



Identyfikacja aerosprężystych własności laminatowej konstrukcji nośnej na przykładzie koncepcyjnego samolotu szkolno-treningowego

ALEKSANDER OLEJNIK, STANISŁAW KACHEL,
ROBERT ROGÓLSKI, PIOTR LESZCZYŃSKI

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

Streszczenie. W opracowaniu przedstawiono rozwiązanie zagadnienia aerosprężystej niestateczności kompozytowej konstrukcji płatowcowej. Wdrożono metodykę wyznaczania krytycznej prędkości i postaci flatteru samolotu przy wspomaganiu komercyjnego pakietu obliczeniowego. W oparciu o dyskretny model struktury do analiz metodą elementów skończonych oraz model panelowy do aerodynamiki niestacjonarnej wyznaczono numerycznie prędkości wystąpienia drgań samowzbudnych. W ramach nadawania własności materiałowych elementom wirtualnej struktury zrealizowano koncepcję modelowania kompozytu warstwowego. Model obliczeniowy konstrukcji zweryfikowano na podstawie wyników doświadczalnych badań stoiskowych.

Słowa kluczowe: mechanika, flatter, kompozyty warstwowe, metoda elementów skończonych, drgania własne, odtwarzanie geometrii.

Symbole UKD: 533.6.013.422

1. Wprowadzenie

W ramach prac badawczo-obliczeniowych nad kompozytową konstrukcją szkolno-treningowego samolotu EM-10 Bielik (rys. 1) wykonano serię numerycznych obliczeń i symulacji w celu określenia aerosprężystych właściwości analizowanej struktury nośnej. Przedsięwzięciem zasadniczym w ramach tego zadania było przygotowanie sztywnościowo-masowego modelu do analiz metodą elementów skończonych, użytecznego zarówno w obliczeniach statycznych, jak i dynamicznych. Konieczność wirtualnego odtworzenia obiektu skomplikowanego pod względem

aerodynamicznym, konstrukcyjnym i materiałowym spowodowała, że zrezygnowano z koncepcji zastępczego modelu belkowego — prostego w wykonaniu, ale jednocześnie mocno uproszczonego [4, 12, 13, 14]. Opracowano zatem model przestrzenny, zbudowany z jedno- i dwuwymiarowych elementów skończonych. Do przygotowania bazy modelowej zastosowano preprocesor MSC.Patran [7, 9, 10, 11]. Numeryczne obliczenia wykonano procesorem MSC.Nastran [19, 20]. Wyniki poddano weryfikacji poprzez odniesienie ich do wyników badań eksperymentalnych — prób rezonansowych prototypu oraz wytrzymałościowych prób stoiskowych zrealizowanych dla wcześniej zdefiniowanych obciążeń statycznych.

W niniejszym artykule na przykładzie samolotu EM-10 przedstawiono metodykę przygotowania dyskretnego modelu obliczeniowego symulującego mechaniczne własności kompozytowej struktury płatowcowej. Zaprezentowano wyniki numerycznych analiz z zakresu drgań własnych i statyki. Porównano wyniki obliczeniowe z wynikami doświadczalnymi — prób statycznych, rezonansowych oraz ważeń samolotu. Wykorzystując panelowo-bryłowy model do wyznaczania aerodynamicznych obciążeń niestacjonarnych, przeprowadzono analizę drgań typu flutter.

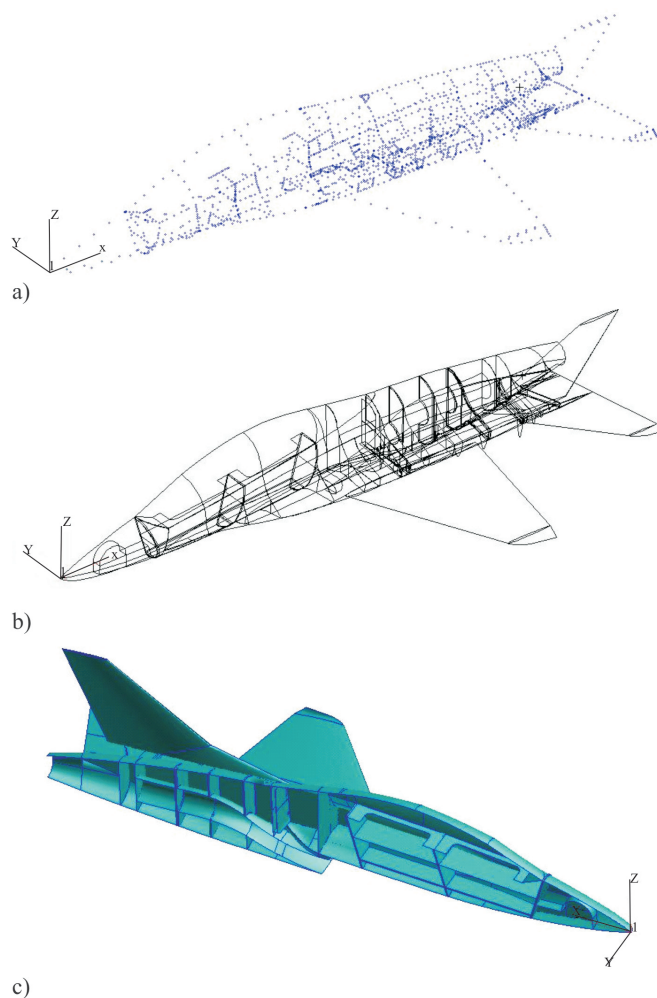


Rys.1. Latający prototyp samolotu szkolno-treningowego EM-10 Bielik

2. Odzworowanie geometrii obiektu w wirtualnej przestrzeni systemu CAD

Wstępnym etapem przygotowania danych było odzworowanie geometrii bryły w przestrzeni wybranego oprogramowania CAD [11, 26]. Obiekt wygenerowano w oparciu o dokumentację papierową dostarczoną przez zakład produkcyjny obejmującą zapis konstrukcji samolotu oraz rysunki technologiczne zespołów i elementów płatowcowych. Kolejne stadia geometrii odtwarzanej w środowisku

preprocesora MSC.Patran przedstawiono na rysunku 2. Na podstawie współrzędnych punktów geometrycznych (rys. 2a) odpowiadających charakterystycznym punktom rzeczywistej bryły utworzono krzywe typu SPLINE definiujące obrys obiektu (rys. 2b). Następnie rozciągnięto na nich powierzchnie symulujące ścianki, wręgi i żebra elementów konstrukcyjnych oraz pokrycie zewnętrzne (rys. 2c). Zakładając symetrię bryły względem płaszczyzny XOZ globalnego układu współrzędnych, utworzono model połówkowy jego lewej strony. Zmniejszyło to w znacznym stopniu pracochłonność modelowania oraz umożliwiło redukcję liczby węzłów i elementów skończonych.



Rys. 2. Kolejne stadia odtworzenia geometrii samolotu EM-11: a) punkty charakterystyczne; b) krzywe definicyjne; c) powierzchnie cienkościennej struktury

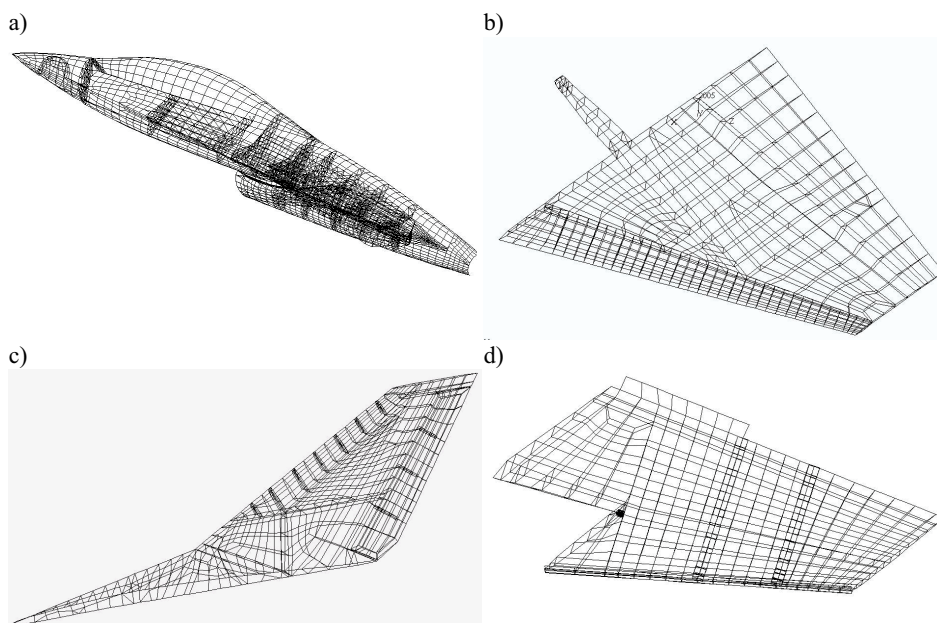
3. Model dyskretny płatowca do analiz metodą elementów skończonych

Odwzorowanie geometrii pokrycia i struktury siłowej za pomocą powierzchni umożliwiło dyskretyzację konstrukcji stosownymi elementami skończonymi. Na finalne przygotowanie modelu obliczeniowego złożyły się następujące przedsięwzięcia:

- generacja siatki elementowej,
- utworzenie bazy materiałów kompozytowych,
- identyfikacja własności materiałowych elementów modelu,
- rozmieszczenie mas ładunków i wyposażenia w postaci węzłowych mas skupionych,
- wykonanie połączeń zawiasowych powierzchni wychyłnych i dołożenie elementów zastępczych symulujących sztywności układów sterowania,
- określenie warunków brzegowych.

Opracowano dyskretne modele strukturalne poszczególnych zespołów płatowca, a następnie złożono je w model całościowy [11]. Widoki zamodelowanych zespołów strukturalnych pokazano na rysunku 3, natomiast rysunek 4 przedstawia model całościowy z elementami punktowymi symulującymi masy paliwa, agregatów, wyposażenia oraz wyważień. Model dyskretny płatowca składa się z izoparametrycznych elementów dwu- lub jednowymiarowych, o własnościach powłokowych lub belkowych. Przy modelowaniu konstrukcji lotniczych z uwagi na ich cienkościemność najbardziej użyteczne są elementy dwuwymiarowe. Przy modelowaniu obszarów powierzchniowych zastosowano elementy typu CQUAD4 (elementy czworoboczne) i CTRIA3 (elementy trójkątne), na wzmocnieniach i wzdłuż krawędzi — jednowymiarowe elementy CBAR2 [6, 7, 17, 18, 22, 25].

Analizowany samolot jest konstrukcją niemetalową, zbudowaną z warstwowego kompozytu węglowo-epoksydowego. Jedyne części stalowe w strukturze to sworznie mocujące, okucia, blachy ogniotrwałe przy silniku i nakładki na krawędziach natarcia usterzeń. Do budowy płatowca zastosowano laminaty skomponowane z warstw tkaniny węglowej przesyconej żywicą epoksydową. Zastosowano również kompozycje przekładkowe z wypełniaczem z pianki poliuretanowej. Zasadniczo w skład zastosowanych laminatów wchodziła tkanina 3692 z włókna węglowego. W wybranych obszarach, gdzie konieczne było podwyższenie wytrzymałości w kierunku kumulacji naprężeń, zastosowano taśmy rowingowe KDU1007. W tabeli 1 zestawiono dane materiałowe przyjęte dla poszczególnych komponentów laminatu. Ponieważ w każdej warstwie ortotropowej zakłada się występowanie płaskiego stanu naprężeń i odkształceń, istotne są jedynie parametry dotyczące własności sztywnościowych w płaszczyźnie warstwy. Dla stali przyjęto: $E = 210 \text{ GPa}$, $\nu = 0,3$, $\rho = 7,8E-06 \text{ kg/mm}^3$.



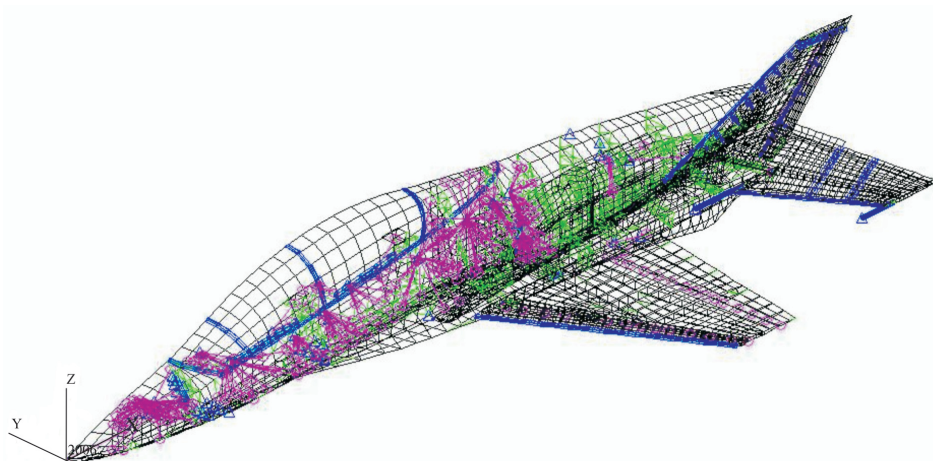
Rys. 3. Dyskretne modele konstrukcji zespołów nośnych płatowca samolotu EM-10: a) kadłub; b) skrzydło; c) usterzenie pionowe; d) usterzenie poziome (sterolotka)

TABELA 1

Inżynierskie stałe materiałowe komponentów zastosowanych w materiałach kompozytowych płatowca. Materiałami ortotropowymi są warstwy tkaniny i rowingu; żywica, szkło i wypełniacz są materiałami izotropowymi

Materiał	E_{11} [MPa]	E_{22} [MPa]	$\nu_{12}=\nu_{21}$	G_{12} [MPa]	ρ [kg/mm ³]
tkanina 3692	31000	31000	0,26	1033,3	1,89E-06
rowing KDU1007	33000	9000	0,26	1133,3	1,89E-06
żywica Ep53Z1	5000	5000	0,35	1851	1,22E-06
szkło organiczne	70000	70000	0,37	25000	2,55E-06
pianka Rohacell	92	92	0,26	30	7,5E-08

Utworzenie bazy materiałowej przy wspomaganii modelera MSC.Patran polegało na budowaniu kolejnych laminatów w sposób zademonstrowany w publikacji [15]. Kolejnym warstwom złożenia nadawano więc własności mechaniczne wybranego materiału komponentowego (tab. 1), kąt zorientowania θ względem elementowej osi odniesienia (w przypadku materiału ortotropowego) oraz grubość.

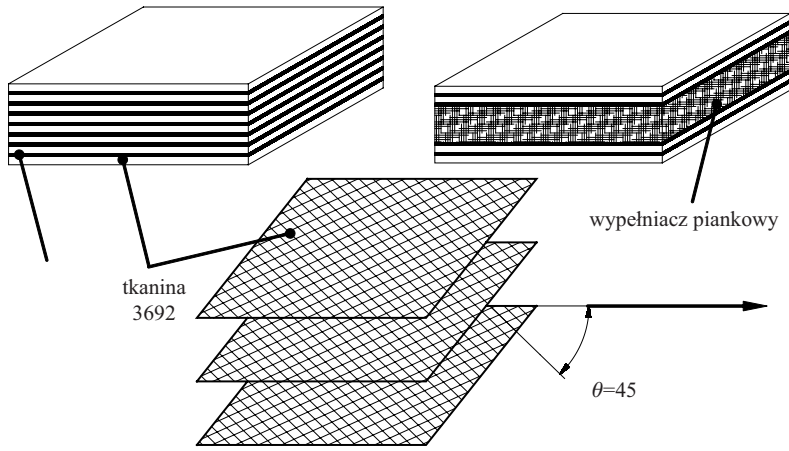


Rys. 4. Połówkowy model dyskretny konstrukcji z uwzględnieniem ruchomych połączeń zawiasowych, wyważań sterów oraz mas wyposażenia

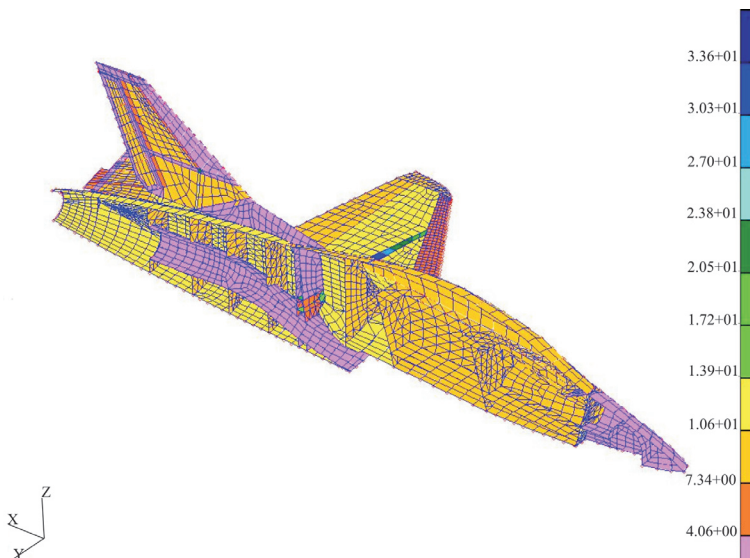
W prezentowanym przypadku istniała jednakże konieczność zamodelowania zarówno zwykłych laminatów epoksydowych, jak i złożeń laminatowo-przekładkowych z wypełniaczem piankowym (rys. 5). W tym drugim przypadku grubość deklarowana dla izotropowej warstwy piankowej wynosiła aż 8 mm. Kąt laminowania warstw tkaninowych względem odniesieniowego kierunku orientacji materiałowej (wzdłuż osi OX układu globalnego) był równy $\theta = 45^\circ$. Przyporządkowanie kolejno zdefiniowanych kompozytów do właściwych elementów struktury — czyli nadanie własności materiałowych — wykonano według dostarczonych przez producenta planów laminowania [16]. Zestawienie złożeń materiałowych opracowanych na potrzeby modelu z wyszczególnieniem obszaru ich występowania oraz objaśnienie nazewnictwa utworzonych laminatów zamieszczono w pracy [21]. Nadając własności materiałowe poszczególnym grupom elementów, uzyskano model masowo-szywnościowy konstrukcji (rys. 6). Masy poszczególnych fragmentów struktury oszacowano na poziomie preprocesora w oparciu o wprowadzone gęstości materiałów, wymiary elementów oraz zadane grubości warstw. Przyjęto że grubość pasm rowingowych KDU jest identyczna jak tkaniny 3692.

Podczas tworzenia kompletnego modelu, oprócz masy konstrukcyjnej, należało też uwzględnić masy ładunków, silnika, agregatów i wyposażenia. Rozkład tej dodatkowej masy przyjęto w postaci mas skupionych rozlokowanych w węzłach konstrukcji. Współrzędne położenia środków mas rzeczywistych względem globalnego układu współrzędnych zostały podane przez producenta. Punkty te należało uwzględnić w przestrzeni wirtualnego modelu i umieścić w nich masowe elementy skupione. Powiązanie ze strukturą nastąpiło w wyniku dodania do węzłów bezpośrednio lub poprzez połączenie za pomocą elementów sztywnych RBE2 [18]. W tabeli 7.2 podano wartości

oraz współrzędne lokalizacji (względem układu globalnego) wszystkich mas skupionych, którymi zastąpiono zbiorniki z paliwem, silnik, agregaty i elementy wyposażenia. Dane dotyczą konfiguracji samolotu z masą maksymalną $m_{max} = 2500$ kg.



Rys. 5. Materiałowe modele kompozytów warstwowych przyjęte na potrzeby bazy obliczeniowej samolotu EM-10 w preprocesorze MSC.Patran; widoczna jednolita struktura warstwowa laminatu węglowo-epoksydowego i różnicowane grubościowo złożenie laminatu z wypełniaczem, na dole orientacja warstw tkaniny



Rys. 6. Model połówkowy MES ze zróżnicowaniem grubości elementów powłokowych — skala w mm

TABELA 2

Masy skupione dodane do struktury modelu dyskretnego samolotu EM-10

Nr masy	Element masowy	masa m_i [kg]	x_i [mm]	y_i [mm]	z_i [mm]
1	pilot I	77,0	2550	0	380
2	goleń przednia+koło — schowane	13,0	1072	0	80
3	paliwo w zbiorniku przednim	280,0	5292	0	500
4	paliwo w zbiorniku środkowym	345,0	5636	0	540
5	paliwo w zbiorniku tylnym	270,0	5837	0	580
6	zbiornik integralny nr 1	28,5	4650	0	345
7	hamulec aerodynamiczny	3,0	6700	0	790
8	mechanizm chowania podwozia przedniego	4,0	1415	0	220
9	wyposażenie w nosie kadłuba	90,0	1150	0	160
10	mechanizm chowania podwozia głównego	5,0	6430	-900	120
11	pedały kabiny I	3,0	1740	0	130
12	tablica przyrządów I	10,0	1760	0	460
13	sterownica kabiny I	4,0	2100	0	160
14	wyposażenie kabiny I	4,0	2150	0	210
15	fotel kabiny I	80,0	2715	0	300
16	pedały kabiny II	3,0	3130	0	50
17	tablica przyrządów II	10,0	3340	0	605
18	sterownica kabiny II	4,0	3460	0	160
19	wyposażenie kabiny II	4,0	3700	0	415
20	fotel kabiny II	80,0	4075	0	415
21	układy sterowania w części kabinowej I	3,0	3000	0	155
22	układy sterowania w części kabinowej II	3,0	3400	0	265
23	układy sterowania w części centralnej	3,0	5950	0	205
24	układy sterowania w części tylnej L	5,0	7760	-650	285
25	blok instalacji hydraulicznej przed silnikiem	55,0	7050	0	400
26	silnik	180	7420	0	310
27	osprzęt silnika	10,0	7040	0	580
28	instalacja paliw. w części centralnej	6,0	6000	0	80
29	instalacja+wyposażenie w napływie L	30,0	4150	-610	160
30	instalacja w przedziale silnika	10,0	7160	0	430
31	podwozie główne (L i P) — schowane	104,0	6660	0	135

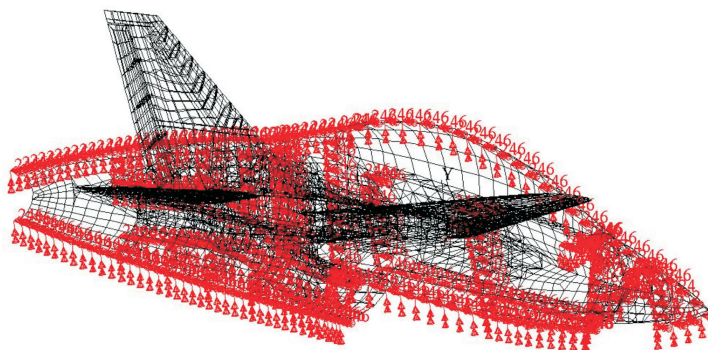
Uwzględniono także masy wyważające zamocowane do sterów prototypu. Oszacowano je wstępnie w przybliżonych obliczeniach flatterowych wykonanych dla modeli fragmentarycznych [3]. Poniżej podano zestawienie uwzględniające wartości mas i wyważen poszczególnych zespołów nośnych. Środki mas powierzchni wychylnych określono względem układów lokalnych o środkach w początkach osi obrotu. Kierunek osi OX_{lok} przyjęto wzdłuż osi zawiasów, z kolei oś OY_{lok} prostopadła do osi zawiasów leży w płaszczyźnie cięciw. Środki mas podano względem układu globalnego.

TABELA 3

Masy zespołów nośnych samolotu EM-10 oszacowane na podstawie modelu

<u>Kadłub (struktura siłowa)</u> masa=489 kg; s.m.: $x=5265$ mm, $z=312$ mm
<u>Kadłub (struktura+masy skupione wyposażenia)</u> masa=2254 kg, s.m.: $x=5207$ mm, $z=390$ mm
<u>Skrzydło (centropłat+klapy)</u> masa=80,46 kg
<u>Kłapa przednia</u> masa=11,86 kg, s.m.: $x_{lok}=918$ mm, $y_{lok}=120$ mm
<u>Kłapa tylna</u> masa=6,16 kg, s.m.: $x_{lok}=870$ mm, $y_{lok}=151$ mm
<u>Sterolotka</u> masa bez wyważenia=24,34 kg, s.m.: $x_{lok}=852$ mm, $y_{lok}=141$ mm masowy moment bezwładności względem osi zawiasów bez wyważenia: $I_{Z_{bw}}=2,125$ kg*m ² masa z wyważeniem prototypowym=27,16 kg masowy moment bezwładności względem osi zawiasów z wyważeniem: $I_{Z_{zw}}=2,930$ kg*m ² wyważenie wew.: 240,6 g na stalowym wysięgniku rurowym o długości 460 mm wyważenie zew.: 216,5 g na stalowym wysięgniku rurowym o długości 310 mm
<u>Usterzenie pionowe (statecznik+ster)</u> masa bez wyważenia steru=24,06 kg masa z wyważeniem steru=25,16 kg
<u>Ster kierunku</u> masa bez wyważenia=3,66 kg, s.m.: $x_{lok}=634$ mm, $y_{lok}=79$ mm masowy moment bezwładności względem osi zawiasów bez wyważenia: $I_{Z_{bw}}=0,051$ kg*m ² masa z wyważeniem=4,76 kg masowy moment bezwładności względem osi zawiasów z wyważeniem: $I_{Z_{zw}}=0,129$ kg*m ² wyważenie: masa 1,1 kg na belce kompozytowej o długości 313 mm
<u>Płatowiec z ładunkiem (struktura+masy wyposażenia+paliwo+masy wyważen)</u> masa=2512 kg, s.m.: $x=5353$ mm, $z=379$ mm

Rozpatrywany był model połówkowy, w związku z tym warunki brzegowe założono dla węzłów zlokalizowanych w płaszczyźnie symetrii samolotu. Pozostawiono im swobodę ruchu w ustalonych stopniach swobody przyjętych względem układu globalnego: dla ruchu symetrycznego — stopnie translacyjne wzdłuż osi OX (1) i OZ (3) oraz rotacyjny wokół osi OY (5). W ruchu antysymetrycznym — translacyjny stopień swobody wzdłuż osi OY (2) oraz dwa stopnie rotacyjne wokół osi OX (4) i OZ (6) (rys. 7).



Rys. 7. Wizualizacja warunków brzegowych do wyznaczenia symetrycznych postaci drgań — znaczniki widoczne na węzłach zlokalizowanych w płaszczyźnie symetrii, którym odebrano swobodę ruchu względem stopni 2, 4, 6

4. Weryfikacja modelu w oparciu o wyniki badań doświadczalnych

W celu dokonania oceny przydatności modelu w planowanych analizach aeroprężystych poddano go procedurom weryfikacyjnym. Ustalono następujące kryteria zbieżności własności mechanicznych modelu i rzeczywistego prototypu:

- ustalenie mas wirtualnych poszczególnych zespołów modelowych oraz porównanie ich z masami rzeczywistymi,
- zasyмуляwanie obciążeń statycznych zgodnie z programem prób wytrzymałościowych prototypu i porównanie przemieszczeń wirtualnych ze zmierzonymi,
- odniesienie wyników numerycznej analizy drgań własnych do wyników prób rezonansowych prototypu.

4.1. Porównanie mas

Masy poszczególnych fragmentów modelu oszacowane numerycznie okazały się niemal identyczne z masami rzeczywistymi określonymi w trakcie ważeń. Ich porównawcze zestawienie podano w tabeli 4. W ostatniej kolumnie przytoczono

względne różnice mas między obiektem wirtualnym a rzeczywistym; wskaźnik dodatni oznacza nadmiar, a ujemny — niedomiar w stosunku do masy faktycznej.

TABELA 4

Porównawcze zestawienie mas rzeczywistych i modelowych

Fragment płatowca	Masa rzeczywista [kg]	Masa modelowa [kg]	Różnica [%]
skrzydło	81,60 (lewe) 76,80 (prawe)	80,46	1,59
klapa przednia	12,60 (lewa) 11,50 (prawa)	11,86	-1,58
klapa tylna	6,20 (lewa) 6,30 (prawa)	6,16	-1,44
kadłub	478,00	489,0	2,30
sterolotka	27,10 (lewa, z wyważeniem) 26,10 (prawa, z wyważeniem)	27,16 (z wyważeniem)	2,10
usterzenie pionowe pojedyncze	23,0 (bez wyważenia)	24,06 (bez wyważenia) 25,16 (z wyważeniem)	4,61
ster kierunku	3,57 (lewy, bez wyważenia) 3,95 (prawy, bez wyważenia)	3,66 (bez wyważenia) 4,76 (z wyważeniem)	-2,66
całość struktury	779,72	795,72	2,05
płatowiec z wyposażeniem	2503,5	2512	0,34

4.2. Porównanie przemieszczeń statycznych

W ramach oceny sztywności modelu wykonano symulację prób statycznych poszczególnych zespołów modelowej struktury. Rzeczywiste próby przeprowadzono w zakładzie produkcyjnym w Bielsku-Białej w roku 2000. Dostarczona przez zakład dokumentacja obejmująca programy realizacji eksperymentów i sprawozdania z wynikami pomiarów [24] była podstawą do wirtualnego odwzorowania doświadczeń i odniesienia wyników obliczeniowych. Wzorując się na programach prób, wykonano symulacje obciążenia statycznego skrzydła, kadłuba i obu usterzeń. Realizacja każdego przypadku obliczeniowego polegała na wyizolowaniu fragmentu struktury, odwzorowaniu warunków podparcia, zdefiniowaniu programowego obciążenia za pomocą sił skupionych i uruchomieniu solwera do analiz statycznych. Wyniki przemieszczeń węzłowych należało następnie porównać z wynikami doświadczalnymi.

W analizie statycznej uwzględniono model skrzydła z klapami nieruchomymi. Wirtualna konstrukcja została podparta w sposób identyczny jak skrzydło zamocowane do próby — odebrano stopnie swobody w czterech punktach okuć głównych dźwigara oraz w punkcie okucia przedniego. Przypadek obliczeniowy przewidywał 100% obciążenia nominalnego odpowiadającego punktowi D obwiedni obciążeń dla

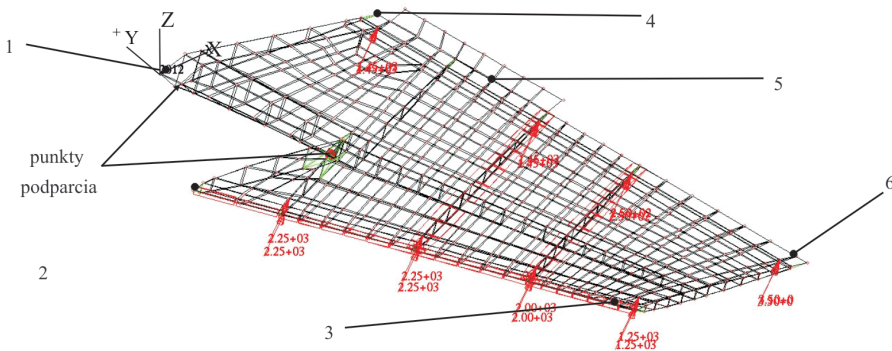
Maksymalne przemieszczenie końcówki skrzydła wynosi 133 mm. Odczytano numeryczne wartości przemieszczeń skrzydła w węzłach odpowiadających punktom pomiarowym z próby (rys. 8). Zestawienie porównawcze wyników obrazuje tabela 5. Realizowana dla skrzydła próba wytrzymałościowa ma charakter prostego zginania. Przemieszczenia punktów z krawędzi przedniej i tylnej są porównywalne co do wartości. Wyniki numeryczne są bardzo bliskie wynikom doświadczalnym.

TABELA 5

Zestawienie przemieszczeń w punktach skrzydła obranych względem lokalnego układu umieszczonego w początku cięciwy przykadłubowej (rys. 9)

Nr punktu	Krawędź przednia centropłata			Krawędź tylna centropłata	
	1	2	3	4	5
Współrzędna y_{lok} wzdłuż rozpiętości [mm]	120	990	1740	120	1740
Przemieszczenie z próby u_{exp} [mm]	9	62	112	2	110
Przemieszczenie z symulacji u_{num} [mm]	7	52	109	7	109
Różnica przemieszczeń w skrajnych punktach [%]			-3		-0,9

Płytowe usterzenie poziome zostało zamodelowane jako odrębny zespół nośny zamocowany do kadłuba obrotowo w dwóch punktach podparcia. Obciążenie statyczne zadano w postaci węzłowych sił skupionych o kierunku i wartościach zgodnych ze zdefiniowanymi w programie realizacyjnym próby statycznej usterzenia poziomego (rys. 10). Program próby przewiduje mocowanie obciążanej płyty usterzenia do kadłuba i zablokowanie jej elementami układu sterowania w położeniu wychyłym o 10° .



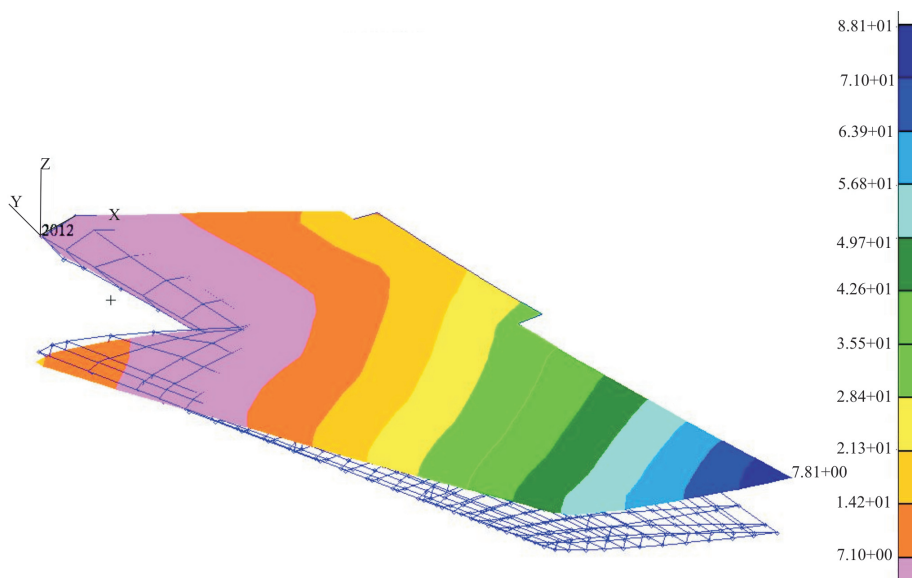
Rys. 10. Symulacja obciążenia usterzenia poziomego samolotu EM-10, numerami oznaczono punkty pomiaru przemieszczeń w próbie

W trakcie testu zadano rozkład obciążeń odpowiadający manewrowi niesymetrycznemu samolotu przy prędkości przelotowej w następujących warunkach lotu: stan początkowy przechylenia z wychyleniem różnicowym steru $\delta_H = \pm 8^\circ$, lot ustalony, przeciążenie $n = n_A = 6$, prędkość $V_C = 882$ km/h, masa maksymalna 2500 kg, konfiguracja gładka. Rozmieszczono po 4 siły skupione wzdłuż krawędzi natarcia i krawędzi spływu. Maksymalne przemieszczenie w końcowym punkcie krawędzi spływu wyniosło 78 mm (rys. 10). Porównano przemieszczenia obliczeniowe i rzeczywiste w wybranych punktach modelu. Sprawdzeniu podlegała także wielkość skręcenia sterolotki.

W tabeli 6 zgromadzono wyniki uzyskane dla sześciu wybranych punktów — trzech z krawędzi natarcia i trzech z krawędzi spływu. Wyniki doświadczalne pochodzą z dwóch serii pomiarowych. W tabeli 7 z kolei porównano kąty skręcenia cięciwy zewnętrznej. Przybliżone kąty skręcenia z symulacji wyznaczono następującą formułą:

$$\phi = \arcsin \frac{u_{ks} - u_{kn}}{b_{zew}} \quad (2)$$

gdzie: u_{ks} , u_{kn} są wyliczonymi przemieszczeniami punktów cięciwy zewnętrznej na krawędzi spływu i krawędzi natarcia, b_{zew} to cięciwa zewnętrzna usterzenia poziomego.



Rys. 11. Wizualizacja przemieszczeń struktury sterolotki

TABELA 6

Przemieszczenia doświadczalne i obliczeniowe w wybranych punktach usterzenia poziomego względem układu lokalnego w początku cięciwy przykadłubowej

Punkt przemieszczenia	Krawędź natarcia sterolotki			Krawędź spływu sterolotki		
	1	2	3	4	5	6
Współrzędna y_{lok} wzdłuż rozpiętości [mm]	0	540	1530	0	540	1530
Przemieszczenie z próby u_{exp} [mm]	7	13	46	17	26	70
	10	11	47	13	25	70
Przemieszczenie z symulacji u_{num} [mm]	0	-12	47	15	26	76
Różnica przemieszczeń w skrajnych punktach [%]			+2			+8,5
			0			+8,5

TABELA 7

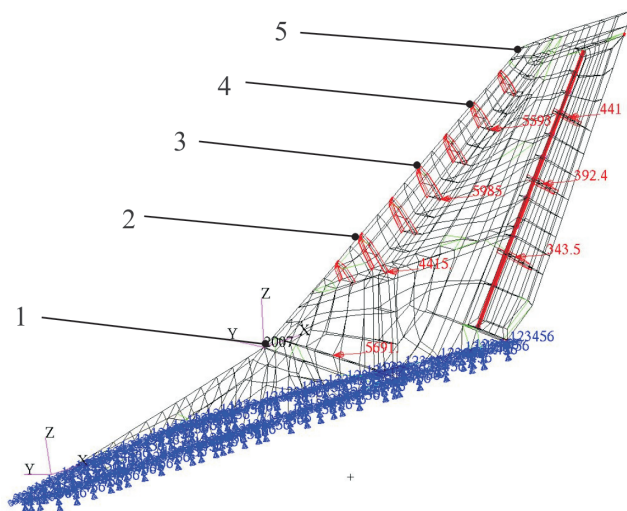
Doświadczalne i numeryczne wartości skręcenia usterzenia poziomego

Kąt skręcenia cięciwy zewnętrznej steru ϕ [°]	Pomiar I	Pomiar II	Wartość obliczona
		2,0	1,9

Z porównania powyższych danych wynika, że odkształcenie modelu jest porównywalne z odkształceniem struktury rzeczywistej, jednakże są pewne rozbieżności. Linie ugięcia krawędzi spływu są zgodne, natomiast istotne różnice dotyczą odkształceń krawędzi natarcia (tab. 6). Porównywalne są także kąty skręcenia usterzenia (tab. 7).

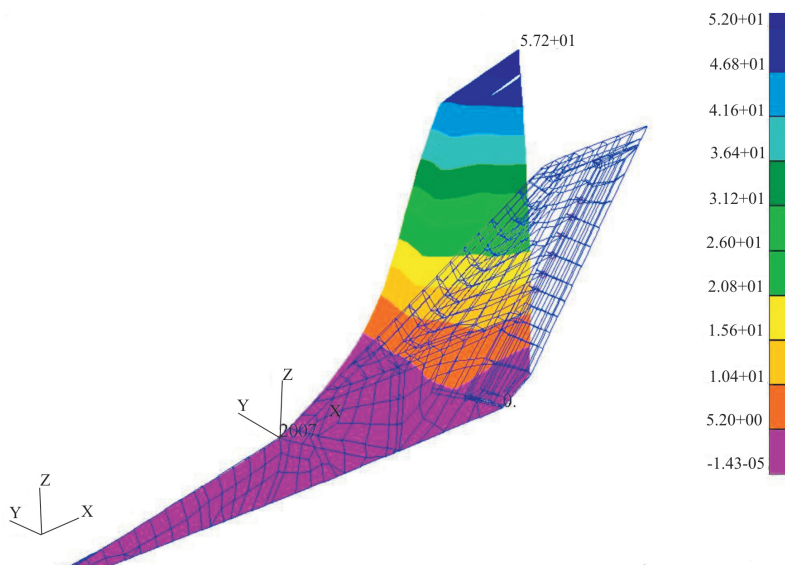
Usterzenie pionowe jest integralną częścią płatowca. W trakcie próby statycznej badano statecznik zabudowany na kadłubie, zamocowanym za okucia główne i podparty z przodu w odległości 3300 mm od nosa. Aplikując do analizy połówkowy model kadłuba, trudno odtworzyć powyższe warunki, dlatego model usterzenia do obliczeń numerycznych został wyizolowany i podparty sztywno w płaszczyźnie przekroju przykadłubowego (rys. 12). Podparcie modelowe zdecydowanie przeszytnia konstrukcję, w związku z czym spodziewano się zaniżonych wyników przemieszczeń.

Rozkład obciążenia odpowiadał warunkom lotu ze ślizgiem pod kątem $22,5^\circ$, przy sterze kierunku wychylonym o kąt $\beta_V = 30^\circ$. Przyjęto następujący stan początkowy: lot ustalony przy $n = 1,0$, prędkość $V_A = 505$ km/h, konfiguracja gładka, masa maksymalna 2500 kg. Model lewej części usterzenia został obciążony siłami skupionymi przyłożonymi w wybranych węzłach lewego pokrycia (rys. 12). Kierunek i wielkość wektorów sił dobrano zgodnie z wytycznymi programu próby [24]. Zaaplikowano 7 sił skupionych — 4 wzdłuż linii dźwigara i 3 wzdłuż osi zawiasów.



Rys. 12. Model usterzenia pionowego z warunkami brzegowymi i zadanym obciążeniem

Odształcenie struktury modelowej pokazano na rysunku 13. Maksymalne przemieszczenie na końcu krawędzi spływu wyniosło 57 mm. Sprawdzone i porównano przemieszczenia w kierunku prostopadłym do płaszczyzny cięciw oraz kąt skręcenia przekroju zewnętrznego wyznaczony wg wzoru (2). Wyniki zestawiono w tabelach 8 i 9.



Rys. 13. Wizualizacja wielkości przemieszczeń struktury usterzenia pionowego

TABELA 8

Przemieszczenia liniowe usterzenia pionowego względem lokalnego układu współrzędnych umieszczonego w punkcie załamania krawędzi natarcia statecznika

Punkt na krawędzi natarcia (oznaczenia na rys. 12)	1	2	3	4	5
Współrzędna z_{lok} wzdłuż rozpiętości [mm]	0	350	600	800	930
Przemieszczenie w kierunku osi OY_{lok} z próby [mm]	5	14	28	42	51
Przemieszczenie w kierunku osi OY_{lok} z symulacji [mm]	0	5,5	22	36,5	45
Różnica przemieszczeń w skrajnym punkcie [%]					-12

TABELA 9

Wyniki wielkości skręcenia usterzenia pionowego

Kąt skręcenia cięciwy zewnętrznej	Wartość z próby statycznej	Wartość z analizy MES
	1,00°	0,98°

Zgodnie z przewidywaniami przemieszczenia zamodelowanej struktury usterzenia są mniejsze od pomierzonych w trakcie próby, aczkolwiek wciąż porównywalne. Z racji sztywniejszego podparcia różnica 6 mm pomiędzy doświadczalnym a numerycznym wynikiem ugięcia końcówki krawędzi natarcia jest tutaj uzasadniona. Sztywność skrętna struktury modelowej jest zbliżona do rzeczywistej (tab. 9).

4.3. Wyniki prób rezonansowych

W celu doświadczalnego oszacowania postaci i częstotliwości drgań własnych samolotu EM-10 w zakładzie produkcyjnym przeprowadzono próby rezonansowe prototypu. Samolot użyty do prób nie był jednak w pełni ukompletowany. Do badania wzięto samolot bez paliwa, brakowało foteli katapultowych i mas pilotów, wyposażenia kabinowego oraz kompletnego wyposażenia w nosowej części kadłuba. Procedura realizacji prób przewiduje zamocowanie badanego obiektu na podatnych zawieszaniach [23]. W tym przypadku samolot ustawiony został na podwoziu własnym. W celu zmniejszenia sztywności podparcia obniżono ciśnienie w pneumatykach. Oprzyrządowanie do próby dostarczone zostało przez Instytut Lotnictwa. W jego skład wchodziły dwa wzbudniki drgań, zestaw sześćdziesięciu czujników (przyspieszeniometry) rozmieszczonych na pokryciu, zespół przetwornikowo-wzmacniający, komputer typu PC z kartą pomiarową i oprogramowaniem. Rozmieszczenie detektorów drgań pokazano na rysunku 14. Poniżej załączono zestawienie zmierzonych postaci rezonansowych, uporządkowanych

stosownie do zaobserwowanych postaci drgań własnych samolotu. W nawiasach podano numery czujników odbierających dany sygnał rezonansowy [8].

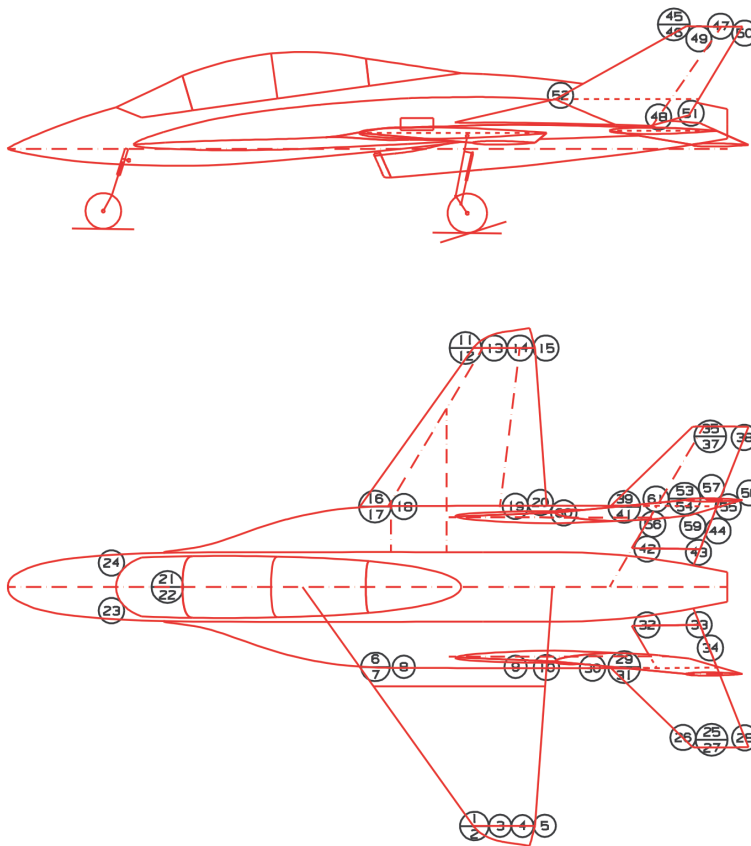
Zarejestrowane częstotliwości postaci symetrycznych:

- 1) wychyłanie sterolotek: 8,8-13 Hz (42, 43, 44) — hydraulika nieczynna, 13,30 Hz (54) — czynna hydraulika;
- 2) 2-węzłowe zginanie skrzydeł: 17.13 Hz (22);
- 3) zginanie usterzeń pionowych i zginanie sterolotek (zgodne fazy): 18,7-18,84 Hz (45, 46, 49);
- 4) zginanie usterzeń pionowych i zginanie sterolotek (przeciwnie fazy): 23,0-23,84 Hz (39, 40, 51, 55, 60);
- 5) wychyłanie klap spływowych wypuszczonych (z hydrauliką): 26,1 Hz (38);
- 6) wychyłanie klap spływowych schowanych (bez hydrauliki): 40,4-41 Hz (30, 32);
- 7) skręcanie sterolotek: 47,3 Hz (57);
- 8) skręcanie skrzydeł, zginanie skrzydeł w płaszczyźnie cięciw: 52,2-52,32 Hz (23, 28, 29).

Zarejestrowane częstotliwości postaci antysymetrycznych:

- 1) wychyłanie sterolotek: od 8,8 Hz (42, 43, 44) — hydraulika nieczynna, 11,00-11,60 Hz (41, 53) — hydraulika czynna;
- 2) zginanie usterzeń pionowych i zginanie sterolotek (zgodne fazy): 17,39 Hz (52);
- 3) zginanie usterzeń pionowych i zginanie sterolotek (przeciwnie fazy): 21,54-22,20 Hz (48, 47);
- 4) trójwęzłowe zginanie z małym skręcaniem skrzydeł i zginanie usterzeń pionowych (zgodne fazy): 23,64 Hz (24);
- 5) zginanie sterolotek i zginanie usterzeń pionowych (przeciwnie fazy), zginanie i skręcanie skrzydeł 26,52 Hz (25);
- 6) wychyłanie klap spływowych wypuszczonych (z hydrauliką): 26,1 Hz (37);
- 7) skręcanie sterolotek: 36,5-36,6 Hz (56, 59);
- 8) wychyłanie klap spływowych schowanych (bez hydrauliki): 40,9-41 Hz (33, 31);
- 9) zginanie skrzydeł w płaszczyźnie cięciw: 45,20 Hz (27);
- 10) skręcanie skrzydeł: 45,0 Hz (26).

Powyższe wyniki są najbardziej wiarygodnym źródłem wiedzy na temat dynamicznych własności płatowca. Uzyskanie częstotliwości obliczeniowych zbieżnych z doświadczalnymi jest warunkiem koniecznym uzyskania wiarygodnych wyników flatterowych.



Rys. 14. Schemat rozmieszczenia czujników do prób rezonansowych na samolocie

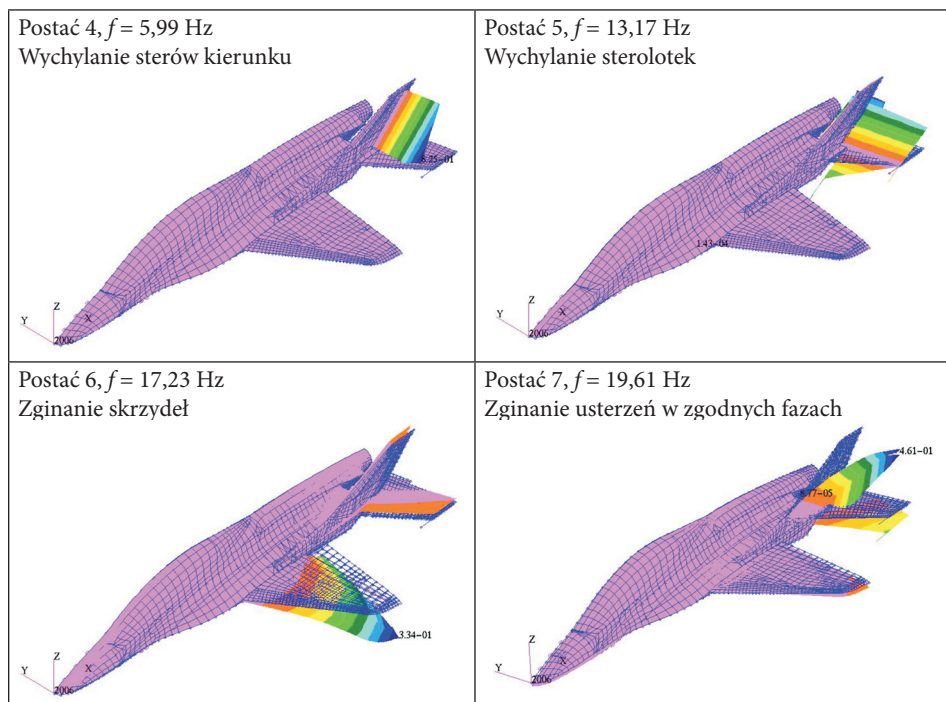
5. Wyniki numerycznej analizy drgań własnych

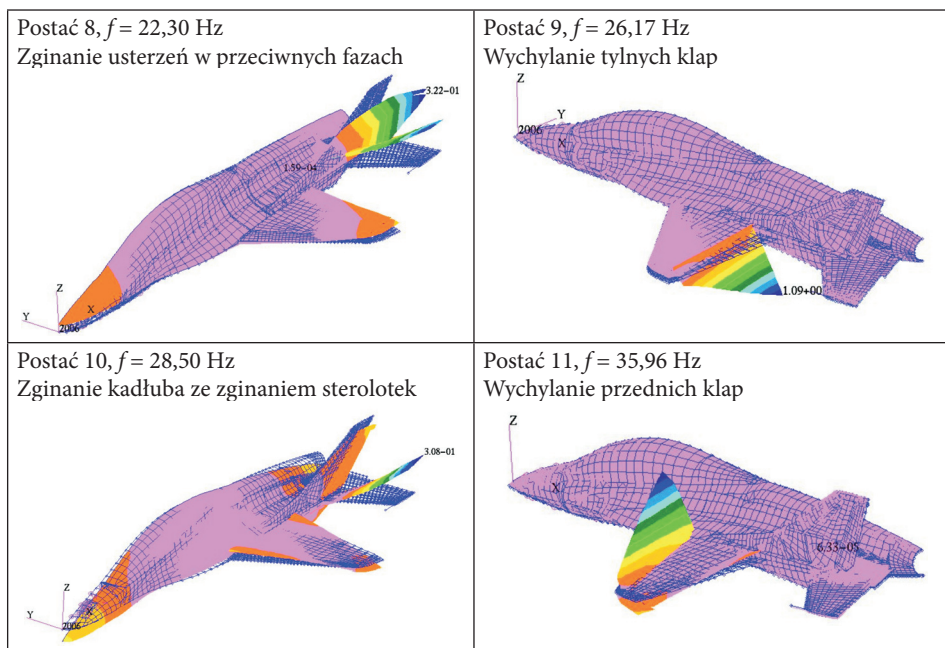
Analiza drgań własnych przeprowadzona dla dostosowanego modelu dała wyniki bardzo zbliżone do rezonansowych. Na potrzeby obliczeń flatterowych wyznaczono 11 postaci symetrycznych i antysymetrycznych, przy czym pierwsze trzy z każdej serii są postaciami sztywnymi (nie pokazano ich na rysunkach).

Ze względu na niejednoznaczność wyników niektórych częstotliwości własnych istnieje konieczność wykonania analiz numerycznych uwzględniających zmianę tychże częstotliwości w pewnym dopuszczalnym zakresie. Dotyczy to szczególnie postaci wychylenia sterów i klap. W trakcie pomiarów rezonansowych wychylenie sterolotek wystąpiło w zakresie 8,8-13,3 Hz, wychylenie klap tylnych miało miejsce przy częstotliwościach 26,1 Hz (klapy do połowy wychylone) i 41 Hz (klapy schowane). Ponieważ w mechanizmie sterowania sterami kierunku

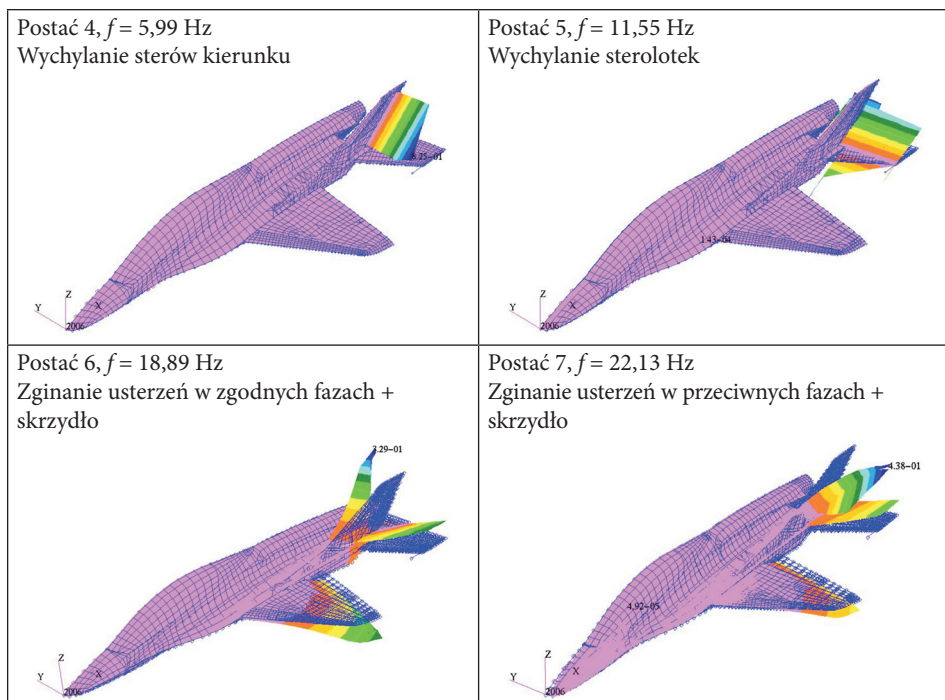
elementy hydrauliczne nie występują, częstotliwość ich swobodnego wychylenia można przyjąć w przedziale 0-6 Hz, co odpowiada drążkowi swobodnemu lub usztywnionemu uchwytem dłoni pilota. Aby uzyskać pożądane częstotliwości modelowe, należy dobrać odpowiednio sztywności układów sterowania (sztywności zastępczych elementów sprężystych CELAS). W efekcie otrzymać można wiele częstotliwości jednej postaci i w konsekwencji dalszych analiz płynny zakres prędkości krytycznej danego typu flutteru.

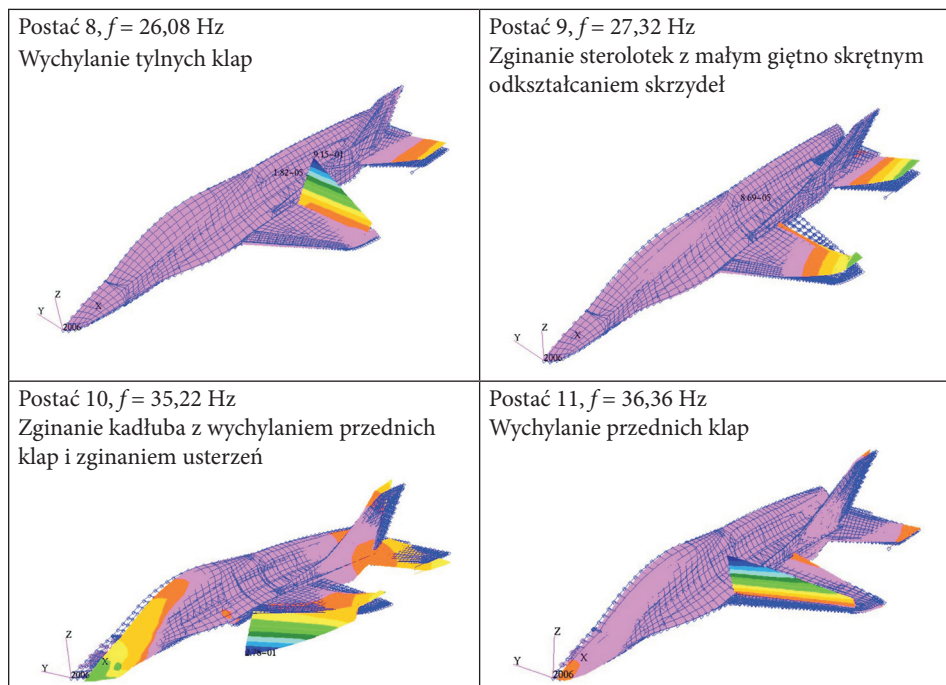
Na rysunkach 15 i 16 przedstawiono postaci własne wyznaczone w konfiguracji z wychylenymi klapami (załączona hydraulika układu wychylenia) przy założeniu największej z możliwych częstotliwości wychylenia sterów. Zbieżność z wynikami rezonansowymi jest bardziej zauważalna w przypadku drgań symetrycznych. W przypadku antysymetrii odkształceń uwagę zwraca rozbieżność częstotliwości zginania skrzydła: w próbie uzyskano pierwsze zginanie przy 23,64 Hz, natomiast wartość obliczeniowa to 18,89 Hz. Wyniki doświadczalny i numeryczny zginania symetrycznego są już bardzo zbieżne (odpowiednio 17,13 i 17,23 Hz), być może więc nieścisłość wyników dotyczących antysymetrycznego ruchu skrzydła wynika z błędu pomiarowego.





Rys. 15. Symetryczne postacie drgań własnych samolotu EM-10





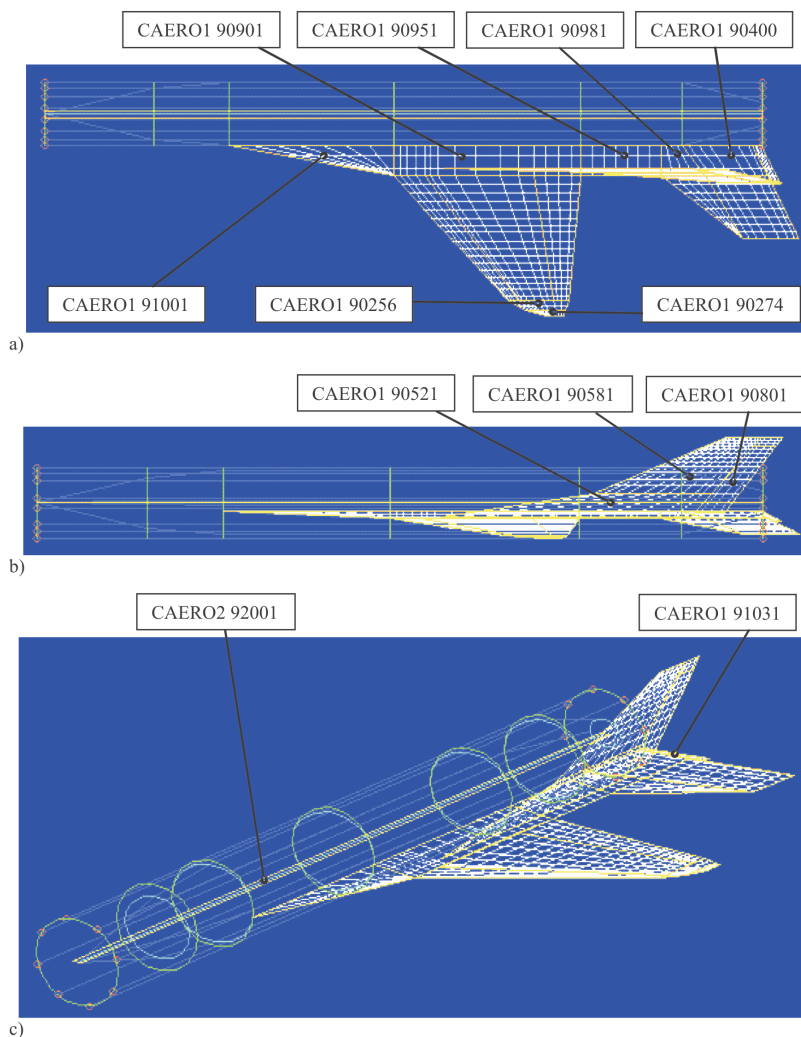
Rys. 16. Antysymetryczne postacie drgań własnych samolotu EM-10

6. Baza danych aerodynamicznych do analiz flutterowych

W ramach analizy flutteru, oprócz modelu definiującego stosowne własności mechaniczne obiektu, potrzebne jest określenie niestacjonarnych sił aerodynamicznych, generowanych na powierzchni nośnej w trakcie jej odkształceń. Zbudowano aerodynamiczny model obliczeniowy bazujący na metodzie sieciowego rozkładu dipoli (*DLM*) [1, 2]. Przesunięcia węzłów aerodynamicznych modelu do systemu Nastran określane są metodą interpolacyjną w oparciu o przesunięcia wybranych węzłów struktury. Interpolację wykonano sklejkami powierzchniowymi i liniowymi (*SPLINE1*, *SPLINE2*) określanymi dla węzłów zgrupowanych w zbiorach (*SET1*) [18, 20].

Przygotowano model połówkowy samolotu (rys. 17). Sposób modelowania aerodynamiki uwzględniał występowanie obszarów powierzchniowych i bryłowych. Elementy powierzchniowe (*CAERO1*) nazywane makroelementami aerodynamicznymi lub panelami wykorzystano do zamodelowania skrzydeł, usterzeń oraz napływów. Element bryłowy (*CAERO2*) definiujący aerodynamikę bryły smukłej (*slender body*) zastosowano w odniesieniu do kadłuba. Przyjęta metoda uwzględnia wzajemne oddziaływanie opływów w wydzielonych obszarach aerodynamiki. Ele-

menty panelowe uwzględniają interferencję bezpośrednio, natomiast ze smukłym elementem aerodynamicznym związana jest rura interferencyjna (*interference tube*) [18, 19, 20].



Rys. 17. Model samolotu EM-10 do aerodynamiki flutterowej: a) widok w płaszczyźnie XOY; b) widok w płaszczyźnie XOZ; c) widok przestrzenny. Oznaczono panele aerodynamiczne oraz bryłę smukłą kadłuba. Interpolowane obszary aerodynamiki zakreślono żółtymi konturami

Do analizy flutteru skonfigurowano następujące parametry programowe:
metoda rozwiązania — *PK*,
liczba uwzględnianych postaci własnych — 11,

wysokość lotu — $H = 0$ lub $H = 6000$ m,
 liczba Ma — $Ma = 0,35$ lub $Ma = 0,71$,
 obliczeniowe równoważne prędkości lotu V_{EAS} — zakres od 50000 do 300000 mm/s
 (180–1080 km/h) z krokiem 5000 mm/s,
 częstości zredukowane do interpolacji macierzy aerodynamicznej — $k \in \langle 0,015-1,6 \rangle$,
 przyjęta metoda interpolacji macierzy aerodynamicznych — liniowa,
 układ współrzędnych dla analizy aerodynamicznej — globalny,
 cięciwa odniesienia — SCA: $c = 2157$ mm,
 gęstość powietrza na poziomie morza — $\rho_0 = 1,225 \times 10^{-9}$ kg/mm³,
 uwzględniona symetria lub antysymetria odkształceń,
 prędkość odniesienia — $V_{ref} = 277,77$ mm/s (=1 km/h) jako wartość przeliczenio-
 wa [20].

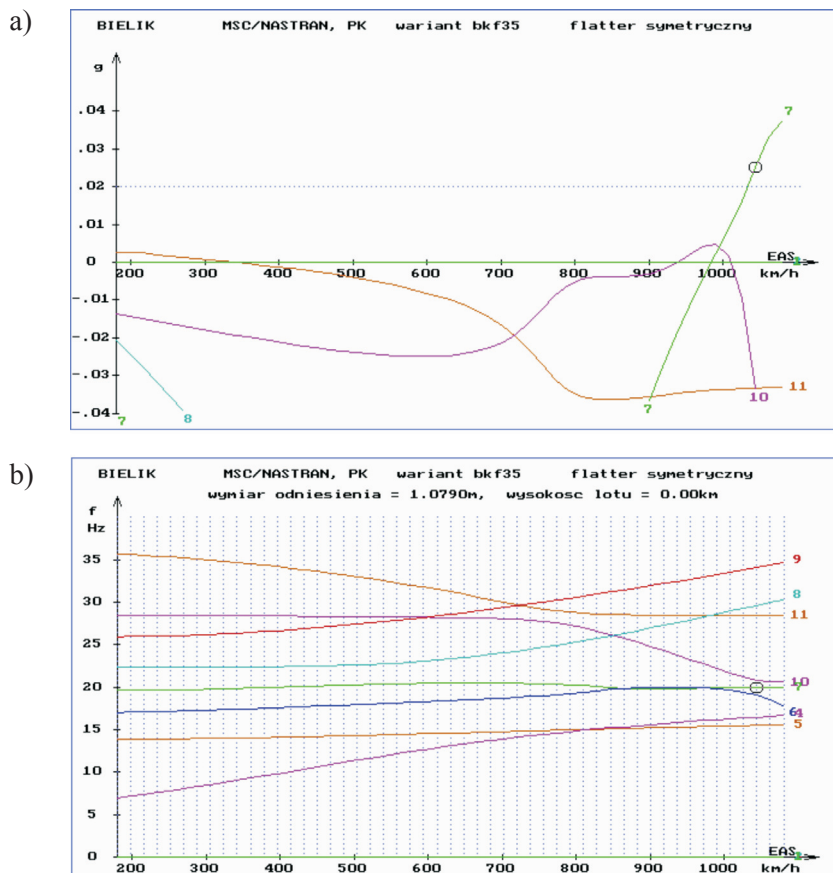
Po skompletowaniu wszystkich danych wykonano obliczenia. Uporządkowane wyniki z wyjściowych zbiorów tekstowych wykreślono graficznie w postaci krzywych flutterowych obrazujących zależność częstotliwości postaci niesprężonych od prędkości $f(V)$ oraz zmianę tłumienia konstrukcyjnego $g(V)$ [4]. Krytyczne prędkości flutteru szacowano na podstawie wykresów tłumienia w funkcji równoważnej prędkości lotu V_{EAS} , zakładając maksymalny poziom współczynnika g około 0,02.

7. Wyniki analizy flutteru w wybranych wariantach obliczeniowych

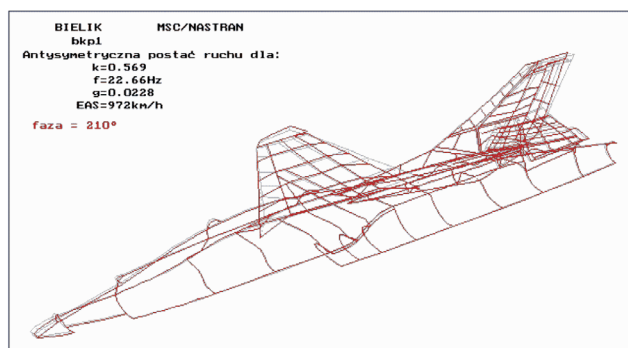
Jak już zaznaczono, wyniki doświadczalnej analizy rezonansowej nie były jednoznaczne. W celu zidentyfikowania własności aerosprężystych struktury przy różnych przewidywalnych częstotliwościach drgań swobodnych samolotu należało wykonać obliczenia w kilku przynajmniej wariantach. W każdym z przytoczonych tu przypadków obliczeniowych rozważano model w konfiguracji z masą maksymalną $m = m_{max}$. Zmiany warunków obliczeń dotyczyły sztywności zastępczych elementów sterowania (różne częstotliwości wychyleń), wysokości lotu i wyważenia sterów.

7.1. Samolot z wypuszczonymi klapami spływowymi, $H = 0$

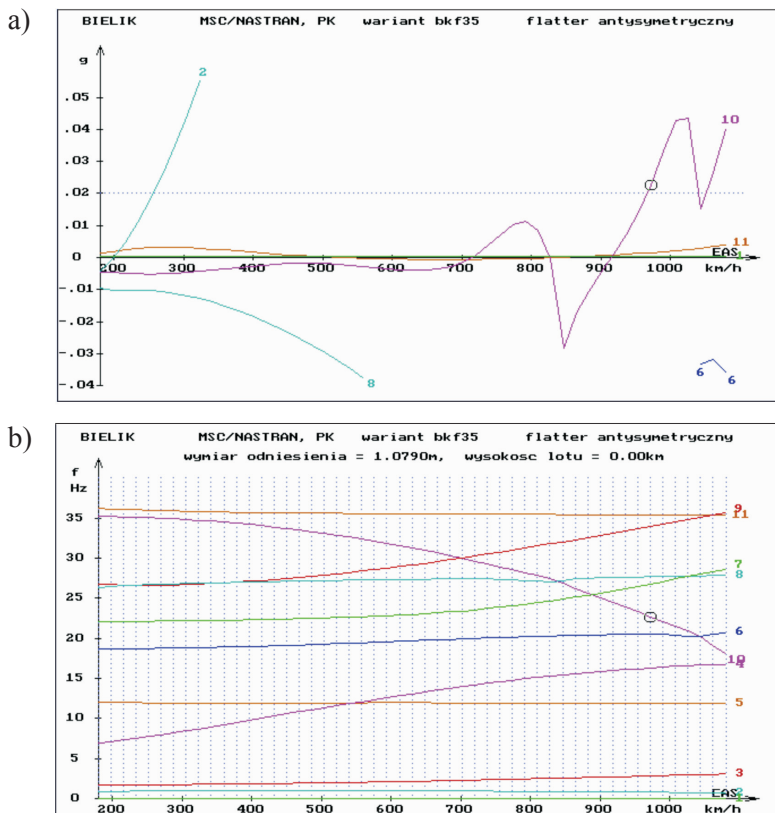
Wstępnie przeliczono wariant modelowy dla wypuszczonych klap spływowych. Postacie i częstotliwości własne dla takiego wariantu zestawiono na rysunkach 15 i 16. Przyjęto obliczeniową wartość liczby $Ma = 0,35$ oraz gęstość powietrza na wysokości $H = 0$. Niżej zamieszczono rysunki z graficzną prezentacją wyników.



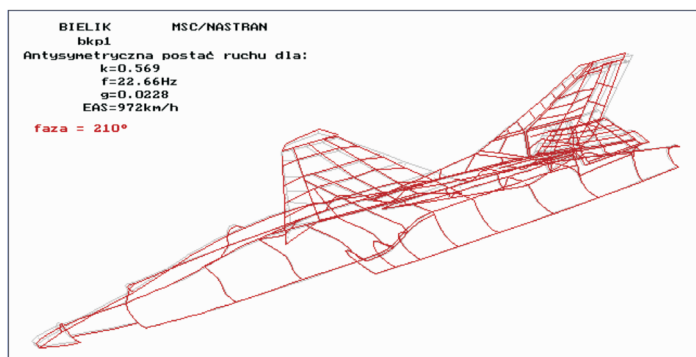
Rys. 18. Flutter symetryczny: a) przebiegi $g(V)$ dla kolejnych postaci, znacznik na krzywej (7) dotyczy punktu krytycznego; b) przebiegi krzywych $f(V)$ — flutter z udziałem postaci wychylenia steru kierunku (4), sterolotek (5) i zginania usterzeń (7)



Rys. 19. Postać flatteru symetrycznego występującego przy prędkości krytycznej $V_{EAS} = 1044$ km/h; ruch niestacyczny na usterzeniu polega na zginaniu stateczników pionowych i sterolotek z jednoczesnym wychyleniem sterów kierunku i wysokości



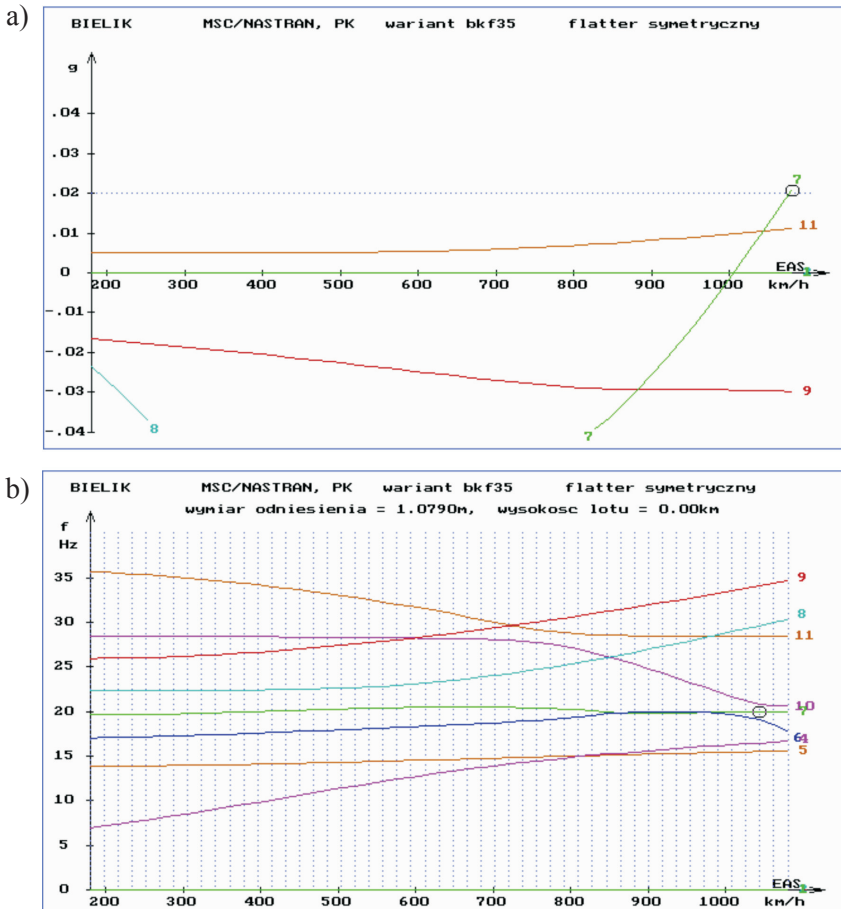
Rys. 20. Flutter antysymetryczny: a) na wykresie $g(V)$ punkt flatteru na krzywej (10) odpowiada prędkości $V_{EAS} = 972$ km/h. Krzywa (2) nie opisuje flatteru, gdyż dotyczy postaci sztywnej; b) wykres $f(V)$ — wystąpi ruch z udziałem postaci: 6, 7, 8, 9, 10, 11



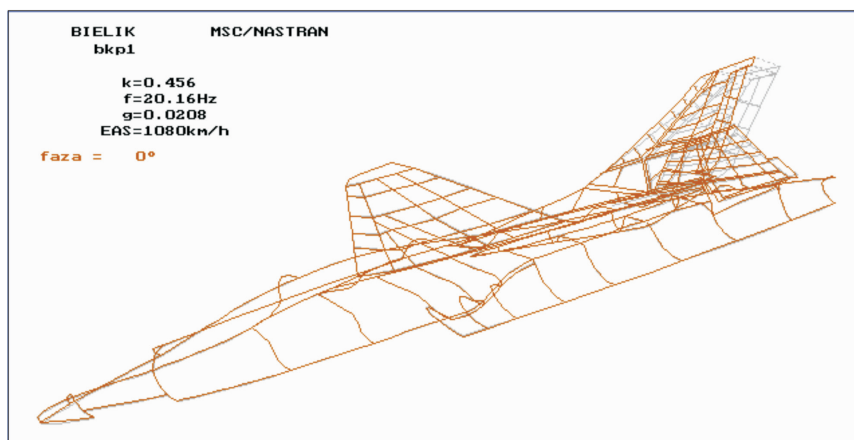
Rys. 21. Postać flatteru antysymetrycznego przy prędkości $V_{EAS} = 972$ km/h. Niestateczność skrzydła jest efektem nałożenia się postaci jego zginania, wychylania kłap, i boczno zginania kadłuba (7, 8, 9, 10); z kolei jednocześnie zginanie usterzeń i boczne zginanie kadłuba (6, 7, 10) wzbudza flatter usterzenia pionowego

7.2. Samolot ze schowanymi klapami, $H = 0$

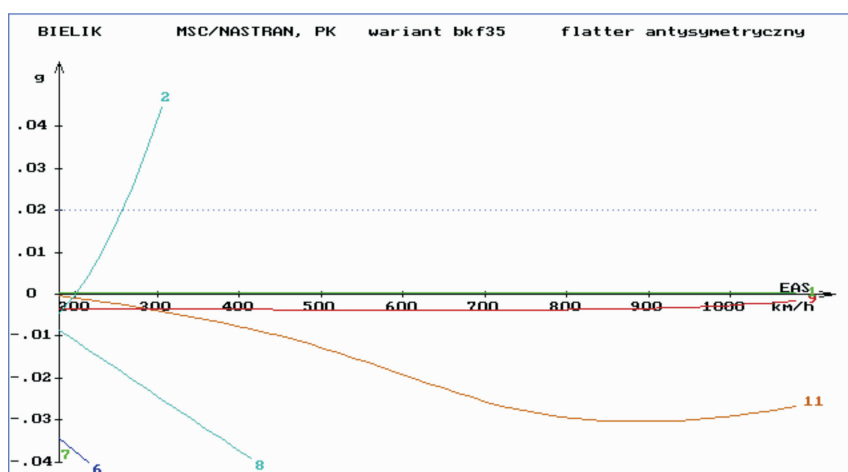
W wariancie ze schowanymi klapami postacie własne są takie jak poprzednio, z tą różnicą, że częstotliwość wychylania klap spływowych jest wyższa. Dobrano sztywność zastępczą mechanizmu wychylania, aby częstotliwość wynosiła $f = 40,35$ Hz (pomiar z prób rezonansowych był w zakresie 40,4-41,0 Hz). Częstota wychylania klap przednich nie została w ogóle zmierzona, co oznaczałoby, że przyjmuje wartość poza zakresem pomiarowym. Do analizy flutteru ustalono ją na około 36 Hz dla ruchu symetrycznego i antysymetrycznego. Wartości liczby Ma i H bez zmian.



Rys. 22 Flutter symetryczny: a) punkt flutteru zaznaczono na krzywej tłumienia (7) — parametry krytyczne to $V_{EAS} = 1080$ km/h, $g = 0,021$, $f = 20,16$ Hz; b) przebiegi krzywych częstotliwościowych świadczą, że niestateczność dotyczy podobnie jak i poprzednio usterzenia — wyraźny udział postaci zginania stateczników (7, 8) oraz wychylania sterów kierunku (4) i wysokości (5)



Rys. 23. Postać flatteru symetrycznego. Ruch niestateczny występuje na usterzeniu pionowym i poziomym — zginanie stateczników napędzane jest wychyleniem sterów

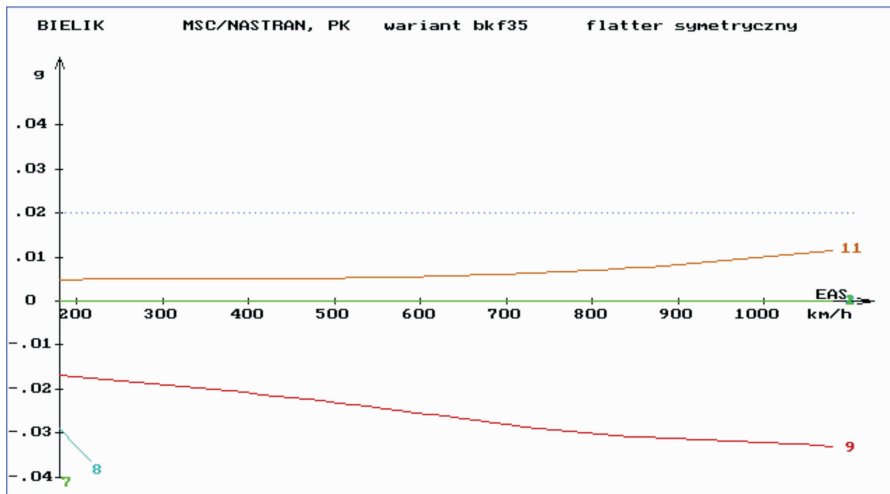


Rys. 24. Wykresy po analizie flatteru antysymetrycznego — niestateczność nie występuje, wszystkie krzywe tłumienia przebiegają w obszarze statecznym (krzywa 2 nie dotyczy flatteru, ponieważ charakteryzuje postać sztywną)

7.3. Samolot ze schowanymi klapami, obniżona częstość wychylenia sterolotek, $H = 0$

W trakcie realizacji prób rezonansowych prototypu oceniono, iż częstość wychylenia sterolotek w ruchu symetrycznym mieści się w zakresie 8,8-13 Hz (8,8-11,6 w ruchu antysymetrycznym). Wykonano zatem analizę flatteru z uwzględnieniem mniejszej sztywności zastępczej układu sterowania (obniżono ją z wartości $90 \cdot 10^9$ mN*mm/rad do $8,5 \cdot 10^9$ mN*mm/rad). W efekcie uzyskano

częstotliwość ich wychylenia równą $f_2 = 8,79$ Hz w wariancie symetrycznym. Pozostałe sztywności mocowania powierzchni wychylnych pozostawiono bez zmian. Przyjęto tak jak poprzednio: $H = 0$, $Ma = 0,35$. Obliczenia wykonane dla ruchu symetrycznego nie wykazały flutteru. W efekcie wzrostu różnicy pomiędzy częstotliwościami zginania i wychylenia sterolotek sprzężenie obu postaci nie występuje.

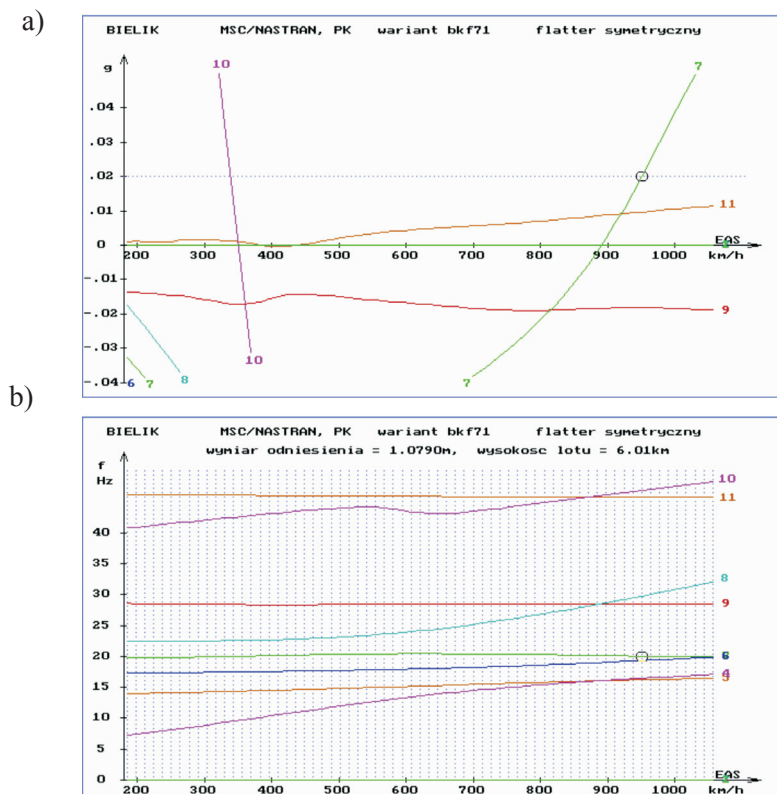


Rys. 25. Krzywe tłumienia $g(V)$ uzyskane z obliczeń flutteru symetrycznego dla obniżonej częstotliwości wychylenia sterolotek przebiegają w obszarze stabilnym. Przebiegi są podobne do tych z wykresu a) rys. 22, jednakże postać niesprężona opisana krzywą (7) w tym przypadku jest silnie tłumiona

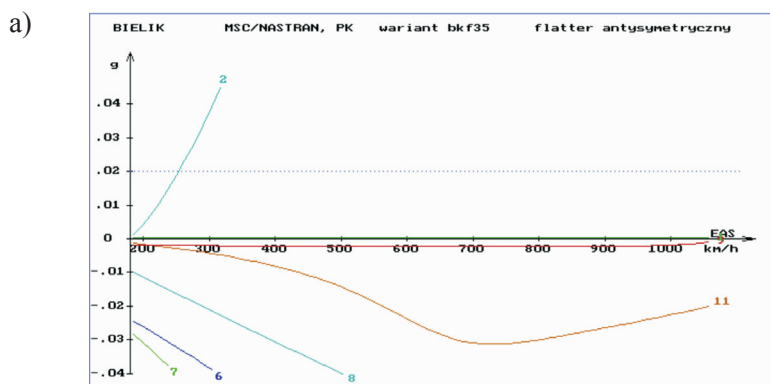
7.4. Samolot ze schowanymi klapami, $H = 6000$ m

Wykonano również obliczenia flutteru dla wysokości $H = 6000$ m, uwzględniając przy tym zmianę gęstości powietrza ($\rho_H/\rho_0 = 0,538$), która wpływa na wielkość sił aerodynamicznych. Konfigurację przyjęto taką jak w punkcie 7.2, a więc sztywność sterowania klapami odpowiadającą konfiguracji gładkiej (częstotliwość wychylenia $f = 40,35$ Hz) oraz zachowane sztywności mocowania sterów. Analizę przeprowadzono dla ruchu symetrycznego i antysymetrycznego, zakładając $Ma = 0,71$.

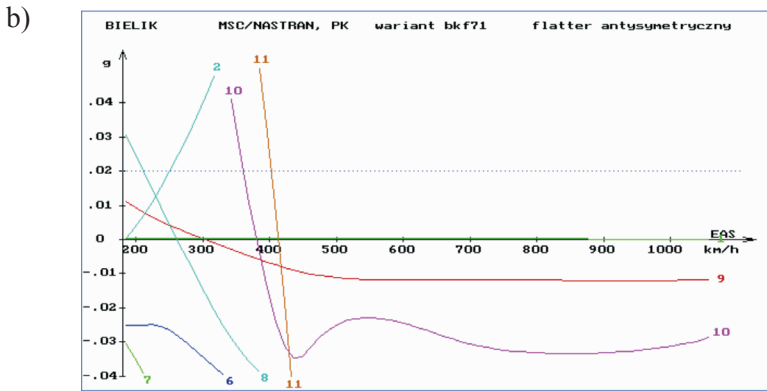
Postać flutteru z rysunku 26 będzie taka sama jak flutter z rysunku 22. Przyjęcie do obliczeń większych wartości parametrów Ma i H znacznie zmniejszyło prędkość krytyczną flutteru. Dla wysokości $H = 0$ oszacowano ją na $V_{EAS} = 1080$ km/h, natomiast dla $H = 6000$ m wynosi ona $V_{EAS} = 950$ km/h.



Rys. 26. Flutter symetryczny: przebiegi krzywych flutterowych są zbliżone do wyników z punktu 7.2; a) niestaceczność występuje powyżej prędkości $V_{EAS} = 950$ km/h — krzywa (7) przekracza poziom $g = 0,02$; b) flutter usterzenia będzie konsekwencją sprzężenia postaci zginania (6, 7) z postaciami wychylania sterów (4, 5)



Rys. 27. Wykresy po analizie flutteru antysymetrycznego: a) silne tłumienie postaci niesprężonych dla $Ma = 0,35$, krzywa (2) na wykresie nie jest flutterem, bo dotyczy sztywnej postaci drgań



Rys. 27. Wykresy po analizie flatteru antysymetrycznego: b) przebiegi $g(V)$ otrzymane dla $Ma = 0,71$ — krzywe (8, 10, 11) biegną wprawdzie częściowo w obszarze niestacymnym, ale przedział niestacymności nie obejmuje prędkości odpowiadającej założonej liczbie Ma

7.5. Samolot ze schowanymi kłapami bez wyważenia sterów, $H = 0$

W celu określenia przydatności mas wyważających umieszczonych na wysięgnikach przy sterolotkach i sterach kierunku wykonano obliczenia flatterowe dla samolotu pozbawionego wyważień. Usunięto wcześniej z modelu elementy belkowe symulujące wysięgniki oraz zamocowane na ich końcach masowe elementy skupione. Przyjęto konfigurację identyczną jak w punkcie 7.2 (schowane kłapy, wysokość obliczeniowa $H = 0$, $Ma = 0,35$). Uwzględniono postacie symetryczne i antysymetryczne. Przy braku wyważień należało się spodziewać znacznie niższych prędkości krytycznych flatteru. Szczególnie istotny dla zagadnienia jest znaczny wzrost częstotliwości wychyleń sterów, przez co następuje ich zbliżenie do częstotliwości zginania usterzenia pionowego i poziomego. Zjawisko tego typu jest dla konstrukcji lotniczej bardzo niepożądane, dopuszcza bowiem możliwość jednoczesnego wystąpienia postaci strukturalnej i sterowej przy stosunkowo niskiej prędkości, czego konsekwencją jest oczywiście flatter (rys. 28-31). Częstotliwości postaci własnych odkształcalnych w konfiguracji bez wyważień zamieszczono w tabeli 10.

TABELA 10

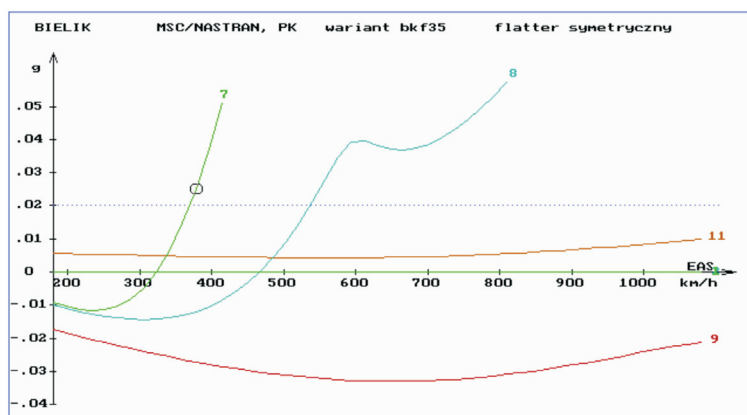
Zestawienie postaci własnych do flatteru — brak wyważień na sterach

Nr postaci	Postacie symetryczne	Postacie antysymetryczne
4.	Wychylenie sterów kierunku, $f = 9,48$ Hz	Wychylenie sterów kierunku, $f = 9,51$ Hz

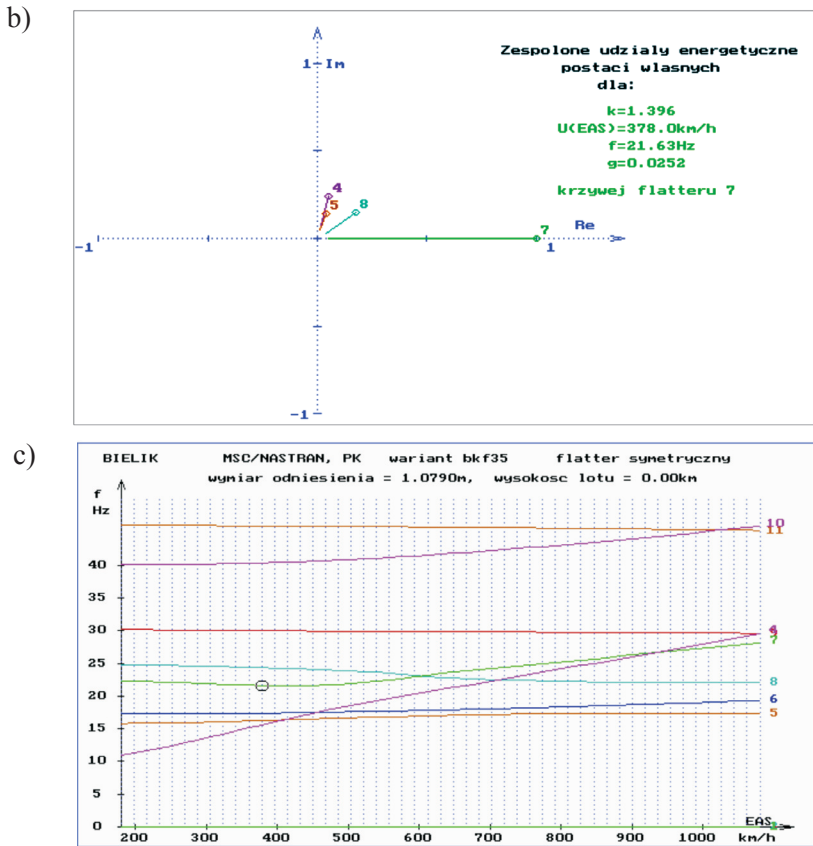
cd. tabeli 10

Nr postaci	Postacie symetryczne	Postacie antysymetryczne
5.	Wychylenie sterolotek, $f = 15,26$ Hz	Wychylenie sterolotek, $f = 13,53$ Hz
6.	Zginanie skrzydeł, $f = 17,50$ Hz	Zginanie skrzydeł i zginanie usterzeń w zgodnych fazach, $f = 20,83$ Hz
7.	Zginanie usterzeń w zgodnych fazach, $f = 22,50$ Hz	Zginanie usterzeń w przeciwnych fazach i końcówek skrzydeł, $f = 24,77$ Hz
8.	Zginanie usterzeń w przeciwnych fazach, $f = 24,87$ Hz	Zginanie końcówek skrzydeł i sterolotek w zgodnych fazach, $f = 28,98$ Hz
9.	Zginanie kadłuba z udziałem zginania sterolotek, $f = 30,26$ Hz	Zginanie kadłuba ze zginaniem usterzenia pionowego, $f = 35,65$ Hz
10.	Wychylenie tyln, klap, $f = 40,35$ Hz	Wychylenie tylnych klap, $f = 40,34$ Hz
11.	Wychylenie klap przednich i tylnych, $f = 45,97$ Hz	Wychylenie klap przednich i tylnych, $f = 46,37$ Hz

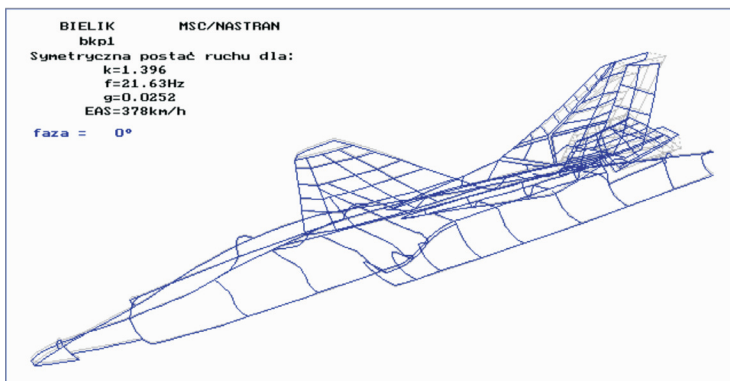
a)



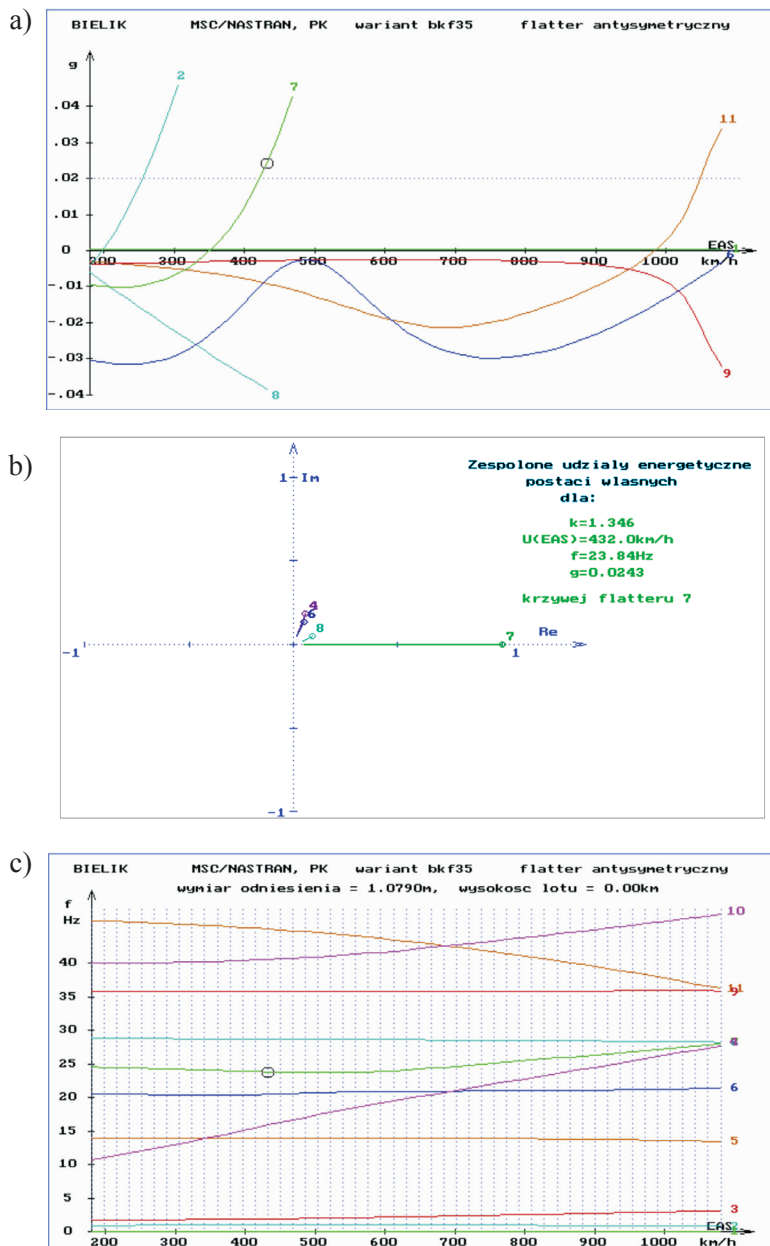
Rys. 28. Flutter symetryczny: a) na wykresach $g(V)$ widoczna niestacność powyżej prędkości $V_{EAS} = 378$ km/h



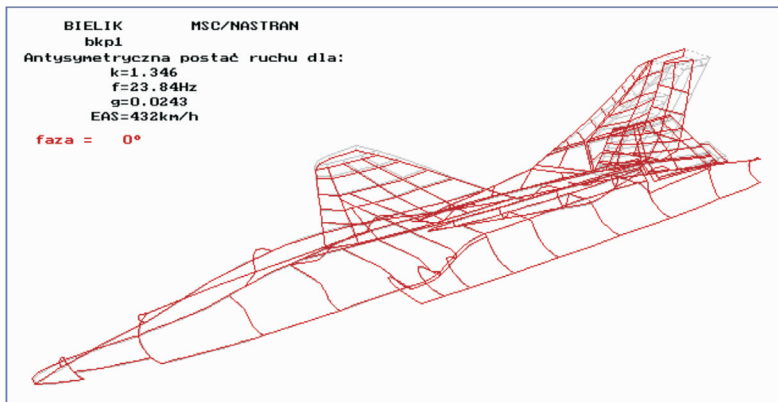
Rys. 28. Flutter symetryczny: b) wskaźy udziałów energetycznych sugerują charakter niestateczności — konstrukcja ulega flutterowi typu zginanie usterzeń (7, 8) z wychyleniem sterów (4, 5); c) punkt krytyczny zaznaczony na tle przebiegu krzywych $f(V)$



Rys. 29. Flutter symetryczny usterzenia przy niewyważonych sterach ma postać zginania stateczników z udziałem wychylenia sterów, częstotliwość flutteru przy prędkości $V_{EAS} = 378\text{ km/h}$ wynosi $f_f = 21,63\text{ Hz}$



Rys. 30. Flutter antysymetryczny: a) krzywa (7) biegnąca powyżej poziomu $g = 0,02$ charakteryzuje ruch niestacyczny; b) wskaźniki udziałów energetycznych pokazują udział postaci zginania usterzeń (6, 7, 8) i wychylenia sterów kierunku (4); c) widoczna zbieżność częstotliwości postaci sterowej (4) z częstotliwościami zginania usterzeń (6, 7, 8)



Rys. 31. Postać flatteru antysymetrycznego przy braku wyważenia sterów polega na zginaniu usterzenia pionowego z udziałem wychylenia sterów kierunku; częstotliwość drgań $f_f = 23,84$ Hz przy prędkości krytycznej $V_{EAS} = 432$ km/h

8. Uwagi końcowe

Dysponując dyskretnym modelem strukturalnym oraz panelowo-bryłowym modelem aerodynamicznym, wykonano serię numerycznych analiz flatterowych samolotu EM-10. Zrealizowano obliczenia z uwzględnieniem takich samych mas wyważających, jakie dodano do sterów prototypu po wstępnych szacowaniach krytycznej prędkości flatteru. Sugerując się wynikami prób rezonansowych strukturę modelu dopracowano w kierunku uzyskania zadowalającej zbieżności postaci wyznaczonych numerycznie i doświadczalnie. Ponieważ w eksperymencie uzyskano różne częstości wychylenia klap i sterolotek, zaistniała konieczność zastosowania kilku wariantów modelowych. Obliczenia wykonano, uwzględniając symetrię i antysymetrię ruchu odkształcalnego.

Model samolotu, dla którego częstotliwość wychylenia klap tylnych wyniosła nieco powyżej 26 Hz symulować miał konfigurację z klapami wychylenymi. Dla takiego wariantu prędkości krytyczne flatteru symetrycznego i antysymetrycznego na wysokości $H = 0$ wyniosły odpowiednio: $V_{krS1} = 1044$ km/h i $V_{krA1} = 972$ km/h. Uwzględniając, że lot z wypuszczonymi klapami odbywa się przy małych prędkościach i na niskim pułapie, w zasadzie nie ma możliwości osiągnięcia przez prototyp wskazanych prędkości niebezpiecznych V_{krS1} i V_{krA1} . W rozpatrywanej konfiguracji konstrukcja nie jest zagrożona flatterem.

Następne obliczenia wykonane dla modelu symulującego wariant ze schowanymi klapami wykazały występowanie symetrycznego flatteru usterzeń typu zginanie stateczników pionowych i poziomych z udziałem wychylenia sterów przy częstotliwości nieco powyżej 20 Hz. Dla wysokości $H = 0$ oszacowano prędkość krytyczną takiego flatteru na $V_{krS2} = 1080$ km/h. Wraz ze wzrostem wysokości

krytyczna prędkość będzie mała, by dla $H = 6000$ m osiągnąć wartość $V_{krS3} = 950$ km/h. Gdyby wykonać obliczenia dla wyższego pułapu, prędkość ta obniżyłaby się zapewne jeszcze bardziej. Oznacza to jednak, że maksymalna prędkość samolotu przewidziana na $V_{max} = 1000$ km/h nie jest bezpieczna dla konstrukcji w konfiguracji prototypowej. Przepisy lotnicze wymagają, aby prędkość maksymalna samolotu limitowana zazwyczaj prędkością nurkowania V_D była o 20% mniejsza od obliczeniowej krytycznej prędkości flatteru [5]. Sugerując się wynikami analizy, zakres prędkości, jaki można zaproponować dla prototypu z aktualnym wyważeniem jest następujący: maksymalna prędkość równoważna $V_{EAS} = 900$ km/h w locie przy ziemi lub 790 km/h do wysokości $H = 6000$ m. Rozszerzenie tego zakresu wymaga dobrania skuteczniejszych wyważań. Można je zmodyfikować, stosując większe masy bądź wyposażając stery kierunku i sterolotki w dłuższe wysięgniki.

Oceńić można na koniec własności aerosprężyste konstrukcji ze sterami bez wyważań. Wyniki obliczeń potwierdziły konieczność ich zastosowania. Przy całkowitym braku wyważenia sterów symetryczny flatter sterowy obu usterzeń wystąpi już po przekroczeniu prędkości $V_{krSbw} = 378$ km/h. Wyznaczono także jego postać antysymetryczną — ta z kolei pojawi się powyżej prędkości $V_{krAbw} = 432$ km/h na usterzeniu pionowym. Tak niskie prędkości krytyczne flatteru absolutnie nie kwalifikowałyby prototypu do lotu, zatem mocowanie mas wyważających w przypadku analizowanego obiektu jest absolutnie konieczne.

Artykuł wpłynął do redakcji 24.07.2007 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w wrześniu 2007 r.

LITERATURA

- [1] E. ALBANO, W. P. RODDEN, *A Doublet Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows*, AIAA Journal vol. 7, 1969.
- [2] P. ARENSEN, *The B2000 Doublet Lattice Processor*, B2DL. 4th biannual B2000 Workshop, Ligerz Switzerland 2002.
- [3] W. C. CHAJEC, *Analiza flatteru samolotu Bielik przed oblotem prototypu*, Opracowanie na zlecenie Zakładu Remontów i Produkcji Sprzętu Lotniczego w Bielsko-Białej, Mielec, 2001.
- [4] W. C. CHAJEC, *Wykorzystanie systemu obliczeń inżynierskich MSC/Nastran i specjalistycznego oprogramowania JG2 do obliczeń aeroelastyczności w PZL-Mielec*. Seminarium SIMP 18.02.1997.
- [5] *Federal Aviation Regulation Sec. 23.629 — Flutter*.
- [6] S. KACHEL, *Numeryczne modelowanie złożonych struktur lotniczych w zastosowaniu do analizy wytrzymałościowej i drgań własnych statków powietrznych*, (rozprawa doktorska), WAT, Warszawa, 1998.
- [7] *Linear Static, Normal Modes and Buckling Analysis Using MSC/Nastran and MSC/Patran*. Seminar notes vol. 1, 2. The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, CA June, 1996.
- [8] Z. LORENC, *Próby rezonansowe samolotu PZL-130 TC II Orlik*. Oprac. wewn. Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2003.

- [9] MSC.Patran 2001. *Installation and Operations Guide*. MSC.Software Corporation 2001.
- [10] MSC.Patran 2001. *User's Guide for Unix*. MSC.Software Corporation 2001.
- [11] MSC.Patran 2001(r2). *Release Guide*. MSC.Software Corporation 2001.
- [12] M. NOWAK, *Metoda obliczeń drgań własnych swobodnych konstrukcji lotniczych*. Mechanika i komputer, 4, Warszawa, 1981.
- [13] M. NOWAK, S. FILIPKOWSKI, J. GRZĘDZIŃSKI, J. MATUSIAK, *Opracowanie metody i programów obliczeń flatteru samolotu. Sprawozdanie 1 - Metodyka obliczeń flatteru samolotu*. IPPT PAN Zakład Mechaniki Cieczy i Gazów, Warszawa, 1972.
- [14] M. NOWAK, S. FILIPKOWSKI, J. GRZĘDZIŃSKI, J. MATUSIAK, *Opracowanie metody i programów obliczania flatteru samolotu. Sprawozdanie 2 - Obliczanie drgań własnych i flatteru samolotu w układzie konwencjonalnym*. IPPT PAN Zakład Mechaniki Cieczy i Gazów, Warszawa, 1974.
- [15] A. OLEJNIK, S. KACHEL, R. ROGÓLSKI, P. LESZCZYŃSKI, *Numeryczne badanie wpływu orientacji wzmocnienia na własności aerosprężyste laminatowych płyt wolnonośnych*, Biuletyn WAT, vol. 55, nr 4, Warszawa, 2006.
- [16] *Plany laminowania samolotu EM-10*, Zakład Remontów i Produkcji Sprzętu Lotniczego Edward Margański, Bielsko-Biała, 2000.
- [17] G. RAKOWSKI, Z. KACPRZYK, *Metoda elementów skończonych w mechanice konstrukcji*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1993.
- [18] M. REYMOND, M. MILLER, *MSC/NASTRAN Quick Reference Guide version 68*. The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, CA 1994.
- [19] W. P. RODDEN, R. L. HARDER, E. D. BELLINGER, *Aeroelastic Addition to Nastran*. The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, CA 1979.
- [20] W. P. RODDEN, E. H. JOHNSON, *MSC.NASTRAN v68 Aeroelastic Analysis. User's Guide, vol.1, 2*. The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, CA 2001.
- [21] R. ROGÓLSKI, *Zintegrowane modelowanie strukturalne i aerodynamiczne kompozytowych układów aerosprężystych do numerycznej analizy flatteru*, rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 2004.
- [22] J. SZMELTER, M. DACKO, S. Dobrociński, M. Wieczorek, *Metoda elementów skończonych w statyce konstrukcji*. Arkady, Warszawa, 1979.
- [23] W. A. WIŚNIEWSKI, *Identyfikacja własności dynamicznych układów mechanicznych metodą badań rezonansowych*, rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa, 1980.
- [24] T. ZBOŚ, *Programy realizacyjne i sprawozdania z prób statycznych skrzydła, kadłuba, statecznika pionowego i steru wysokości prototypu samolotu „Iskra II”*, Zakład Remontów i Produkcji Sprzętu Lotniczego Edward Margański, Bielsko-Biała, 2000.
- [25] O. C. ZIENKIEWICZ, *Metoda elementów skończonych*. Arkady, Warszawa, 1972.
- [26] *Modeling. User manual — vol. 1, 2, 3*. Unigraphics Solutions Inc. 1998.

A. OLEJNIK, S. KACHEL, R. ROGÓLSKI, P. LESZCZYŃSKI

Identification of aeroelastic properties of composite airframe structure for one concept jet trainer

Abstract. The paper presents a solution of aeroelastic instability phenomena of composite airframe. A method of critical flutter airspeed evaluation was applied by support of professional software package. Numerical values of self-excited vibration velocities were determined on the basis of integrated aeroelastic model including a structural FEM model and a panel aero model for unsteady

aerodynamics. A conception of laminate composite modelling was put into effect. The aircraft structure discrete model was verified then by equalling the analytical results and the results from test-bed experiments.

Keywords: mechanics, flutter, laminate-composite materials, finite element method, normal modes, geometry redesigning

Universal Decimal Classification: 533.6.013.422