



Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury środkowej części kadłuba

JAN BŁASZCZYK

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej,
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

Streszczenie. W artykule przedstawiono analizę numeryczną wpływu nieciągłości struktury siłowej środkowej części kadłuba na widmo drgań własnych samolotu. Zastosowano dynamiczne modele samolotu z poprzednich prac [3, 7]. Do analizy numerycznej wykorzystano dane współczesnego szkolno-bojowego samolotu z napędem odrzutowym [13], zbudowanego w konwencjonalnym układzie aerodynamicznym.

Słowa kluczowe: konstrukcje lotnicze, dynamika konstrukcji, drgania własne, analiza numeryczna
Symbole UKD: 629.7.023

1. Wprowadzenie

W czasie eksploatacji samolotów wojskowych, szczególnie podczas ich bojowego wykorzystania, często dochodzi do zniszczenia (lub urwania, odstrzelenia) fragmentu dowolnego zespołu płatowca bądź lokalnego naruszenia jego struktury nośnej (siłowej). W takim przypadku możemy mówić o awaryjnym stanie konstrukcji samolotu.

Ogólne problemy dotyczące stanów awaryjnych samolotów opisane są w pracy [9]. Stanowi ona kompendium wiedzy ogólnej w tej problematyce, a przedstawia głównie miejsce i rolę modelowania statków powietrznych we współczesnej technice lotniczej.

W niniejszej pracy samolot będący w awaryjnym stanie konstrukcji rozpatruje się jako przestrzenny układ mechaniczny o niesymetrycznej budowie. Z reguły obowiązuje to w przypadku urwania części (fragmentu) lub istnienia lokalnej nieciągłości struktury siłowej takiego zespołu konstrukcyjnego, jak skrzydło lub

usterzenie wysokości. W pozostałych przypadkach, gdy dotyczyć to będzie kadłuba lub usterzenia pionowego¹, z reguły samolot traktować można jako układ o symetrycznej budowie (dla modelu jednowymiarowego).

W dostępnej literaturze z reguły nie spotyka się prac dotyczących problemów wynikających z awaryjnych stanów konstrukcji statków powietrznych. Do nielicznych publikowanych prac z tego obszaru należy zaliczyć prace [5, 12]. W pierwszej analizowano doświadczalnie wpływ lokalnych nieciągłości struktury powierzchni nośnej (tu skrzydła) na rozkład ciśnienia na tej powierzchni, w drugiej badano numerycznie wybrane problemy: drgań własnych struktury, analizy naprężeń oraz dynamiki konstrukcji współczesnego samolotu bojowego ze zmienną geometrią płata. Drgania własne samolotów o niesymetrycznej budowie, wynikłej z urwania fragmentu jednego bądź mającego miejscowe uszkodzenia struktury, analizowano również we wcześniejszych pracach własnych [8, 11].

W niniejszej pracy przedstawiono analizę numeryczną drgań własnych samolotu z nieciągłościami (przeźrzelinami) środkowej odkształcalnej części kadłuba. Zbadano wpływ wielkości nieciągłości oraz jej umiejscowienie wzdłuż tej części kadłuba na zmianę widma drgań samolotu. Istnienie nieciągłości kadłuba pozwala na rozpatrzenie samolotu jako obiektu symetrycznego, to znaczy mającego pionową, podłużną płaszczyznę symetrii masowej i sprężystej Oxz (rys. 1).

Do analizy problemu wykorzystano dyskretne, dynamiczne modele samolotów zaproponowane w pracach [3, 7], w których stosowano jednowymiarową dyskretyzację odkształcalnych zespołów samolotu przy wykorzystaniu techniki elementów skończonych [1, 4] i dwustopniowej (elementy \rightarrow elementy wyższego rzędu) syntezy struktury.

Podobnie jak w poprzednich pracach, przyjęto, że odkształcalne zespoły samolotu (skrzydła, połówki usterzenia wysokości, usterzenie pionowe) wykonują drgania skrętne i poprzeczne drgania giętne (rys. 1):

$$\varphi_i = \varphi_i(y_i, t), w_i = w_i(y_i, t), i = 1, \dots, 5, \quad (1)$$

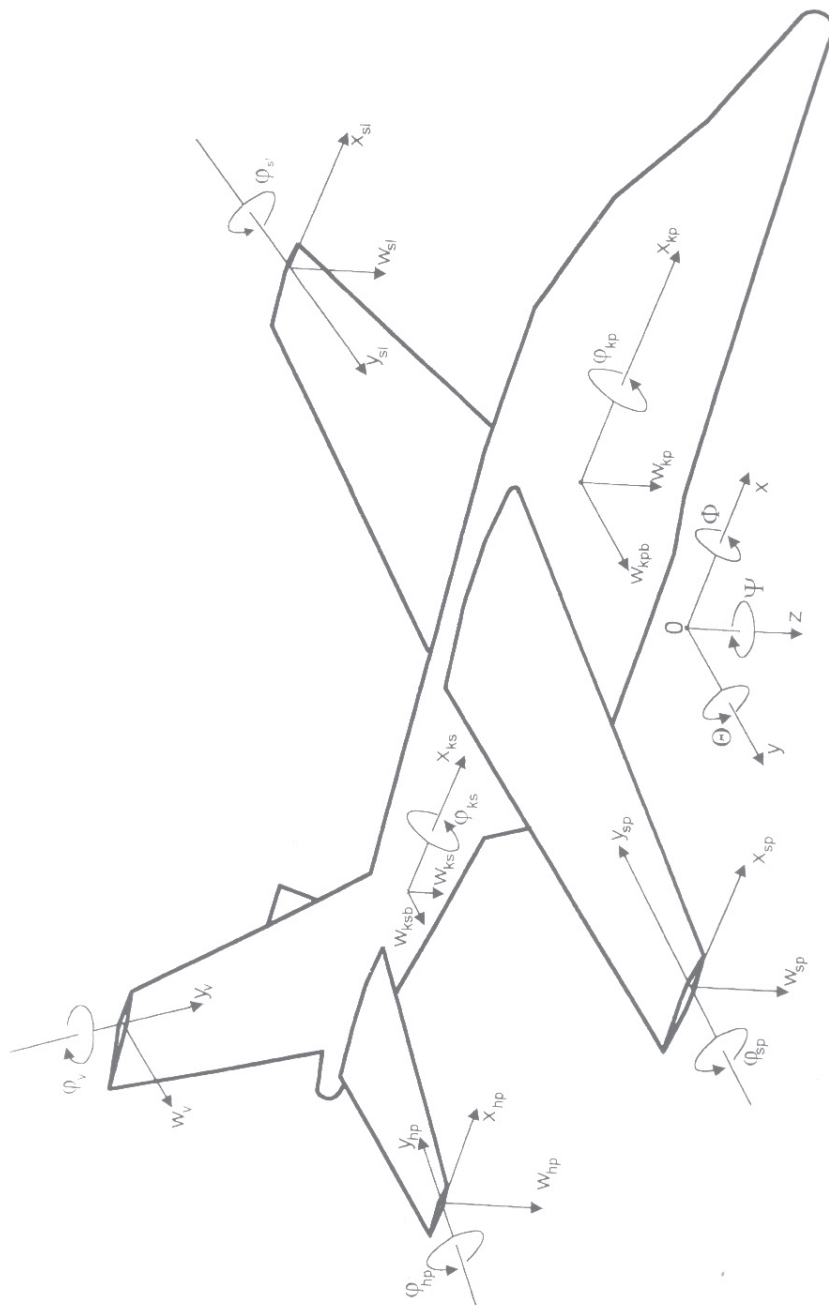
gdzie: $i = 1$ i 2 dotyczy odpowiednio prawego oraz lewego skrzydła, 3 i 4 — prawej i lewej połówki usterzenia poziomego oraz $i = 5$ dotyczy usterzenia pionowego.

Należy tu dodać, że zespoły wykonujące ruchy (1) traktuje się jako nieodkształcalne w swoich płaszczyznach. Natomiast odkształcalne części kadłuba drgają skrętnie wokół podłużnej osi samolotu Ox oraz giętne w płaszczyznach prostopadłych Oxz i Oxy (rys. 1):

$$\varphi_i = \varphi_i(x_{ki}, t), w_{ki} = w_{ki}(x_{ki}, t), w_{kbi} = w_{kbi}(x_{ki}, t), i = 1, 2, \quad (2)$$

gdzie: $i = 1$ dotyczy środkowej części kadłuba, natomiast $i = 2$ — nosowej części kadłuba.

¹ W przypadku samolotu z pojedynczym usterzeniem pionowym.



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych samolotu

Równania dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów samolotu uzupełniono odpowiednimi warunkami dynamicznymi, tj. równaniami ruchu brył sztywnych (część tylna stanowiąca obszar kadłuba w rejonie mocowania usterzeń, część przednia kadłuba w rejonie mocowania skrzydeł) oraz warunkami kinematycznymi i brzegowymi, łącznie tworzącymi globalny układ równań, który można przedstawić w macierzowej postaci:

$$\mathbf{C} \mathbf{p} = 0, \quad (3)$$

gdzie \mathbf{C} jest macierzą charakterystyczną rozpatrywanego układu i reprezentuje masowe oraz geometryczne parametry samolotu. Wektor \mathbf{p} ma składowe, którymi są odpowiednio dobrane przemieszczenia w przekrojach skrajnych odkształcalnych zespołów samolotu. Formalizm matematyczny, którego wynikiem jest otrzymanie układu (3) przedstawiono w [7].

Poszukiwane równanie częstości drgań własnych samolotu otrzymuje się, przyrównując wyznacznik charakterystyczny układu (3) do zera

$$\Delta = \det \mathbf{C} = 0. \quad (4)$$

W dalszej części artykułu przedstawiono wyniki analizy numerycznej widma drgań układu bez uszkodzeń struktury (widmo nominalne) i widma drgań samolotu z nieciągłościami struktury środkowej części kadłuba. Otrzymane wyniki poddano analizie porównawczej.

2. Obiekt analizy

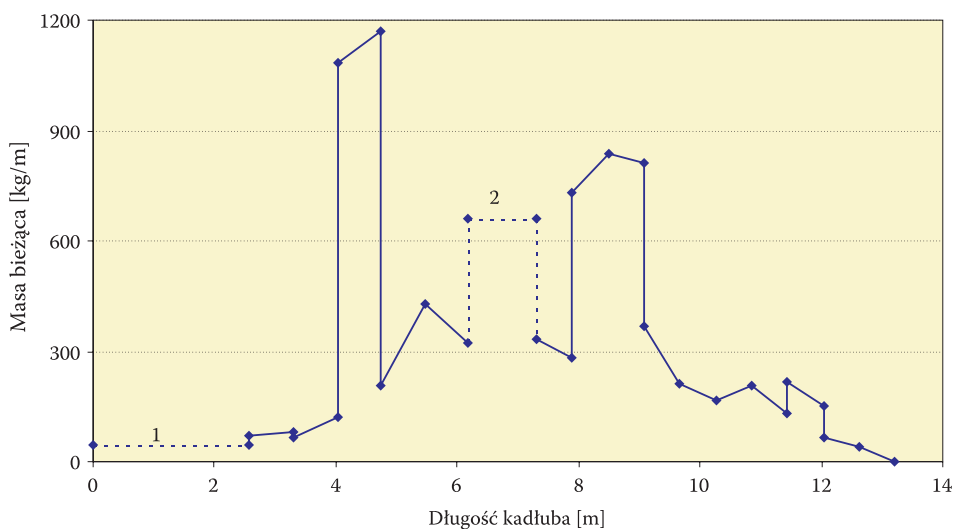
Układ równań dynamicznej równowagi struktury (3) wykorzystano do wyznaczenia częstości i postaci drgań badanego samolotu. Opracowano algorytm, zredagowano program i wykonano obliczenia na komputerze klasy PC. Wyznaczenie wartości częstości drgań własnych i odpowiadające im wektory własne reprezentujące postacie tych drgań przeprowadzono podobnie jak we wcześniejszych pracach.

Obiektem analizy numerycznej jest współczesny samolot szkolno-bojowy z turbinowym napędem odrzutowym, zbudowany w klasycznym układzie aerodynamicznym. Skrzydła wolnonośne w układzie górnopłata, o obrysie trapezowym, wydłużeniu $\lambda \approx 4,6$, konstrukcji dźwigarowej. Usterzenie poziome i pionowe konwencjonalne (statecznik + ster). Obydwa o obrysie trapezowym i wydłużeniu $\lambda_H \approx 5$ — dla usterzenia poziomego i $\lambda_V \approx 1,3$ — dla usterzenia pionowego. Konstrukcja usterzeń dźwigarowa. Kadłub konstrukcji półskorupowej.

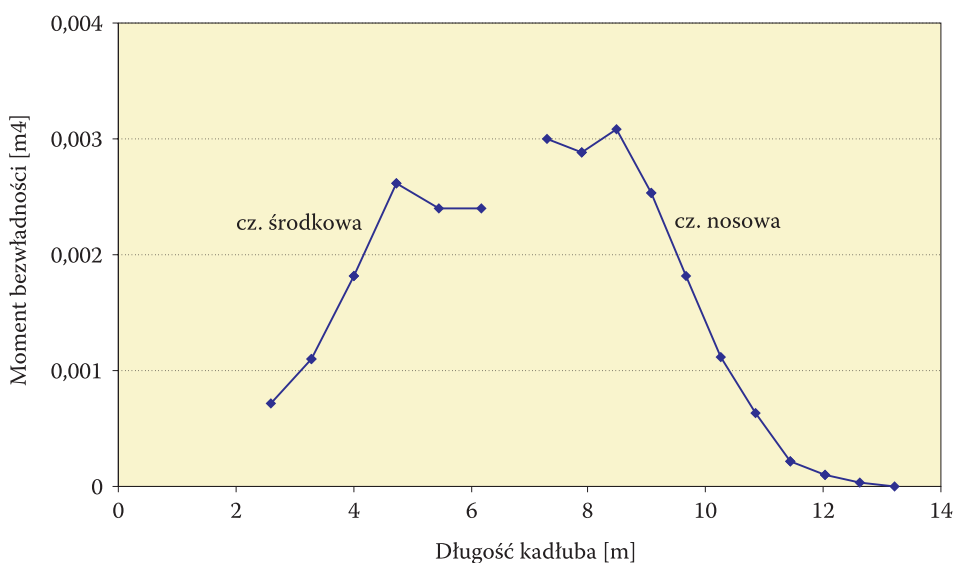
Obliczenia drgań wykonano dla masy startowej 5700 kg, w konfiguracji gładkiej (bez podwieszów zewnętrznych).

Niezbędne do analiz numerycznych rozkłady mas i sztywności odkształcalnych zespołów samolotu zaczerpnięto z opracowań [13]. Niektóre z nich, a dotyczące

kadłuba samolotu, zamieszczono na rysunkach 2 i 3. Pierwszy przedstawia rozkład masy bieżącej wzdłuż długości kadłuba, drugi — zmianę geometrycznego momentu bezwładności kadłuba względem osi bocznej.



Rys. 2. Rozkład masy bieżącej kadłuba. Linia kreskowa dotyczy sztywnych brył kadłuba: tylnej (1) i przedniej (2)



Rys. 3. Rozkład geometrycznego momentu bezwładności I_y wzdłuż odkształcalnych części kadłuba

Do obliczeń strukturę podzielono na elementy o krawędziach prostopadłych do osi sprężystych odkształcalnych zespołów. Długości tych elementów dobrano zależnie od charakteru rozkładów parametrów masowych i sztywnościowych (por. rys. 2 i 3). Zespoły o zbliżonych długościach dzielono na taką samą liczbę elementów. Dlatego skrzydła (prawe i lewe) oraz nosową część kadłuba podzielono na n_1 elementów, a połówki usterzenia wysokości, usterzenie kierunku oraz środkową część kadłuba na $n_2 = 0,5 n_1$ elementów. Obliczenia wykonano przy podziale na $n_1 = 20$ elementów i $n_2 = 10$ elementów. Podział taki zadawalająco aproksymuje rzeczywiste rozkłady parametrów masowych i sprężystych odkształcalnych zespołów samolotu. Przy tak przyjętym podziale struktury, samolot zawiera 100 elementów skończonych, co odpowiada użyciu około 400 stopni swobody.

3. Widmo drgań samolotu bez uszkodzeń

Przedstawiono wyniki obliczeń widma częstości drgań własnych samolotu szkolno-bojowego bez uszkodzeń oraz z nieciągłościami środkowej odkształcalnej części kadłuba. Pierwsze widmo drgań, dotyczące samolotu bez uszkodzeń, w dalszej części opracowania będziemy nazywać widmem nominalnym. Analizie numerycznej poddano pięć pierwszych częstości widma.

Obliczone częstości widma samolotu nieuszkodzonego (por. tab. 1) przyporządkowano zespołom samolotu. W tym celu wykorzystano metodykę zaproponowaną we wcześniejszych pracach. W wyniku tak przeprowadzonych badań można stwierdzić, że dla ω_1 dominujące znaczenie ma zginanie kadłuba w płaszczyźnie bocznej, ω_2 — symetryczne zginanie skrzydeł, ω_3 — skręcanie kadłuba, ω_4 — symetryczne zginanie kadłuba i dla ω_5 — niesymetryczne zginanie skrzydeł.

Przedstawiono również wyniki analizy numerycznej wpływu nieciągłości środkowej części kadłuba, tj. odkształcalnej struktury łączącej dwie sztywne bryły kadłuba w modelu obliczeniowym samolotu (rys. 1). Należy dodać, że nieciągłość struktury (jej zniszczenie, rozerwanie) może nastąpić w wyniku rażenia pociskiem (artyleryjskim, raketowym). Lokalne zniszczenie struktury jest równoznaczne z określonym ubytkiem sztywności w tym obszarze, której wielkość zależy głównie od energii pocisku i energii zawartego ładunku kruszącego. W obliczeniach, w niniejszej pracy, rażenie pociskiem modelowano poprzez ubytek sztywności na długości odpowiedniego elementu skończonego kadłuba. Zmieniano wielkość tego ubytku w granicach od 30 do 90% sztywności nominalnej (pierwotnej) z jednoczesnym przemieszczaniem tej nieciągłości wzdłuż długości środkowej części kadłuba. To znaczy, że przestrzelina „przemieszczała się” od usterzeń (tylna sztywna bryła kadłuba) do skrzydeł (przednia sztywna bryła kadłuba).

Uzyskane częstotliwości widma z nieciągłościami kadłuba porównano z widmem nominalnym. Określono różnicę względną $\Delta\omega$ (względny spadek), którą obliczano zgodnie ze wzorem

$$\Delta\omega = 100 (\omega_{\text{niec}} - \omega_{\text{nom}}) / \omega_{\text{nom}} [\%], \quad (5)$$

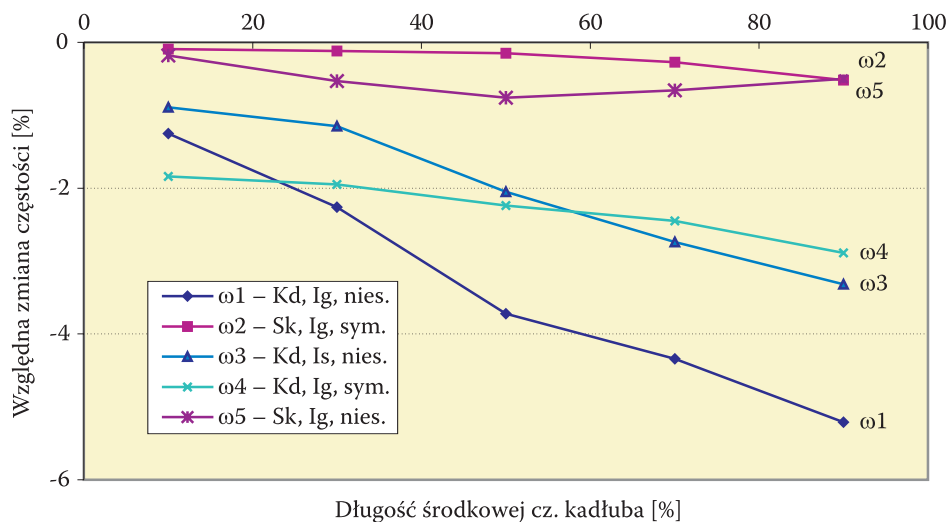
gdzie: ω_{niec} i ω_{nom} — odpowiednie częstotliwości widma dla układu z nieciągłościami oraz bez uszkodzeń.

4. Widmo drgań samolotu z nieciągłościami

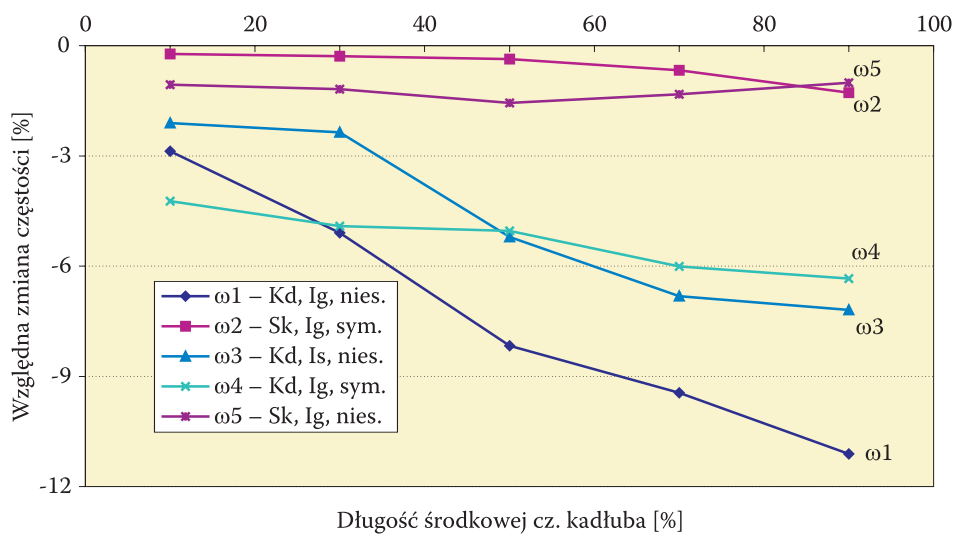
Przedstawiono wyniki analizy numerycznej widma drgań samolotu z uszkodzeniami struktury środkowej odkształcalnej części kadłuba. Uzyskane rezultaty przedstawiono na rysunkach 4-12. Wpływ położenia nieciągłości, o stałym ubytku sztywności, wzdłuż tej części kadłuba na widmo drgań samolotu $\omega_1 \div \omega_5$ ilustrują rysunki 4-7. Natomiast zmiany wartości kolejnych częstotliwości analizowanego widma, od różnych ubytków sztywności w obszarze nieciągłości, pokazano na rysunkach 8-12. Każdorazowo dla „przemieszczającej się” nieciągłości, przyjmowano stały ubytek sztywności kadłuba. Tak przeprowadzono analizę widma drgań samolotu z nieciągłościami o ubytkach sztywności (zginania i skręcania) wynoszących: 30%, 50%, 70% i 90% w stosunku do struktury bez uszkodzeń.

Z pokazanych wykresów na rysunkach 4-7 wynika, że wszystkie częstotliwości $\omega_1 \div \omega_5$ badanego widma maleją w stosunku do nominalnych, wraz z „przemieszczeniem” nieciągłości do przodu, tj. w kierunku przedniej bryły kadłuba (część kadłuba w obszarze mocowania płata nośnego). Największe spadki obserwuje się dla częstotliwości kadłubowych: ω_1 — niesymetrycznego (bocznego) zginania, ω_3 — skręcania kadłuba i ω_4 — symetrycznego zginania kadłuba. Wartości tych spadków zależą od ubytków sztywności struktury. Na przykład, dla nieciągłości kadłuba umiejscowionej tuż przy przedniej sztywnej bryle, charakteryzującej się spadkiem sztywności rzędu 50% (w stosunku do samolotu bez uszkodzeń), wymienione częstotliwości kadłubowe maleją (tab. 1, por. rys. 5): ω_1 o około 11%, ω_3 — 7% i ω_4 o ponad 6%. Przy nieciągłościach charakteryzujących się większymi ubytkami sztywności, spadki częstotliwości są zdecydowanie większe, co pokazano na rysunkach 6 i 7.

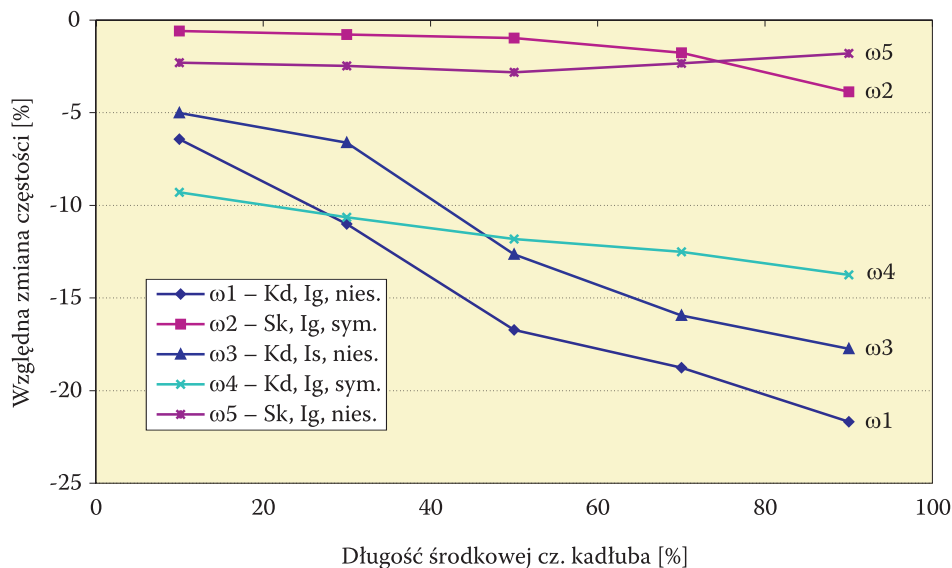
Mniej wrażliwe na zmianę częstotliwości własnych są skrzydła. Z obliczeń wynika, że częstotliwości zginania skrzydeł: symetrycznego — ω_2 i niesymetrycznego — ω_5 wykazują mniejsze spadki w stosunku do wartości nominalnych. Dla ω_2 charakter zmian jej wartości, towarzyszący przemieszczaniu nieciągłości wzdłuż środkowej części kadłuba jest podobny do zmiany częstotliwości kadłubowych (ω_1 , ω_3 i ω_4). Natomiast w przypadku częstotliwości ω_5 , po początkowym spadku jej wartości, obserwuje się minimum, a następnie jej wzrost (rys. 12). Generalnie, w porównaniu z kadłubem, częstotliwości skrzydłowe w stosunku do ich nominalnych wartości wykazują mniejsze spadki.



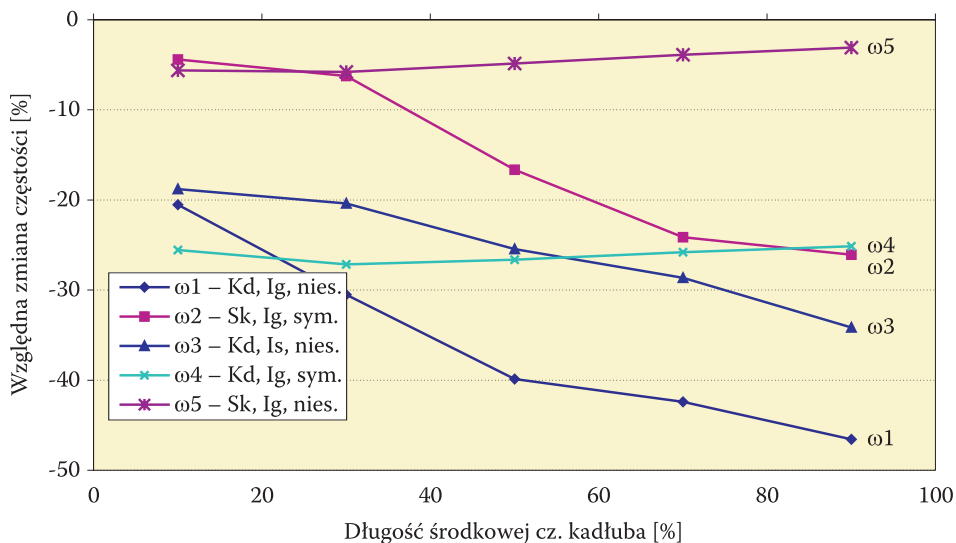
Rys. 4. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż środkowej części kadłuba na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 30%



Rys. 5. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż środkowej części kadłuba na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 50%



Rys. 6. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż środkowej części kadłuba na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 70%



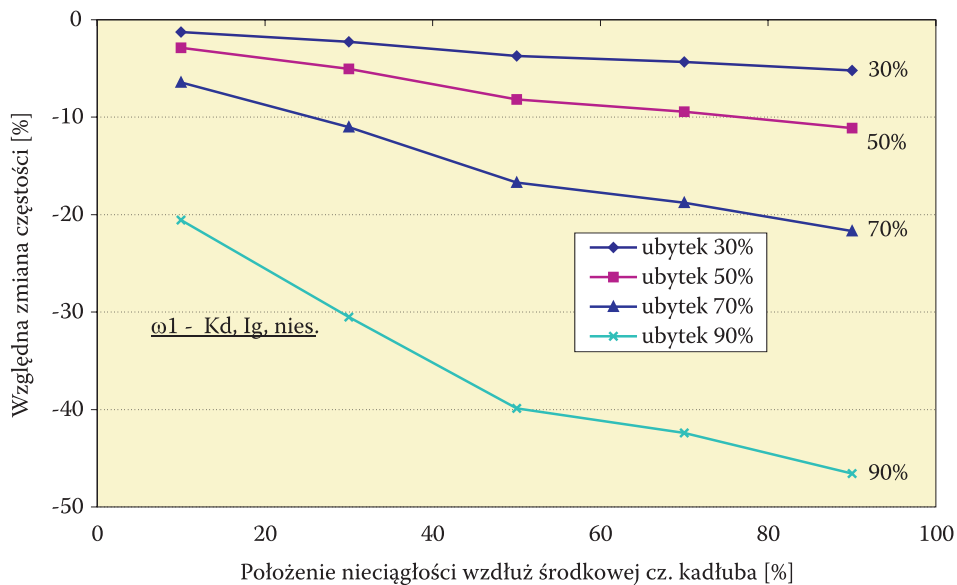
Rys. 7. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż środkowej części kadłuba na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 90%

TABELA 1

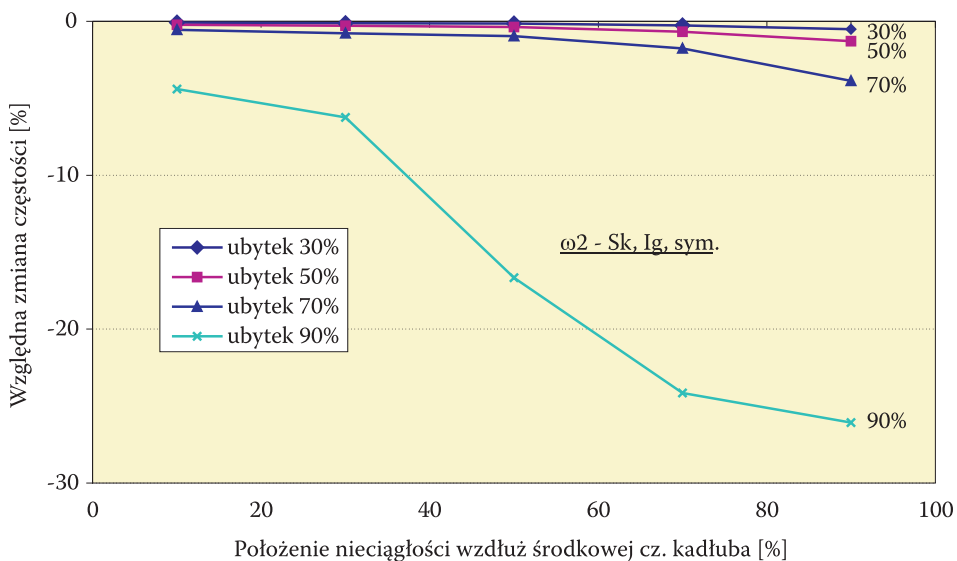
Zestawienie zmian widma częstości samolotu w zależności od położenia przestrzeliny (ubytek sztywności 50%) wzdłuż środkowej części kadłuba

Widmo nominalne										
$\omega_1 = 13,78$ Hz		$\omega_2 = 13,96$ Hz		$\omega_3 = 17,37$ Hz		$\omega_4 = 21,63$ Hz		$\omega_5 = 22,19$ Hz		
Kd, Ig, nies.		Sk, Ig, sym.		Kd, Is, nies.		Kd, Ig, sym.		Sk, Ig, nies.		
Częstości drgań samolotu z uszkodzeniami										
	ω_{1i}	$\Delta\varpi_{1i}$ [%]	ω_{2i}	$\Delta\varpi_{2i}$ [%]	ω_{3i}	$\Delta\varpi_{3i}$ [%]	ω_{4i}	$\Delta\varpi_{4i}$ [%]	ω_{5i}	$\Delta\varpi_{5i}$ [%]
e1	13,38	-2,87	13,93	-0,23	17,0	-2,11	20,72	-4,23	21,95	-1,06
e2	13,08	-5,09	13,92	-0,29	16,96	-2,36	20,57	-4,91	21,93	-1,18
e3	12,65	-8,17	13,91	-0,37	16,47	-5,21	20,54	-5,04	21,84	-1,56
e4	12,48	-9,45	13,87	-0,67	16,19	-6,82	20,33	-6,01	21,89	-1,32
e5	12,25	-11,11	13,78	-1,28	16,12	-7,19	20,26	-6,34	21,97	-1,01
Oznaczenia: e1, ..., e5 — kolejne skończone elementy kadłuba z ubytkami sztywności 50%, Kd — kadłub, Sk — skrzydło, I — pierwsza postać, g — zginanie, s — skręcanie, nies. — postać niesymetryczna, sym. — postać symetryczna (np. Kd, Ig, nies. — oznacza pierwszą niesymetryczną postać giętych drgań kadłuba)										

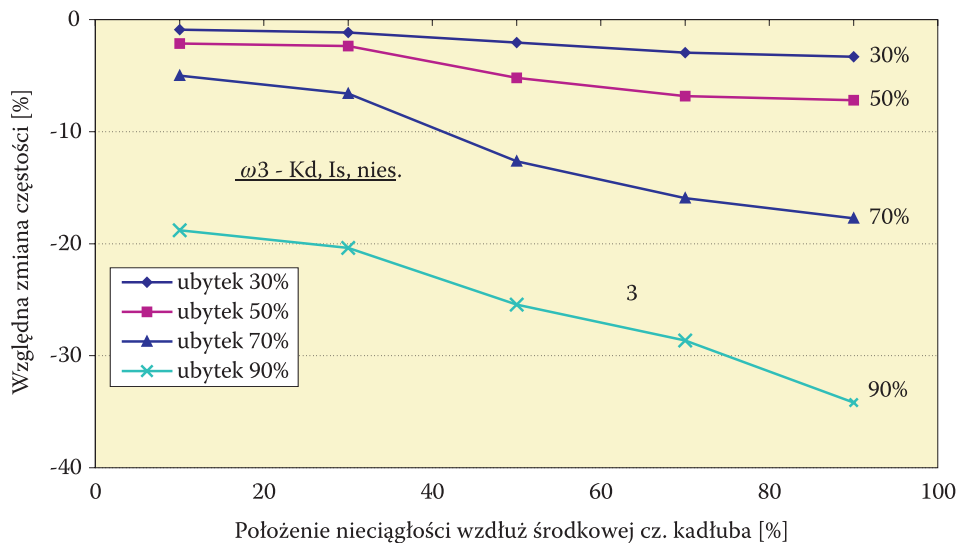
Reasumując, dla każdej częstości analizowanego widma ma miejsce zmniejszenie częstości. Jest ono tym większe, im większy jest ubytek konstrukcji siłowej (większa przestrzelina). Z przedstawionych wykresów wynika, że przemieszczaniu się przestrzeliny w kierunku skrzydeł towarzyszą coraz większe spadki częstości kadłubowych. Odstępstwo od tej zasady ma miejsce w przypadku częstości ω_4 (rys. 7 i 11), która dla nieciągłości charakteryzującej się ubytkiem sztywności 90%, wykazuje niewielki wzrost przy zbliżaniu się do obszaru mocowania skrzydeł. W przypadku częstości ω_5 (rys. 12), z dominującym niesymetrycznym zginaniem skrzydeł, po początkowym spadku obserwujemy jej wzrost, niezależnie od wielkości nieciągłości (ubytek sztywności: 30%, 50%, 70% czy 90%). Jednak, niezależnie od tego, gdzie nieciągłość jest umiejscowiona wzdłuż tej części kadłuba, częstość ω_5 jest zawsze mniejsza od wartości nominalnej (tj. wartości ω_5 dla samolotu nieuszkodzonego).



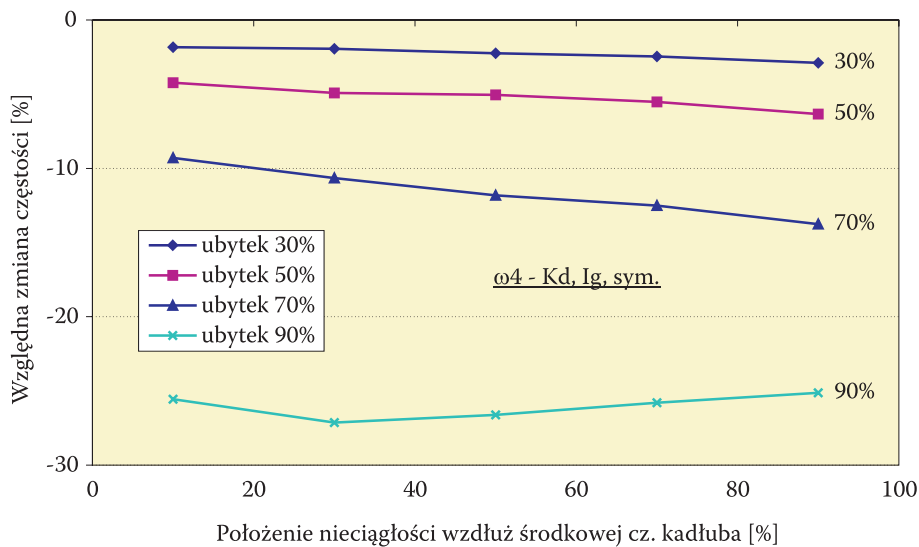
Rys. 8. Zmiana częstości ω_1 (niesymetryczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż środkowej części kadłuba. Ubytek sztywności 30 do 90%



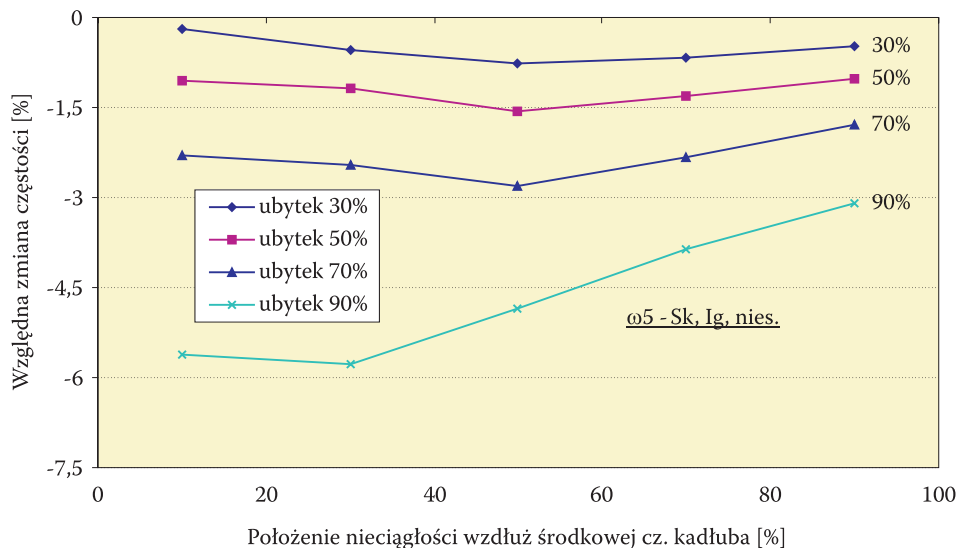
Rys. 9. Zmiana częstości ω_2 (symetryczne zginanie skrzydeł) od położenia nieciągłości wzdłuż środkowej części kadłuba. Ubytek sztywności 30 do 90%



Rys. 10. Zmiana częstości ω_3 (skręcanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż środkowej części kadłuba. Ubytek sztywności 30 do 90%



Rys. 11. Zmiana częstości ω_4 (symetryczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż środkowej części kadłuba. Ubytek sztywności 30 do 90%



Rys. 12. Zmiana częstości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od położenia nieciągłości wzdłuż środkowej części kadłuba. Ubytek sztywności 30 do 90%

5. Zakończenie i wnioski

Przedstawiono wyniki analizy numerycznej drgań własnych współczesnego samolotu szkolno-bojowego z napędem odrzutowym. Analizie poddano pięć pierwszych częstości widma samolotu bez uszkodzeń oraz z nieciągłościami (prze-strzelinami) struktury siłowej środkowej części kadłuba. W analizie drgań wykorzystano dyskretne, dynamiczne modele samolotu z wcześniejszych prac. Z przedstawionych obliczeń drgań pierwszych pięciu częstości widma $\omega_1 \div \omega_5$, które dotyczą pierwszych postaci kadłuba (zginanie symetryczne, skręcanie, zginanie boczne) i skrzydeł (zginanie symetryczne, zginanie niesymetryczne), można sformułować następujące wnioski:

- istnienie nieciągłości w środkowej części kadłuba prowadzi do zmniejszenia wszystkich częstości widma samolotu, największe spadki dotyczą częstości kadłubowych. W badanym zakresie ubytków sztywności (30-90%) powodują one spadek częstości w stosunku do częstości nominalnych w zakresie od kilku do kilkudziesięciu procent;
- ważne jest położenie nieciągłości wzdłuż tej części kadłuba; przestrzeliny leżące bliżej skrzydeł prowadzą do większych spadków częstości, leżące bliżej usterzeń — powodują spadki mniejsze. Dotyczy to głównie giętych i skrętnych drgań kadłuba oraz symetrycznych drgań skrzydeł;

- powyższy wniosek nie dotyczy niesymetrycznych giętych drgań skrzydeł, dla których największe spadki częstości występują przy lokalizacji nieciągłości w pobliżu połowy długości tej części kadłuba.

Przedstawiona w pracy problematyka jest początkiem szerszego zagadnienia. Podjęty problem jest ważny, bowiem statki powietrzne, głównie o przeznaczeniu wojskowym, znajdują się często w awaryjnych stanach konstrukcji, szczególnie podczas ich bojowego wykorzystania. Z doświadczeń wojen i konfliktów lokalnych wynika, że nawet do 50% samolotów może być uszkodzonych podczas wykonywania zadania bojowego. Niekiedy zdarza się również, że dochodzi do kolizji podczas prowadzenia pozorowanych zwartych walk powietrznych.

Samoloty w odróżnieniu od statków bezzałogowych, mimo rażenia, mogą wykonać zadanie i powrócić do bazy. Ważne jest więc ustalenie osobliwości lotu i dynamiki konstrukcji samolotów [6, 10] będących w takich stanach. Problematyka drgań własnych struktur z nieciągłościami jest początkowym etapem takich analiz i będzie kontynuowana w następnych pracach.

Artykuł wpłynął do redakcji 23.11.2006 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w styczniu 2007 r.

LITERATURA

- [1] O. C. ZIENKIEWICZ, *Metoda elementów skończonych*, Arkady, 1972.
- [2] M. NOWAK, W. POTKAŃSKI, *Metoda analizy flatteru samolotów lekkich*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 65, 1976.
- [3] J. BŁASZCZYK, Z. DŻYGADŁO, *Dynamiczny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych*, Biul. WAT, vol. 26, nr 4, 1977.
- [4] J. SZMELTER, *Metody komputerowe w mechanice*, PWN, Warszawa, 1980.
- [5] Ф. Е. Ганиев, В. Е. Карташов, М. П. Подоляк, *Исследование влияния повреждений на распределение давления по поверхности прямоугольного крыла*, Научно-методические материалы по конструкции, прочности и эффективности летательных аппаратов, ВВИА им. Н. Е. Жуковского, Москва, 1980.
- [6] A. OLEJNIK, *Analiza drgań własnych samolotów oraz zagadnień aeroprężystości układów powierzchniowych*, WAT, 1988.
- [7] J. BŁASZCZYK, *Dyskretny uogólniony dynamiczny model współczesnego samolotu myśliwskiego do badania drgań własnych metodą elementów skończonych*, Biul. WAT, vol. 42, nr 10, 1993.
- [8] J. BŁASZCZYK, *Analiza drgań własnych samolotu o niesymetrycznej budowie*, Biul. WAT, vol. 42, nr 10, 1993.
- [9] Z. ZAGDAŃSKI, *Stany awaryjne statków powietrznych*, Wydawnictwa ITWL, Warszawa, 1995.
- [10] A. OLEJNIK, *Aeroprężystość układów powierzchniowych*, X-Serwis, Warszawa, 1996.
- [11] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu w awaryjnych stanach konstrukcji*, Informator ITWL, wew. 334/96, 1996.
- [12] A. OLEJNIK, L. JARZĘBIŃSKI, S. KACHEL, *Numeryczna analiza wytrzymałościowa konstrukcji nośnej płatowca samolotu Su-22 metodą elementów skończonych. Komputerowe wspomaganie*

remontu i procesów technologii i napraw samolotów i śmigłowców eksploatowanych w Siłach Powietrznych RP (materiały seminarium), WAT, 1998.

- [13] *Sprawozdania: OLO-4/128/88 i OLO-4/132/88, Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego, Mielec, 1988.*

J. BŁASZCZYK

Numerical analysis of self vibration of aircraft with discontinuous structure of middle part of a fuselage

Abstract. In the paper, an impact of discontinuous structure of the middle part of the aircraft fuselage on its vibration spectrum was presented. For the need of the numerical analysis, the dynamical models were used from the previous works [3, 7]. In the work, a modern jet trainer designed in the conventional aerodynamic lay-out was investigated [13].

Keywords: air constructions, construction dynamics, free vibrations, numerical analysis

Universal Decimal Classification: 629.7.023

