



Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury usterzenia kierunku

JAN BŁASZCZYK

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

Streszczenie. Przedstawiono analizę numeryczną wpływu nieciągłości struktury siłowej usterzenia kierunku na widmo drgań własnych samolotu. Rozpatrzono zmianę częstości i odpowiadające im postacie drgań. Zastosowano dynamiczne modele samolotu z poprzednich prac [5, 9]. Do analizy numerycznej wykorzystano dane współczesnego, szkolno-bojowego samolotu z napędem odrzutowym [17], zbudowanego w konwencjonalnym układzie aerodynamicznym. Przedstawiona problematyka jest bezpośrednią kontynuacją prac [12, 15, 16].

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

Wprowadzenie

Podczas lotu samolotów, szczególnie współczesnych konstrukcji rozwijających duże prędkości, może wystąpić wiele niekorzystnych efektów dynamicznych. Chodzi tu głównie o różnego rodzaju drgania, wymuszone i samowzбудne [1, 2, 4, 8, 10].

Źródłem pierwszego rodzaju drgań są siły wymuszające (niewłaściwe wyrównoważenie zespołu napędowego) oraz siły aerodynamiczne (burzliwa atmosfera o podmuchach cyklicznych, oderwanie strumienia na opływanych powierzchniach). Zaliczamy do nich drganiaciągienia układu sterowania, łożyz zespołu napędowego, bafeting (ang. *buffeting*, określane terminem polskim *trzepotanie*) usterzenia itp. Szczególnie niebezpieczną postacią drgań wymuszonych jest bafeting usterzenia. Są to drgania rezonansowe tego zespołu, wymuszone energią wirów powstających w strumieniu zerwanym ze skrzydeł lub wystających części kadłuba. Powstają

wówczas, gdy usterzenie znajduje się w strumieniu zaskrzydłowym, a częstość drgań własnych usterzenia pokrywa się z częstością napływu wirów o dużej energii. Bafeting może powstać zarówno przy małej (np. podczas lądowania, szczególnie niebezpieczny dla samolotów ciężkich), jak i dużej prędkości lotu.

Drugi rodzaj drgań to drgania samowzbudne, nazywane *flutterem* dotyczą powierzchni nośnych (skrzydeł, usterzeń, lotek, sterów) samolotu. Flutter powierzchni nośnych powstaje, rozwija się i jest podtrzymywany w wyniku działania sił aerodynamicznych wytwarzanych w procesie drgań, tj. dzięki energii napływającego strumienia powietrza. Drgania tego typu występują przy pewnej, ściśle określonej prędkości lotu samolotu. Ważne jest, by prędkość ta nie należała do zakresu prędkości eksploatacyjnych.

Zarówno drgania wymuszone, jak i samowzbudne, dla samolotu charakteryzującego się określonym układem aerodynamiczno-konstrukcyjnym, zależą m.in. od wielkości i rozkładu mas oraz sztywności jego zespołów. Można więc powiedzieć, że zależą od widma (częstości i postaci) drgań własnych samolotu, inaczej od charakterystyk rezonansowych układu.

W niniejszej pracy badano numerycznie wpływ nieciągłości struktury usterzenia kierunku na drgania własne samolotu. Przeprowadzono analizę wpływu lokalnego zmniejszenia sztywności usterzenia kierunku oraz jego położenia wzdłuż tego zespołu, na widmo drgań własnych samolotu. Tego rodzaju nieciągłości mogą występować dowolnie często w czasie eksploatacji samolotów wojskowych, szczególnie podczas ich bojowego użycia. Możemy mieć do czynienia z lokalnym zniszczeniem (lub urwaniem, odstrzeleniem) fragmentu dowolnego zespołu płatowca bądź lokalnym naruszeniem jego struktury nośnej (siłowej).

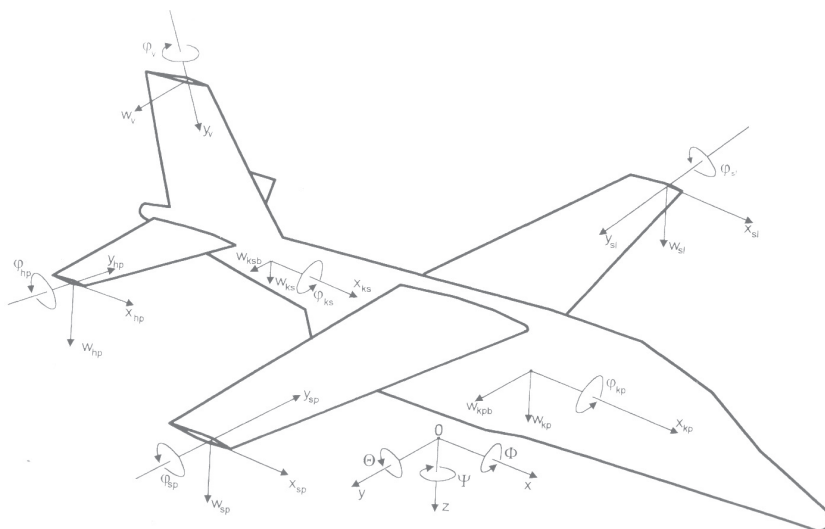
Niniejsza praca dotyczy problemów drgań własnych samolotu będącego w awaryjnym stanie konstrukcji [11]. Stanowi bezpośrednią kontynuację analiz przedstawionych w pracach [12, 15, 16] i dotyczących wpływu lokalnych nieciągłości struktur innych zespołów płatowca na widmo drgań własnych konstrukcji.

W pracy przedstawiono analizę numeryczną drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury usterzenia kierunku. Rozpatrzono wpływ wielkości nieciągłości oraz jej położenia wzdłuż długości tego zespołu płatowca na zmianę widma drgań własnych samolotu.

2. Model obliczeniowy samolotu; obiekt badań

Podobnie jak w poprzednich pracach, do analizy problemu wykorzystano dyskretne, dynamiczne modele samolotów zaproponowane w pracach [5, 9], w których stosowano jednowymiarową dyskretyzację odkształcalnych zespołów samolotu przy wykorzystaniu techniki elementów skończonych [3] i dwustopniowej (elementy \rightarrow elementy wyższego rzędu) syntezy struktury [7]. Uwzględnienie

nieciągłości usterzenia kierunku pozwala na rozpatrzenie samolotu jako obiektu symetrycznego, to znaczy mającego pionową, podłużną płaszczyznę symetrii masy i sprężystej Oxz (rys. 1).



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych samolotu

W rozpatrywanym dynamicznym, belkowo-bryłowym modelu samolotu (podobnie jak w poprzednich pracach), przyjęto, że odkształcalne zespoły samolotu (skrzydła, połówki usterzenia wysokości, usterzenie kierunku) 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 wysokości oraz $i = 5$ dotyczy usterzenia kierunku.

Zespoły konstrukcyjne wykonujące ruchy (1) traktuje się jako nieodkształcalne w swoich płaszczyznach. Natomiast odkształcalne części kadłuba drgają skrętnie wokół podłużnej osi samolotu Ox oraz giętnie 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.

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 uogólnione, bezwymiarowe parametry w skrajnych przekrojach odkształcalnych zespołów samolotu. Formalizm matematyczny, którego wynikiem jest otrzymanie układu (3) przedstawiono w pracy [9].

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

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

Częstości drgań własnych obliczono z równania (4) metodą bisekcji przy zastosowaniu eliminacji Gaussa z wyborem największego elementu, przy maksymalnie możliwym zwężeniu pasma macierzy \mathbf{C} .

Po wyznaczeniu częstości drgań własnych w celu określenia postaci drgań, z równań (3) otrzymujemy krańcowe parametry krawędziowe odkształcalnych zespołów, przyjmując jeden z nich jako jednostkowy (np. ugięcie swobodnego końca skrzydła). Wstawiając wyznaczone parametry krawędziowe do równań dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów konstrukcyjnych, dla kolejnych liczb naturalnych $j = 1, 2, 3, \dots$, otrzymujemy ostateczne wartości poszukiwanych parametrów na wszystkich krawędziach elementów, na które podzielono rozpatrywany samolot.

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

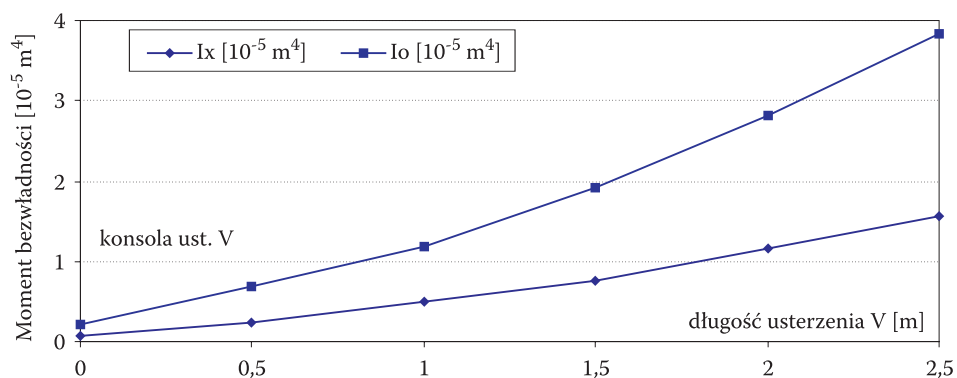
Opracowano algorytm, zredagowano program i wykonano obliczenia na komputerze klasy PC. Wyznaczenie wartości częstości drgań własnych i odpowiadające im wektory własne reprezentujące postacie tych drgań, przeprowadzono podobnie jak we wcześniejszych pracach.

Obiektem analizy numerycznej jest współczesny samolot szkolno-bojowy z turbinowym napędem odrzutowym, zbudowany w klasycznym układzie aerodynamicznym (rys. 1). 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, kadłuba — półskorupowa.

Obliczenia widma drgań wykonano dla masy startowej samolotu wynoszącej 5700 kg, w konfiguracji gładkiej (bez podwieszeń zewnętrznych).

Niezbędne do analiz numerycznych rozkłady mas i sztywności odkształcalnych zespołów samolotu zaczerpnięto z opracowań [17]. Wybrane z nich, dotyczące usterzenia kierunku, ilustruje rysunek 2. Przedstawiono tu rozkład geometrycznych momentów bezwładności (osiowego — I_x , biegunowego — I_o) wzdłuż długości usterzenia kierunku.



Rys. 2. Rozkład geometrycznych momentów bezwładności wzdłuż długości usterzenia kierunku samolotu szkolno-bojowego [17]

3. Analiza numeryczna drgań samolotu

Do obliczeń strukturę samolotu, podobnie jak w pracach [15, 16], podzielono na elementy o krawędziach prostopadłych do osi sprężystych odkształcalnych zespołów. Długości tych elementów dobrano zależnie od charakteru rozkładów parametrów masowych i sztywnościowych (np. por. rys. 2). 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.

Przedstawiono wyniki obliczeń widma częstości drgań własnych samolotu szkolno-bojowego bez uszkodzeń oraz z nieciągłościami wzdłuż usterzenia kierunku. Wyznaczone widmo drgań, dotyczące samolotu bez uszkodzeń usterzenia, w dalszej części opracowania będziemy nazywać *widmem nominalnym*. Podobnie jak w poprzednich pracach, analizie numerycznej poddano pięć pierwszych częstości widma, które „przyporządkowano” odpowiednim, odkształcalnym zespołom samolotu. W wyniku 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*.

W dalszej części przedstawiono wyniki analizy numerycznej wpływu nieciągłości struktury położonych wzdłuż długości usterzenia kierunku (rys. 1). Należy dodać, że nieciągłość struktury (jej lokalne zniszczenie) może nastąpić w wyniku rażenia pociskiem (artyleryjskim, raketowym). Istnienie nieciągłości w strukturze usterzenia prowadzi do lokalnego ubytku sztywności, którego wielkość determinowana jest głównie wielkością energii pocisku i energii zawartego w nim ładunku kruszącego. W obliczeniach, rażenie pociskiem modelowano poprzez ubytek sztywności na długości odpowiedniego elementu skończonego usterzenia. Zmieniało wielkość tego ubytku w granicach od 30 do 90% sztywności nominalnej (pierwotnej) z jednoczesnym przemieszczaniem tej nieciągłości wzdłuż długości usterzenia kierunku. Oznacza to, że przestrzelina „wędruje” od swobodnego końca usterzenia do przekroju mocowania tego zespołu do kadłuba (w modelu obliczeniowym tylna sztywna bryła kadłuba).

Uzyskane częstości widma z nieciągłościami usterzenia kierunku porównano z widmem nominalnym samolotu. 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 częstości widma dla układu z nieciągłościami oraz bez uszkodzeń.

W dalszym ciągu przedstawiono uzyskane wyniki analizy numerycznej widma drgań samolotu z uszkodzeniami struktury usterzenia kierunku. Analizie poddano zmiany częstości widma oraz odpowiadające im postacie drgań dla wybranych zespołów samolotu. Wyniki obliczeń zmiany częstości drgań przedstawiono graficznie na rysunkach 3-9. Wpływ położenia nieciągłości, o stałym ubytku sztywności, wzdłuż długości (rozpiętości) usterzenia kierunku na widmo drgań samolotu $\omega_1 \div \omega_5$ ilustrują rysunki 3-6. Natomiast zmiany wartości kolejnych częstości analizowanego widma, od różnych ubytków sztywności w obszarze nieciągłości, pokazano na rysunkach 7-9. Każdorazowo dla „przemieszczającej się” nieciągło-

TABELA 1

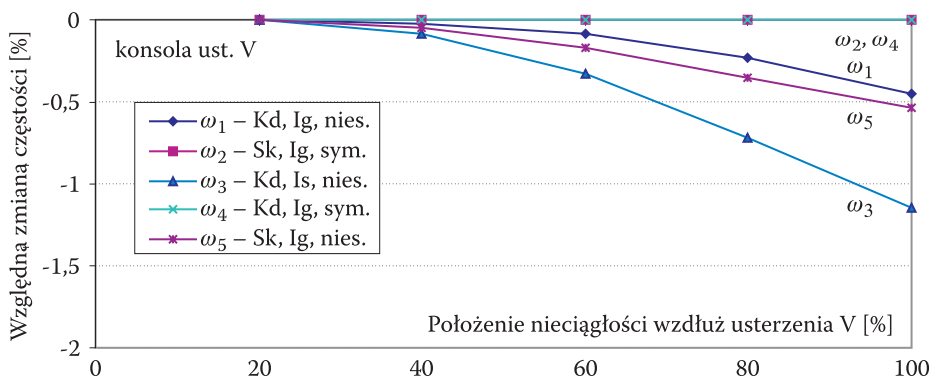
Zestawienie zmian widma częstości samolotu w zależności od położenia przestrzeliny (ubytek sztywności 70%) wzdłuż długości usterzenia kierunku

Widmo nominalne										
$\omega_1 = 13,776$ Hz		$\omega_2 = 13,962$ Hz		$\omega_3 = 17,367$ Hz		$\omega_4 = 21,632$ Hz		$\omega_5 = 22,193$ Hz		
Kd, Ig, nies.		Sk, Ig, sym.		Kd, Is, nies.		Kd, Ig, sym.		Sk, Ig, nies.		
Częstości drgań samolotu z przestrzelinami										
	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	13,775	-0,01	13,962	0,00	17,363	-0,02	21,632	0,00	22,190	-0,01
e2	13,760	-0,12	13,962	0,00	17,284	-0,48	21,632	0,00	22,136	-0,26
e3	13,698	-0,57	13,962	0,00	17,013	-2,04	21,632	0,00	21,934	-1,17
e4	13,557	-1,59	13,962	0,00	16,579	-4,54	21,632	0,00	21,577	-2,78
e5	13,293	-3,51	13,962	0,00	16,150	-7,01	21,632	0,00	21,237	-4,31

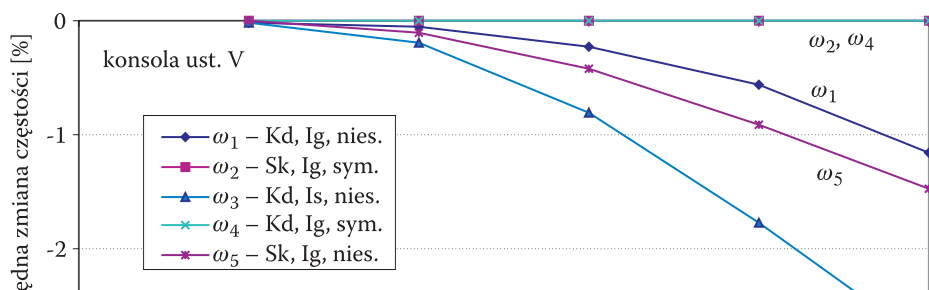
Oznaczenia: e1,..., e5 — kolejne skończone elementy usterzenia kierunku (początek od swobodnego końca tego zespołu — rys. 1) z ubytkami sztywności wynoszącymi 70%, ω_{ij} — i -ta ($i = 1, 2, \dots, 5$) częstość widma samolotu z przestrzeliną w j -tym elemencie usterzenia kierunku, $\Delta\varpi_{ij}$ — względne zmniejszenie i -tej częstości widma przy nieciągłości struktury w j -tym elemencie usterzenia kierunku ($i = 1, 2, \dots, 5, j = 1, 2, \dots, 5$), 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).

ści wzdłuż usterzenia kierunku przyjmowano stały ubytek sztywności (zginania i skręcania) w obszarze nieciągłości. W taki sposób przeprowadzono analizę widma drgań samolotu z nieciągłościami o ubytkach sztywności wynoszących: 30, 50, 70 i 90% w stosunku do struktury usterzenia bez uszkodzeń.

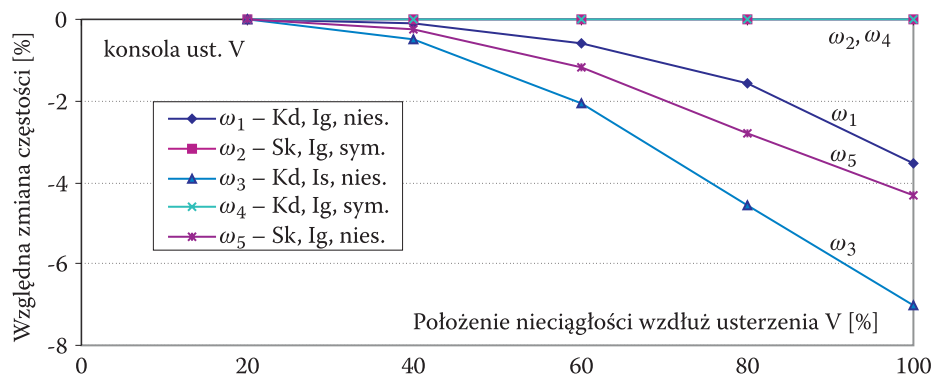
Z wykresów przedstawionych na rysunkach 3-6 wynika, że „przemieszczeniu się” nieciągłości, od swobodnego końca usterzenia kierunku do kadłuba, towarzyszy spadek wszystkich częstości analizowanego widma drgań samolotu. Im bliżej kadłuba jest położona nieciągłość, tym większe są spadki wszystkich częstości analizowanego widma. Spadki te, dla kolejnych częstości widma, charakteryzują się różną intensywnością. Największe z nich dotyczą skręcania kadłuba (częstość ω_3), niesymetrycznego zginania skrzydeł (ω_5) i bocznego zginania kadłuba (ω_1). Przy czym, jeśli nieciągłości są położone do około 80% długości usterzenia kierunku (mierząc od swobodnego końca tego zespołu), wówczas największe spadki mamy dla częstości skręcania kadłuba (ω_3). Dla dużych przestrzelin (tu: ubytek sztywności 90%), położonych bliżej mocowania usterzenia do kadłuba, dominujące spadki częstości dotyczą bocznego zginania tego zespołu (ω_1), jak pokazano na rysunku 6.



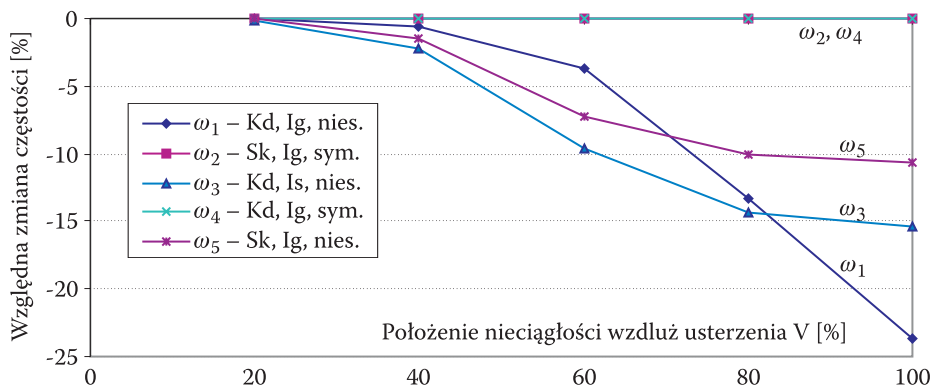
Rys. 3. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż długości usterzenia kierunku na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 30%



Rys. 4. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż długości połówek usterzenia wysokości na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 50%

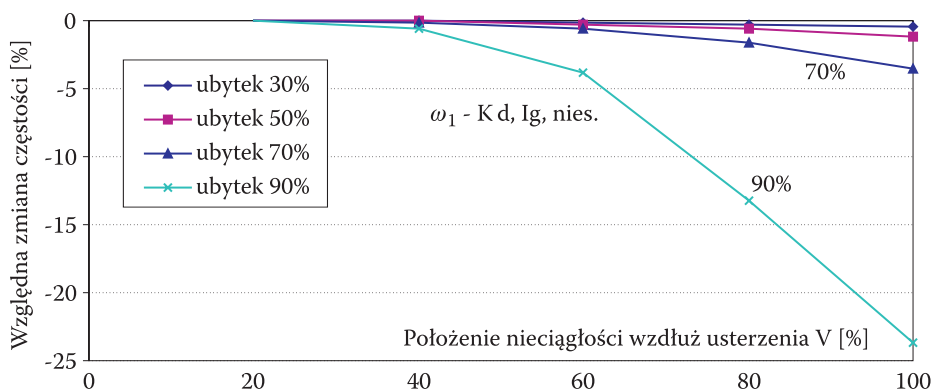


Rys. 5. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż długości usterzenia kierunku na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 70%

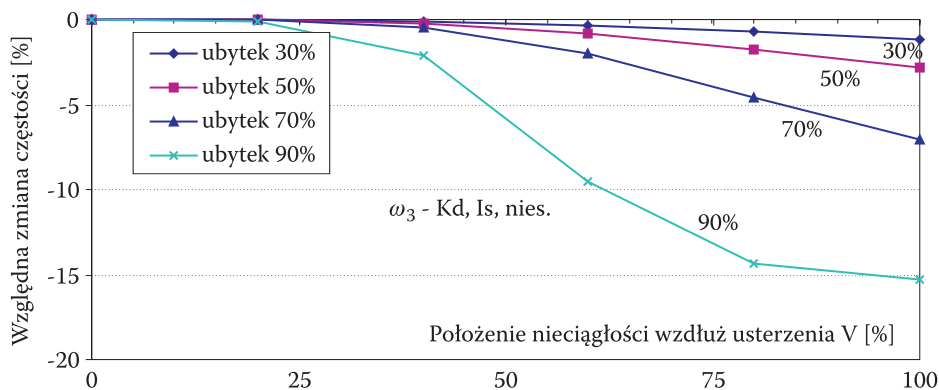


Rys. 6. Wpływ położenia nieciągłości struktury wzdłuż długości usterzenia kierunku na widmo drgań samolotu. Ubytek sztywności — 90%

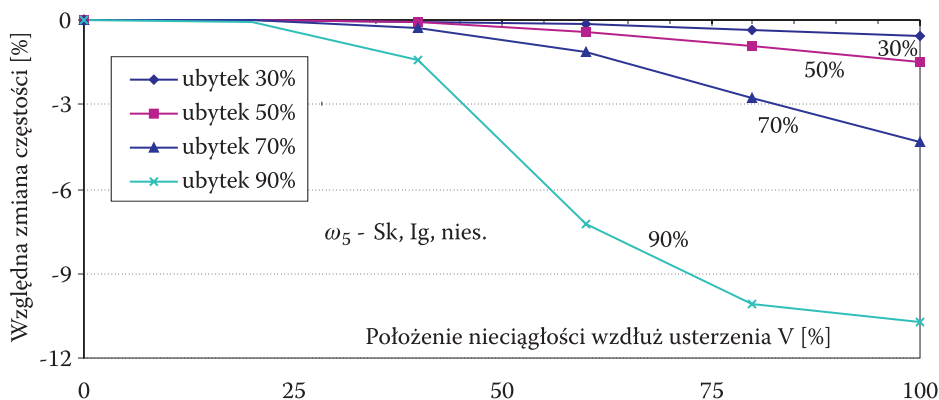
Z wykresów zamieszczonych na rysunkach 7-9 wynika, że znaczący wpływ na zmianę częstotliwości ma również wielkość występujących nieciągłości (przyjęte ubytki sztywności zginania i skręcania w obszarze danego elementu usterzenia). Na przykład dla nieciągłości usterzenia charakteryzujących się spadkiem sztywności 70% (w stosunku do samolotu bez uszkodzeń) i położonych w rejonie mocowania do kadłuba, wymienione wcześniej częstotliwości kadłubowe maleją (tab. 1, por. rys. 5 i 7): ω_1 o około 4% (rys. 7) a ω_3 — prawie 7% (rys. 8). Częstota niesymetrycznego zginania skrzydeł (ω_5) maleje o około 5% (rys. 9). Należy dodać, że dla większych nieciągłości (np. ubytek sztywności 90% na długości elementu) zmniejszenie wyżej wymienionych częstotliwości jest zdecydowanie większe: dla ω_1 wynosi prawie 25% (rys. 7), ω_3 — przekracza 15% (rys. 8) i dla ω_5 wynosi ponad 10% (rys. 9).



Rys. 7. Zmiana częstotliwości ω_1 (boczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż długości usterzenia wysokości. Ubytek sztywności: 30-90%



Rys. 8. Zmiana częstości ω_3 (skręcanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż długości usterzenia kierunku. Ubytek sztywności: 30-90%



Rys. 9. Zmiana częstości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od położenia nieciągłości wzdłuż długości usterzenia kierunku. Ubytek sztywności: 30-90%

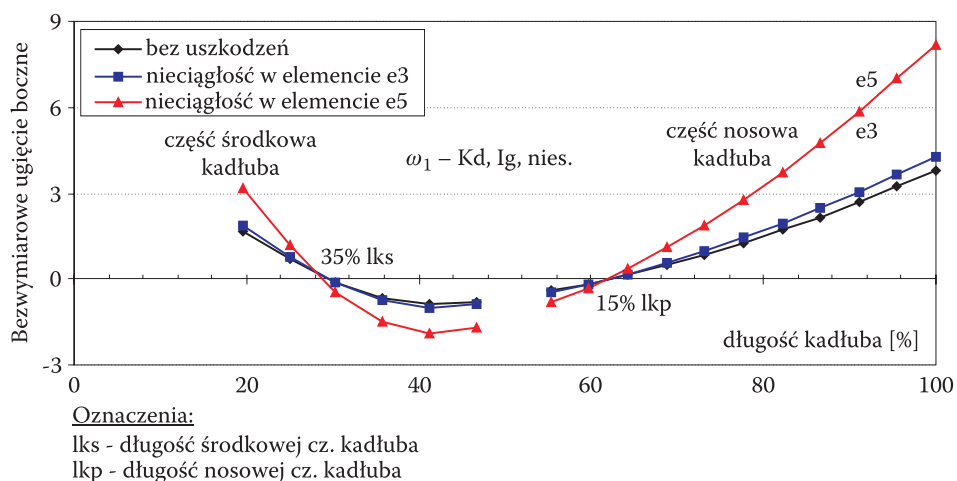
Pozostałe częstości analizowanego widma samolotu, dotyczące symetrycznego zginania skrzydeł (ω_2) i symetrycznego zginania kadłuba (ω_4), praktycznie nie są wrażliwe na istnienie nieciągłości¹ w ogóle, w tym zespole samolotu. Dlatego nie pokazano ich na rysunkach.

¹ Z pewnością wpływ taki istnieje i wynika głównie ze zmniejszenia masy elementu usterzenia w obszarze nieciągłości. W obliczeniach tego nie uwzględniono, traktując, że wpływ zmniejszenia masy w wyniku istnienia przestrzeliny jest mały. Na przykład dla nieciągłości położonej tuż przy okuciach „usterzenie-kadłub”, charakteryzującej się ubytkiem sztywności 90% i przy przyjęciu spadku masy tego elementu aż o 50% względne wzrosty symetrycznych częstości skrzydeł (ω_2) i kadłuba (ω_4) nie przekraczają 0,5%.

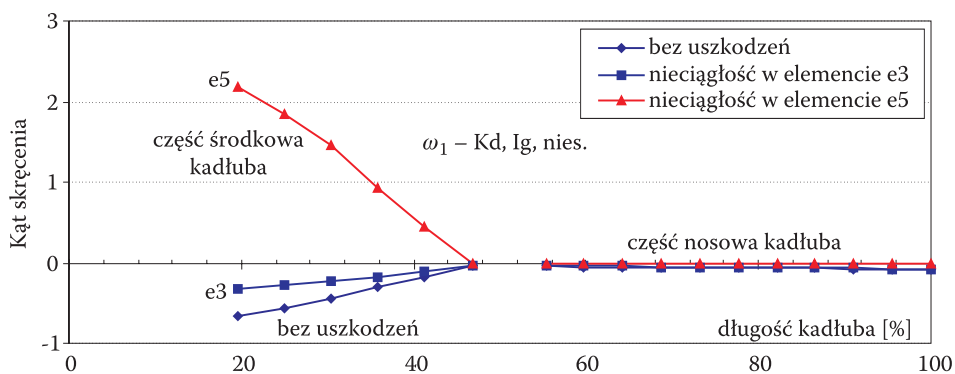
Reasumując, istnienie nieciągłości w usterzeniu pionowym, prowadzi do spadku niesymetrycznych częstości analizowanego widma, które dotyczą zginania i skręcania kadłuba oraz zginania skrzydeł. Spadki te są zależne wprost od wielkości przestrzeliny oraz jej położenia wzdłuż długości usterzenia. Najbardziej wrażliwymi, w kolejności są częstości: kadłubowe dotyczące niesymetrycznego zginania — ω_1 (z maksymalnym spadkiem bliskim 25%) i skręcania kadłuba — ω_3 (spadek przekraczający 15%) oraz częstość niesymetrycznego zginania skrzydeł — ω_5 ze spadkiem około 11%. Pozostałe częstości badanego widma, dotyczące symetrycznego zginania kadłuba (ω_4) i symetrycznego zginania skrzydeł (ω_2), praktycznie nie są wrażliwe na istnienie nieciągłości w usterzeniu pionowym.

W artykule przeprowadzono również analizę wpływu nieciągłości w strukturze usterzenia pionowego na postacie drgań badanego widma. Wyniki tych analiz przedstawiono na rysunkach 10-17. Ograniczono się tu do pokazania zmiany postaci wybranych zespołów samolotu, głównie tych, dla których postać jest dominująca. Na przykład dla częstości ω_1 dominujące jest zginanie kadłuba w płaszczyźnie Oxy (rys. 1), dlatego pokazano zmianę postaci bezwymiarowego bocznego ugięcia (rys. 10) oraz kąta skręcenia (rys. 11) wzdłuż długości tego zespołu samolotu. Dla częstości ω_2 dominuje symetryczne zginanie skrzydeł, na wykresach (rys. 12 i 13) przedstawiono postacie ugięcia oraz skręcenia skrzydła itd.

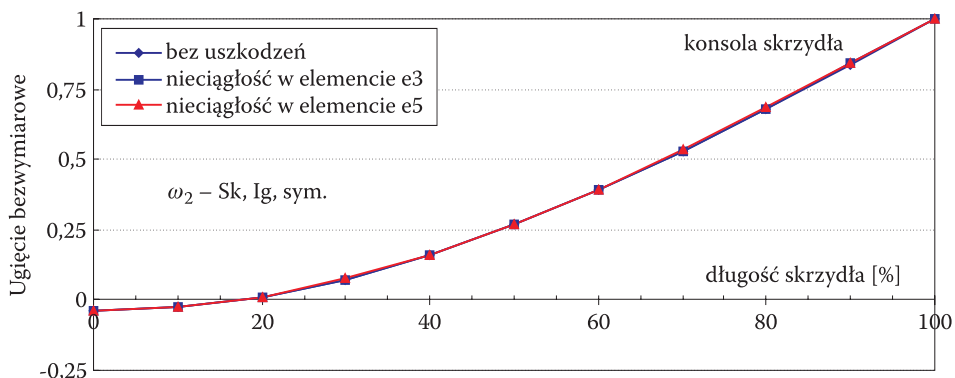
Do przeprowadzenia obliczeń usterzenie kierunku dzielono na 5 elementów, czyli rozpatrzono pięć kolejnych położень nieciągłości wzdłuż jego długości (rozpiętości). Każdorazowo były to nieciągłości o stałych ubytkach sztywności (30, 50, 70 i 90%). W celu zapewnienia czytelności wykresów, przedstawiono postacie dla



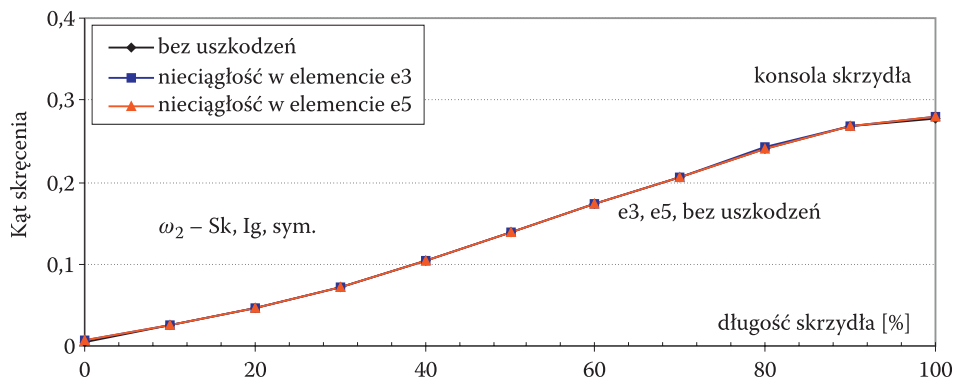
Rys. 10. Zmiana bocznego ugięcia kadłuba dla częstości ω_1 (niesymetryczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż usterzenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%



Rys. 11. Zmiana kąta skręcenia kadłuba dla częstotliwości ω_1 (niesymetryczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż ustereżenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%



Rys. 12. Zmiana ugięcia skrzydła dla częstotliwości ω_2 (symetryczne zginanie skrzydeł) w zależności od położenia nieciągłości wzdłuż ustereżenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%



Rys. 13. Zmiana kąta skręcenia skrzydła dla częstotliwości ω_2 (symetryczne zginanie skrzydeł) od położenia nieciągłości wzdłuż ustereżenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%

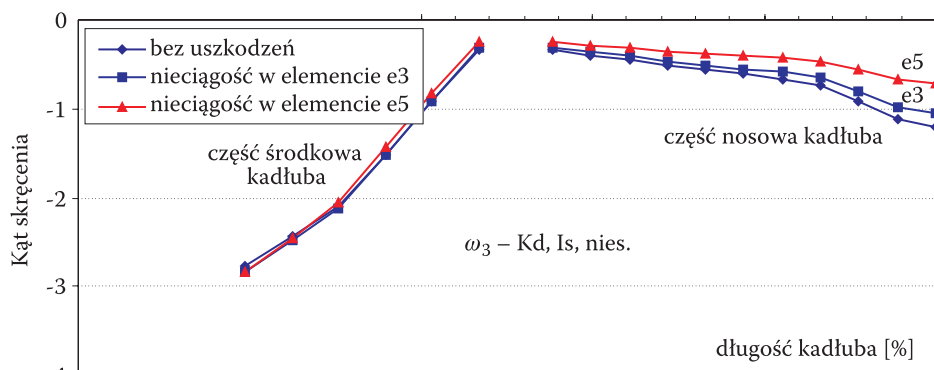
wybranych dwóch nieciągłości: w elemencie e3, tj. dla nieciągłości znajdującej się w połowie długości usterzenia pionowego oraz w elemencie e5 (rejon mocowania do kadłuba). Dodatkowo, w celu odniesienia, naniesiono postać dotyczącą samolotu bez uszkodzeń jego struktury. Na wszystkich wykresach postaci, przedstawiono wyniki obliczeń dla nieciągłości charakteryzujących się ubytkiem sztywności 70%.

Jak wspomniano wcześniej, postaci kadłubowe dla częstości ω_1 (niesymetryczne zginanie kadłuba) pokazano na rysunkach 10 i 11. Z rysunku pierwszego, ilustrującego boczne ugięcie tego zespołu wynika, że jego kształt nie ulega zmianie. Podobnie jest z węzłami dla obydwu odkształcalnych części kadłuba. Dla środkowej części kadłuba węzeł giętny leży na 35% jej długości, dla części przedniej kadłuba — na około 15% jej długości. Położenie węzłów jest praktycznie stałe, nie są one wrażliwe na wielkość i umiejscowienie nieciągłości wzdłuż usterzenia kierunku, dla tej częstości widma. Największe ugięcia kadłuba mają miejsce dla przestrzeliny w usterzeniu pionowym, położonej tuż przy kadłubie (nieciągłość w elemencie e5). W przypadku skrętnej postaci kadłuba (rys. 11) widać, że jego część nosowa jest mało wrażliwa na zmianę położenia nieciągłości na usterzeniu. Zdecydowanie inaczej jest z postacią części środkowej, gdzie ma miejsce zmiana modułu i znaku postaci. Największe skręcenie kadłuba, niezależnie od położenia przestrzeliny na usterzeniu pionowym, jest w przekrojach kadłuba tuż przy mocowaniu zespołu usterzeń.

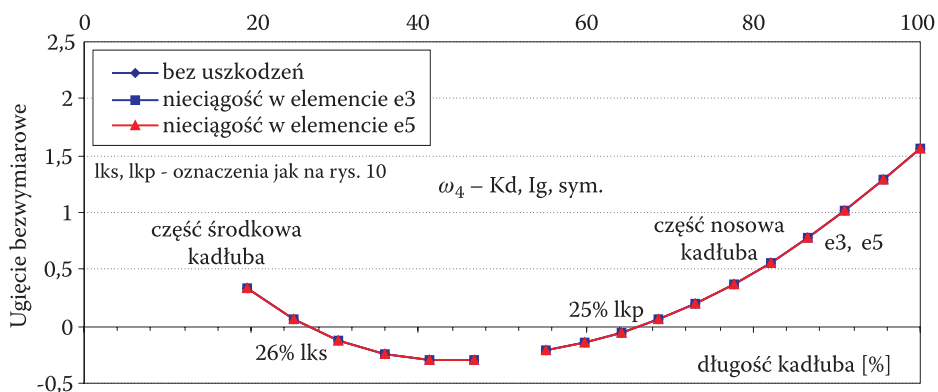
Postacie odpowiadające częstości ω_2 (symetryczne zginanie skrzydeł) i dotyczące ugięcia oraz skręcenia skrzydeł odpowiednio pokazano na rysunkach 12 i 13. Wynika z nich, że wpływ istnienia nieciągłości w usterzeniu pionowym na symetryczne ugięcie oraz skręcenie skrzydeł praktycznie nie istnieje. Charakter ugięcia jest zachowany, a zmiana znaku ma miejsce na 20% długości skrzydeł mierzonej od okuc „skrzydło-kadłub”. Węzła skrętnego brak.

Dla częstości ω_3 , dotyczącej skręcania kadłuba, analizowany obraz postaci sprowadza się do zmiany kąta skręcenia (rys. 14) wzdłuż długości tego zespołu. Nie pokazano ugięć kadłuba, w płaszczyznach prostopadłych (boczne i podłużne), bowiem są zerowe. Z postaci skręcania kadłuba, przedstawionego na rysunku 14 wynika, że zmiany kątów skręcenia są tego samego znaku i podobnego kształtu. Istnienie nieciągłości w usterzeniu pionowym prowadzi do zmniejszenia kąta skręcenia nosowej części kadłuba. Największy kąt skręcania dotyczy kadłuba w obszarze mocowania usterzeń.

Obraz postaci dotyczącej częstości ω_4 , z dominującym symetrycznym zginaniem kadłuba, ograniczono do przedstawienia symetrycznego ugięcia tego zespołu (rys. 15). Skręcanie i ugięcie boczne kadłuba są zerowe. Charakter postaci, dla różnego umiejscowienia nieciągłości w usterzeniu kierunku, nie ulega zmianie zarówno co do kształtu, jak i znaku. Istnieją dwa węzły giętne, po jednym w każdej części kadłuba i są położone na ok. 25% długości każdej z nich. Postać ugięcia nie zależy od wielkości oraz położenia nieciągłości w usterzeniu pionowym.



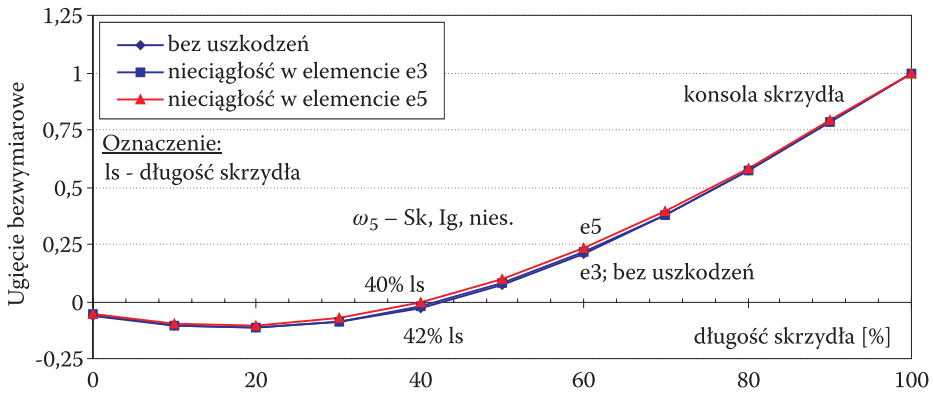
Rys. 14. Zmiana kąta skręcenia kadłuba dla częstości ω_3 (skręcanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż usterzenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%



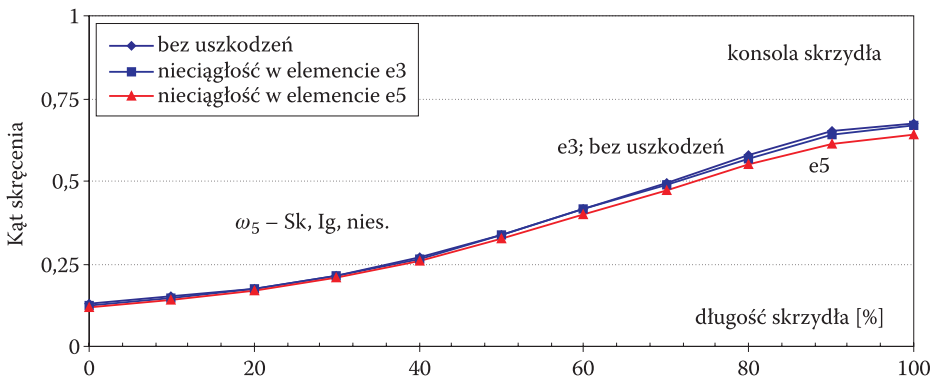
Rys. 15. Zmiana symetrycznego ugięcia kadłuba dla częstości ω_4 (symetryczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości wzdłuż usterzenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%

Dla częstości ω_5 , z dominującym niesymetrycznym zginaniem skrzydeł, wykresy postaci przedstawiono na rysunkach 16 i 17. Pokazano tutaj ugięcie i skręcenie jednego skrzydła, postaci drugiego będą symetryczne, lecz z przeciwnym znakiem. Pierwszy rysunek dotyczy postaci niesymetrycznego ugięcia skrzydła, drugi — skręcenia tego zespołu. Obydwie postaci nie wykazują istotnych zmian w stosunku do samolotu bez uszkodzeń.

Reasumując, badaniom numerycznym poddano widmo drgań samolotu składające się z pięciu częstości. Przedstawiono zmianę częstości widma oraz wybrane postaci podstawowych zespołów samolotu. Wszystkie częstości widma, występują jako pierwsze harmoniczne, w których dominujące są ugięcia lub skręcenia dwóch zespołów samolotu — skrzydeł (płata nośnego) i kadłuba. W widmie tym brak jest



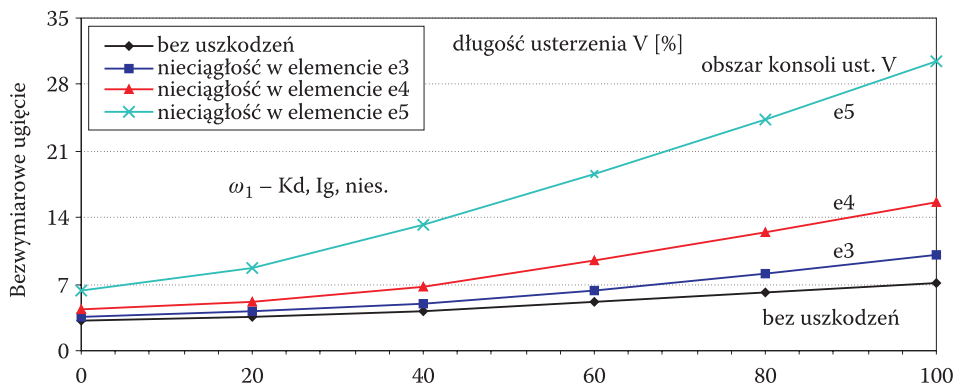
Rys. 16. Zmiana ugięcia skrzydła dla częstotliwości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od położenia nieciągłości wzdłuż długości usterzenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%



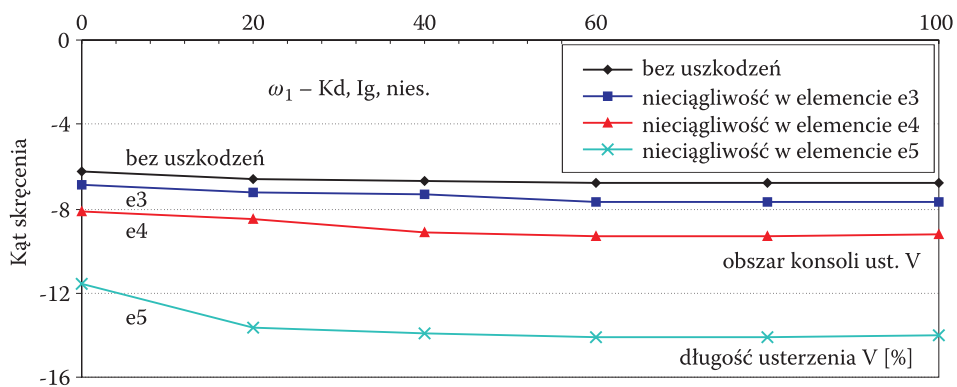
Rys. 17. Zmiana kąta skręcenia skrzydła dla częstotliwości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od położenia nieciągłości wzdłuż długości usterzenia kierunku. Ubytek sztywności — 70%

częstotliwości, które można by „przypisać” usterzeniu wysokości czy usterzeniu kierunku (zespółowi z nieciągłościami). Częstotliwości takie istnieją i znajdują się w zakresie wyższych harmonicznych widma samolotu, których nie poddano analizie.

Na zakończenie pokażemy ugięcia i skręcenia usterzenia kierunku dla jednej, wybranej częstotliwości drgań własnych badanego widma (przy ubytku sztywności 70%), mianowicie dla częstotliwości ω_1 . I tak, na rysunku 18 przedstawiono ugięcie usterzenia kierunku, a na rysunku 19 — skręcenie tego zespołu samolotu. Z pierwszego rysunku wynika, że przedstawione ugięcia zachowują kształt i są tego samego znaku, brak jest węzłów giętych. Z drugiego — dotyczącego — skręcania wynika, że jest podobnie. Widać tu charakterystyczne zwiększenie kąta skręcenia w obszarze elementu z nieciągłością (np. e5, element przy węzłach mocowania usterzenia kierunku do kadłuba). Z obydwu rysunków wynika, że przemieszczaniu



Rys. 18. Zmiana ugięcia usterzenia kierunku dla częstotliwości ω_1 (boczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości. Ubytek sztywności — 70%



Rys. 19. Zmiana kąta skręcenia usterzenia kierunku dla częstotliwości ω_1 (boczne zginanie kadłuba) od położenia nieciągłości. Ubytek sztywności — 70%

się nieciągłości w kierunku przekroju mocowania do kadłuba towarzyszy wzrost modułu ugięcia (skręcenia). Pokazane na rysunkach postacię zginania i skręcenia usterzenia kierunku, dla częstotliwości ω_1 , są reprezentatywne dla wszystkich częstotliwości (dla przestrzeliń różnej wielkości) badanego widma, tj. pięciu pierwszych częstotliwości samolotu. Oznacza to, że nie są identyczne jak pokazane na rysunkach 18 i 19, lecz są innego charakteru (co do znaku, istnienia węzłów), ale każdorazowo (dla danej częstotliwości widma) są podobnego kształtu, również mogą mieć węzły. Wraz z przemieszczaniem się nieciągłości w kierunku okuc „usterzenie-kadłub” maleją wartości bezwzględne ugięcia (skręcenia) usterzenia.

4. Zakończenie, wnioski

Niniejsza praca jest kontynuacją analiz, dotyczących drgań własnych samolotu będącego w awaryjnym stanie konstrukcji z zachowaniem masowej i sprężystej symetrii konstrukcji. W artykule przedstawiono wyniki analizy numerycznej drgań własnych współczesnego samolotu szkolno-bojowego z napędem odrzutowym. Analizie poddano pięć pierwszych częstości widma samolotu z nieciągłościami (przeźrzelinami) struktury siłowej usterzenia kierunku. Uzyskane wyniki porównano z widmem samolotu bez uszkodzeń. W analizie drgań wykorzystano dyskretne, dynamiczne modele samolotu z wcześniejszych prac.

Z przedstawionych obliczeń drgań widma składającego się z pierwszych pięciu częstości można sformułować następujące wnioski:

- Istnienie nieciągłości struktury usterzenia kierunku prowadzi do zmniejszenia niesymetrycznych częstości analizowanego widma samolotu. Zmniejszenie to zawiera się w zakresie od kilku do kilkudziesięciu procent w stosunku do widma nominalnego i jest zróżnicowane.
- Wielkość spadku częstości zależy wprost od wielkości nieciągłości i jej umiejscowienia wzdłuż długości usterzenia kierunku. Nieciągłości charakteryzujące się większymi spadkami sztywności (większe przeźrzeliny) prowadzą do większych spadków częstości. Podobny efekt uzyskuje się w przypadku „przemieszczania się” nieciągłości w kierunku obszaru mocowania usterzenia do kadłuba.
- Najbardziej wrażliwe na istnienie nieciągłości w usterzeniu kierunku są częstości kadłubowe dotyczące niesymetrycznego zginania (ω_1) z maksymalnym spadkiem bliskim 25% i skręcania kadłuba (ω_3) — ze spadkiem ponad 15%. Nieco mniejszą wrażliwość wykazuje częstość niesymetrycznego zginania skrzydła (ω_5), która maleje ponad 10%. Podane tu procentowe wartości spadków dotyczą nieciągłości z ubytkiem sztywności 90% i leżących w pobliżu okuć „usterzenie kierunku-kadłub”. Wymienione częstości należą do niesymetrycznych.
- Zmianom częstości widma towarzyszą niewielkie zmiany postaci. Zależą one wprost od wielkości nieciągłości i jej odległości od okuć „usterzenie kierunku-kadłub”. Im przeźrzelina jest większa i leży bliżej kadłuba, tym zmiany postaci są większe. Generalnie, w badanym widmie postaci (ugięcia, skręcenia) zachowują kształt z niewielkimi zmianami, co do modułu, zauważalnymi dla nieciągłości leżących w rejonie mocowania usterzenia. Podobnie jest z położeniem węzłów giętnych i skrętnych. Najbardziej wrażliwym zespołem jest kadłub, głównie dla niesymetrycznego zginania (częstość ω_1). Występujące zmiany dotyczą wartości ugięcia i skręcenia głównie środkowej części kadłuba.

- Istnienie nieciągłości w usterzeniu pionowym, praktycznie nie powoduje zmian częstości symetrycznego zginania skrzydeł (ω_2) i symetrycznego zginania kadłuba (ω_4), zarówno co do ich wartości, jak i odpowiadającej jej postaci. Oznacza to, że symetryczne częstości badanego widma nie są wrażliwe na istnienie nieciągłości w usterzeniu kierunku.

Problematyka drgań własnych samolotów, będących w awaryjnych stanach konstrukcji, wynikających z istnienia nieciągłości siłowej struktury płatowca, jest zagadnieniem istotnym. Zarówno z punktu widzenia bezpieczeństwa latania, jak i walorów poznawczych. Będzie kontynuowana w następnych pracach.

Artykuł wpłynął do redakcji 17.07.2007 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w październiku 2007 r.

LITERATURA

- [1] R. L. BISPLINGHOFF, H. ASHLEY, R. L. HALFMAN, *Aeroelasticity*, Addison_Wesley Publishing Company, Cambridge, 1956.
- [2] R. L. BISPLINGHOFF, H. ASHLEY, *Principles of Aeroelasticity*, New York, London, 1962.
- [3] O. C. ZIENKIEWICZ, *Metoda elementów skończonych*, Arkady, 1972.
- [4] M. NOWAK, W. POTKAŃSKI, *Metoda analizy flatteru samolotów lekkich*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 65, 1976.
- [5] J. BŁASZCZYK, Z. DŻYGADŁO, *Dynamiczny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych*, Biul. WAT, vol. 26, nr 4, 1977.
- [6] 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.
- [7] Z. DŻYGADŁO, J. BŁASZCZYK, *Metoda wielostopniowej syntezy struktury do analizy drgań odkształcalnego samolotu*, Mechanika i Komputer, t. 4, PWN, Warszawa-Poznań, 1981.
- [8] A. OLEJNIK, *Analiza drgań własnych samolotów oraz zagadnień aerospężystości układów powierzchniowych*, WAT, 1988.
- [9] J. BŁASZCZYK, *Dyskretny uogólniony dynamiczny model współczesnego samolotu myśliwskiego do badania drgań własnych metodą elementów skończonych*, Biul. WAT, vol. 42, nr 10, 1993.
- [10] A. OLEJNIK, *Aerospężystość układów powierzchniowych*, X-Serwis, Warszawa, 1996.
- [11] Z. ZAGDAŃSKI, *Stany awaryjne statków powietrznych*, Wydawnictwa ITWL, 1996.
- [12] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu w awaryjnych stanach konstrukcji*, Informator ITWL, wew. 334/96, 1996.
- [13] 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.
- [14] A. LESKI, *Analiza wytrzymałościowa łopaty śmigłowca uszkodzonej w wyniku przestrzelenia*, praca doktorska, ITWL, z. 21, 2000.

- [15] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury środkowej części kadłuba*, Biul. WAT, vol. 56, nr 1, 2007.
- [16] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury usterezenia wysokości*, Biul. WAT, vol. 56, nr 2, 2007.
- [17] *Sprawozdania: OLO-4/128/88 i OLO-4/132/88*, Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego, Mielec, 1988.

J. BŁASZCZYK

**Numerical analysis of free vibration of an aircraft
with discontinuous vertical tail unit structure**

Abstract. In the report, a numerical analysis of the impact of the discontinuous tail strength structure on the aircraft free vibration is presented. Variation of frequency and its modes were considered. Dynamical models of the aircraft from the previous works were used [5, 9]. The data of the contemporary military trainer jet with conventional aerodynamic lay-out were taken for analysis [17]. Evaluated problem is a direct continuation of the works [12, 15, 16].

Keywords: aviation structures, structure dynamics, self vibrations, numerical investigations.

Universal Decimal Classification: 629.7.023