

PRZEGLĄD METOD OBLICZENIOWEJ ANALIZY FLATTERU NA PRZYKŁADZIE SAMOLOTU I-23

WOJCIECH CHAJEC

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Praca zawiera porównanie wykonywanych różnymi metodami, obliczeniowych analiz flatteru czteromiejscowego tłokowego samolotu kompozytowego I-23 w pierwotnej konfiguracji, dla której wykonano badania rezonansowe. Podstawą dopuszczenia samolotu PZL I-23 do badań w locie były obliczenia flatteru wykonane na podstawie wyników pomiarów rezonansowych przeprowadzonych jesienią 1998 r. Niemal dziesięć lat później samolot I-23 został wybrany przez uczestników europejskiego projektu CESAR 2.5 jako jeden z obiektów odniesienia służących do porównania różnych metod obliczeń aeroelastycznych. Celem projektu CESAR było opracowanie efektywnych metod analiz i badań do projektowania, rozwoju i certyfikacji samolotów lekkich. Dane oraz wyniki badań i obliczeń aeroelastycznych samolotu I-23 zostały udostępnione krajowym i zagranicznym partnerom, którzy na tej podstawie wykonywali własne analizy różnymi metodami. Stało się to okazją do podsumowania udziału Instytutu w zadaniu 2.5 projektu CESAR oraz przedstawienia wykorzystywanych metod, ich porównań i wniosków.

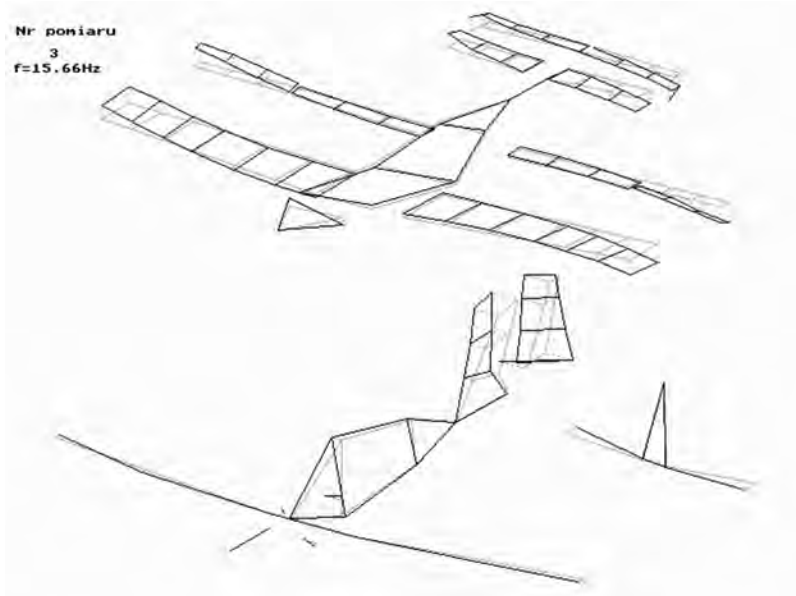
1. OBLICZENIA FLATTERU NA PODSTAWIE POMIARÓW REZONANSOWYCH

Jednym z warunków dopuszczenia samolotu PZL I-23 do badań w locie były obliczenia flatteru [6], wykonane na podstawie wyników pomiarów rezonansowych [5], przeprowadzonych jesienią 1998 r., oraz danych geometrycznych i masowych, bez tworzenia pełnego modelu obliczeniowego zawierającego rozkłady sztywności. Specyfika badań rezonansowych została opisana w [11]. Obliczenia flatteru wykonywano metodą opisaną w [1], [12] i [14] za pomocą oprogramowania [2] i [3]. Zakładano, że samolot jest symetryczny, w związku z czym stosowano model połowy samolotu a flatter symetryczny i antysymetryczny liczono oddzielnie.

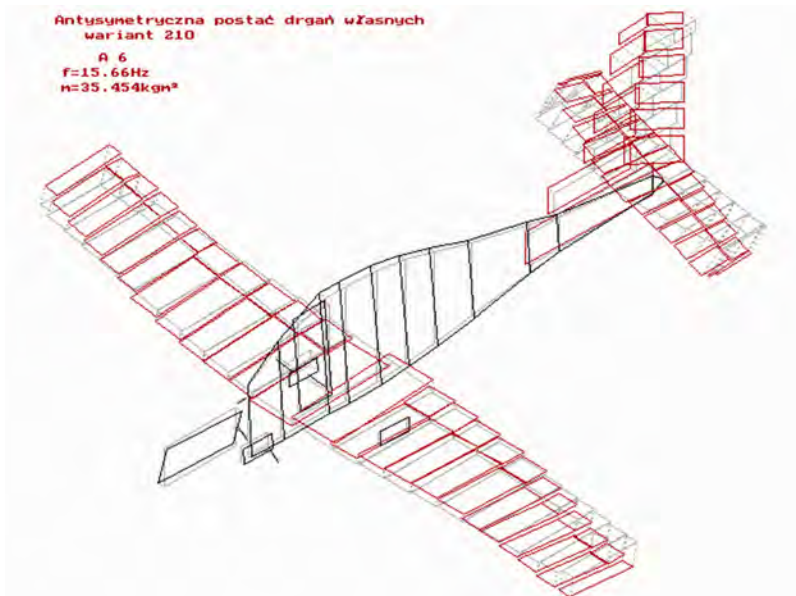
Na rys. 1-7 przedstawiono wybrane dane oraz wyniki analiz flatteru dla podstawowego wariantu masowego samolotu ze swobodnymi wolantami i pedałami w kabinie [6]. Wybrane postacie rezonansowe poddano przetworzeniu i pełnej ortogonalizacji.

Wyniki obliczeń flatteru podano w formie wykresów $g(V)$ i $f(V)$, gdzie f jest częstością drgań wyrażoną w hercach, a V jest prędkością równoważną podaną w km/h . Parametr g wyrażony jako ułamek tłumienia krytycznego w przybliżeniu oznacza dodatkowe tłumienie, które należałoby dodać do drgającego układu, aby drgania pozostawały harmoniczne zgodnie z pierwotnym założeniem, stąd dodatnia wartość g wskazuje na drgania w rzeczywistości nietłumione. Parametr ten można więc w skrócie określić jako niedobór tłumienia.

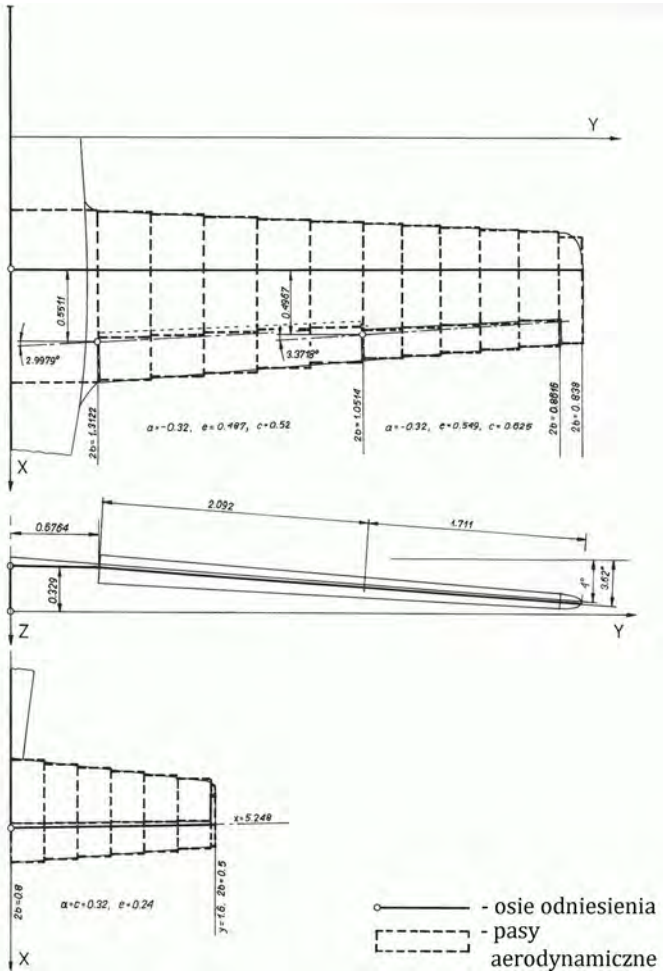
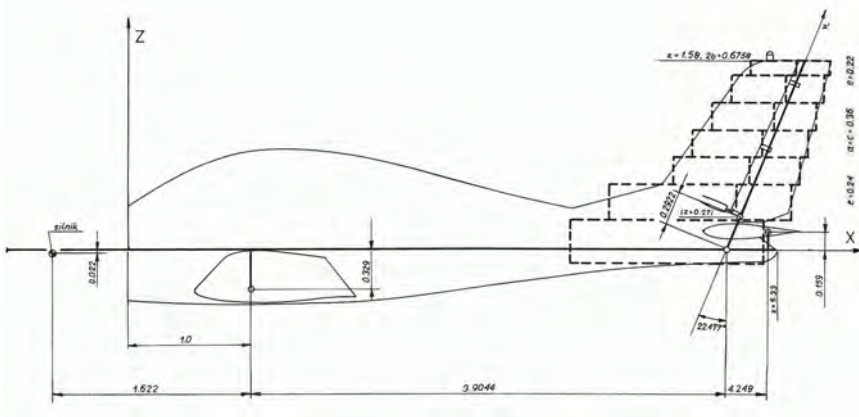
W niektórych obliczeniach flatteru nie uwzględniano modalnych współczynników tłumienia wewnętrznego zmierzonych podczas pomiarów rezonansowych. Tłumienie wewnętrzne może być wówczas uwzględnione podczas interpretacji wyników obliczeń flatteru.



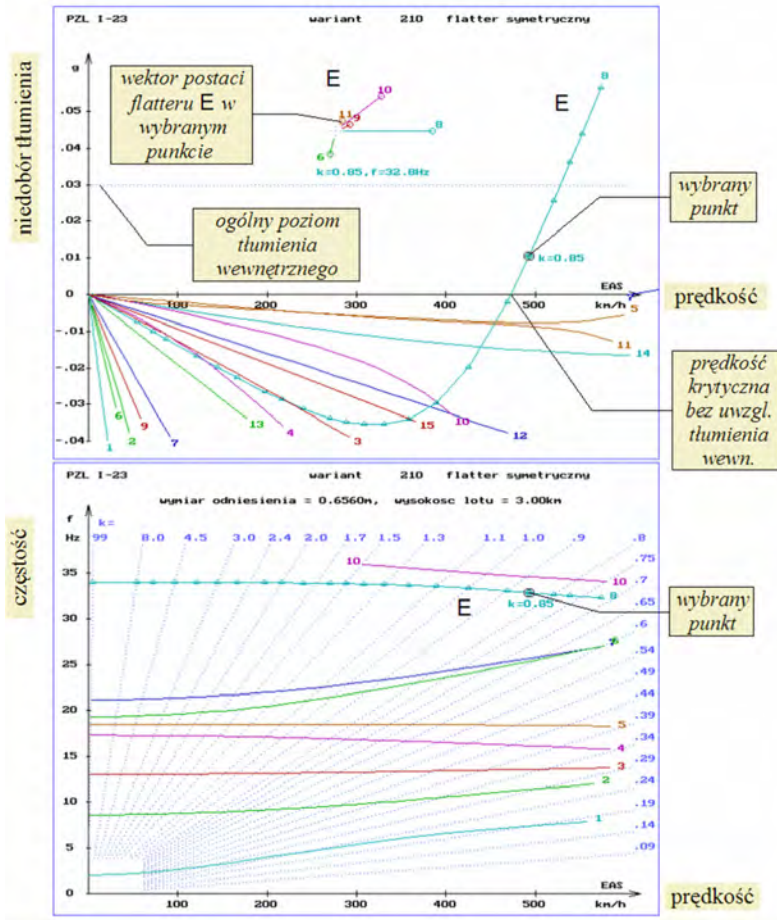
Rys. 1. Przykładowa postać rezonansowa



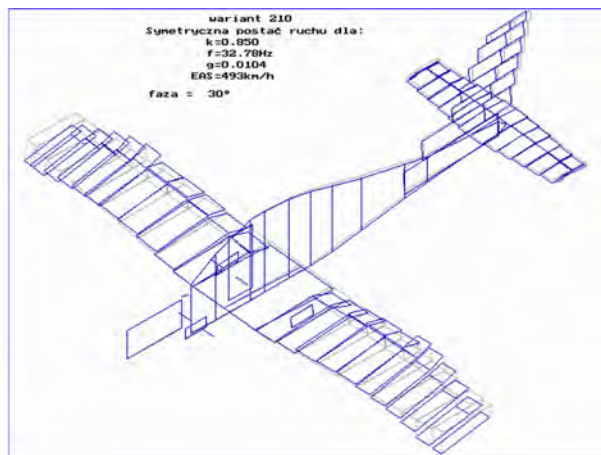
Rys. 2. Ta sama postać po przetworzeniu do wykorzystania w obliczeniach flatteru. Czerwonym kolorem pokazano przemieszczenia pasów aerodynamicznych.



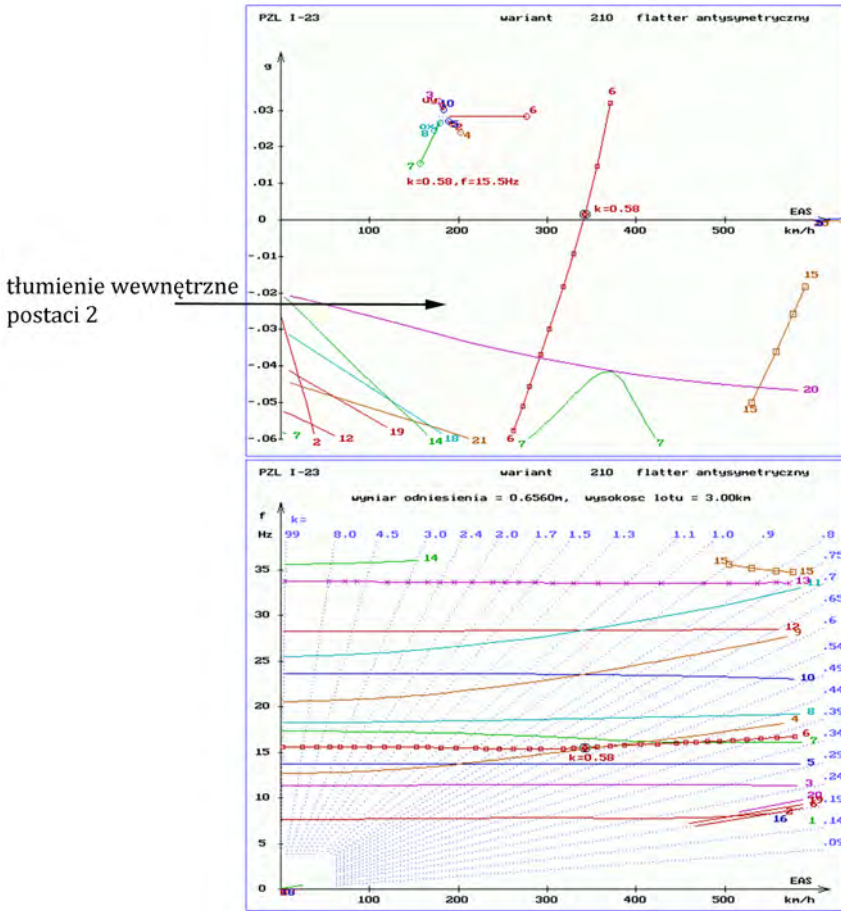
Rys. 3. Osie odniesienia i pasowy model aerodynamiczny samolot PZL I-23 do obliczeń flatteru – rzut z boku i z góry



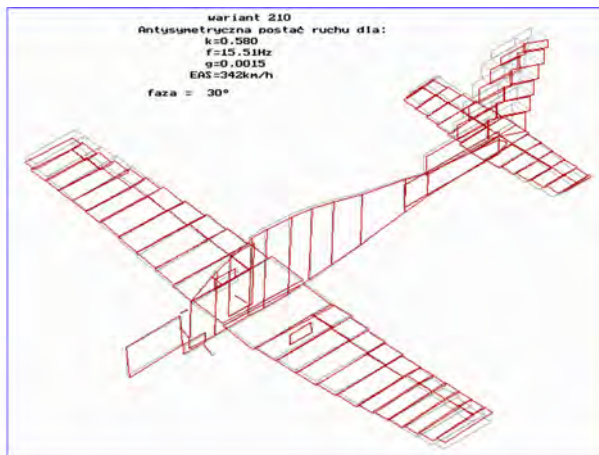
Rys. 4. Wyniki obliczeń flatteru symetrycznego (wysokość 3000 m, pominięto współczynniki tłumienia modalnego)



Rys. 5. Postać flatteru E z udziałem zginania i skręcania skrzydeł oraz wychylania klap



Rys. 6. Wyniki obliczeń flatteru antysymetrycznego (wysokość 3000 m, uwzględnione współczynniki tłumienia modalnego)



Rys. 7. Postać flatteru V z udziałem wychylenia steru kierunku, $V_{kr} = 340 \text{ km/h}$

Tab. 1. Zależność prędkości krytycznej flatteru od wysokości lotu i sposobu uwzględnienia tłumienia wewnętrznego (wariant 210).

		$g_i=0$		$g_i=3\%$		zmierzone g_i	
		EAS, km/h	f, Hz	EAS, km/h	f, Hz	EAS, km/h	f, Hz
E	0	490	32,9	551	32,5	849	34,5
	3000 m	472	33,0	528	32,5	704	32,9
	6300 m	461	33,0	513	32,5	636	32,3
T	0	442	36,2	538	35,0	718	34,6
	3000 m	433	36,3	529	35,1	627	34,5
	6300 m	426	36,4	515	35,2	593	34,5
V	0	228	15,36	291	15,4	386	15,8
	3000 m	218	15,35	270	15,3	340	15,5
	6000 m	214	15,3	256	15,2	311	15,3

Badania rezonansowe i obliczenia flatteru pokazane na rys. 4-7, (wariant 210) wykonano dla samolotu bez paliwa. Dla samolotu I-23 projektowa maksymalna prędkość nurkowania V_D wynosi 370 km/h ($1,2 V_D = 444 \text{ km/h}$). Obliczenia [6] wykazały, że w celu uzyskania odpowiedniego zapasu pomiędzy krytyczną prędkością flatteru V a prędkością V_D konieczne jest przeniesienie masy wyważającej ster kierunku na wierzchołek steru. Jednocześnie jako krytyczny (niższe prędkości krytyczne flatteru E i T) wytypowano przypadek załadowania z maksymalną ilością paliwa. Wyniki obliczeń flatteru dla tego przypadku zestawiono w tab. 2.

Tab. 2. Prędkości krytyczne flatteru samolotu z poprawionym wyważeniem steru kierunku i maksymalną masą paliwa (wariant 214).

Postać flatteru	Wysokość lotu	Prędkość krytyczna i częstość obliczona przy założeniu:					
		$g_i=0$		$g_i=3\%$		zmierzone g_i	
		EAS, km/h	f, Hz	EAS, km/h	f, Hz	EAS, km/h	f, Hz
E	0	470	31,3	528	30,9	761	30,9
	3000 m	456	31,4	507	30,9	643	30,6
	6300 m	449	31,3	492	30,7	591	30,6
T	0	386	34,1	484	33,4	596	32,9
	3000 m	378	34,2	471	33,4	563	32,9
	6300 m	374	34,3	463	33,4	541	32,8
V	0	549	15,6	$g_{\max}=0,67\%$ dla 700 km/h , 15,9 Hz		-	-
	3000 m	434	15,5	$g_{\max}=2,92\%$ dla 692 km/h , 16,0 Hz		-	-
	6300 m	383	15,4	468	15,5	934	15,8

Następnie, w samolocie I-23, poza zmianą wyważenia steru kierunku wprowadzono także inne zmiany konstrukcyjne, istotne ze względu na właściwości aeroelastyczne: poprawiono wyważenie lotek, wzmocniono połączenie statecznika poziomego z kadłubem i wprowadzono rogową kompensację aerodynamiczną steru wysokości, co znalazło odzwierciedlenie w obliczeniach flatteru wykonywanych tą samą metodą w latach 1999-2002.

2. WYKORZYSTANIE DANYCH DOTYCZĄCYCH I-23 W PROJEKCIE CESAR

Na potrzeby europejskiego projektu CESAR trwającego w latach 2006-2010 Instytut Lotnictwa udostępnił partnerom wyniki pomiarów rezonansowych [5], (w formie nowego opracowania, z dodanym w opisie w języku angielskim) oraz opracowanie [8] zawierające najważniejsze dane i wyniki obliczeń flatteru samolotu PZL I-23 zawarte w sprawozdaniu [6]. Opracowanie [8], podobnie jak [6], zawierało także wyniki analiz flatteru dla konfiguracji sa-

molotu różniących się od stanu podczas badań rezonansowych, w tym także obliczenia dla samolotu z poprawionym wyważeniem steru kierunku, maksymalną masą paliwa oraz symulacje po awaryjnym rozłączeniu napędu lotek i sterów. Mimo to, analizy wykonywane w ramach projektu CESAR zazwyczaj zakładały stan samolotu podczas pomiarów rezonansowych, co było wygodnym uproszczeniem a poza tym zapewniało wystąpienie w wynikach analiz postaci flatteru usuniętych dzięki korektom mas wyważających.

Pewną trudność w bezpośrednim wykorzystaniu wyników pomiarów rezonansowych do analiz flatteru stanowi potrzeba wyznaczenia zmierzonej postaci drgań w dowolnym punkcie konstrukcji na podstawie wskazań stosunkowo małej liczby czujników i to do tego zwykle jednoosiowych. W odniesieniu do modelu wykorzystywanego w oprogramowaniu JG zagadnienie to zostało rozwiązane w [3] za pomocą procedur aproksymacyjno-interpolacyjnych wykorzystujących jednowymiarowe funkcje sklejące.

W [7] procedury te wykorzystano do wyznaczenia wszystkich składowych postaci zmierzonych w dowolnych węzłach modelu. Tak przetworzone wyniki pomiarów rezonansowych uzupełnione o utworzone numerycznie postaci przemieszczania się samolotu jako bryły sztywnej zostały przekazane partnerom w celu wykonania obliczeń flatteru drogą całkowania w dziedzinie czasu, z wykorzystaniem komputerowej mechaniki płynów. Dodatek C do sprawozdania [10] zawiera wykonane w podobny sposób i przez tych samych autorów (R. Roszak i in.) obliczenia symetrycznego manewru samolotu I-23.

W Dodatku G [10], J. Schwochow przedstawił rozwiązanie wspomnianego wyżej zagadnienia metodą objętościowych funkcji sklejących (*Volume Spline Method*). Na podstawie wyników pomiarów rezonansowych [5] zostały w tym opracowaniu wyznaczone przemieszczenia wszystkich węzłów modelu obliczeniowego [9] oraz modelu aerodynamicznego. Metoda ta wydaje się bardziej elegancka od wykorzystywanej w [3], [7] i [13].

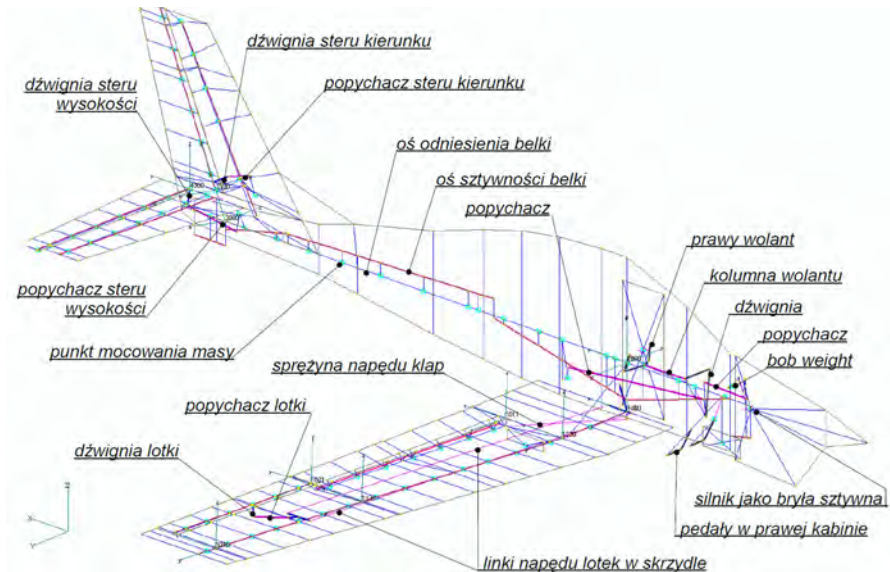
3. MODEL BELKOWY W SYSTEMIE MSC/NASTRAN

Szybko stało się jasne, że partnerzy przede wszystkim oczekiwali modelu MES pozwalającego na numeryczne wyznaczenie drgań własnych w systemie *Nastran*. Jest to wyrazem współczesnej praktyki, zgodnie z którą obliczenia flatteru wykonuje się w oparciu o często bardzo skomplikowany, szczegółowy model MES, natomiast pomiary rezonansowe służą jedynie do weryfikacji takiego modelu.

Wiele lat temu został napisany program, który belkowy model z oprogramowania JG2 [3], transformuje do systemu *Nastran*. W ten sposób uzyskano jednopółwkowy, belkowy model obliczeniowy samolotu I-23. Wstępne wartości sztywności oszacowano zgrubnie a docelowe rozkłady sztywności dobrano do uzyskania zgodności z wynikami pomiarów rezonansowych [5]. Starając się o jak najlepszą zgodność z wynikami pomiarów rezonansowych otrzymany model uzupełniono o modele układów sterowania lotkami i sterami. W końcu wykonano lustrene odbicie, dzięki czemu uzyskano model całego samolotu.

Na potrzeby partnerów projektu CESAR przekazywano kolejne wersje tworzonego modelu. Opracowanie [9] zawiera jego ostateczną wersję.

Drgania własne wyznaczone na podstawie modelu wykazują dobrą zgodność ze zmierzonymi postaciami rezonansowymi (tabela 3. i 4.), co jednak stwierdzono jedynie na podstawie porównania częstości własnych i wzrokowej oceny podobieństwa postaci własnych.



Rys. 8. Połówkowy model wykorzystywany do liczenia drgań własnych w systemie MSC/Nastran przy założeniu symetrii konstrukcji

Tab. 3. Porównanie obliczonych drgań własnych z częstościami i postaciami rezonansowymi – drgania symetryczne

Postacie zmierzone, przetworzone (wariant 210)						Opis postaci wg DLR	Opis postaci drgań	Postacie obliczone				
nr	f [Hz]	g	m [kgm ²]	numer pomiaru	model połówkowy			model dwustronny	nr	f [Hz]	m [kgm ²]	
1	2,00	,050	6,851	82	HRu	wychylenie steru wraz z całym układem sterowania	4	2,001	7,071	8	2,002	7,066
2	8,83	,024	17,53	2	S1	podstawowe symetryczne zginanie skrzydeł (dwa węzły na całej rozpiętości)	5	8,843	14,68	11	8,843	14,68
3	13,05	,078	46,35	43	SR1	symetryczne zginanie kadłuba (2-węzłowe)	6	13,04	41,05	14	13,04	40,13
4	17,39	,028	4,103	15	SH-SHR	zginanie statecznika poziomego z przeciwnym wychyleniem steru przeciwne do przemieszczenia wolantu (układ sterowania działa jak sprężyna)	7	17,05	10,63	17	17,04	10,58
5	18,50	,064	31,29	11	SZ1	2-węzłowe zginanie skrzydeł w płaszczyźnie cięciw, w przypadku postaci obliczeniowej z dodatkami wychylenia klap (sprężona z następną)	8	18,51	8,334	19	18,51	8,330
6	19,58	,054	2,832	46	SK	symetryczne wychylenie klap, w przypadku postaci obliczeniowej z dodatkami zginania skrzydeł w płaszczyźnie cięciw (sprężona z poprzednią)	9	19,59	3,589	20	19,59	3,588
7	21,29	,023	3,426	34	SHR+SH	wychylenie steru wysokości przeciwne do ruchu wolantu (układ sterowania działa jak sprężyna) + zginanie statecznika poziomego	10	21,77	2,394	23	21,75	2,388
8	34,90	,062	19,83	57	S2-SK	4-węzłowe zginanie skrzydeł z przeciwnym wychyleniem klap i lotek	12	36,66	2,140	29	36,66	2,140
9	36,81	,049	1,092	29	SQ+ST	wychylenie lotek + skręcanie skrzydeł	11	33,38	1,675	27	33,38	1,674
10	37,10	,067	17,48	10	ST-SQ	skręcanie i zginanie skrzydeł, wychylenie klap i lotek	14	40,26	7,051	32	40,26	7,002
11	38,78	,022	5,222	40	SHZ	zginanie statecznika poziomego w pł. cięciw	13	38,78	4,810	30	38,78	4,808
					SH+SR	zginanie statecznika poziomego i końca kadłuba, skręcanie skrzydeł	15	46,72	16,07	34	46,72	16,08
12	47,70	,007	4,447	35	SHT+SR	skręcanie steru wysokości, zginanie końca kadłuba	16	52,34	2,343	36	52,34	2,304
13	63,41	,031	2,834	49	SKT	skręcanie i zginanie klap	17	58,25	2,057	38	58,25	2,056
						wyższe skręcanie skrzydeł	18	69,12	6,545	40	69,12	6,545
14	65,14	,025	7,515	16		skręcanie statecznika poziomego	19	79,93	1,707			
						zginanie lotek, wyższe skręcanie skrzydeł	20	80,47	6,523			
						skręcanie lotek						
-	-	-	-	-		podłużne przemieszczenie samolotu sztywnego	1	0,0	880,4	1	0,0	849,3
16	0,0	,000	878,8			pionowe przemieszczenie samolotu sztywnego	2	0,0	880,4	5	0,0	870,6
17	0,0	,000	57,29			pochylanie samolotu sztywnego	3	0,0	52,04	7	0,0	57,53

Numer pomiaru jest numerem identyfikującym postać rezonansową w sprawozdaniu [5]. Niemierzalne postacie ruchu układów sterowania określono ręcznie i oznaczono numerami >80. Wzajemnie ortogonalne postacie ruchu samolotu jako bryły sztywnej są w war. 210 dodawane automatycznie. Znaki „+” i „-” w opisie postaci oznaczają odpowiednio, że drgania są w fazie, względnie w przeciwfazie.

Tabele 3. i 4. zawierają masy uogólnione wyznaczone przy umowie, że maksymalne przemieszczenie punktu drgającego samolotu wynosi 1 metr. Dla postaci zmierzonych podano współczynnik $g_j = 2 \alpha_j$, gdzie α_j jest współczynnikiem tłumienia wewnętrznego zmierzonym w [5].

Tab. 4. Porównanie obliczonych drgań własnych z częstościami i postaciami rezonansowymi – drgania antysymetryczne

Postacie zmierzone, przetworzone (wariant 210)					Opis postaci wg DLR	Opis postaci drgań	Postacie obliczone					
nr	f [Hz]	g	m [kgm ²]	numer pomiaru			model półokwowy			model dwustronny		
							nr	f [Hz]	m [kgm ²]	nr	f [Hz]	m [kgm ²]
1	.100	.100	6,595	81	QRu	wychylenie lotek wraz z całym układem sterowania	2	0,0	5,608	3	0,0	5,607
						przechylenie siłnika względem reszty samolotu (postać nie została zmierzona prawdopodobnie wskutek dużego tłumienia)	5	6,764	120,1	9	6,764	120,1
2	7,739	.013	6,433	6	RT1	skręcanie kadłuba z przechyleniem usterzenia	6	7,995	7,123	10	7,994	7,118
3	11,33	.037	11,39	14	AR1	boczne zginanie kadłuba	7	10,72	9,929	12	10,69	9,879
4	12,69	.062	1,407	24	ASR	wychylenie steru kierunku (układ sterowania zablokowany wskutek fuzji)	8	12,67	1,200	13	12,67	1,201
5	13,69	.038	78,80	41	AR1M	odchylenie siłnika, boczne zginanie kadłuba	9	13,61	59,88	15	13,61	59,80
6	15,66	.038	35,45	3	A1	3-węzłowe zginanie skrzydeł, wychylenie steru kierunku	10	15,26	20,08	16	15,26	20,08
7	17,42	.029	13,78	13	AR-AHZ	odchylenie usterzenia poziomego z przeciwnym zginaniem kadłuba i statecznika pionowego	11	17,85	17,17	18	17,85	17,18
8	18,37	.051	27,77	4	A1-RT	3-węzłowe zginanie skrzydeł – skręcanie kadłuba, nozycowe zginanie usterzeń, w postaci obliczonej także wychylenie klap	12	20,48	6,039	21	20,48	6,017
9	20,80	.031	2,890	48	AK	antysymetryczne wychylenie klap	13	21,43	4,226	22	21,43	4,218
10	23,75	.038	12,62	12	AZ	odchylenie skrzydeł, zginanie statecznika pionowego	15	26,67	11,39	25	26,67	11,39
11	25,44	.069	1,392	32	AQ	wychylenie lotek przeciwnie do ruchu wolantów (układ sterowania działa jak sprężyna)	14	25,44	1,406	24	25,44	1,406
12	28,65	.026	9,596	20	AR1	skręcanie steru wysokości, zginanie końca kadłuba						
13	34,14	.035	13,61	5	AZ-AQ	5-węzłowe zginanie skrzydeł – wychylenie klap i lotek (przeciwnie do zginania)	16	32,21	37,98	26	32,21	37,43
14	35,96	.010	2,123	17	AHT	skręcanie steru wysokości	17	35,31	2,325	28	35,31	2,313
15	39,51	.039	13,79	9	AT-AQ	skręcanie skrzydeł – wychylenie klap i lotek	18	39,44	12,45	31	39,45	12,46
						zginanie i skręcanie skrzydeł	19	41,16	19,11	33	41,16	18,68
16	55,60	.039	13,63	59	AZ+AO	5-węzłowe zginanie skrzydeł + wychylenie lotek						
17	58,21	.030	3,411	50	AKT+A2	5-węzłowe zginanie skrzydeł + skręcanie klap	20	51,89	13,21	35	51,88	13,27
						skręcanie kadłuba, zginanie usterzenia	21	54,87	11,74	37	54,87	10,11
						zginanie i skręcanie klap	22	60,23	2,479	39	60,23	2,479
18	71,91	.015	7,804	18	AH+ATH	zginanie statecznika poziomego i skręcanie steru wysokości						
19	75,75	.020	4,116	26	AS+ST	zginanie i skręcanie steru kierunku						
20	83,60	.010	8,199	21		skręcanie statecznika pionowego i steru kierunku						
21	83,90	.022	2,897	19		skręcanie statecznika poziomego	23	69,65	1,380			
22	104,8	.030	1,257	31	AQT	skręcanie lotek						
23	0,0	.000	878,8			przenieszczenie boczne samolotu sztywnego	1	0,0	773,7	4	0,0	676,6
24	0,0	.000	42,22			przechylenie samolotu sztywnego	3	0,0	41,36	6	0,0	53,80
25	0,0	.000	88,91			odchylenie samolotu sztywnego	4	0,0	95,91	2	0,0	65,67

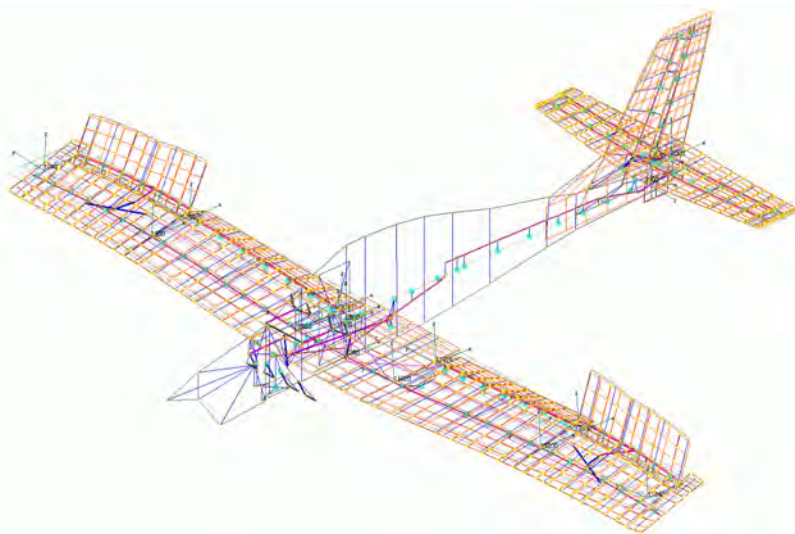
Model obliczeniowy [9] do zgodności z wynikami pomiarów rezonansowych był dopasowywany ręcznie. W [10], Dodatek I, B. Prananta wraz ze współpracownikami z NLR Amsterdam wykorzystali automatyczne procedury dostrajania przekazanego modelu obliczeniowego I-23

do zgodności z wynikami pomiarów rezonansowych. W celu ułatwienia tego zadania autor wyznaczył przemieszczenia węzłów wskazanych przez B. Pranantę we wszystkich wykorzystywanych postaciach rezonansowych [5], za pomocą opisanego w [7] programu GVT2TAU. Ta możliwość wyznaczania przemieszczeń dowolnie wybranych punktów konstrukcji drgającej zgodnie z wybraną postacią rezonansową została później na stałe wprowadzona do opisanego w [13] programu POSTRW służącego do przetwarzania wyników pomiarów rezonansowych w celu ich wykorzystania w obliczeniach flatteru.

Model [9] był wykorzystany przez M. Belardo, CIRA, do obliczeń flatteru samolotu z zadanymi nieliniowościami, Dodatek A, oraz do symulacji próby flatterowej w locie, Dodatek F [10]. Autorka ta z obliczeń flatteru symetrycznego wykonanych za pomocą metodyki wykorzystywanej w CIRA dla modelu odpowiadającego wynikom przedstawionym na rys. 4., uzyskała prędkość krytyczną flatteru E równą 147 m/s TAS , co odpowiada 456 km/h EAS i przypadkowo zgadza się z wartością podaną w tabeli 1. Wykorzystana do porównań przez tę autorkę prędkość krytyczna flatteru E z obliczeń [6], 159 m/s TAS odpowiada prędkości (493 km/h EAS), dla której wykonano rys. 5. postaci flatteru E. Tymczasem prędkość krytyczna flatteru E w obliczeniach przedstawionych na rys. 4. wynosi 472 km/h EAS , co jest wartością tylko o 3,5% wyższą od uzyskanej w CIRA. Flutter E z racji wysokiej prędkości krytycznej wyznaczonej nawet z pominięciem tłumienia wewnętrznego nie ma jednak decydującego znaczenia dla bezpieczeństwa badań samolotu I-23 w locie.

4. OBLICZENIA FLATTERU W SYSTEMIE MSC/NASTRAN

Już po zakończeniu projektu CESAR w Instytucie Lotnictwa wykonano porównawcze obliczenia flatteru w systemie MSC/Nastran [4], na podstawie dwupołówkowego modelu obliczeniowego przedstawionego w poprzednim punkcie. Model ten odpowiada samolotowi podczas pomiarów rezonansowych, przed zmianą wyważenia steru kierunku.



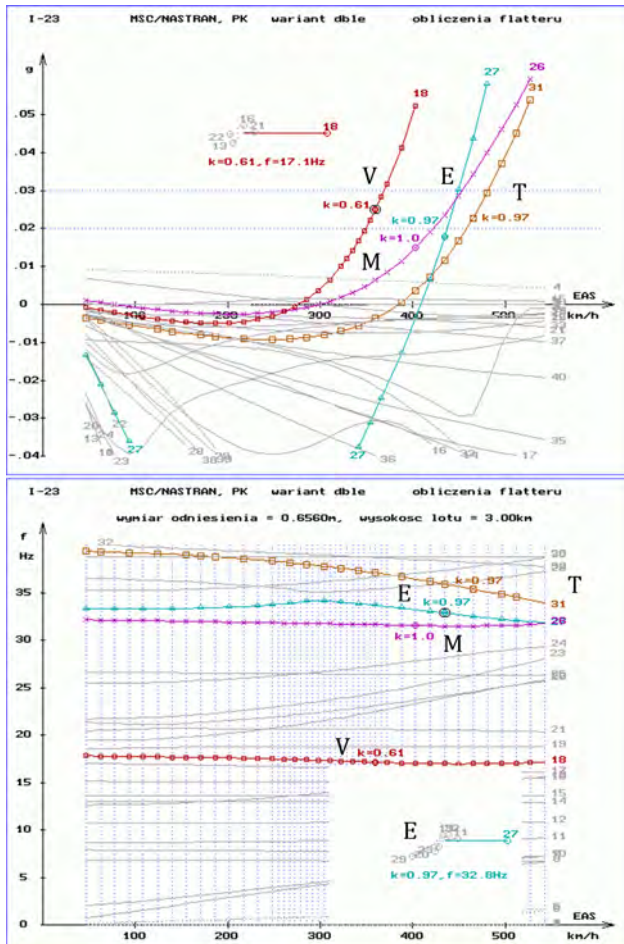
Rys. 9. Model obliczeniowy całego samolotu z elementami aerodynamicznymi.
Postać własna nr 27, częstość 33,38 Hz.

W celu wyznaczenia niestacjonarnych sił aerodynamicznych model obliczeniowy uzupełniono o pokazane na rys. 9. za pomocą pomarańczowych trapezów panele aerodynamiczne

metody *Doublet Lattice*. Praktycznym sposobem sprawdzenia poprawności wyznaczenia przemieszczeń modelu aerodynamicznego za pomocą interpolacji węzłów modelu dynamicznego jest pokazanie przemieszczeń obu składników modelu w kolejnych postaciach drgań własnych.

Siły aerodynamiczne wyznaczano pomijając wpływ ściśliwości powietrza. Wpływ wysokości lotu uwzględniono poprzez gęstość powietrza przyjmując jej związek z wysokością lotu wg atmosfery standardowej.

Obliczenia flutteru wykonano metodą PK [4], bez uwzględnienia modalnych współczynników tłumienia zmierzonych w trakcie pomiarów rezonansowych [5]. Wyniki obliczeń dla wysokości lotu 3000 m zamieszczono na rys. 10.



Rys. 10. Wyniki obliczeń flutteru w systemie MSC/Nastran dla wysokości lotu 3000 m. Pominięto modalne współczynniki tłumienia wewnętrznych.

Literami V (flutter z udziałem wychylenia steru kierunku), E (symetryczny flutter z udziałem wyższego zginania i skręcania skrzydeł oraz wychylenia lotek) i T (antysymetryczne skręcanie skrzydeł z wychyleniem lotek) zaznaczono rozwiązania odpowiadające podobnie oznaczonym rozwiązaniom na rys. 4. i 6.

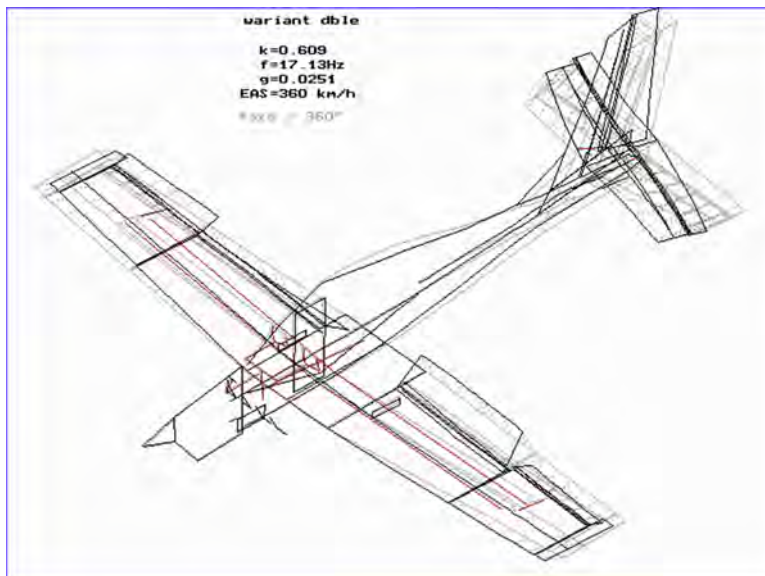
Linia M na rys. 10. reprezentuje 5-węzłowe zginanie skrzydeł z wychyleniem lotek, które na rys. 6. oznaczono numerem 13. Rozwiązanie to nie było widoczne na wykresie $g(V)$, rys. 6.

Prędkości krytyczne najważniejszych postaci flatteru dla trzech wysokości lotu zestawiono w tabeli 5. W przedostatniej kolumnie wpisano tłumienie wewnętrzne, jakie wg obliczeń byłoby niezbędne do uzyskania drgań harmonicznnych przy prędkości $1,2 V_D$, natomiast w kolumnie ostatniej – oszacowany na podstawie wyników pomiarów rezonansowych, realny poziom tłumienia drgań o zbliżonej częstotliwości i postaci. W celu zapewnienia dostatecznego bezpieczeństwa wartość tłumienia z przedostatniej kolumny powinna być mniejsza od wartości z ostatniej kolumny.

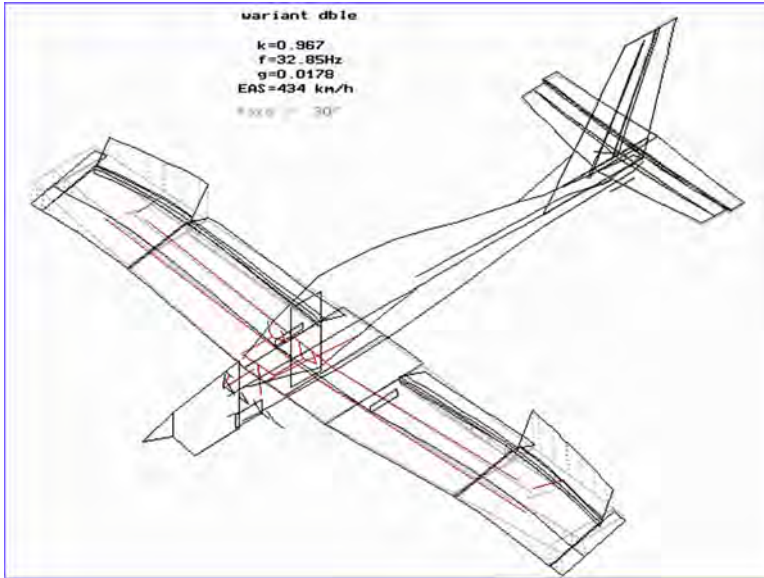
Tab. 5. Zależność prędkości krytycznej flatteru od wysokości lotu w wynikach obliczeń wykonanych za pomocą systemu MSC/Nastran. Wyróżniono prędkości krytyczne mniejsze od $1,2 V_D = 444 \text{ km/h}$ (poza $g=0$).

Postać flatteru	Wysokość lotu	Prędkość krytyczna i częstotaść obliczona przy założeniu:				Tłumienie wewnętrzne niezbędne dla $1,2 V_D=444\text{km/h}$	Realne tłumienie wewnętrzne
		$g_i=0$		$g_i=3\%$			
		EAS, km/h	f, Hz	EAS, km/h	f, Hz		
E	0	412	33,1	453	32,7	0,022	0,06
	3000 m	409	33,1	449	32,7	0,027	
	6300 m	408	33,1	448	32,6	0,028	
T	0	391	36,6	485	35,1	0,014	0,035
	3000 m	384	36,7	481	35,1	0,015	
	6300 m	378	36,9	483	35,0	0,015	
V	0	276	17,4	373	17,13	0,075	0,038
	3000 m	276	17,4	369	17,10	0,086	
	6300 m	277	17,4	367	17,06	0,097	
M	0	304	31,7	466	31,5	0,024	0,035
	3000 m	298	31,7	453	31,5	0,027	
	6300 m	295	31,8	445	31,5	0,030	

Rysunki 11. i 12. przedstawiają postaci flatteru V i E wyznaczone w systemie Nastran. Czerwonymi liniami wyróżniono niektóre elementy układów sterowania.



Rys. 11. Postać flatteru V



Rys. 12. Postać flatteru E

WNIOSKI

Porównanie wyników obliczeń flatteru V zamieszczonych na rys. 6. i w tab. 1. z wynikami obliczeń w systemie Nastran podanymi na rys. 10. i w tab. 5. wskazuje, że obie metody wykazały, iż pierwotne wyważenie steru kierunku nie było właściwe. Widać jednak, że opisana w [14] metoda obliczeń flatteru na podstawie wyników badań rezonansowych być może daje wyniki obarczone przesadnie dużym zapasem bezpieczeństwa i w efekcie zbyt ostre warunki wyważania sterów. Z drugiej jednak strony, korzystając z metody panelowej dostępnej w systemie Nastran, nie sprawdzono poprawności momentów zawiasowych. Autor metody panelowej, W. P. Rodden zaleca stosowanie w niej współczynników korekcyjnych wyznaczonych na podstawie badań w tunelu aerodynamicznym przypadku stacjonarnego.

Znacznie lepszą zgodność wykazują prędkości krytyczne flatteru E wyznaczone różnymi metodami. Dla wysokości lotu 3000 m, pomijając tłumienie wewnętrzne uzyskano z obliczeń [6], rys. 6. i tab. 1. prędkość krytyczną 472 km/h EAS. M. Belardo w cytowanych obliczeniach wykonanych w CIRA na podstawie modelu [9] uzyskała prędkość krytyczną flatteru E równą 456 km/h EAS. W obliczeniach przedstawionych na rys. 10. i w tab. 5. analogiczna prędkość wynosi 409 km/h.

Z porównania tabeli 1. i 5. wynika ponadto, że z obliczeń w systemie Nastran uzyskano nieco niższe prędkości flatteru E i T, natomiast drgania M były w obliczeniach [6] znacznie silniej tłumione.

Na podstawie wymiany doświadczeń z pozostałymi uczestnikami projektu CESAR można stwierdzić, że w analizie flatteru samolotów dużych i w zamierzeniu przeznaczonych do produkcji w długich seriach rzadko stosuje się w bezpośredni sposób wyniki pomiarów rezonansowych, natomiast służą one do weryfikacji modeli obliczeniowych MES. Bezpośrednie wykorzystanie postaci rezonansowych jest jednak celowe do obliczeń flatteru konstrukcji niskokosztowych, szybowców i obiektów ultralekkich, dla których budowa i weryfikacja modelu obliczeniowego byłaby zbyt kosztowna i długotrwała.

Trzeba przyznać, że prosty model belkowy zweryfikowany badaniami rezonansowymi, jakkolwiek często dobrze oddaje fizyczny sens drgań za pomocą ograniczonej liczby stopni swobody, z trudem nadaje się do symulacji tych zmian konstrukcyjnych, które wymagają zmiany danych sztywnościowych. Wady tej nie mają modele wiernie modelujące szczegóły konstrukcji. Jednak są to modele o dużej liczbie stopni swobody a ich tworzenie jest kosztowne, zwłaszcza dla starszych konstrukcji, nie posiadających dokumentacji w nowoczesnej formie.

Większość partnerów podawała wyniki obliczeń flutteru wykorzystując prędkość rzeczywistą (*TAS*). Autor jest zdania, że ze względu na możliwość ewentualnych nieporozumień z wykonawcami badań w locie, wyniki wykonywanych dla różnych wysokości lotu obliczeń flutteru samolotów, (dla których ściśliwość powietrza nie odgrywa istotnej roli, w przeciwnym razie ważna jest także wartość liczby Macha) należy podawać z wykorzystaniem prędkości równoważnej, *EAS*. Dodatkowym argumentem jest tutaj fakt, że krytyczna prędkość flutteru *EAS* zazwyczaj mniej zależy od wysokości lotu, niż krytyczna prędkość flutteru *TAS*.

W przeszłości obliczenia flutteru całego samolotu były zazwyczaj wykonywane z wykorzystaniem symetrii samolotu, co uzasadniało wykorzystanie modelu obejmującego połowę samolotu i powodowało skrócenie czasu obliczeń kosztem pracochłonności ich wykonawcy. Obecnie ograniczenia mocy obliczeniowej przestają mieć decydujące znaczenie i warto docenić zalety modeli pełnych, które umożliwiają analizę przypadków niesymetrycznych a dla samolotów symetrycznych umożliwiają jednoczesne obliczenia flutteru symetrycznego i antysymetrycznego.

Rozwój komputerów i metod obliczeniowych sprawia, że obliczenia flutteru mogą być wykonywane nie tylko sposobem klasycznym, czyli w dziedzinie częstości, lecz także w dziedzinie czasu. Umożliwia to zastosowanie dowolnie skomplikowanych modeli aerodynamiki. Ze względu na czasochłonność i koszt obliczeń a także konieczność zbadania wielu konfiguracji początkowych metody te mogą znaleźć praktyczne zastosowanie na razie raczej tylko do weryfikacji newralgicznych przypadków wytypowanych drogą klasycznych obliczeń flutteru lub symulacji badań flutterowych w locie.

BIBLIOGRAFIA

- [1] M. Nowak, W. Potkański, „Metodyka analizy flutteru samolotów lekkich”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 65, Warszawa 1976
- [2] Zestaw programów JG, Praca wykonana na zlecenie OBR SK w Mielcu, IPPT PAN, Zakład Mechaniki Cieczy i Gazów, kier. zespołu – Miron Nowak, Warszawa.
- [3] W. Potkański, K. Kotowska-Warzecha, M. Mamuszka, Z. Wróblewska, J. Warzecha, W. Chajec, Zestaw programów JG2, Mielec 1983 r. (z późniejszymi uzupełnieniami z roku 1984 i 1986).
- [4] W. P. Rodden, E. H. Johnson, MSC/Nastran v.68. Aeroelastic Analysis, Los Angeles 1994.
- [5] Z. Lorenc, Próby rezonansowe samolotu I-23, Laboratorium Badania Drgań Instytutu Lotnictwa, sprawozdanie 62/BW-W3/98, grudzień 1998.
- [6] W. Chajec, Analiza flutteru samolotu PZL I-23 na podstawie pomiarów rezonansowych, styczeń 1999
- [7] W. Chajec, GVT2TAU Program Description (praca wykonana w ramach projektu europejskiego TAURUS), 2004 r.
- [8] W. Chajec, Aeroelastic Reference Model of I-23 – Flutter Calculations Based on GVT Results, PZL Mielec, CESAR-Report, 2008.
- [9] W. Chajec, Right-side and Double-side Beam-like Models of I 23 Aircraft for Normal Modes Calculation in the MSC.NASTRAN, CESAR-Report, Instytut Lotnictwa, 2009.

- [10] CESAR – Cost-Effective Small AiRcraft. Integrated Project. Official Deliverable No. D 2.5.1/2-3: Final Report on Optimized Analytical and Experimental Approaches and Improved Methods for Reliable and Fast Prediction of Aeroelastic Stability, 2010.
- [11] W. Wiśniowski, Badania rezonansowe obiektów latających – metody i analiza wyników, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 209, (7/2010).
- [12] W. Chajec, Wykorzystanie pomiarów rezonansowych do analizy flutteru po zmianie rozkładu masy, praca doktorska, Warszawa, 2011 r.
- [13] W. Chajec, Opis modernizacji programów do obliczeń flutteru na podstawie wyników pomiarów rezonansowych. Programy POSTRW, POSTMW oraz modyfikacja programu RYSR, Opracowanie wewnętrzne Instytutu Lotnictwa 15/BU/2010.
- [14] W. Chajec, T. Seibert, Flutter calculation based on GVT-results and theoretical mass model, IFASD-2011-186, Paryż 2011.

WOJCIECH CHAJEC

A REVIEW OF THE METHODS OF CALCULATION ANALYSIS OF FLUTTER BASED ON THE I-23 AIRCRAFT

Abstract

The flutter calculation results of the origin version (as during GVT) of the PZL I-23 four-seat, piston composite aircraft are presented. The flutter computations were made by several methods, for comparison. Before flight flutter tests the flutter calculation based on GVT results was made (1998). In 2008 the I-23 aircraft was selected in the CESAR European project, Task 2.5. as a demonstrator for comparison of several methods of computational aeroelastic simulation. The goal of CESAR project was a cost effective analysis methods of the small aircraft for design, development and certification. The data and results of GVT and flutter calculations were done for CESAR partners. Based on these, they made their own analysis using several methods. It was an occasion to make a summary of the participation of the Institute of Aviation in the CESAR, Task 2.5, presentation of used methods, comparison of results and conclusions.