



Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z niesymetrycznym płatem nośnym

JAN BŁASZCZYK

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

Streszczenie. Przedstawiono analizę numeryczną widma drgań niesymetrycznego samolotu wynikającego z urwania segmentu konsoli lewego skrzydła. Zastosowano dynamiczne modele samolotu z poprzednich prac [10, 5, 7, 8]. Do analizy numerycznej wykorzystano dane współczesnego, szkolno-bojowego samolotu z napędem odrzutowym [21], zbudowanego w konwencjonalnym układzie aerodynamicznym.

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

1. Wprowadzenie

W czasie eksploatacji wojskowych statków powietrznych, szczególnie podczas ich bojowego użycia, często dochodzi do rażenia prowadzącego do zniszczenia (urwania, odstrzelenia) fragmentu dowolnego zespołu płatowca. Z reguły ma miejsce lokalne naruszenie (i z reguły osłabienie) jego struktury nośnej (siłowej). Niezwykle ważnym problemem jest tu skala uszkodzenia (powierzchnia odstrzelonej części konstrukcji, wielkość przestrzelin), jego umiejscowienie na płatowcu (skrzydło, kadłubie, usterzeniu...) oraz przyjęty przez konstruktora układ wytrzymałościowy (dźwigarowy, półskorupowy, skorupowy, wielościankowy) danego zespołu płatowca. Ustalenie osobliwości lotu statków powietrznych będących w takich stanach jest zagadnieniem ważnym zarówno z poznawczego punktu widzenia jak i ich praktycznej eksploatacji.

Stan konstrukcji statku powietrznego, po rażeniu dowolnego jego zespołu, określamy jako *stan awaryjny konstrukcji* (płatowca).

W niniejszej pracy podjęto próbę oceny wpływu wybranego awaryjnego stanu konstrukcji (tu: niesymetrii skrzydeł) na drgania własne układu. Samolot będący w awaryjnym stanie konstrukcji rozpatruje się jako przestrzenny, rozgałęziony układ mechaniczny (bryłowo-belkowy) 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 pionowego, z reguły samolot traktować można jako układ o symetrycznej budowie (dla modelu jednowymiarowego).

W dostępnej literaturze z reguły brakuje publikacji dotyczących problemów wynikających z awaryjnych stanów konstrukcji statków powietrznych w locie. Do nielicznych publikacji z tego obszaru należy zaliczyć prace [6, 14, 15]. W pierwszej badano doświadczalnie wpływ lokalnych nieciągłości struktury powierzchni nośnej (tu skrzydła) na rozkład ciśnienia na tej powierzchni, w drugiej analizowano numerycznie wybrane problemy: drgania własne struktury, rozkłady naprężeń oraz dynamiki konstrukcji współczesnego samolotu bojowego z symetrycznie zmienionym kątem skosu ruchomych konsol skrzydłowych. W pracy [15] przedstawiono eksperymentalne i numeryczne badania odporności łopaty wirnika nośnego śmigłowca na rażenie pociskami broni małokalibrowej (strzeleckiej). Drgania własne samolotów o niesymetrycznej budowie, wynikłej z urwania fragmentu jednego zespołu, bądź mającego miejscowe uszkodzenia struktury płatowca, analizowano również we wcześniejszych pracach własnych [8, 11] oraz w pracach [16-20]. W tych ostatnich rozpatrywano wpływ nieciągłości (ich wielkości i położenia) struktury odkształcalnych zespołów samolotu (przedniej i środkowej części kadłuba, skrzydeł i usterzeń) na widmo drgań własnych samolotu na przykładzie współczesnego, szkolno-bojowego samolotu z napędem odrzutowym [21].

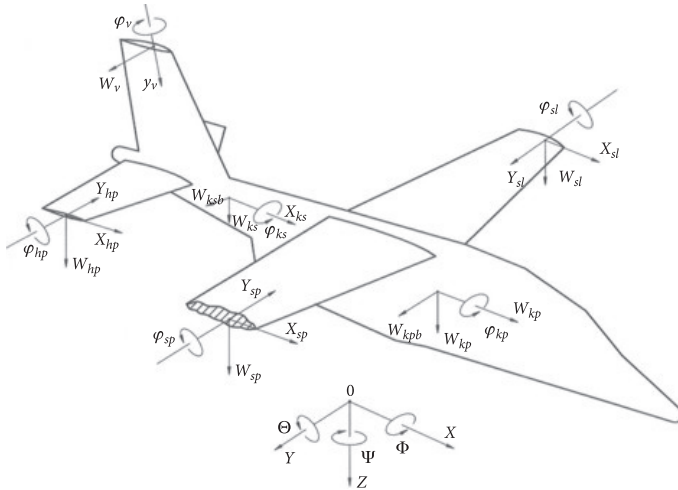
W niniejszej pracy przedstawiono analizę numeryczną drgań własnych samolotu z niesymetrycznym płatem nośnym, powstałym w wyniku urwania części konsoli jednego skrzydła. Przeprowadzono analizę wpływu długości urwanej części skrzydła na zmianę widma drgań samolotu. Przyjęcie niesymetryczności skrzydeł pozwala na rozpatrzenie samolotu jako układu pozbawionego pionowej, podłużnej płaszczyzny symetrii masowej i sprężystej Oxz (rys. 1). W wyniku takiego przyjęcia układu samolotu ma miejsce sprzężanie ruchów podłużnych z bocznymi.

Do analizy problemu wykorzystano dyskretne, dynamiczne, bryłowo-belkowe modele samolotów zaproponowane w pracach [10, 5, 8]. Stosowano w nich jednowymiarową dyskretyzację odkształcalnych zespołów samolotu przy wykorzystaniu techniki elementów skończonych [2] i dwustopniowej (elementy \rightarrow elementy wyższego rzędu) syntezy struktury [7].

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).

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

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



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych samolotu

Przy czym zespoły 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):

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

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

Równania dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów samolotu wykonujące ruchy (1) i (2) uzupełniono odpowiednimi warunkami dynamicznymi, tj. równaniami ruchu brył sztywnych (część tylna kadłuba stanowiąca jego obszar w rejonie mocowania usterzeń, część przednia kadłuba — fragment kadłuba w rejonie mocowania skrzydeł) oraz odpowiednimi warunkami kinematycznymi i brzegowymi [10], łącznie tworzącymi globalny układ równań, który można przedstawić w macierzowej postaci:

$$Cp = 0, \quad (3)$$

gdzie C jest macierzą charakterystyczną rozpatrywanego samolotu i reprezentuje masowe oraz geometryczne parametry sztywnych i odkształcalnych zespołów samolotu. Wektor p ma składowe, którymi są odpowiednio dobrane przemieszczenia

skrajnych przekrojów odkształcalnych zespołów samolotu. Formalizm matematyczny, którego wynikiem jest otrzymanie układu (3), przedstawiono w [10].

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

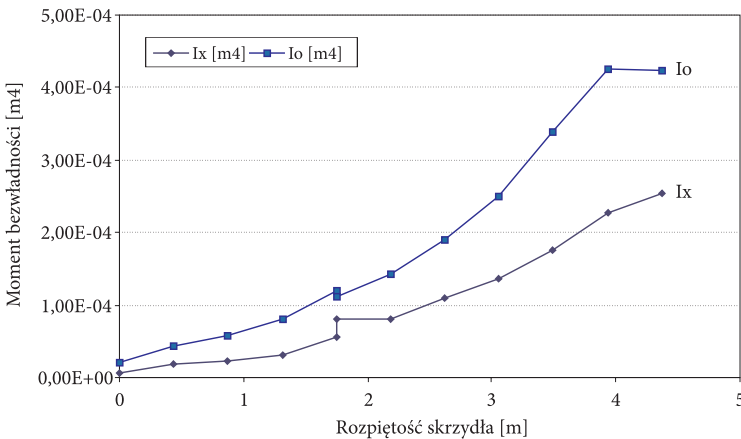
$$\Delta = \det C = 0. \quad (4)$$

Podobnie jak w poprzednich pracach [16-20], przedstawiono wyniki analizy numerycznej widma drgań układu bez uszkodzeń struktury (widmo nominalne traktowane dalej jako widmo odniesienia) i widma drgań samolotu z urywaniem się segmentów lewego skrzydła. Otrzymane wyniki obliczeń poddano analizie porównawczej.

2. Obiekt analizy

Obiektem analizy numerycznej jest współczesny samolot szkolno-bojowy z turbinowym napędem odrzutowym [21], zbudowany w klasycznym układzie aerodynamicznym (rys. 1). Skrzydła wolnonośne w układzie górnopłata, o obrysie trapezowym, wydłużeniu $\lambda \approx 4,6$, konstrukcji dźwigarowej. Usterzenia konwencjonalne (statecznik plus ster), o obrysie trapezowym i wydłużeniach: $\lambda_H \approx 5$ — dla usterzenia poziomego i $\lambda_V \approx 1,3$ — dla usterzenia pionowego. Konstrukcja usterzeń dźwigarowa, kadłuba — półskorupowa.

Obliczenia drgań wykonano dla masy startowej 5700 kg, w konfiguracji gładkiej (bez podwieszonych zewnętrznych). Niezbędne do analizy numerycznej rozkłady mas i sztywności odkształcalnych zespołów samolotu zaczerpnięto z [21]. Na przykład rozkład geometrycznych momentów bezwładności (osiowego i biegunowego) wzdłuż długości skrzydła samolotu zilustrowano na rysunku 2.



Rys. 2. Zmiana geometrycznych momentów bezwładności wzdłuż rozpiętości skrzydła samolotu szkolno-bojowego

Podobnie jak w poprzednich pracach [16-20], do obliczeń strukturę samolotu podzielono na elementy o krawędziach prostopadłych do osi sprężystych odkształcalnych zespołów samolotu. Długości tych elementów dobrano zależnie od charakteru rozkładów parametrów masowych i sztywnościowych (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 zadawałająco aproksymuje rzeczywiste rozkłady parametrów masowych i sprężystych (por. rys. 2) odkształcalnych zespołów samolotu. Przy tak przyjętym podziale struktury, samolot jako obiekt symetryczny zawiera 100 odkształcalnych elementów skończonych, co odpowiada użyciu około 400 stopni swobody.

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.

3. Widmo drgań samolotu bez uszkodzeń

Przedstawiono wyniki obliczeń widma częstości drgań własnych samolotu szkolno-bojowego bez uszkodzeń oraz z niesymetrycznymi skrzydłami względem podłużnej, pionowej płaszczyzny symetrii samolotu (rys. 1). Widmo drgań samolotu bez uszkodzeń w dalszej części pracy będziemy nazywać *widmem nominalnym*. Analizie numerycznej poddano pięć pierwszych częstości widma.

Obliczone częstości widma samolotu nieuszkodzonego (por. tab. 1) przyporządkowano zespołom samolotu. W rezultacie 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 niesymetrii skrzydeł na widmo drgań własnych samolotu. Należy dodać, że urwanie (odstrzelenie, zniszczenie) segmentu skrzydła o określonej długości może nastąpić w wyniku rażenia pociskiem (artyleryjskim, rakietowym). Długość odstrzelonej części skrzydła zależy głównie od energii pocisku i energii zawartego w nim ładunku kruszącego, miejsca wybuchu i parametrów sztywnościowo-wytrzymałościowych tego zespołu samolotu.

Do uszkodzenia, zniszczenia części płatowca również może dojść w wyniku kolizji podczas lotów zwartych (loty w szyku) bądź w czasie wykonywania pozorowanych (treningowych) walk powietrznych bliskiej odległości¹.

TABELA 1

Zestawienie zmian widma częstości samolotu w zależności od długości urwanego segmentu lewego skrzydła

	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	
	<i>Kd, Ig, nies.</i>		<i>Sk, Ig, sym.</i>		<i>Kd, Is, nies.</i>		<i>Kd, Ig, sym.</i>		<i>Sk, Ig, nies.</i>	
	Częstości drgań samolotu z uszkodzonym skrzydłem									
	ω_1	$\Delta\varpi_1$ [%]	ω_2	$\Delta\varpi_2$ [%]	ω_3	$\Delta\varpi_3$ [%]	ω_4	$\Delta\varpi_4$ [%]	ω_5	$\Delta\varpi_5$ [%]
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
0%	13,776	0	13,962	0	17,367	0	21,632	0	22,193	0
10%	13,782	0,04	14,445	3,46	17,578	1,21	21,698	0,3	22,509	1,42
20%	13,788	0,09	14,829	6,21	17,817	2,59	21,724	0,43	22,834	2,89
30%	13,796	0,15	15,157	8,56	18,075	4,08	21,739	0,49	23,177	4,43
40%	13,822	0,33	15,725	12,63	18,777	8,12	21,764	0,61	24,127	8,71
50%	13,869	0,68	16,159	15,74	19,752	13,73	21,783	0,7	25,720	15,89
60%	13,917	1,02	16,346	17,07	20,329	17,06	21,794	0,75	26,730	20,44
70%	13,992	1,57	16,483	18,06	20,836	19,97	21,804	0,78	27,538	24,08
80%	14,050	1,99	16,536	18,44	21,078	21,37	21,812	0,83	27,865	25,56
90%	14,111	2,43	16,564	18,64	21,235	22,27	21,826	0,9	28,033	26,31
100%	14,176	2,90	16,569	18,67	21,245	22,33	21,832	0,92	28,048	26,38

Oznaczenia: ω_i — i -ta ($i = 1, 2, \dots, 5$) częstość widma samolotu z urwanym segmentem (mierzonym w procentach rozpiętości skrzydła) lewego skrzydła, $\Delta\varpi_{ij}$ — względne zmniejszenie i -tej częstości widma przy niesymetrii płata ($i = 1, 2, \dots, 5$), *Kd* — kadłub, *Sk* — skrzydło, *I* — pierwsza postać, *g* — zginanie, *s* — skręcanie, nies. — postać niesymetryczna, sym. — postać symetryczna (np. *Sk, Ig, nies.* — oznacza pierwszą niesymetryczną postać giętych drgań skrzydeł).

¹ Znany jest przypadek urwania części konsol skrzydłowych, nosowej części kadłuba i konsol usterzeń podczas symulowanej walki powietrznej dwóch wielozadaniowych samolotów bojowych F/A-18 *Hornet* lotnictwa marynarki wojennej USA. Uszkodzone samoloty bezpiecznie wylądowały w bazie. Miało to miejsce w pierwszej połowie lat dziewięćdziesiątych.

Obliczone częstotliwości widma z niesymetrycznymi długościami skrzydeł porównano z widmem nominalnym samolotu. Określono różnicę względną $\Delta\varpi$ (względny wzrost), którą wyznaczono zgodnie z zależnością

$$\Delta\varpi = 100 (\omega_{urw} - \omega_{nom})/\omega_{nom} [\%], \quad (5)$$

gdzie: ω_{urw} i ω_{nom} — odpowiednie częstotliwości widma dla samolotu z urwaną częścią jednego skrzydła oraz samolotu bez uszkodzeń.

4. Widmo drgań samolotu niesymetrycznego

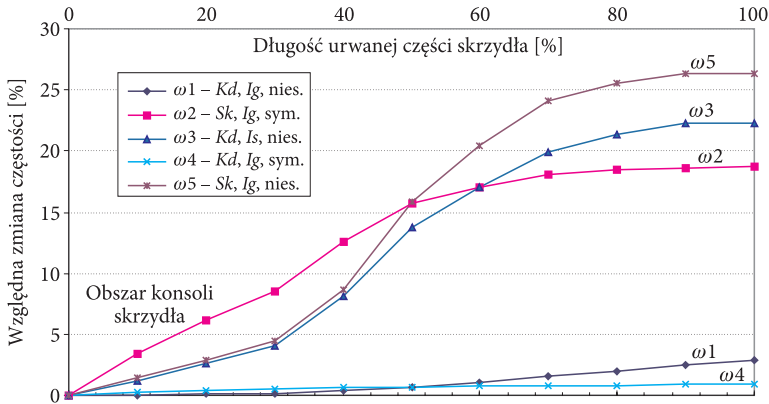
Przedstawiono analizę widma drgań samolotu z niesymetrią płata nośnego. Przyjęto, że ma miejsce urwanie części konsoli lewego skrzydła w przedziale 0-30% jego rozpiętości. Przeprowadzono analizę wpływu długości urwanego segmentu lewego skrzydła na widmo drgań własnych takiego układu samolotu, w którym nie istnieje masowa, sztywnościowa i geometryczna symetria układu (rys. 1). Analizowano, jaki jest wpływ wymienionej niesymetrii skrzydeł na częstotliwości i wybrane postacie pierwszych pięciu częstotliwości widma drgań samolotu ω_1 - ω_5 .

Niżej przedstawiono wyniki obliczeń wpływu wielkości niesymetrii skrzydeł, wynikającej ze zmniejszania długości lewego skrzydła. Analizowano zmianę długości lewego skrzydła w zakresie do 30% jego rozpiętości z krokiem wynoszącym 10%. Z danych statystycznych dotyczących samolotów bojowych wynika, że taki zakres niesymetrii skrzydeł pozwala jeszcze „doprowadzić” samolot do bazy (miejsca startu) bądź wykonać bezpiecznie manewr lądowania na najbliższym lotnisku.

Wpływ zmiany długości lewego skrzydła na widmo drgań samolotu ω_1 - ω_5 przedstawiono na rysunku 3. Ilustruje on względną zmianę częstotliwości (wzór (5)) od długości urwanej części lewego skrzydła, aż do utraty całego zespołu. Z wykresów zamieszczonych na rysunku 3 wynika, że wraz ze wzrostem długości urwanego segmentu skrzydła, częstotliwości analizowanego widma wykazują wzrost w stosunku do widma nominalnego, tzn. widma samolotu symetrycznego. Wzrost częstotliwości widma jest zdecydowanie zróżnicowany i zmienia się wraz ze zwiększaniem niesymetrii skrzydeł. Dla analizowanego zakresu długości urwanych segmentów skrzydła rzędu 30% największe wzrosty dotyczą częstotliwości ω_2 (z dominującym *symetrycznym zginaniem skrzydeł*), które wynoszą około 7%.

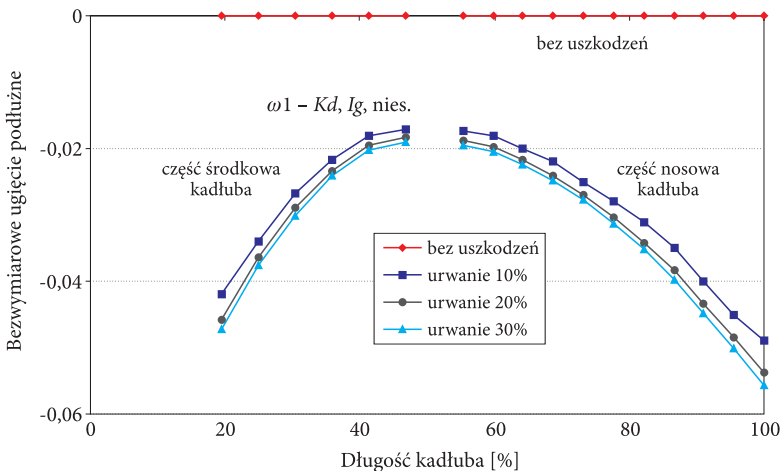
Nieco mniejsze wzrosty (około 4%) dotyczą częstotliwości ω_5 (*niesymetryczne zginanie skrzydeł*) i częstotliwości ω_3 (*skręcanie kadłuba*). Pozostałe częstotliwości, z dominującym zginaniem kadłuba w ruchu podłużnym ω_1 oraz ruchu bocznym ω_4 , w analizowanym zakresie długości urywanych segmentów skrzydła, praktycznie nie ulegają zmianie.

Dotychczas zostały przedstawione wyniki obliczeń wpływu niesymetrii skrzydeł na zmianę częstotliwości analizowanego widma samolotu. Zmianom częstotliwości towarzyszy

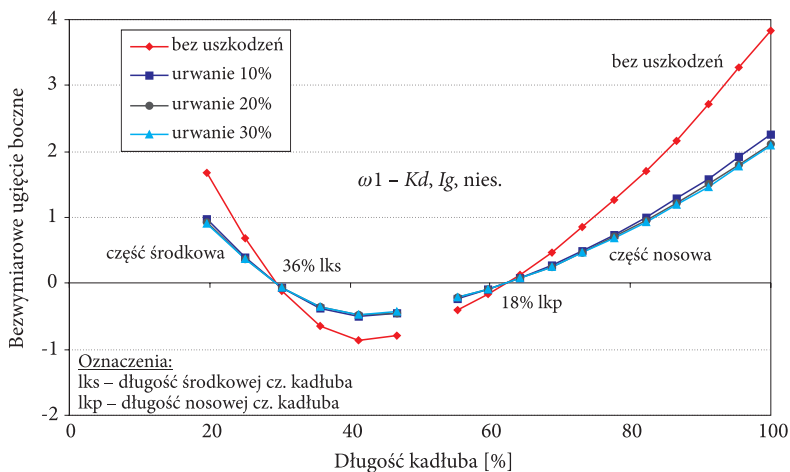


Rys. 3. Rozkład względnej zmiany częstości widma samolotu ω_1 - ω_5 od długości urwanej części lewego skrzydła

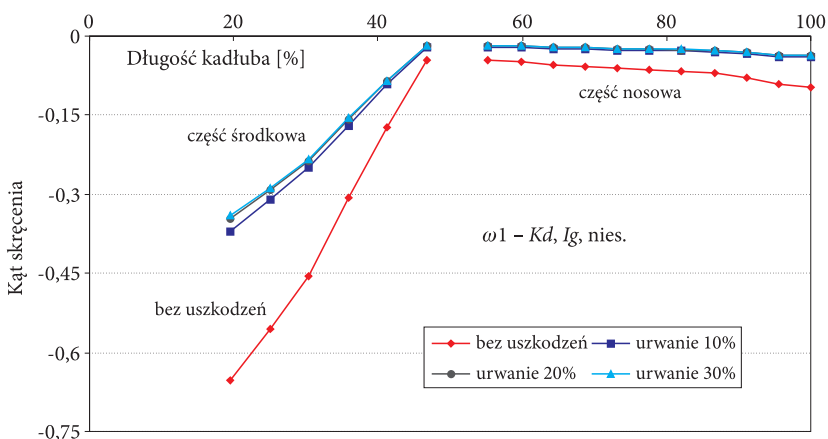
również zmiana postaci drgań. Odpowiednie wyniki tych analiz zostały przedstawione na rysunkach 5-16. Z uwagi na racjonalną objętość pracy, ograniczono się do pokazania zmian postaci jedynie wybranych zespołów samolotu, z reguły tych, których postać jest dominująca. I tak, dla ω_1 dominujące jest *boczne zginanie kadłuba*, więc przedstawiono postacie ugięć (podłużnego i bocznego) oraz kąta skręcenia kadłuba (rys. 4-6), dla ω_2 dominuje *symetryczne zginanie skrzydeł* — pokazano więc ugięcie oraz skręcenie lewego i prawego skrzydła (rys. 7 i 8). Podobnie, dla pozostałych częstości widma ω_3 - ω_5 przedstawiono na rysunkach postacie odpowiednich zespołów samolotu. Dla celów porównawczych na wszystkich rysunkach zaznaczono również postać drgań danego zespołu dla samolotu bez uszkodzeń, czyli samolotu symetrycznego.



Rys. 4. Zmiana podłużnego ugięcia kadłuba dla częstości ω_1 (niesymetryczne zginanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła



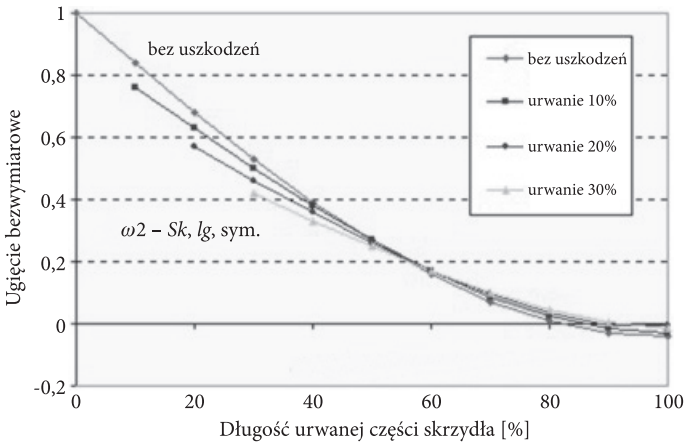
Rys. 5. Zmiana bocznej ugięcia kadłuba dla częstości ω_1 (niesymetryczne zginanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła



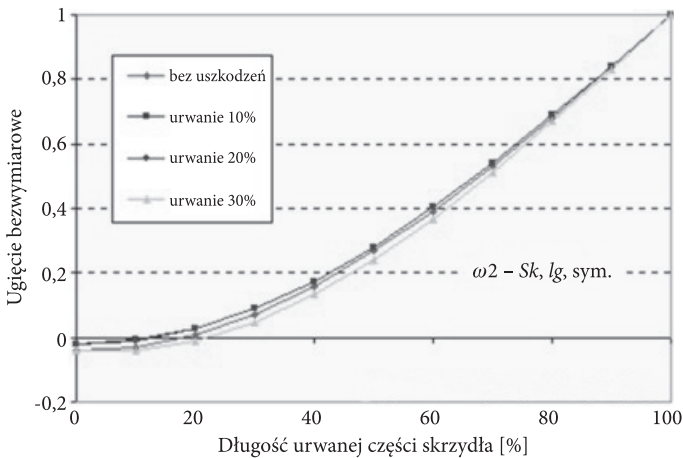
Rys. 6. Zmiana kąta skręcenia kadłuba dla częstości ω_1 (niesymetryczne zginanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła

Z rysunków postaci dla częstości ω_1 (rys. 4-6) wynika, że wzrost długości urwanego segmentu skrzydła nie ma znaczącego wpływu na zmianę postaci. Dotyczy to zarówno ugięć kadłuba w płaszczyźnie podłużnej Oxz (rys. 1) jak i w płaszczyźnie bocznej Oxy , co pokazano na rysunkach 4 i 5. Należy zauważyć, że ugięcia boczne są około 30-krotnie większe od ugięć podłużnych. Podobnie jest ze skręcaniem kadłuba (rys. 6), kształt postaci jest zachowany, a największe skręcenie tego zespołu ma miejsce w obszarze mocowania usterzeń.

Postacie odpowiadające częstości ω_2 (dominujące symetryczne zginanie skrzydeł) przedstawiono dla obydwu skrzydeł, odpowiednio dla zginania (rys. 7 i 7a)



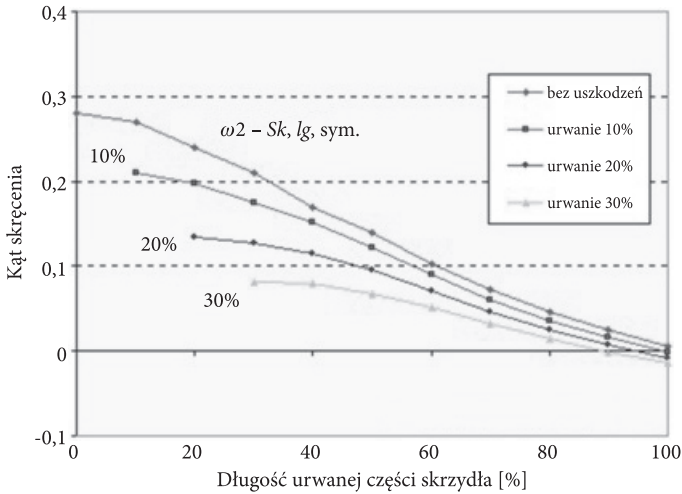
Rys. 7. Zmiana ugięcia skrzydła lewego dla częstości ω_2 od długości urwanych segmentów tego zespołu



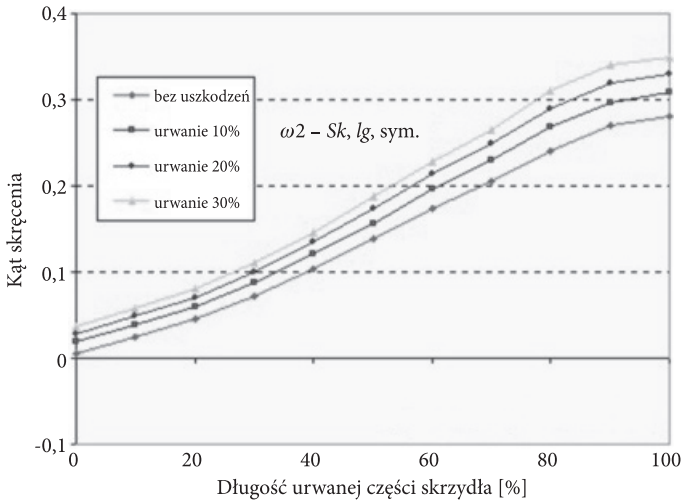
Rys. 7a. Zmiana ugięcia skrzydła prawego dla częstości ω_2 od długości urwanych segmentów skrzydła lewego

i skręcania (rys. 8 i 8a). Z rysunku postaci skręcania wynika, że wzrost niesymetryczności skrzydeł prowadzi do większych kątów skręcania skrzydła prawego (rys. 8a) w porównaniu z samolotem nieuszkodzonym. Przeciwny efekt obserwujemy dla skrzydła lewego (rys. 8).

Postacie odpowiadające częstości ω_3 i dotyczące skręcania kadłuba przedstawiono na rysunkach 9-11. Zmianę podłużnego ugięcia kadłuba zilustrowano na rysunku 9, ugięcia bocznego — na rysunku 10 i zmianę kąta skręcania kadłuba — na rysunku 11. Wynika z nich, że zwiększenie długości urywanych segmentów lewego skrzydła powoduje zachowanie kształtu postaci ugięć w obydwu płaszczyznach z jednoczesnym zwiększeniem ich wartości szczególnie nosowej części kadłuba.



Rys. 8. Zmiana kąta skręcenia skrzydła lewego dla częstości ω_2 od długości urwanych segmentów tego zespołu samolotu

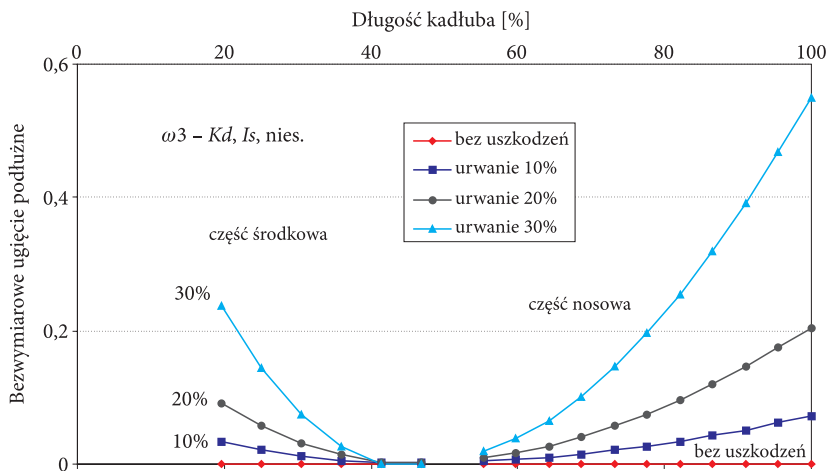


Rys. 8a. Zmiana kąta skręcenia skrzydła prawego dla częstości ω_2 od długości urwanych segmentów skrzydła lewego

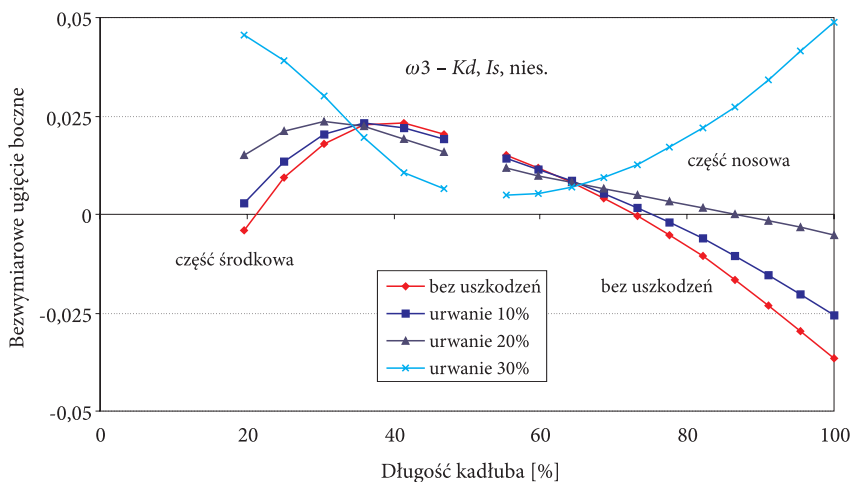
Należy zauważyć jednak, że ma miejsce zmiana kształtu bocznego ugięcia kadłuba (rys. 10). W postaci z dominującym skręcaniem kadłuba istotne zmiany występują w środkowej części tego zespołu i głównie dotyczą wartości kąta skręcenia, kształt postaci jest zachowany.

Największe skręcenie kadłuba ma miejsce tuż przy zespole usterzeń i dla urwanego segmentu skrzydła wynoszącego 30% jego długości jest około czterokrotnie

większe niż dla samolotu symetrycznego. Kąty skręcenia odkształcalnych części kadłuba są tego samego znaku.

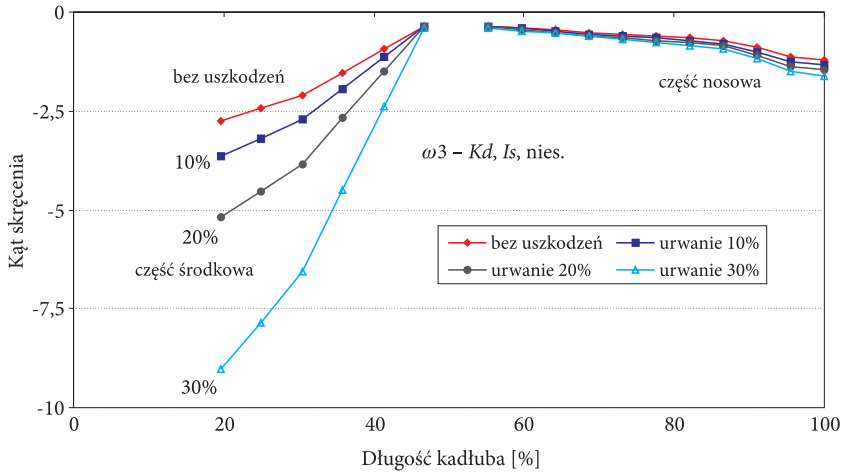


Rys. 9. Zmiana podłużnego ugięcia kadłuba dla częstości ω_3 (skręcanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła

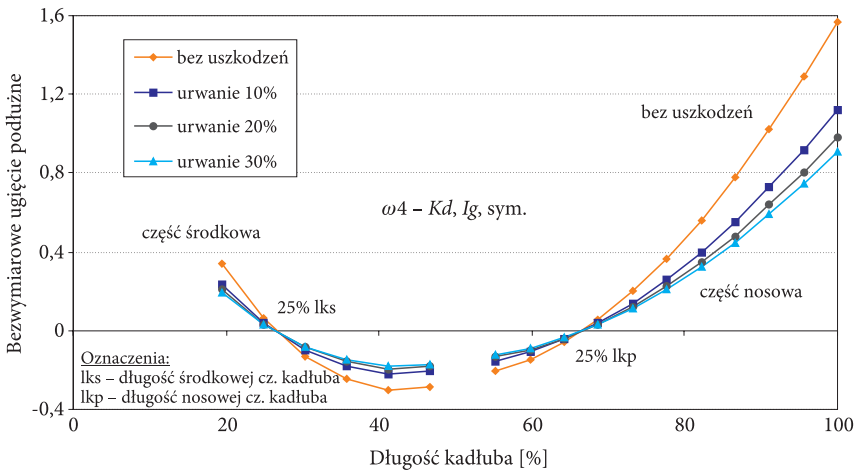


Rys. 10. Zmiana bocznego ugięcia kadłuba dla częstości ω_3 (skręcanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła

Dla częstości ω_4 , z dominującym symetrycznym zginaniem kadłuba, postacie tego zespołu przedstawiono na rysunkach 12-14. Wraz ze wzrostem niesymetryczności skrzydeł, charakter postaci jest podobny, zarówno co do kształtu jak i znaku. Obydwa ugięcia (podłużne i boczne) mają po dwa węzły, kąt skręcenia — jeden węzeł. Dla ugięcia podłużnego (rys. 12), węzeł w środkowej części kadłuba mieści



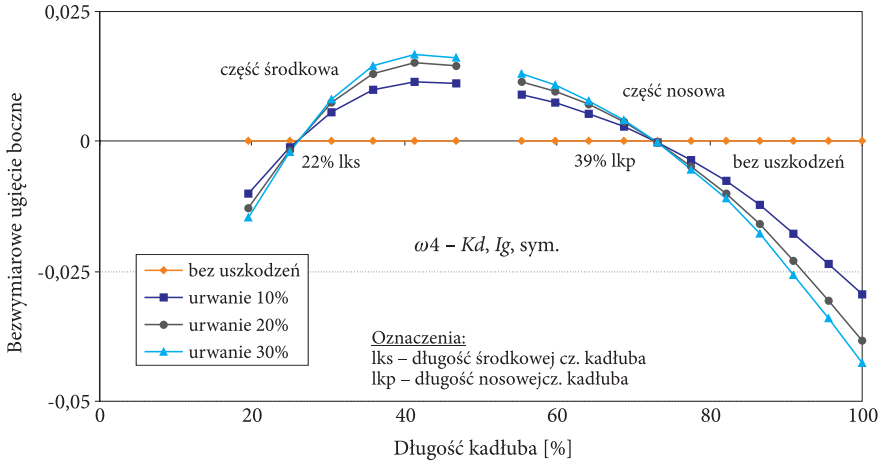
Rys. 11. Zmiana kąta skręcenia kadłuba dla częstotliwości widma ω_3 (skręcanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła



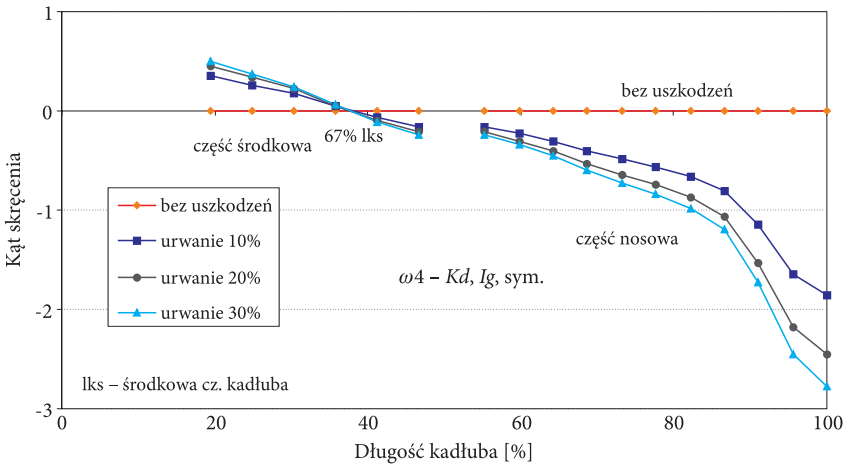
Rys. 12. Zmiana podłużnego ugięcia kadłuba dla częstotliwości ω_4 (symetryczne zginanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła

się na 25% długości tej części kadłuba, węzeł drugi — na 25% długości nosowej części kadłuba. W przypadku ugięcia bocznego węzły leżą odpowiednio na 22% długości środkowej części kadłuba oraz na 39% części nosowej kadłuba. Kąt skręcenia kadłuba zmienia znak na około 67% długości środkowej części tego zespołu samolotu. Dla wszystkich postaci większe wartości ugięć i skręceń obserwujemy dla nosowej części kadłuba.

Rysunki postaci skrzydeł odpowiadające częstotliwości ω_5 (z dominującym niesymetrycznym zginaniem skrzydeł) pokazano na rysunkach 15 i 15a oraz na

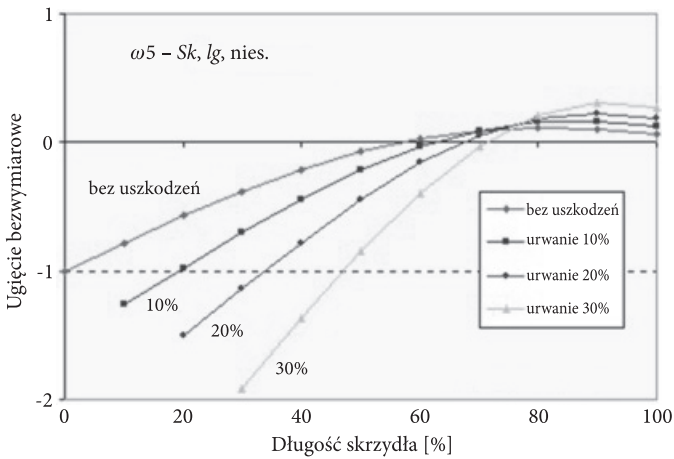


Rys. 13. Zmiana bocznego ugięcia kadłuba dla częstości ω_4 (symetryczne zginanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła

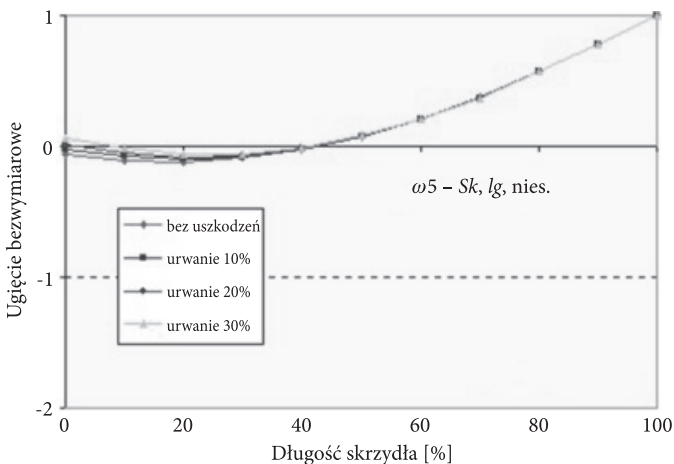


Rys. 14. Zmiana kąta skręcenia kadłuba dla częstości ω_4 (symetryczne zginanie kadłuba) od długości urwanej części lewego skrzydła

ryśunkach 16 i 16a. Dotyczą one odpowiednio ugięć i kątów skręcenia obydwu skrzydeł. Z rysunku postaci ugięcia lewego skrzydła (rys. 15) wynika, że kształt postaci jest zachowany, a zmniejszaniu długości tego zespołu towarzyszy większe ugięcie. Jednocześnie, wraz ze wzrostem długości urwanego segmentu skrzydła, ma miejsce przemieszczanie węzła w kierunku płaszczyzny mocowania do kadłuba, począwszy od jego położenia na 57% do 71% długości nominalnej, tj. długości skrzydła mierzonej dla samolotu symetrycznego. Natomiast kąty skręcenia, przy zachowaniu kształtu i znaku, wzrastają dla obydwu skrzydeł (rys. 16 i 16a).



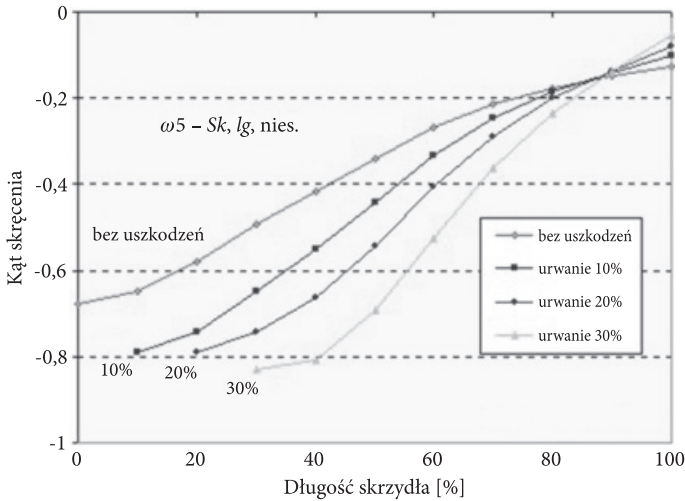
Rys. 15. Zmiana ugięcia skrzydła lewego dla częstotliwości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od długości urwanych segmentów tego zespołu samolotu



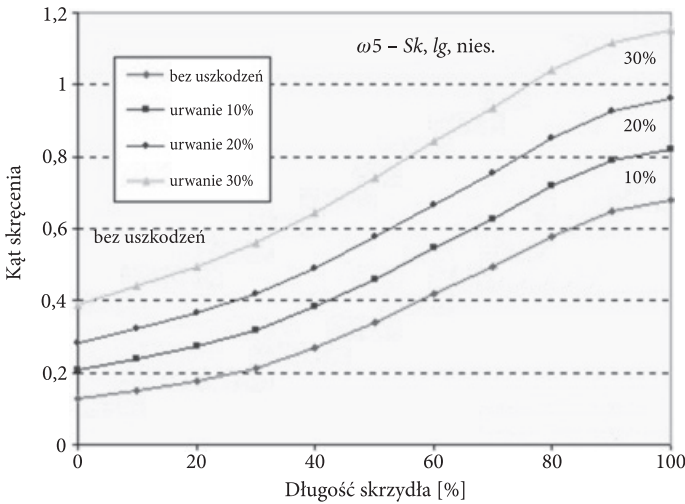
Rys. 15a. Zmiana ugięcia skrzydła prawego dla częstotliwości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od długości urwanych segmentów skrzydła lewego

5. Zakończenie, wnioski

Artykuł jest kontynuacją wcześniejszych prac dotyczących analiz drgań własnych samolotu będącego w awaryjnych stanach konstrukcji. W artykule przedstawiono wyniki analizy numerycznej wpływu niesymetrii skrzydeł na widmo drgań własnych współczesnego samolotu szkolno-bojowego z napędem odrzutowym. Niesymetria polega na urywaniu segmentów lewego skrzydła (w zakresie do 30% jego nominalnej długości) i badaniu jego wpływu na częstotliwości takiego niesymetrycznego



Rys. 16. Zmiana kąta skręcenia skrzydła lewego dla częstości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od długości urwanych segmentów tego zespołu samolotu



Rys. 16a. Zmiana kąta skręcenia skrzydła prawego dla częstości ω_5 (niesymetryczne zginanie skrzydeł) od długości urwanych segmentów skrzydła lewego

układu samolotu. Analizie poddano pięć pierwszych częstości widma samolotu bez uszkodzeń oraz z niesymetrią skrzydeł. W analizie drgań wykorzystano dyskretne, dynamiczne modele samolotu z wcześniejszych prac oraz własne programy komputerowe. Z przedstawionych obliczeń drgań pierwszych pięciu częstości widma $\omega_1 - \omega_5$, w których dominują postacie kadłubowe (zginanie symetryczne, skręcanie, zginanie boczne) i postacie skrzydłowe (zginanie symetryczne, zginanie niesymetryczne), wynikają następujące wnioski:

1. Niesymetria samolotu spowodowana urywaniem segmentów jednego skrzydła (tu: lewego) powoduje wzrost wszystkich pięciu częstości analizowanego widma samolotu w odniesieniu do widma samolotu symetrycznego.
2. W badanym zakresie urywanych segmentów lewego skrzydła, o długości do 30% skrzydła nominalnego, wynika, że najbardziej rosną częstości skrzydłowe dotyczące zginania: symetrycznego (ω_2) o około 8% i niesymetrycznego (ω_5) o około 5% oraz skrętna częstość kadłubowa (ω_5), która wzrasta ponad 4%.
3. Postacie drgań, w badanym zakresie widma, z reguły zachowują kształt i znak. Obserwujemy niewielkie zmiany co do położenia węzłów od zginania (dla skrzydeł) oraz wartości ugięcia i skręcenia kadłuba. Zauważalna jest zmiana wartości kąta skręcenia kadłuba, szczególnie w rejonie mocowania usterzeń.

Przedstawiona praca poszerza punkt widzenia na własności dynamiczne samolotu będącego w awaryjnym stanie konstrukcji, tutaj wynikającym z urwania segmentu jednego skrzydła. Ustalenie osobliwości lotu i dynamiki konstrukcji samolotów [1, 3, 4, 9, 13] będących w takich stanach jest zagadnieniem ważnym, zarówno z eksploatacyjnego jak i poznawczego punktu widzenia.

Artykuł wpłynął do redakcji 14.12.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w styczniu 2010 r.

LITERATURA

- [1] R. L. BISPLINGHOFF, H. ASHLEY, *Principles of Aeroelasticity*, New York, London, 1962.
- [2] O. C. ZIENKIEWICZ, *Metoda elementów skończonych*, Arkady, 1972.
- [3] J. ROSKAM, *Steady state equations of motion, equilibrium shape and stability derivatives of elastic airplanes evaluated with finite element methods*, ze zbioru: *Contributions to the theory of aircraft structures*, University Press, Delft, 1972.
- [4] M. NOWAK, W. POTKAŃSKI, *Metoda analizy flatteru samolotów lekkich*, Prace Instytutu Lotnictwa, 65, 1976.
- [5] J. BŁASZCZYK, Z. DŻYGADŁO, *Dynamiczny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych*, Biul. WAT, 26, 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, T4, Warszawa-Poznań, 1981.
- [8] Z. DŻYGADŁO, J. BŁASZCZYK, *Numeryczna analiza sprzężonych podłużno-bocznych drgań własnych niesymetrycznego samolotu*, Biul. WAT, 31, 3, 1982.
- [9] A. OLEJNIK, *Analiza drgań własnych samolotów oraz zagadnień aerosprężystości układów powierzchniowych*, WAT, 1988.

- [10] J. BŁASZCZYK, *Dyskretny uogólniony dynamiczny model współczesnego samolotu myśliwskiego do badania drgań własnych metodą elementów skończonych*, Biul. WAT, 42, 10, 1993.
- [11] J. BŁASZCZYK, *Analiza drgań własnych samolotu o niesymetrycznej budowie*, Biul. WAT, 42, 10, 1993.
- [12] Z. ZAGDAŃSKI, *Stany awaryjne statków powietrznych*, Wydawnictwa ITWL, Warszawa, 1995.
- [13] A. OLEJNIK, *Aerosprężystość układów powierzchniowych, X-Serwis*, Warszawa, 1996.
- [14] A. OLEJNIK, L. JARĘBIŃSKI, 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.
- [15] A. LESKI, *Analiza wytrzymałościowa łopaty śmigłowca uszkodzonej w wyniku przestrzelenia*, praca doktorska, ITWL, zeszyt 21, 2000.
- [16] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury środkowej części kadłuba*, Biul. WAT, 56, 1, 2007.
- [17] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury nosowej części kadłuba*, Prace Naukowe ITWL, z. 21, 2007.
- [18] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury ustereżenia wysokości*, Biul. WAT, 56, 2, 2007.
- [19] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury skrzydeł*, Biul. WAT, 56, 3, 2007.
- [20] J. BŁASZCZYK, *Analiza numeryczna drgań własnych samolotu z nieciągłościami struktury ustereżenia kierunku*, Biul. WAT, 56, 4, 2007.
- [21] *Sprawozdania: OLO-4/128/88 i OLO-4/132/88*, Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego, Mielec, 1988.

J. BŁASZCZYK

Numerical analysis of aircraft self vibration with non symmetrical lifting surface

Abstract. In the paper, the numerical analysis of an aircraft self vibration with the non symmetrical wing was presented. The non symmetrical structure of the wing is a result of damage made to the left wing segment. For the need of the analysis, the dynamical models of the aircraft considered in the previous works were used [10, 5, 7, 8]. A modern training-jet with conventional lay-out was investigated and evaluated by the author [21].

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