

DYNAMICZNE ODDZIAŁYWANIE PRACUJĄCEGO STATKU POWIETRZNEGO NA BETONOWĄ NAWIERZCHNIĘ LOTNISKOWĄ

Piotr Nita✉

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

STRESZCZENIE

W artykule przedstawiono wyniki badań oddziaływań dynamicznych stojącego na betonowej nawierzchni lotniskowej, pracującego odrzutowego statku powietrznego. W badaniach eksperymentalnych przeprowadzonych w warunkach rzeczywistych wyznaczono amplitudy prędkości drgań, umożliwiające porównanie uzyskanych charakterystyk drganiowych nawierzchni z istniejącymi skalami wpływów oddziaływań dynamicznych na budynki. Porównań dokonano, mając na uwadze pewną analogię z oddziaływaniami dynamicznymi na budowle kubaturowe. Jest to oczywiście tylko analogia, którą wykorzystano z uwagi na to, że jeszcze obecnie brakuje odpowiednich kryteriów dla tych elementów budownictwa komunikacyjnego, którego dotyczy ten problem. W artykule przedstawiono przykładowy rozkład prędkości generowanych drgań na nawierzchni, powstających wokół drgającego źródła, którym w tym przypadku był samolot wojskowy Su-22M4.

Słowa kluczowe: nawierzchnia betonowa, drgania nawierzchni, częstotliwość drgań, amplituda drgań

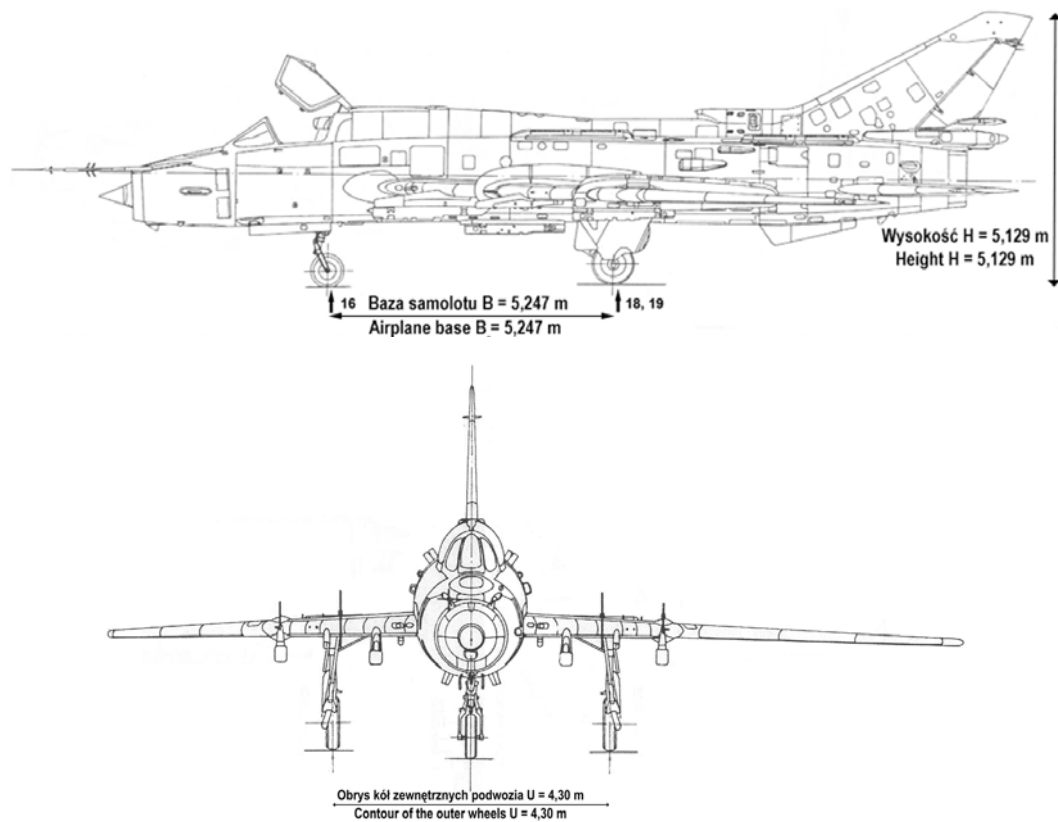
WSTĘP

Nawierzchnie lotniskowe wykonane z betonu cementowego poddawane są cyklicznym oddziaływaniom, których pochodzenie wynika z istoty złożonych, wielorakich oddziaływań statku powietrznego na nawierzchnię lotniskową. Drgania wywołane przez pracujący na betonowej nawierzchni lotniskowej statek powietrzny mają złożony charakter i wyrażają się generowaniem fal o charakterze mechanicznym, akustycznym oraz termicznym. Oddziaływania te w pobliżu źródła mają charakter turbulentny, o dużej intensywności. Skala tych oddziaływań jest konsekwencją charakterystyk konstrukcyjnych statku powietrznego, głównie zaś wielkości ciągu jednostki napędowej, sposobu przekazywania obciążeń na nawierzchnię i czasu pracy jednostki napędowej na różnych zakresach jej mocy.

METODY

Pomiary oddziaływań dynamicznych wykonano na nawierzchni betonowej płaszczyzny prób silników, źródłem wymuszeń dynamicznych był samolot S-22 M4, o wielkości ciągu silników 7500 dkN (z wspomagającym – dopalaniem 11 700 dkN) i maksymalnej masie do startu 19 500 kg, którego sylwetkę i geometryczne wymiary przedstawiono na rysunku 1, a rozmieszczenie punktów pomiarowych na rysunku 2.

✉ piotr.nita@itwl.pl

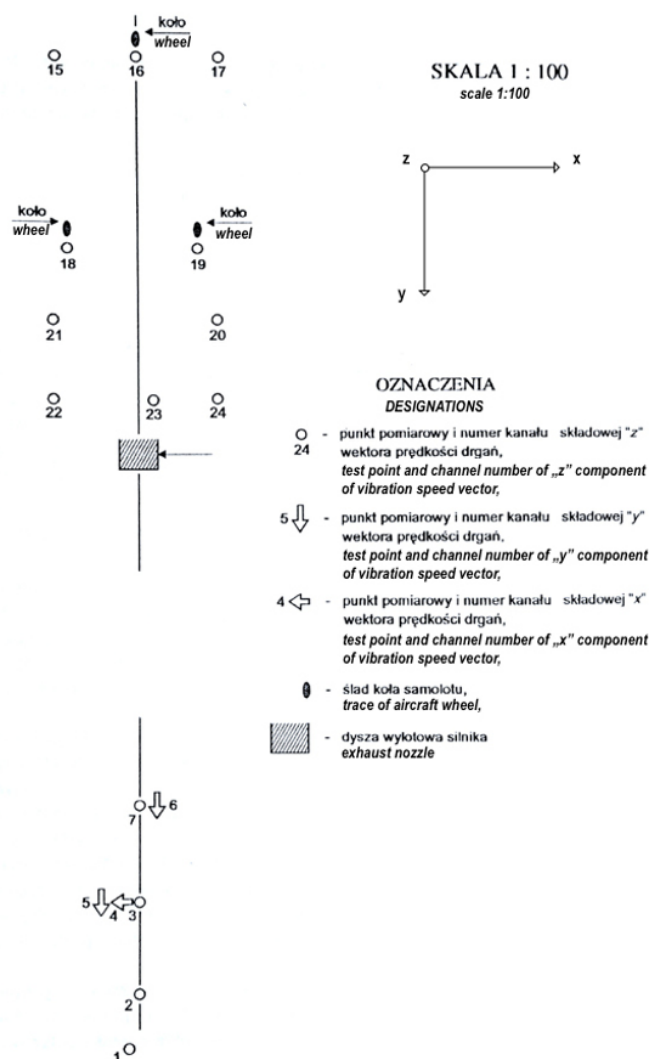


Rys. 1. Samolot S-22 MS 4 wykorzystany w badaniach dynamicznego oddziaływania na betonową nawierzchnię lotniskową

Fig. 1. Aircraft S-22 M4 applied in tests of dynamic on concrete airfield pavement

Ciśnienie w kołach goleni głównej wynosiło 1,5 MPa, w goleni dziobowej – 1,1 MPa. Badania prowadzono na płaszczyźnie prób silników zbudowanej z betonu cementowego o grubości 22,0 cm, ułożonego na stabilizacji gruntu cementem o grubości 18,0 cm. Założenia i warunki eksperymentu przedstawili w swej pracy Nita i Leśkiewicz (1992).

Rejestrująca sejsmiczna aparatura pomiarowa to szwedzki system pomiarowy typu TERRALOC MK-3 oraz geofony o niskiej częstotliwości – typu PE-3. Urządzenia bezpieczeństwa na płaszczyźnie, która była obiektem wytypowanym do prób, to przede wszystkim odpowiednie bloki kotwiące dla pracującego na niej samolotu o różnych zakresach nominalnej mocy silnika. Wykonano rejestrację dynamicznych oddziaływań dla następujących zakresów potencjalnej mocy silnika: 67, 85, 92, 95 i 99%. Do rejestracji drgań tej maksymalnej wielkości pomiarowej, tj. 99%, włączono tzw. dopalacz ciągu. Czas każdej rejestracji dla każdego poziomu energii ciągu trwał od 2 do 3 s, w tym czasie rejestrowane były zapisy drgań dla charakterystycznych punktów oznaczonych na rysunku 1 oraz 2. W charakterystycznych punktach pomiarowych, tj. w punktach umieszczonych w osi pracującego samolotu, dokonano pomiarów trzech składowych prędkości wektora drgań. W pozostałych punktach pomiarowych mierzono tylko składowe pionowe. Wykorzystując możliwości aparatury, rejestrowano napięcia wyjściowe geofonów i czas przejścia impulsów w charakterystycznych punktach zapisu. Uwzględniając stopień czułości geofonów, określono prędkość drgań dla danych poziomów pracy silnika.



Rys. 2. Lokalizacja punktów pomiarowych drgań na powierzchni płaszczyzny prób silników

Fig. 2. Location of vibration test points on the plane surface of engine tests

Wyniki badań rejestrowano na taśmie wibrogramu. Należy mieć na uwadze to, że pomierzone wyniki badań dynamicznych oddziaływań, z uwagi na brak właściwych odniesień normowych lub wytycznych dla tego rodzaju dynamicznych oddziaływań, odniesiono do kryteriów stosowanych w budownictwie ogólnym, zgodnie z normą PN-85/B-02170. Ocena szkodliwości drgań przekazywanych przez podłoże na budynki, oraz jej uaktualnionej wersji PN-B-02170:2016-12 (z późn. zm.).

Pomierzone amplitudy prędkości drgań przeliczono na amplitudy przemieszczeń według następujących zależności:

$$A_w = \frac{A_v}{2f} \quad (1)$$

$$A_a = 2A_v f \quad (2)$$

gdzie: A_a – amplituda przyspieszenia,
 A_v – amplituda prędkości,
 A_w – amplituda przemieszczenia,
 f – częstotliwość.

Analizując charakter tych oddziaływań, mamy do czynienia z drganiami parasejsmicznymi, które charakteryzują się niestacjonarnym procesem losowym. W badaniach tego zjawiska oznacza to, że wymagane jest indywidualne podejście i szczegółowa analiza zjawisk i uwarunkowań eksperymentu, która uzyskany wynik badań uczyni najbardziej wiarygodnym.

Amplitudy zarejestrowanych drgań zawierały się w granicach od setnych części mm^{-1} pod kołem samolotu do 7 mm^{-1} w wiązce strumienia gazów wylotowych silnika pracującego na reżymie 99% prędkości obrotowej silnika. Porównanie amplitud drgań zarejestrowanych przez geofony umieszczone pod samolotem w rejonie końca dyszy wylotowej na maksymalnym reżymie pracy, z dopalaczem i bez włączenia tego urządzenia wspomagającego, nie wykazuje znaczących różnic. Odległość pomiędzy poszczególnymi geofonami wynosiła około 3,0 m i uwarunkowana była możliwością zapewnienia stabilnego i skutecznego pomiaru. Na podstawie zrealizowanych pomiarów wykonano mapy rozkładu prędkości rozprzestrzeniania się drgań pochodzących od wymuszającego źródła. Graficzną postać tego rozkładu przedstawiono na rysunku 3. Analizując dokumenty normatywne z okresu badań, do przedmiotowej oceny wykorzystano normę PN-85/B-02170 wraz z późniejszymi jej zmianami, która stanowiła poziom odniesienia dla uzyskanych wyników.

WYNIKI

Wykorzystane metody oceny – skale oddziaływań

Najczęściej wykorzystywane skale szkód oddziaływań dynamicznych na konstrukcję mają za podstawę kryterium prędkości drgań. Według różnych autorów krytyczne prędkości drgań, powyżej których występują wyraźne szkody w budynkach na skutek dynamicznego oddziaływania ruchu, są następujące (Graczyk i Nita, 1987):

- według Köhlera, graniczna prędkość drgań, w której nie występują szkody, wynosi $5 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$,
- według Dworzaka i Gordona prędkość ta wynosi do $10 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$, dotyczy to obiektów przemysłowych i mieszkalnych, w odniesieniu do budowy komunikacyjnych brakuje kryterium odniesienia.

W realizowanych badaniach własnych uzyskana maksymalna amplituda prędkości drgań $A_v = 6,95 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$. Wynik ten jest znacząco mniejszy od przytoczonych danych i tak dla kryterium:

- według Köhlera

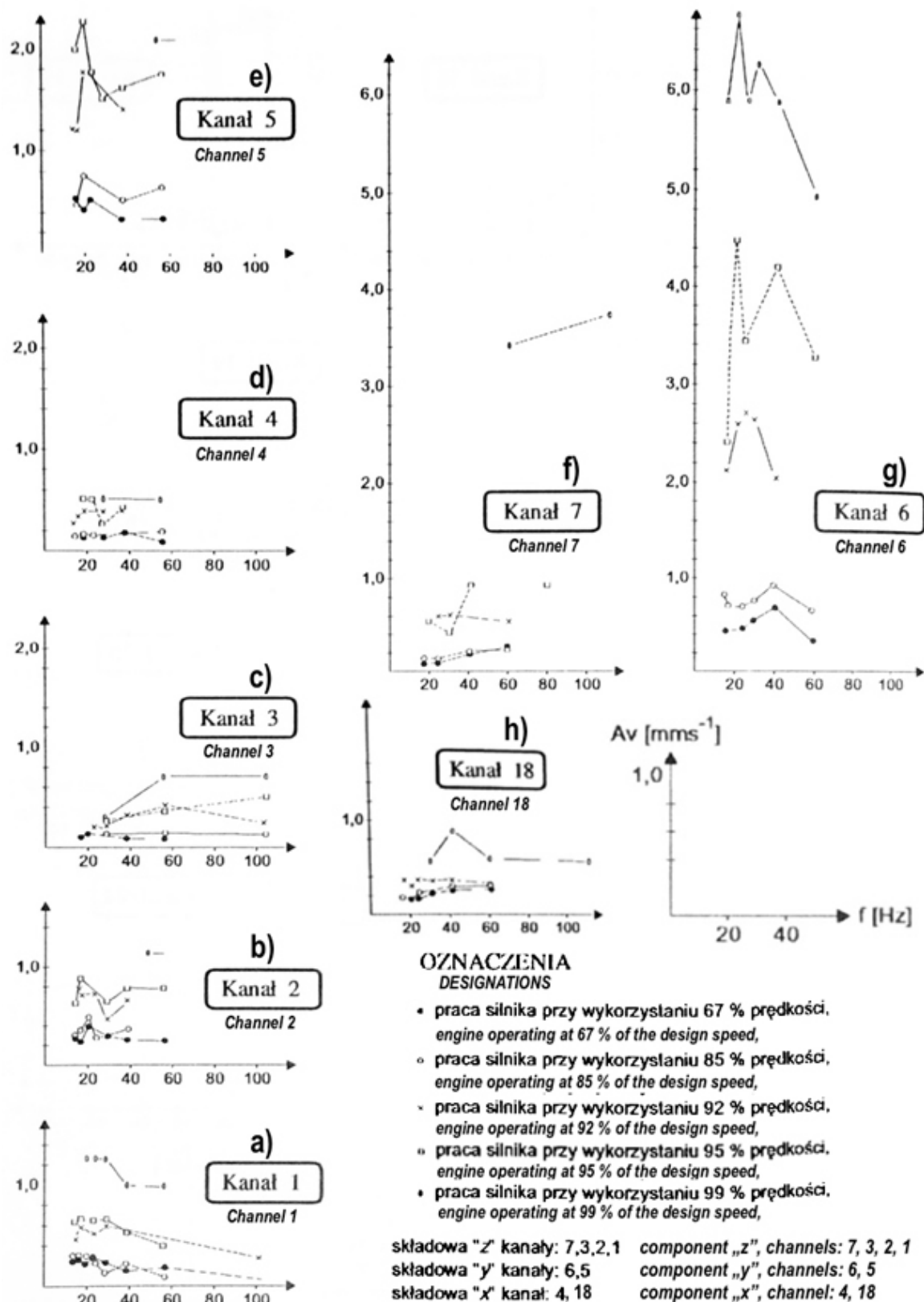
$$\frac{A_v^{\max}}{K} = 1,39$$

co powoduje przekroczenie dopuszczalnej prędkości o 20%,

- według Dworzaka i Gordona

$$\frac{A_v^{\max}}{K} = 0,70$$

co powoduje, że dopuszczalne prędkości są poniżej normy.



Rys. 3. Pomierzone amplitudy prędkości drgań geofonami umieszczonymi w strumieniu gazów wylotowych silnika (od „a” do „g”), wykres „h” dotyczy prędkości drgań geofonu umieszczonego pod samolotem

Fig. 3. Measured amplitudes of vibration speed with geofones mounted in the stream of exhaust gases of the engine (from “a” to “g”), diagram “h” applies to vibration speed of geofones installed under the aircraft

Wstępne porównanie wyników dla tych dwóch kryteriów świadczy o tym, że występujące amplitudy nie są szkodliwe dla obiektów budownictwa kubaturowego. Należy sądzić, że w badaniach oddziaływań statku powietrznego na obiekty komunikacyjne, takie jak nawierzchnia lotniskowa – płaszczyzna prób silników, oddziaływania te nie są również szkodliwe. Jednak pełniejsza ocena przyspieszeń drgań przeprowadzona według: skali SWD-I, wskaźników wstrząsów według skali Zellera i oceny współczynników mocy wstrząsu według skali wibratorów, pozwala na przedstawienie poniższej analizy.

Ocena przyspieszeń drgań według skali SWD-I

Skalę SWD-I (Ciesielski, 1961) oraz według PN-85/B- 02170 stosuje się najczęściej do oceny drgań budynków kubaturowych zwartych o małych wymiarach rzutu poziomego – do 15,0 m, o jednej lub dwóch kondygnacjach. Wyznaczenie wielkości amplitudy prędkości drgań i amplitudy przyspieszeń wykonano według zależności:

$$A_a = 2A_v f \text{ [mm} \cdot \text{s}^{-2}] \quad (3)$$

Obliczenia przeprowadzono dla następujących danych – amplitud prędkości drgań:

$$A_v^{\min} = 0,07 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}; \quad A_v^{\max} = 6,95 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$$

Wyznaczone amplitudy przyspieszeń w odpowiednich miejscach lokalizacji czujników wynoszą:

- w strudze emitowanych gazów wylotowych z dyszy

$$A_a^{\min} = 2 \cdot 0,07 \cdot 125 = 17,50 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$$

$$A_a^{\max} = 2 \cdot 2,41 \cdot 125 = 291,90 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$$

$$A_{a1} = (17,50 - 291,90) \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$$

- pod samolotem

$$A_a^{\min} = 2 \cdot 0,07 \cdot 18 = 2,52 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$$

$$A_a^{\max} = 2 \cdot 2,41 \cdot 125 = 602,50 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$$

$$A_{a2} = (2,52 - 602,50) \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$$

Dla maksymalnej amplitudy prędkości drgań $A_v^{\max} = 6,95 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$ otrzymano maksymalną amplitudę przyspieszeń:

- w strudze gazów: $A_{a1}^{\max} = 29,19 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$,

- pod samolotem: $A_{a2}^{\max} = 60,25 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$.

Oceniając przyspieszenie według skali SWD-1, można zauważyć, że amplitudy przyspieszenia pod samolotem są o 52% większe niż amplitudy przyspieszenia zarejestrowane w strudze gazów, dominuje tu efekt masowego oddziaływania ciężaru samolotu. Wyznaczone przyspieszenie $A_{a1}^{\max} = 291,90 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2}$ osiąga wartość z zakresu strefy VD, która według normy PN-85/B-02170 osiąga granicę stateczności konstrukcji ogólnobudowlanej. Pozostałe wyniki mieszczą się poniżej strefy IIIB i są zadowalające.

Ocena wskaźnika wstrząsów według skali Zellera

Skala wstrząsów według Zellera jest orientacyjną skalą oceny skutków wpływów dynamicznych na budynki i budowle. Oceny dokonuje się według zależności:

$$\chi = \frac{A_a^2}{f} \quad (4)$$

gdzie: χ – wskaźnik wstrząsu [$\text{mm}^2 \cdot \text{s}^{-3}$],
 A_a – amplituda przyspieszeń drgań [$\text{mm} \cdot \text{s}^{-2}$],
 f – częstotliwość drgań [Hz].

Dla maksymalnego przyspieszenia w analizowanych strefach wynosi:

- w strudze gazów: $A_{a1}^{\max} = 291,90 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2} \Rightarrow \chi_{a1}^{\max} = 40,57 \text{ cm}^2 \cdot \text{s}^{-3}$,
- pod samolotem: $A_{a2}^{\max} = 602,50 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-2} \Rightarrow \chi_{a2}^{\max} = 29,04 \text{ mm}^2 \cdot \text{s}^{-3}$.

Maksymalna wartość wskaźnika wstrząsów dla tej metody wynosi odpowiednio $\chi_{a1}^{\max} = 40,57 \text{ cm}^2 \cdot \text{s}^{-3}$ i $\chi_{a2}^{\max} = 29,04 \text{ mm}^2 \cdot \text{s}^{-3}$, co oznacza, że konstrukcja wykazuje słabe drgania, po których przekroczeniu mogą powstać zarysowania. Pozostałe wyniki χ mieszczą się w dozwolonych granicach, tzn. stopień I – gdy drgania są nieodczuwalne, i stopień II – gdy drgania są bardzo słabe.

Ocena wskaźnika mocy wstrząsów według skali wibratorów

Skala mocy wstrząsów według skali wibratorów, podobnie jak skala Zellera, służy do oceny skutków oddziaływań na budynki kubaturowe mieszkalne i przemysłowe, również o konstrukcji szkieletowej. Wartość współczynnika mocy wstrząsów (S) wyznacza się z zależności:

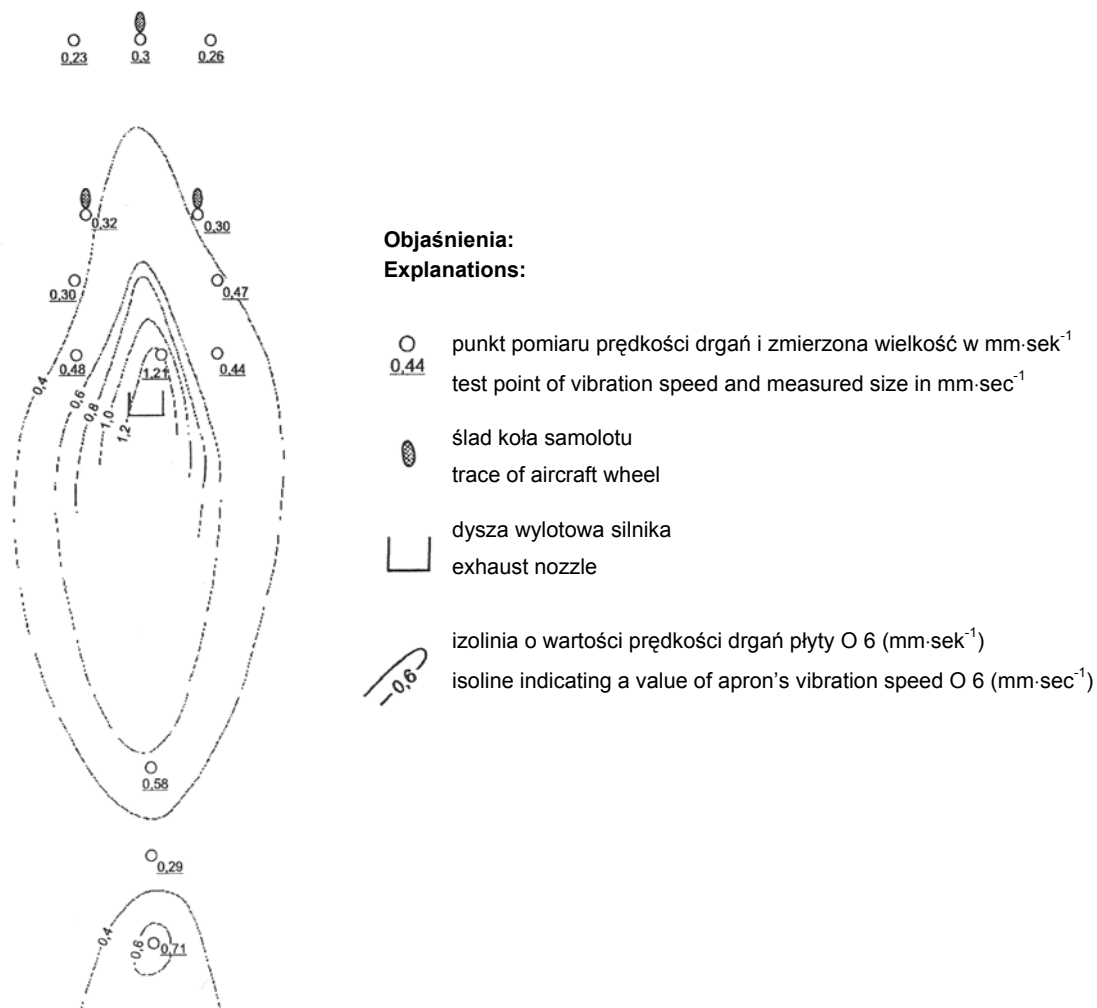
$$S = 10 \log \frac{\chi}{\chi_0} \quad (5)$$

gdzie: χ – wskaźnik mocy wstrząsów [$\text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-3}$],
 χ_0 – porównawczy wskaźnik wstrząsów, dla zastosowanych budowli przyjmuje się go jako równy $0,1 \text{ cm}^2 \cdot \text{s}^{-3}$.

Wyznaczone wielkości są następujące:

- w strudze gazów: $S_1^{\max} = 10 \log \frac{40,57}{0,1} = 26,08$,
- pod samolotem: $S_2^{\max} = 10 \log \frac{29,04}{0,1} = 24,63$.

Maksymalne wartości współczynników mocy (S) według skali wibratorów mieszczą się w III stopniu tej skali. Oznacza to, że są to średnie wstrząsy, które nie powodują zasadniczych uszkodzeń budowli. W budowlu można zaobserwować pierwsze rysy i spękania. Pozostałe wartości mieszczą się w I lub II stopniu tej skali, co oznacza, że wstrząsy są nieodczuwalne lub nie powodują uszkodzeń budowli. Graficzny obraz zarejestrowanych drgań dla wybranych przebiegów przedstawiono na rysunku 4 (oznaczenia literowe poszczególnych wykresów dotyczą numerów odpowiednich rejestratorów z rysunku 2). Analiza zarejestrowanych oddziaływań statku powietrznego na układ konstrukcyjny nawierzchni wymaga rozkładu otrzymanych w pomiarach sumarycznych wielkości na elementy składowe, które ułatwią ich oszacowanie i określenie skutków tych oddziaływań dla nawierzchni.



Rys. 4. Mapa rozkładu pionowej składowej prędkości drgań nawierzchni z betonu cementowego płaszczyzny prób silników przy 92% nominalnej mocy silnika

Fig. 4. Distribution map of vibration speer vertical component of pavement from cement concrete of flat surfach of engine tests by the level of 92% engine operation

PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Przedstawione wyniki badań stanowią pierwszą próbę uzyskania jakościowych i ilościowych informacji o oddziaływaniach dynamicznych pracującego statku powietrznego na betonową nawierzchnię lotniskową. W wyniku badań określono rozkład amplitud prędkości drgań bezpośrednio pod samolotem i w rejonie oddziaływania strugi gazów spalinowych emitowanych przez silnik statku powietrznego. Takie właśnie oddziaływanie strugi gazów, będące bezmasowym impulsem ciśnienia, wywołuje w konstrukcji nawierzchni drgania, które są jedną z przyczyn powstawania w niej uszkodzeń (Nita, 2005). Z uwagi na brak odpowiednich metod badań oraz sposobu interpretacji uzyskanych wyników dla tego rodzaju konstrukcji inżynierskich wykorzystano normy ogólnobudowlane, które w sposób przybliżony umożliwiły analizę przedstawionego zjawiska. Jest oczywiste,

że ewentualne prowadzenie podobnych badań w obecnym czasie wymagałoby uwzględnienia odpowiednich filtracji sygnałów w zakresie czasu, częstotliwości i pogłębionych analiz, z wykorzystaniem m.in. transformat Fouriera, falkowych i filtracji sygnałów czasowych.

PIŚMIENNICTWO

- Ciesielski, R. (1961). Ujęcie obliczeniowe oraz ocena wpływu drgań i wstrząsów pochodzących ze źródeł zewnętrznych na niektóre typy budowli. *Zeszyty Naukowe Politechniki Krakowskiej – Budownictwo Lądowe*, 1.
- Graczyk, M. i Nita, P. (1987). Poligonowe badanie dynamicznych oddziaływań samolotu na lotniskową nawierzchnię wykonaną z płyt wstępnie sprężonych. *Zeszyty Naukowe Politechniki Gdańskiej. Budownictwo Lądowe*, XLIII, 406.
- Nita, P. (2005). *Betonowe nawierzchnie lotniskowe. Teoria i wymiarowanie konstrukcyjne*. Warszawa: Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych.
- Nita, P. i Leśkiewicz, J. (1992). *Badanie oddziaływań termicznych i dynamicznych samolotu Su-22 M4 na betonową nawierzchnię lotniskową*. Sprawozdanie z pracy naukowo-badawczej ITWL nr bibl.10230/I.
- PN-85/B-02170. Ocena szkodliwości drgań przekazywanych przez podłoże na budynki, oraz jej uaktualniona wersja PN-B-02170:2016-12 (z późn. zm.).

DYNAMIC IMPACT OF A RUNNING AIRCRAFT ON CONCRETE AIRFIELD PAVEMENT SURFACE

ABSTRACT

The publication described the results of dynamic impacts of a running jet aircraft located on a concrete airfield pavement surface. In experimental studies conducted in real conditions the amplitudes of vibration speeds were determined. They enabled to compare the obtained vibration characteristics of airfield pavement surfaces with the existing scales of effects of dynamic impacts on buildings. Comparisons were made taking into account a certain analogy to dynamic impacts on commercial buildings. It should be mentioned that it is obviously the analogy which was used due to the fact that there are still no adequate criteria for these elements of transport infrastructure engineering, to which the above mentioned problem applies. The publication outlined an exemplary speed distribution of generated vibrations on airfield pavement surface, which was created around the vibrating source.

Key words: concrete pavement, pavement oscillation, frequency of oscillation, amplitude of oscillation