczesne skalowanie torów pomiarowych wspólnych dla rejestratora pokładowego i badawczego oraz sprawdzenie poprawności działania systemów pokładowych.

2.2. Badawczy system pomiarowo-rejestrujący KAM-500

Badawczy system pomiarowo-rejestrujący został zbudowany na bazie rejestratora KAM-500 [3].

W skład badawczego systemu pomiarowo-rejestrującego wchodzi:

- rejestrator KAM-500 firmy ACRA LTD;
- skrzynka modułów przejściowych SMP-4;
- skrzynka modułu przejściowego SMP-1;
- podstawa złącz kalibracyjnych PZK-1;
- blok akwizycji AKW-6;
- blok złącz i bezpieczników BZB-3;
- radiowysokościomierz MRA Type 2;
- akumulator AS512/6.5S;
- czujniki tensometryczne;
- podstawy wyposażenia pomiarowego;
- okablowanie.

Schemat blokowy systemu pomiarowo-rejestrującego przedstawia rysunek 2.

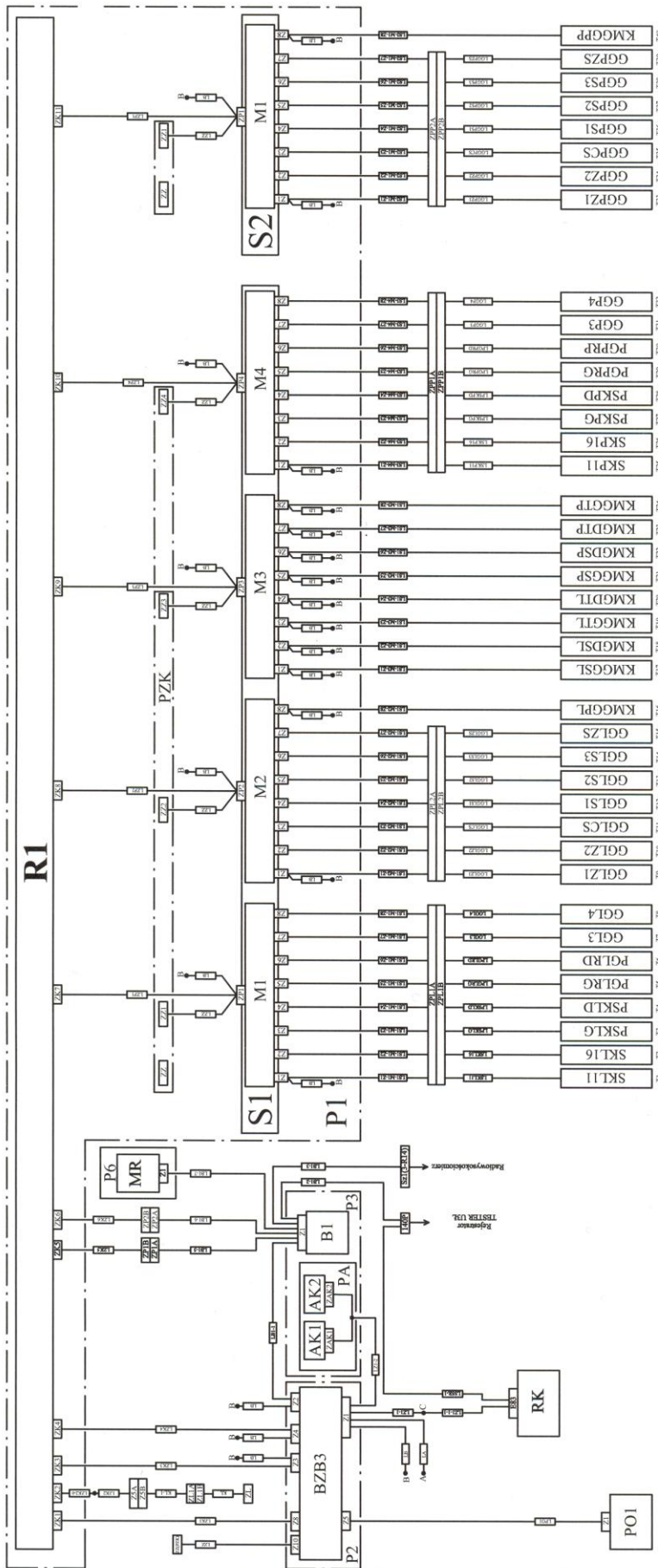
Do pomiaru odkształceń w elementach struktury samolotu zastosowano tensometry.

2.3. Zasada pracy systemu pomiarowego

Zasadę pomiaru realizowanego przez jeden kanał systemu pomiarowego przedstawia rysunek 3.

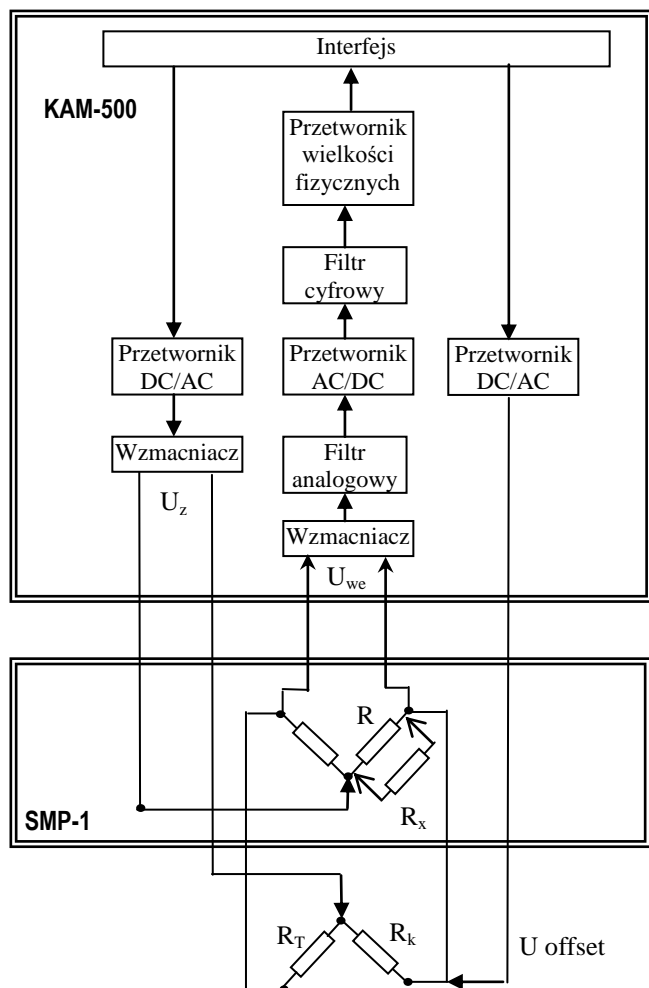
W rozpatrywanym systemie pomiarowym zastosowano układy pół-mostków z uzupełnieniem do pełnego mostka. Pomiar odkształcenia podłużnego realizuje tensometr R_T a odkształcenie poprzeczne tensometr R_k . Dzięki temu wykorzystano jednoczesny pomiar odkształcenia podłużnego i poprzecznego. Wykorzystanie takiego czujnika pozwoliło również na zastosowanie kompensacji wpływu temperatury na wyniki pomiaru.

Uzupełnienie układu pół-mostków do postaci pełnego mostka odbywa się w skrzynkach modułów przejściowych SMP-1 i SMP-4.



Rys. 2. Schemat blokowy systemu pomiarowo-rejestrującego [3]

W modułach tych odbywa się również kalibracja z wykorzystaniem rezystorów kalibrujących R_x . Mostki pomiarowe zasilane są przez programowalne zasilacze rejestratora KAM-500. Napięcia wyjściowe mostków tensometrycznych przetwarzane są we wzmacniaczach i filtrach kanałów pomiarowych rejestratora.



Rys. 3. Schemat blokowy współpracy systemu rejestracji TESTER-U3 i KAM-500

2.4. Wykaz parametrów podlegających pomiarowi i rejestracji

Podczas lotów próbnych doświadczalnych przewidziano rejestrację parametrów przedstawiających:

- parametry użytkowe: zapis, liczba ramek, impuls, zdarzenie;
- parametry samolotu: prędkość lotu, wysokość barometryczną lotu, pochylenie, przechylenie, przeciążenie pionowe, przeciążenie poziome, wysokość rzeczywistą;
- czterdzieści parametrów związanych z odkształceniami struktury: kadłub, połączenia skrzydło-kadłub, przeguby główne skrzydeł, elementy podwozia głównego.

Zapis wszystkich parametrów realizowany jest z częstotliwością 100 Hz.

2.5. Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej

Badawczy system pomiarowo-rejestrujący umieszczony jest w strukturze samolotu tj. kadłubie, wnękach podwozia, skrzydle, lukach technicznych itp. [4]. Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej na pokładzie samolotu Su-22UM3K przedstawiają rysunki 4a i 4b.

3. BADANIA W LOCIE

Badania w locie obciążen w wybranych elementach konstrukcji samolotu Su-22UM3K obejmowały elementy zadań lotniczych występujących w programie szkolenia na tym statku powietrznym [5].

Były to odpowiednio:

- kołowania;
- starty w zakresie prędkości $V_{st}=340\div390$ km/h;
- lądowania w zakresie prędkości $V_{lad}=280\div340$ km/h dla trzech mas samolotu:
 - $m \leq 12500$ kg;
 - $12500 \text{ kg} < m > 13400$ kg;
 - $13400 \text{ kg} \leq m \leq 14800$ kg;
- starty z „konwojera” bezpośrednio po przyziemieniu z pozostałością paliwa:
 - nie większą niż 1600 kg;
 - nie mniejsza niż 850 kg;
- wiązanki figur prostego pilotażu w lewo i w prawo;
- loty z prędkością naddźwiękową - 1,5 Ma;
- wiązanki figur średniego pilotażu w lewo i w prawo;
- loty z zatankowanymi do pełna zbiornikami podwieszonymi pod kadłubem;
- loty z zatankowanymi do pełna zbiornikami podwieszonymi pod skrzydłem.

3.1. Wyniki badań

W omówieniu wyników badań przedstawiono przebiegi zmian parametrów uzyskanych podczas wykonania lotów badawczych samolotu Su-22UM3K.

Przykładowe przebiegi zmian wybranych parametrów odkształceń elementów struktury samolotu Su-22UM3K zgrupowano w zestawie:

- parametry związane z kadłubem:

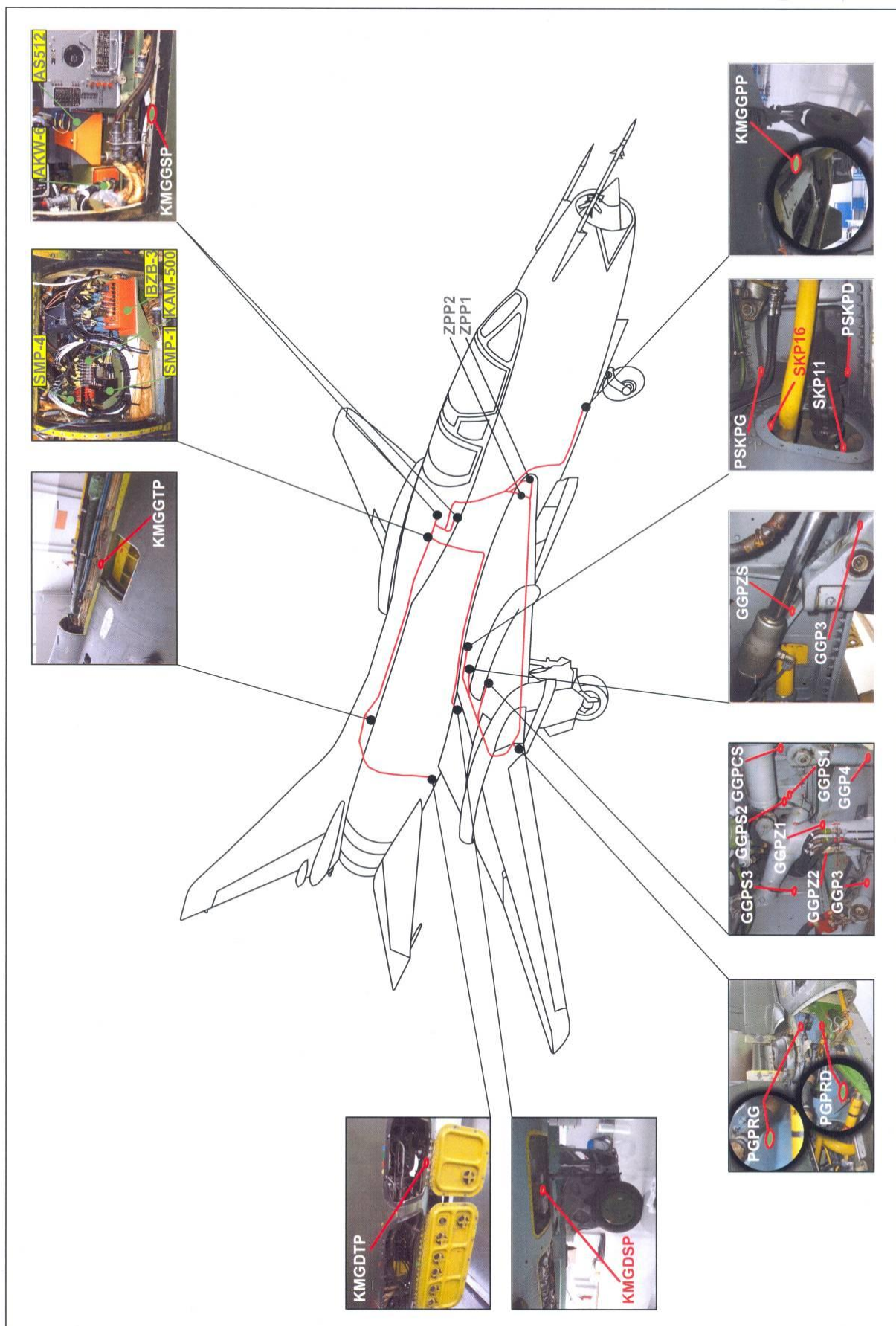
Przykładowy przebieg zmiany parametrów związanych z kadłubem przedstawiono na rysunku 5. Nazwy parametrów analizowanej grupy, ich jednostki miary oraz przedziały zmian wartości przedstawiono w tabeli 1.

Tab. 1. Wykaz zmian parametrów związanych z kadłubem

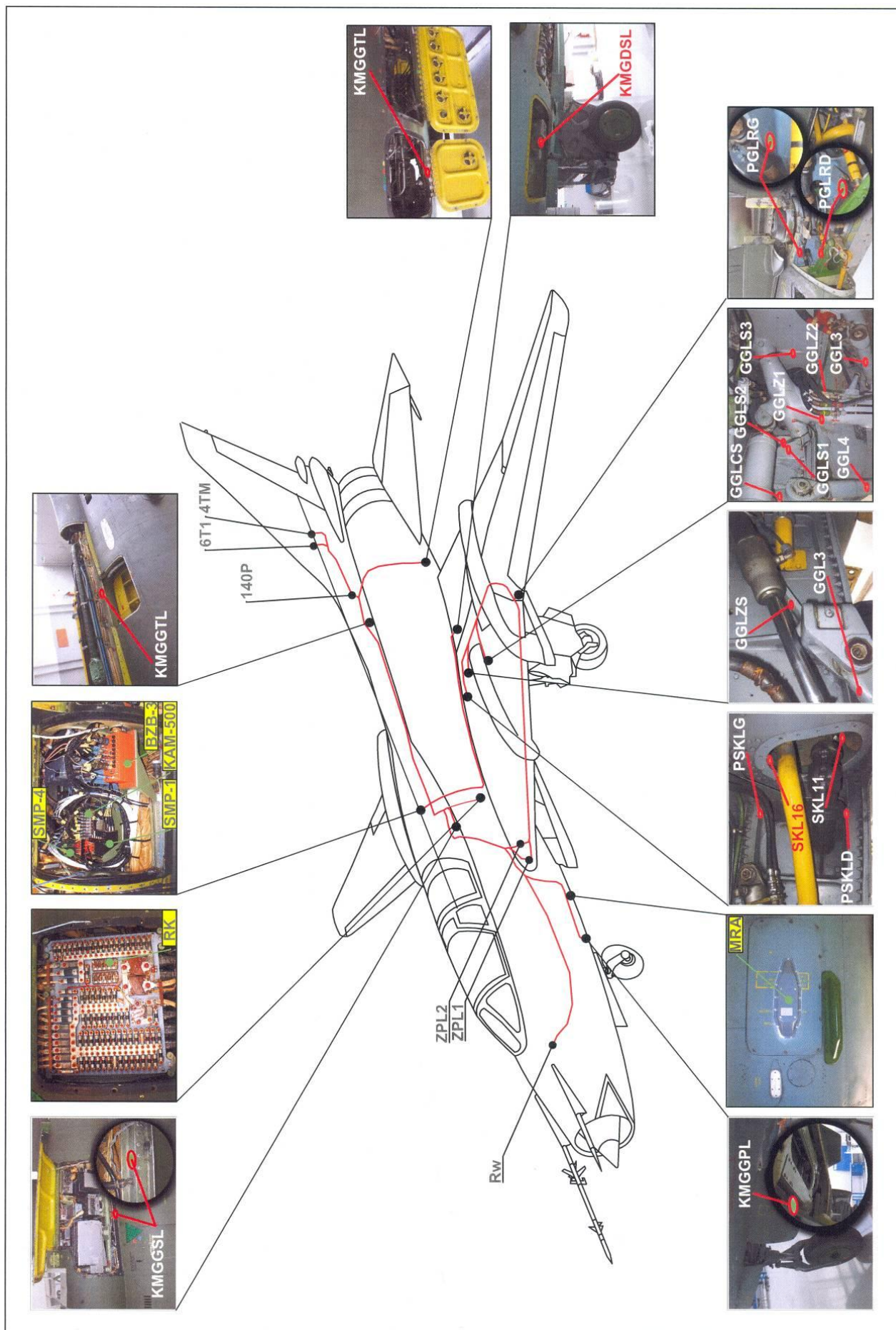
Nazwa parametru	Jednostka miary	Zakres zmian	
		Minimum	Maksimum
KMGDSL	μStr	-621,7	-32,8
KMGDSP	μStr	-637,9	-38,7
KMGDTL	μStr	-570,1	97,3
KMGDTP	μStr	-575,6	62,9
KMGGPL	μStr	-527	-78,2
KMGGPP	μStr	-559,1	-101,6
Hb	m	108	4643
Nz	1	0,334	4,852
Czas	s	0	3060

Analiza przebiegu zmian wykazuje zależność wartości parametrów odkształceń elementów struktury kadłuba od przeciążenia pionowego szczególnie widoczną podczas wykonywania figur pilotażu – fragment przebiegów w czasie między 400s a 1000s lotu.

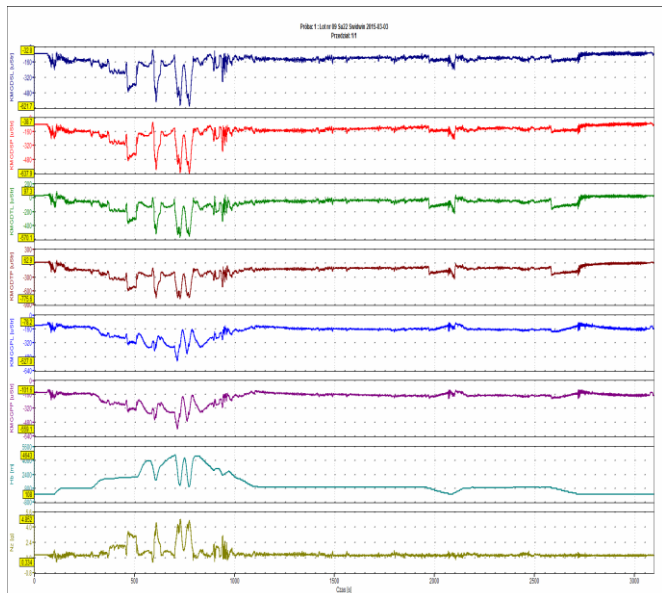
Zmiany odkształceń elementów w czasie do 100s lotu, w czasie między 1950s a 2100s lotu oraz od 2580 s nie są powiązane ze zmianą przeciążenia pionowego. Wynikają one kolejno ze startu, wypuszczenia podwozia podczas lotu (start z „konwojera”) oraz lądowania.



Rys. 4a. Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej na pokładzie samolotu Su-22UM3K – strona prawa [4]



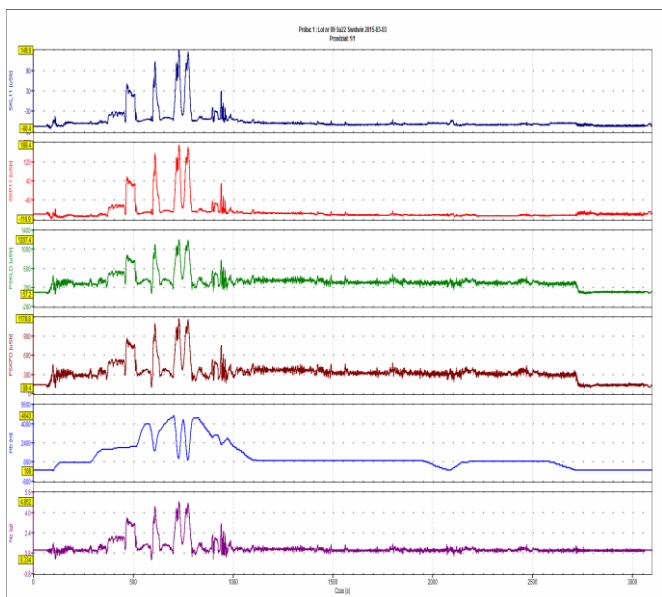
Rys. 4b. Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej na pokładzie samolotu Su-22UM3K – strona lewa [4]



Rys. 5. Przykładowy przebieg zmiany parametrów związanych z kadłubem

– parametry związane z połączeniem skrzydło-kadłub:

Przykładowy przebieg zmiany parametrów związanych z połączeniem skrzydło-kadłub przedstawiono na rysunku 6. Nazwy parametrów analizowanej grupy, ich jednostki miary oraz przedziały zmian wartości przedstawiono w tabeli 2.



Rys. 6. Przykładowy przebieg parametrów związanych z połączeniem skrzydło-kadłub

Tab. 2. Wykaz zmian parametrów związanych z połączeniem skrzydło-kadłub

Nazwa parametru	Jednostka miary	Zakres zmian	
		Minimum	Maksimum
SKL11	μStr	-80,4	149,8
SKP11	μStr	-116,9	189,4
PSKLD	μStr	57,2	1207,4
PSKPD	μStr	89,4	1178,8
Hb	m	108	4643
Nz	1	0,334	4,852
Czas	s	0	3060

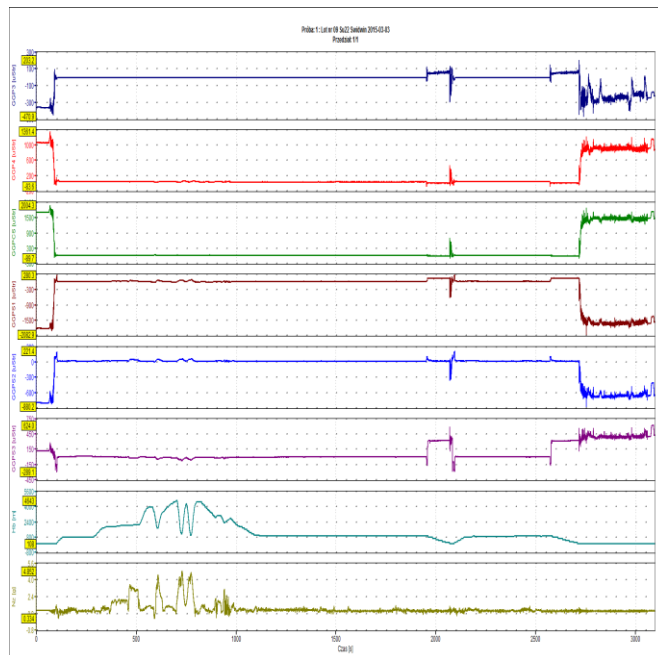
Analiza przebiegu zmian wykazuje zależność wartości parametrów odkształceń elementów połączenia skrzydło-kadłub od przecią-

żenia pionowego, szczególnie widoczną podczas wykonywania figur pilotażu – fragment przebiegów w czasie między 400s a 1000s lotu.

Zmiany odkształceń elementów, które występują od 2700s lotu nie są powiązane z przeciążeniem pionowym ale wynikają z procesu lądowania i odciążenia skrzydeł po wylądowaniu.

– parametry związane z podwoziem głównym:

Przykładowy przebieg zmiany parametrów związanych z podwoziem głównym przedstawiono na rysunku 7. Nazwy parametrów analizowanej grupy, ich jednostki miary oraz przedziały zmian wartości przedstawiono w tabeli 3.



Rys. 7. Przykładowy przebieg zmian parametrów związanych z podwoziem głównym

Tab. 3. Wykaz zmian parametrów związanych z podwoziem głównym

Nazwa parametru	Jednostka miary	Zakres zmian	
		Minimum	Maksimum
GGP3	μStr	-470,9	203,2
GGP4	μStr	-83,6	1361,4
GGPCS	μStr	-89,7	2004,3
GGPS1	μStr	-2082,9	280,3
GGPS2	μStr	-880,2	221,4
GGPS3	μStr	-289,1	624
Hb	m	108	4643
Nz	1	0,334	4,852
Czas	s	0	3060

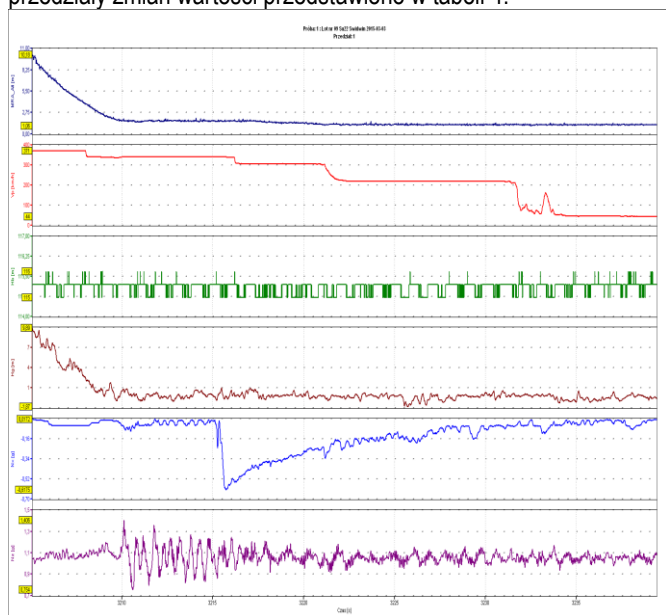
Zmiany odkształceń elementów związanych z podwoziem głównym nie wykazują zależności ze zmianą przeciążenia pionowego ponieważ podwozie podczas lotu jest unieruchomione na zamkach.

Podczas startu w czasie do 100s lotu, w czasie między 1950s a 2100s lotu oraz od 2580s są wynikiem poruszania się samolotu po płaszczyźnie lotniska, wypuszczenia podwozia w locie (start z „konwojera”) oraz lądowania.

– proces przyziemienia samolotu:

Dodatkowo zbadano proces przyziemienia samolotu. W tym celu wykorzystano pokładowy radiowysokościomierz A-031 oraz miniaturowy radiowysokościomierz MRA Type 2. Dzięki temu osiągnięto pomiar rzeczywistej wysokości za pomocą przyrządów o różnej klasie dokładności. Przykładowy przebieg zmiany parametrów

związanych z lądowaniem przedstawiono na rysunku 8. Nazwy wybranych parametrów analizowanej grupy, ich jednostki miary oraz przedziały zmian wartości przedstawiono w tabeli 4.



Rys. 8. Przykładowy przebieg zmiany parametrów związanych z lądowaniem

Tab. 4. Wykaz zmian parametrów związanych z lądowaniem

Nazwa Parametru	Jednostka miary	Zakres zmian	
		Minimum	Maksimum
MRA_Alt	m	1,06	10,18
Vp	km/h	44	371
Hb	m	115	116
Hg	m	-1,87	9,89
Nx	1	-0,6175	0,0172
Nz	1	0,754	1,406
Czas	s	3205	3240

Zapis danych pozwolił określić prędkość pionową przyziemienia na poziomie < 2m/s. Przebieg zmian wysokości Hg i MRA_Alt oraz przeciążeń pionowego i wzdłużnego pozwolił na określenie momentu przyziemienia samolotu ok. 3210 s, wypuszczenia spadochronu ok. 3215,5 s oraz wyhamowania prędkości do poziomu niezbędnego do skołowania z pasa startowego ok. 3221,5 s zapisu.

PODSUMOWANIE

W wyniku przeprowadzonych lotów próbnych doświadczalnych stwierdzono zależność wartości parametrów zabudowanych na elementach struktury z wartością przeciążenia normalnego. Wyjątek stanowią parametry związane z podwoziem, które są aktywne tylko na ziemi a niektóre od momentu wypuszczeniu podwozia przed lądowaniem.

System pomiarowo-rejestrujący do pomiaru obciążeń eksploatacyjnych w elementach struktury samolotu Su-22UM3K pozwolił na przygotowanie pełnoskalowej próby zmęczeniowej struktury samolotu, niezbędnej do przedłużenia resursu technicznego samolotu.

Ponadto w wyniku przeprowadzonych lotów próbnych doświadczalnych wybrano osiem reprezentatywnych lokalizacji tensometrów. Dane z tensometrów naklejonych na wybranych elementach struktury kilku samolotów Su-22UM3K podlegać będą monitorowaniu w procesie eksploatacji nadzorowanej.

W wyniku realizacji badań określono również rzeczywistą prędkość pionową przyziemienia samolotu podczas standardowego lądowania.

Badania w locie rzeczywistych obciążeń eksploatacyjnych w elementach struktury samolotu Su-22UM3K pozwoliły na zebranie danych, dla których zostały przeprowadzone.

BIBLIOGRAFIA

1. Roliński Z., *Tensometria oporowa*, WNT, Warszawa 1981.
2. Styburski W., *Przetworniki tensometryczne*, WNT, Warszawa 1971.
3. *Biuletyn konstrukcyjno-eksploatacyjny* Nr P/O/R/U/5658/K/E/2014. Samolot Su-22UM3K Nr 310 dotyczący: zabudowy systemu rejestracji KAM-500 do pomiaru obciążeń struktury samolotu Su-22UM3K nr 310 oraz określenia zakresu dodatkowych czynności obsługowych.
4. *Sprawozdanie z pracy pt.: Zabudowa systemu pomiarowo-rejestrującego KAM-500 na pokładzie samolotu Su-22UM3K nr 310*, nr bibl: 8123/50.
5. *Sprawozdanie nr 2/36/2015 z przeprowadzenia lotów próbnych doświadczalnych na pomiar obciążeń struktury samolotu Su-22UM3K podczas wykonywania manewrów w locie i na ziemi*, nr bibl: 8121/50.

FLIGHT TESTS OF REAL OPERATIONAL LOADS IN ELEMENTS OF THE SU-22UM3K AIRCRAFT STRUCTURE

Abstract

The paper has been intended to present an original measuring-and-recording system to collect information on service loads that arise in structural components of the Su-22UM3K aircraft. Research work into loads in some selected structural components of the Su-22UM3K has been carried out with the KAM-500 measuring system applied. Modular design has been used to develop the system. This, in turn, allows of changes in the system's configuration, according to what a measuring task requires.

The flight testing of loads has covered items of tasks included in the flying training program for the Su-22UM3K to collect/deliver data on an actual service profile and to determine representative strain-gauge measuring channels to be utilized in further aircraft's service.

Autorzy:

dr hab. inż. **Mirosław Nowakowski**, prof. ITWL – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Zakład Samolotów i Śmigłowców; 01-494 Warszawa; ul. Księcia Bolesława 6; mail: mirosław.nowakowski@itwl.pl;

mgr inż. **Zbigniew Jakielaszek** – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Zakład Samolotów i Śmigłowców; 01-494 Warszawa; ul. Księcia Bolesława 6; e-mail: zbigniew.jakielaszek@itwl.pl;