

Wojciech Chajec, Instytut Lotnictwa, CBMK
Wojciech.Chajec@ilot.edu.pl, chajec@rz.home.pl

Podejście modalne w analizie flutteru płatowców

Na podstawie prezentacji:

Wojciech Chajec, Adam Dziubiński: **"Modal approach
in the fluid-structure interaction
applied to aerodynamic flutter analysis"**,

PCM-CMM-2015 – 3rd Polish Congress of Mechanics & 21st Computer Methods in Mechanics
September 8th –11th 2015, Gdańsk, Poland

The paper contains some results of computation, that were supported by Polish Ministry of Science and Higher Education in 2009..2012 as the research project No. 2224/B/T02/2009/37

Modal approach to structural part of the problem

It is assumed that the structure's movement (a vector function of the both, time and localization) is done by following expression:

$$\mathbf{u}(t, \mathbf{r}) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r}),$$

where

n - is number of modes,

$q_i(t)$ - is a unknown scalar function of time,

for the frequency domain formulation: $q_i(t) = Q_i e^{(d+j)\omega t}$,

\mathbf{r} - is the vector that identified the point of structure, and

$\boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r})$ - is i -th mode shape.

Limitations:

- *Linear structure with small damping*
- *Proportional damping distribution (without any big discrete damper)*
- *Low modal density (sufficient frequency distances between normal frequencies).*

Orthogonality of the modes

The modal mass matrix is defined as:

$$m_{ij} = \int \boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r}) \cdot \boldsymbol{\varphi}_j(\mathbf{r}) \rho dV \quad i, j = 1, \dots, n$$

where ρ is the object density.

For free (unsuported) aircraft the modes $\boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r})$ includes:

- *Rigid body modes. They can be selected as mutually orthogonal.*
- *Modes in which control system acts as a mechanism (if they exist).*
- *Normal vibration modes.*

The normal modes should be mutually orthogonal and orthogonal to rigid body modes (zero momentum variation contitions).

The modal mass matrix m_{ij} is diagonal, even unitary, if modes are normalized.

The vibration mode shapes and its frequencies can be determined using the **numerical FEM model** of structure, or by **ground vibration test** (GVT) of real structure.

Equation of motion

Using modal approach, the equations of structure motion can be written as (each mode shape is normalized with respect to unit generalized mass):

$$\ddot{q}_i + c_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = f_i, \quad i = 1, \dots, n$$

where

- i - is the mode number (selected normal modes, control surface modes and rigid body modes are taken into account),
- $q_i(t)$ - is the contribution of i -th normal mode in the resultant motion (modal coordinate),
- c_i - is the damping coefficient (usually no cross mode couplings due to damping are supposed),
- ω_i - circular frequency (zero for rigid body modes);
the term ω_i^2 is the generalized stiffness.
- f_i - generalized aerodynamic forces, determined by fluid dynamics, gyroscopic forces and other forces treated as external.

Generalized forces

The generalized forces can be determined using formula:

$$f_i = \int \boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r}) \cdot \mathbf{F}(\mathbf{r}) dV \quad i = 1, \dots, n$$

where $\mathbf{F}(\mathbf{r})$ is the external forces distribution. It is depending on motion.

The equations of motion system are coupled only by external forces.

They can be determined:

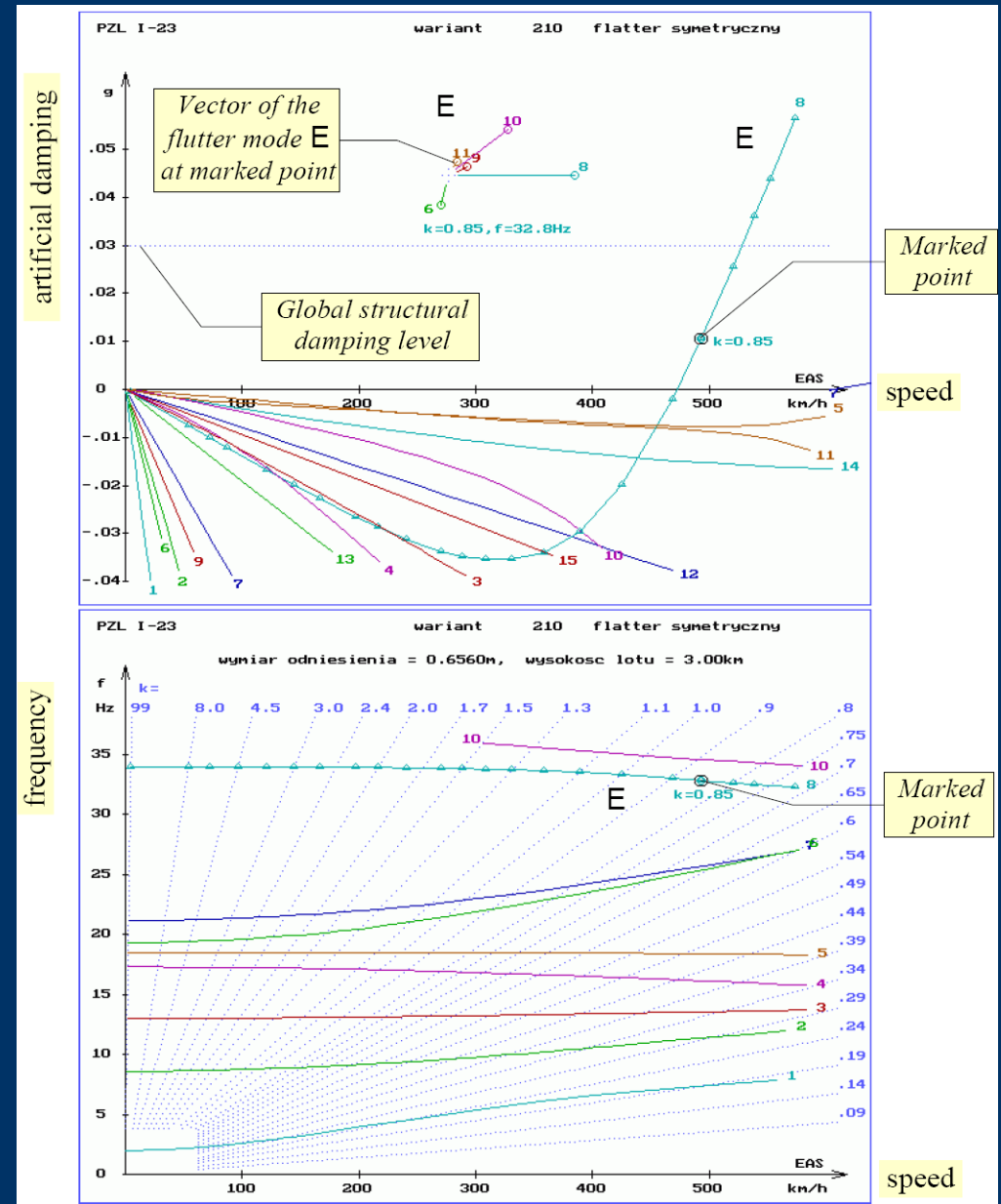
- ❑ For the frequency domain formulation: based on small perturbation linear theory of flow as a complex aerodynamic matrices. They depends on speed, air density, reduced frequency, Mach number, vibration damping ratio, but usually the harmonic vibration for aerodynamic forces is supposed.
- ❑ For the time domain formulation: for each step of integration, based on motion and its history.

Industrial standard: Flutter computation in frequency domain

- Modal structural model (linear).
- Linear unsteady aerodynamics (small perturbances theory) for harmonic vibration
 - in the G method also for damped/increasing vibration .

Flutter computation tools used in the Institute of Aviation:

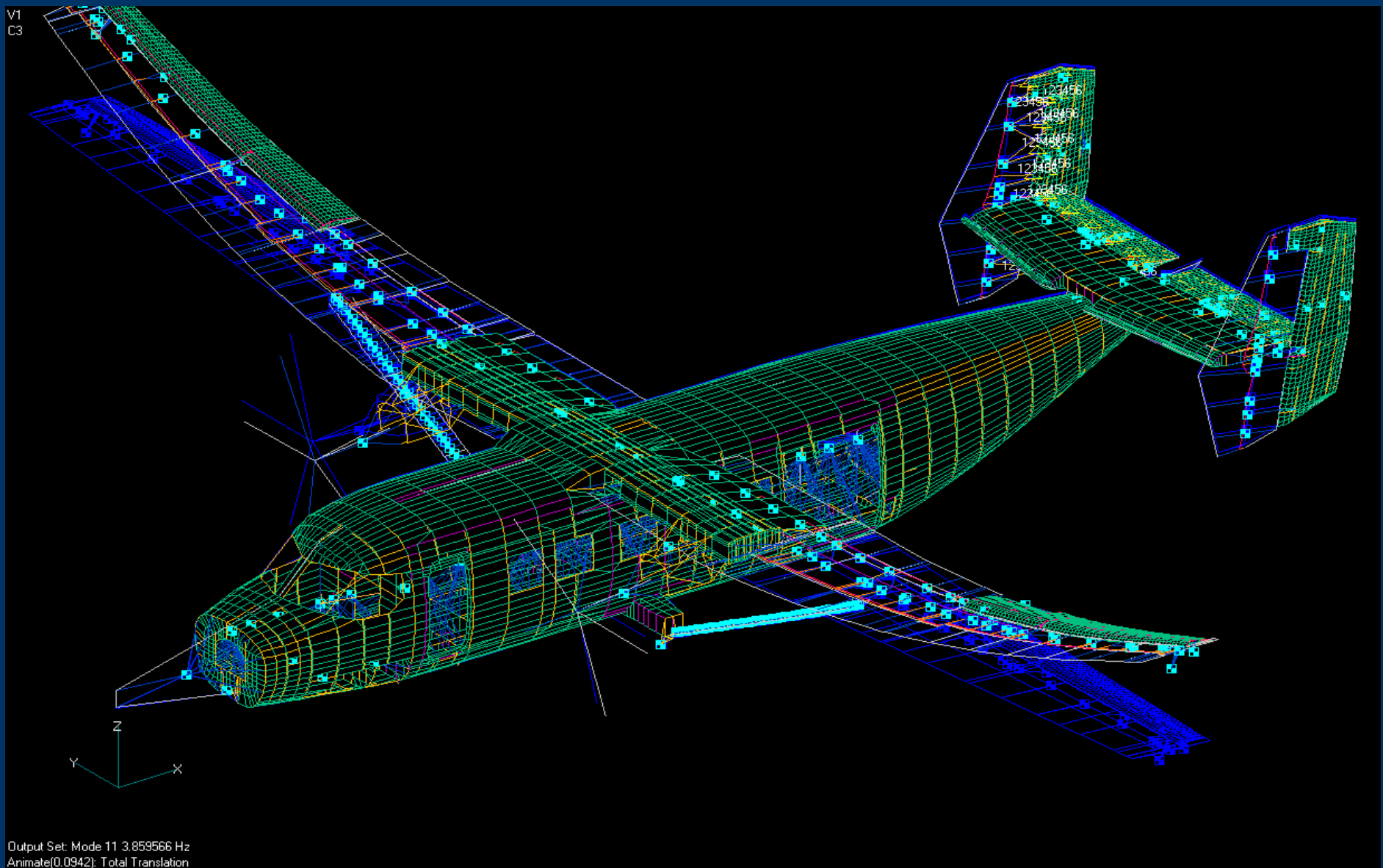
- JG2 software (strip incompressible aerodynamic model, V-g method)
- MSC/Nastran: subsonic strip or Doublet Lattice panel aerodynamic models, supersonic models, K or PK methods of flutter equation solution
- ZONA ZAERO software: advanced aerodynamic models, K and G methods of flutter equation solution
- SAF of Martin Hollmann.



Typical flutter results presentation form

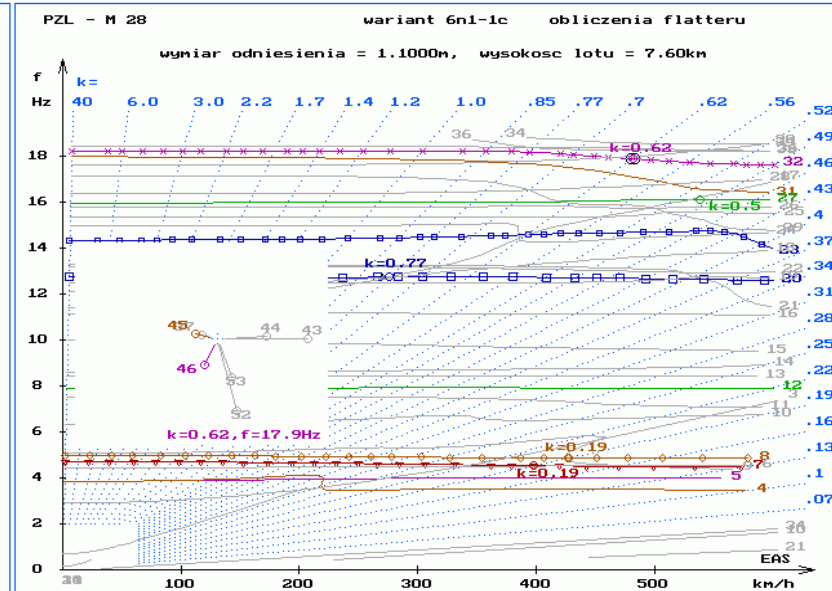
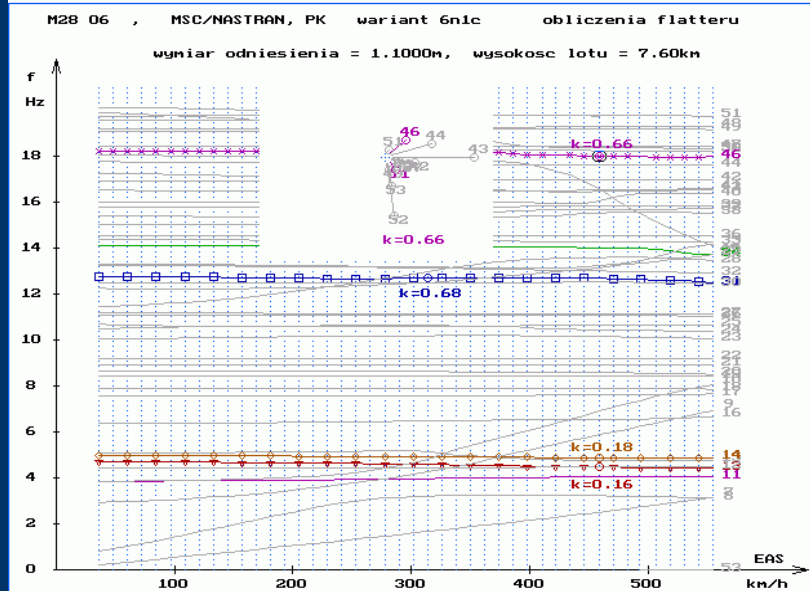
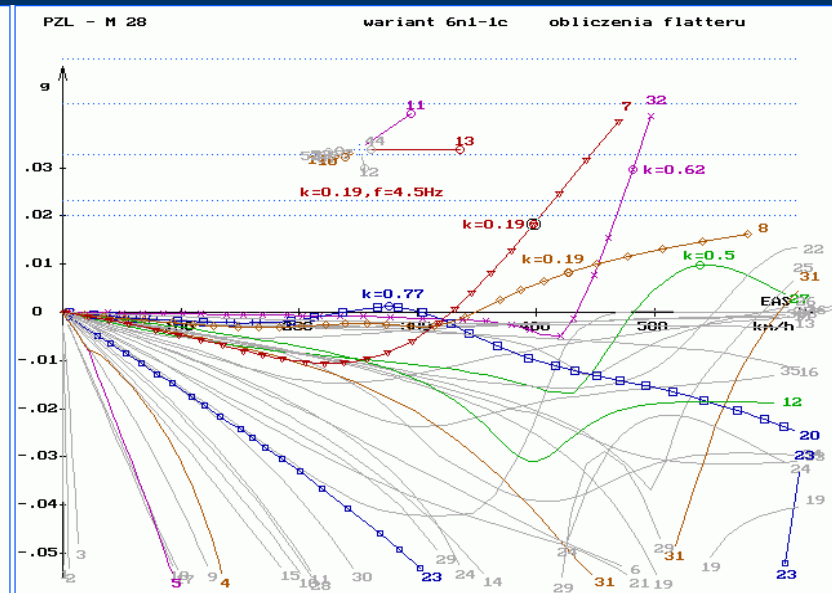
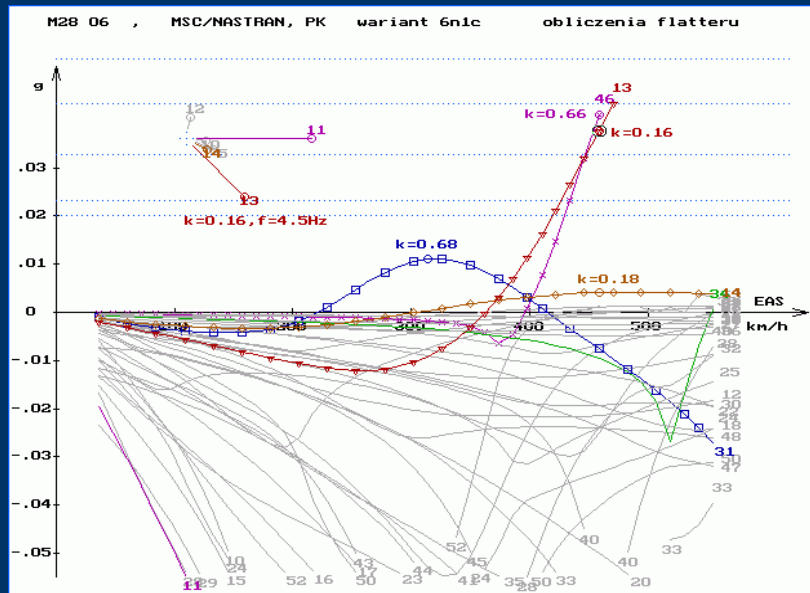
Flutter computation **based on computed normal modes**

Example 1: M28-06 aircraft FEM model in MSC.Nastran



Flutter computation using MSC.Nastran and JG2 (comparison of results)

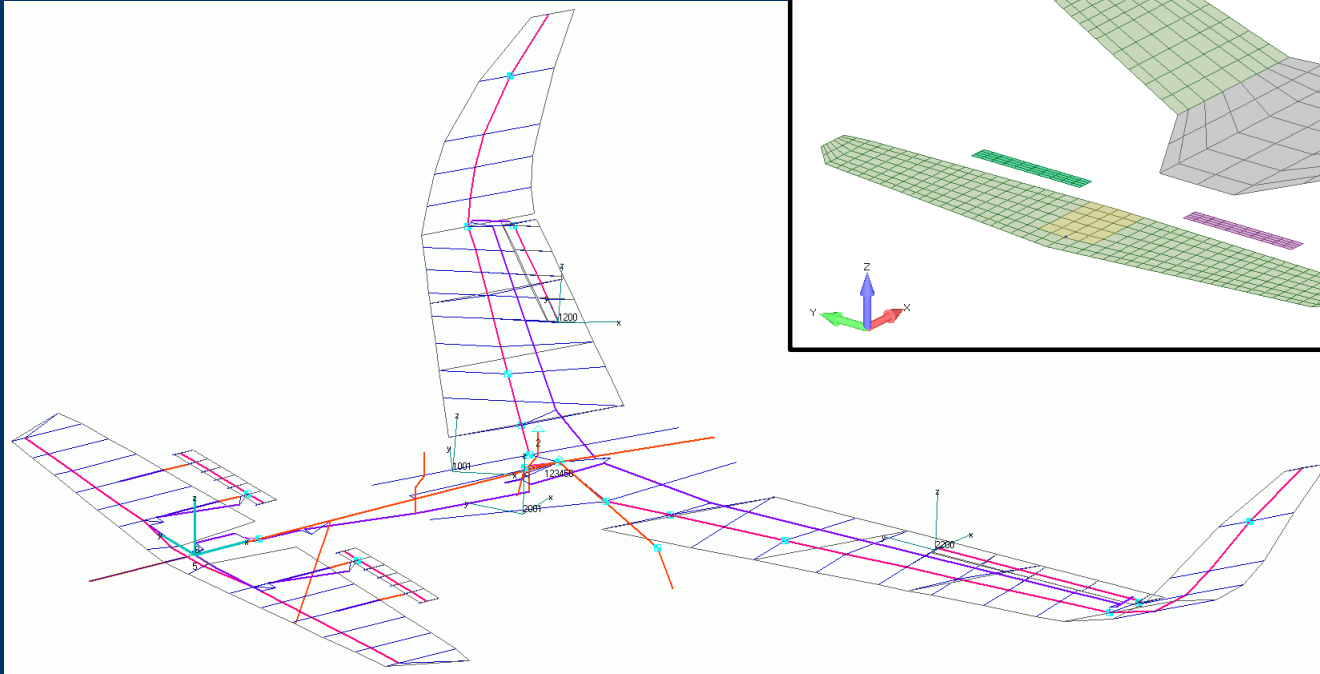
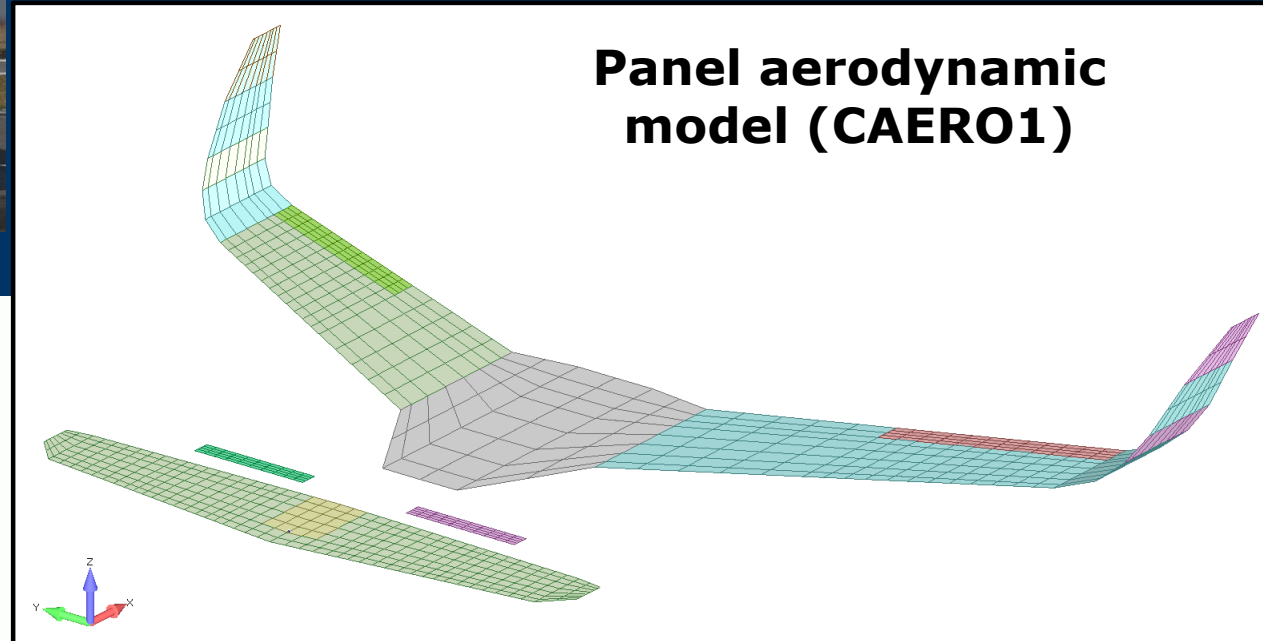
MSC.Nastran (D-L aerodynamic model, PK method)



JG2 (strip aerodynamic theory, V-g method)

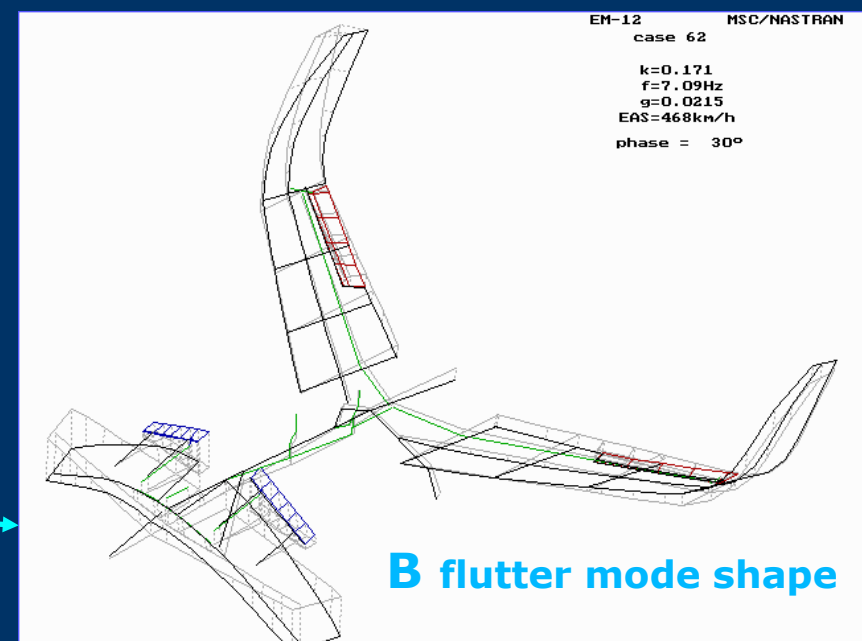
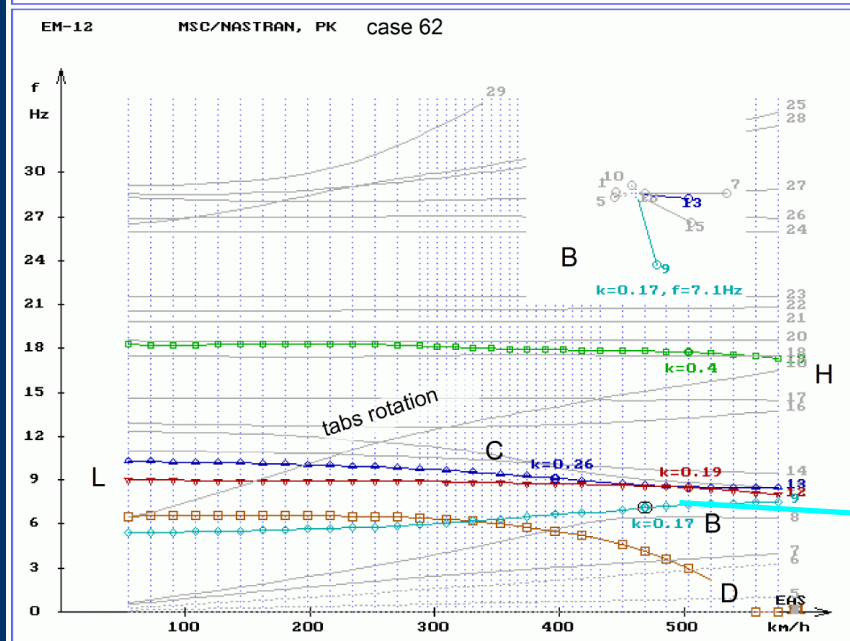
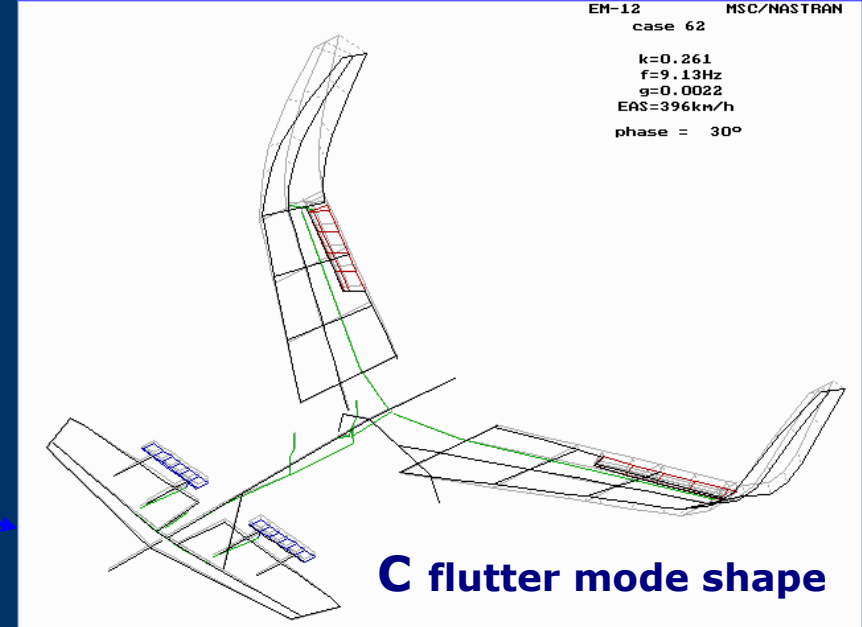
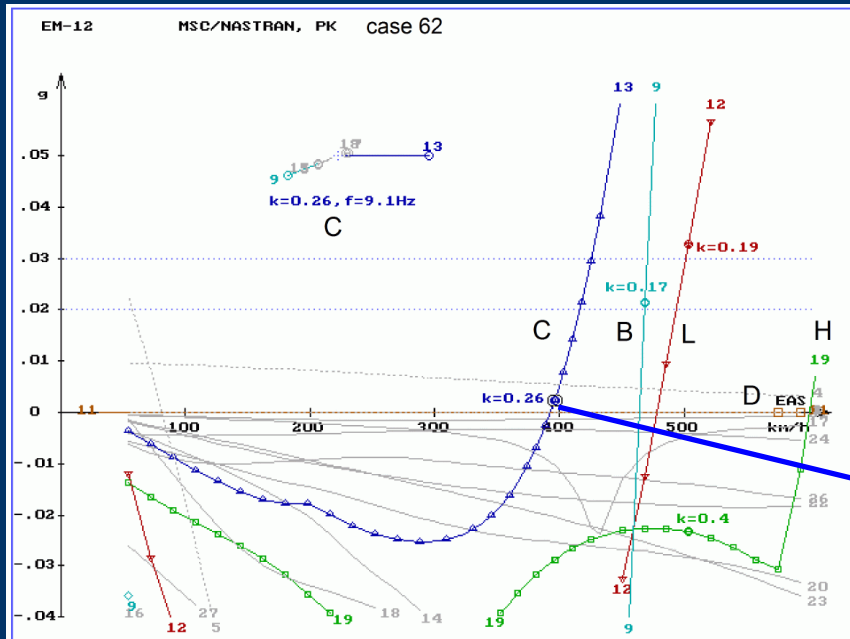
Flutter computation based on computed normal modes

Example 2: EM-12 „Małgosia II” aircraft FEM model in MSC.Nastran



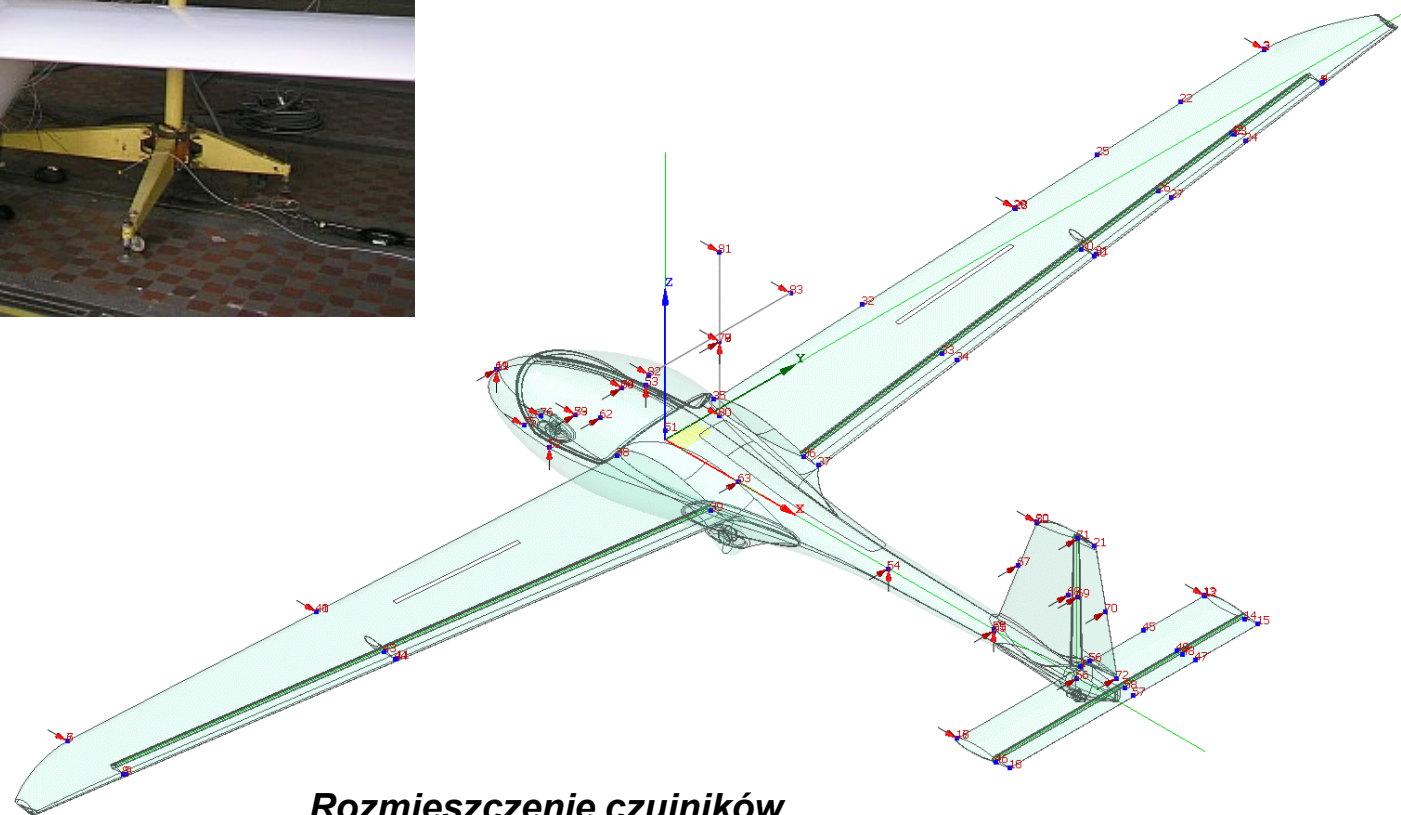
**Beam-like FEM model verified on basis
a simplified GVT results
(control systems are modeled)**

Flutter computation results of free aircraft (basic tabs variant, stick and pedals free) – V_{cr} is sufficiently high





Badania rezonansowe motoszybowca AOS-71 (wrzesień 2011)



Rozmieszczenie czujników

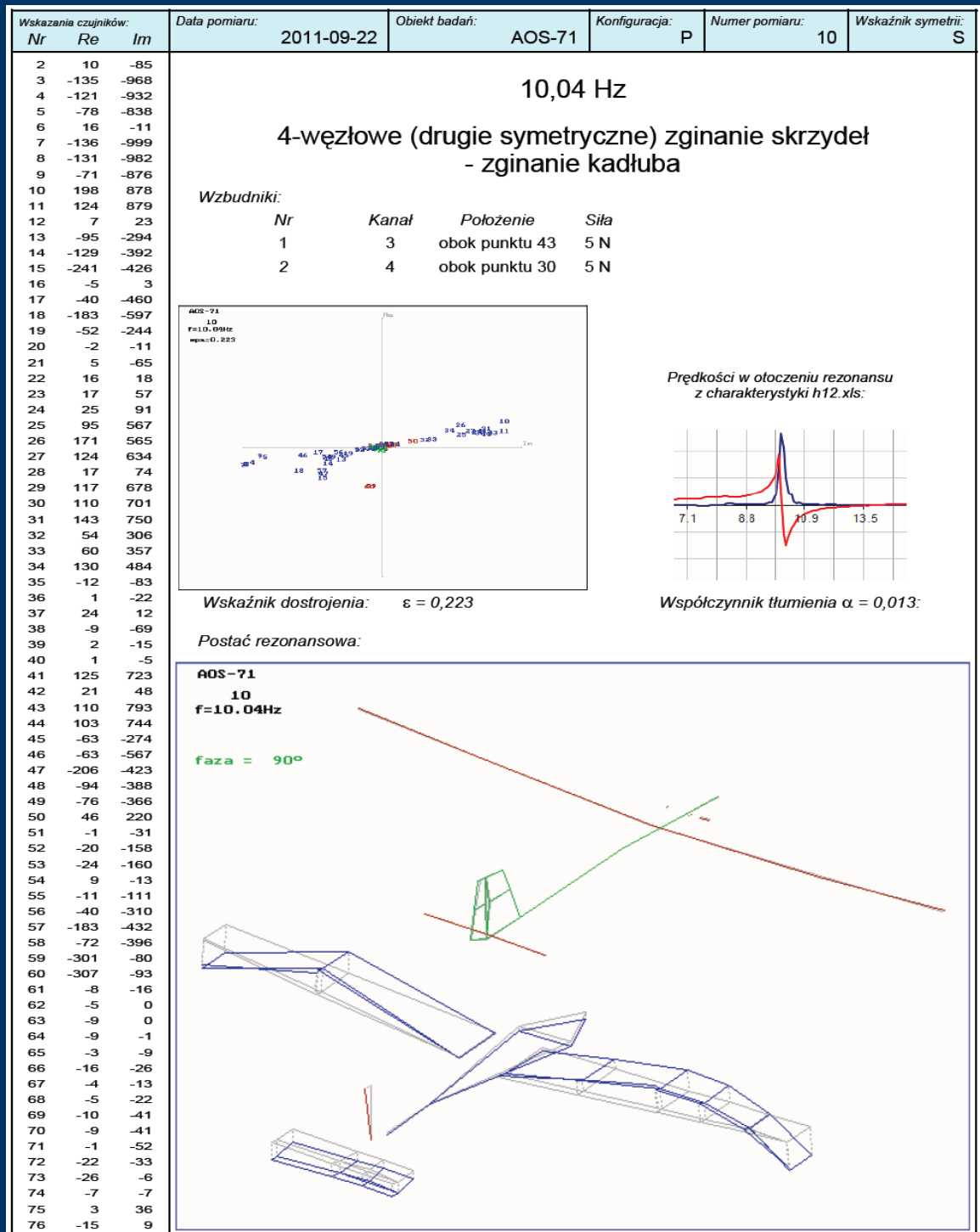
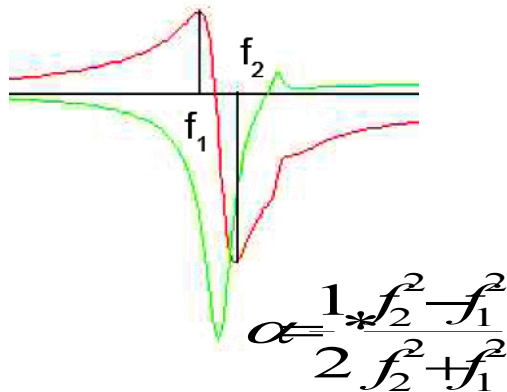


Badania rezonansowe motoszybowca AOS-71



Wybrana postać rezonansowa motoszybowca AOS-71 (napęd schowany)

Wyznaczanie tłumienia

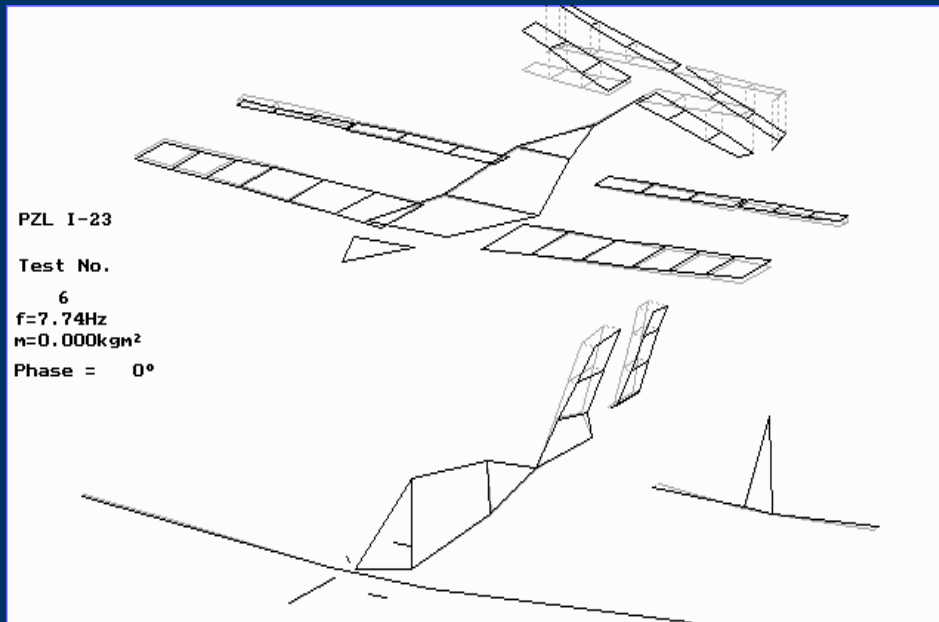


Flutter computation based on measured modes

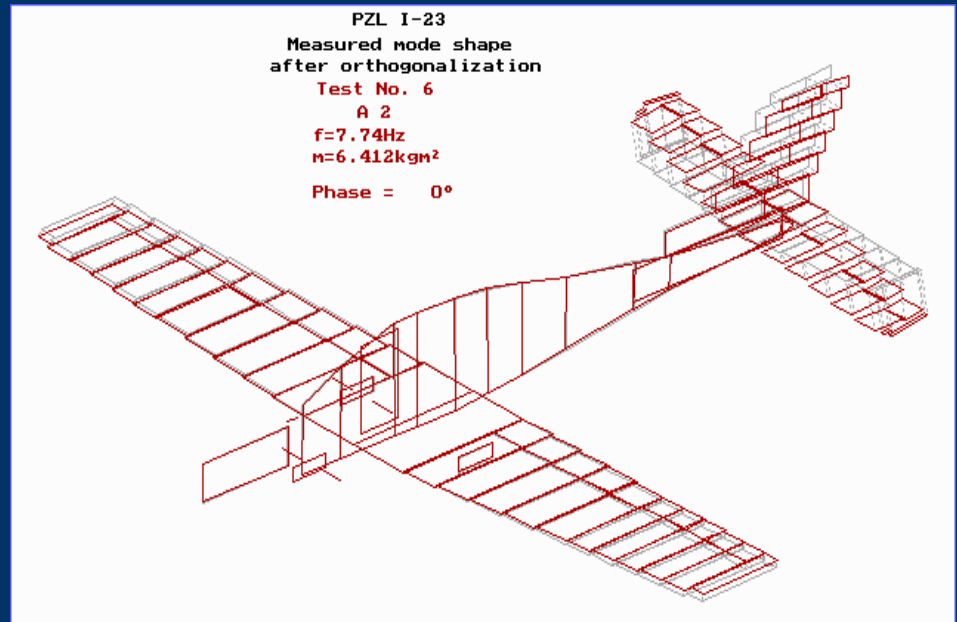
GVT results - for each resonant mode:
mode shape, frequency, damping coefficient, generalized mass

Conversion of GVT results using **JG2 software**:

- automatic creation of rigid body modes
- theoretical mass model used, so the modal mass matrix is computed
- orthogonalization possibility
- the approximate normal modes after mass change can be determined



- GVT mode of I-23 aircraft



- vibration mode after conversion

Obliczenia flatteru samolotu I-23 dwiema metodami:

1. Na podstawie przetworzonych wyników badań rezonansowych (1998 r.)
2. W systemie MSC/Nastran, w oparciu o jedno- lub dwupołówkowy, belkowy model dynamiczny konstrukcji (2011 r.)

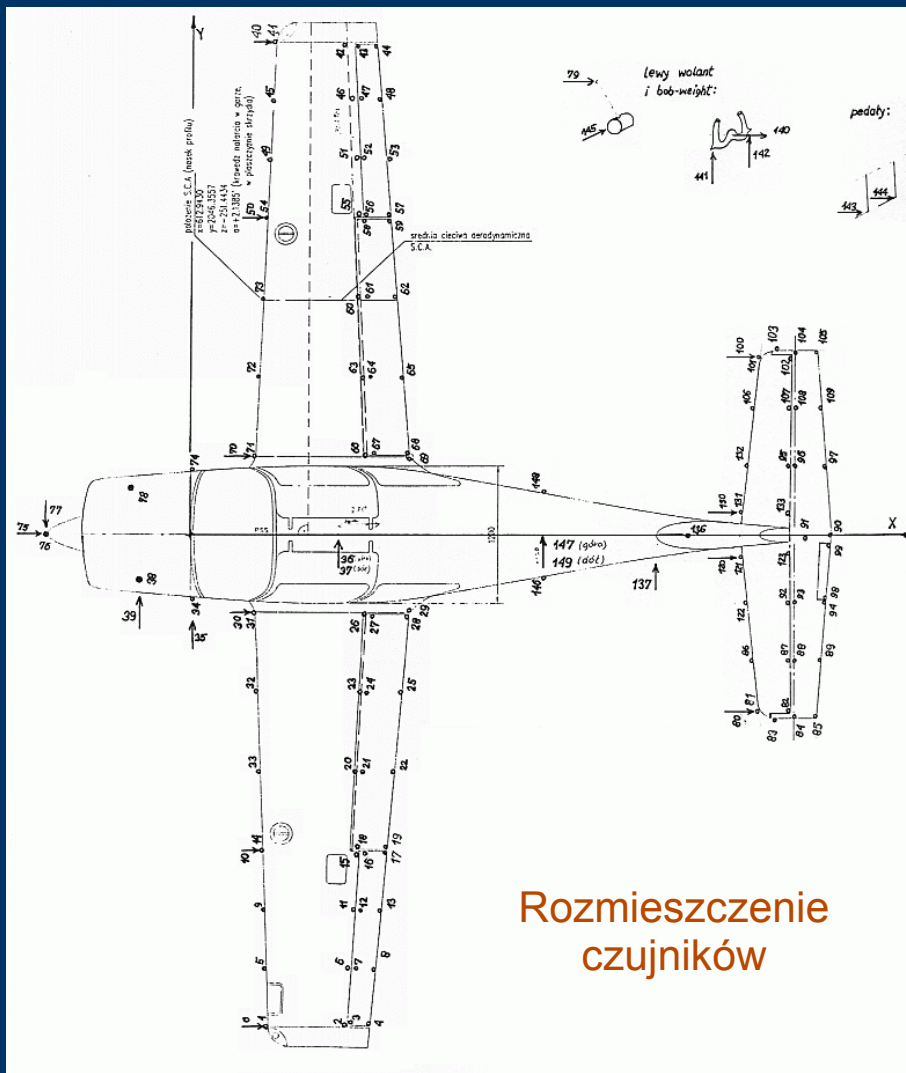
*I-23,
październik
2011 r.*



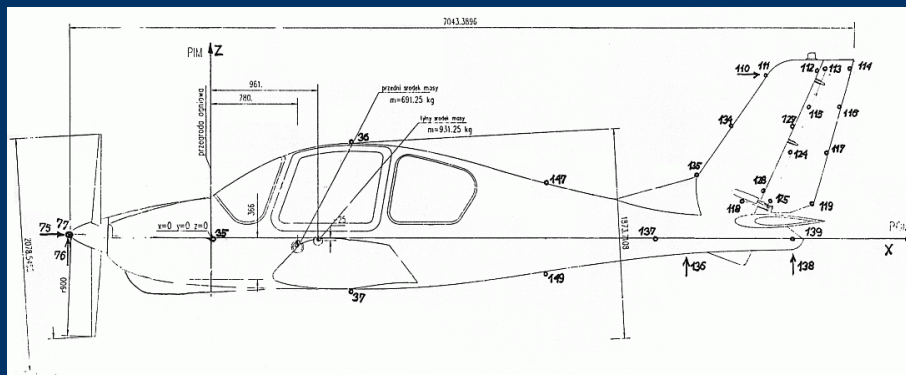
Pomiary rezonansowe samolotu I-23 (1998 r.)



Samolot podczas badań

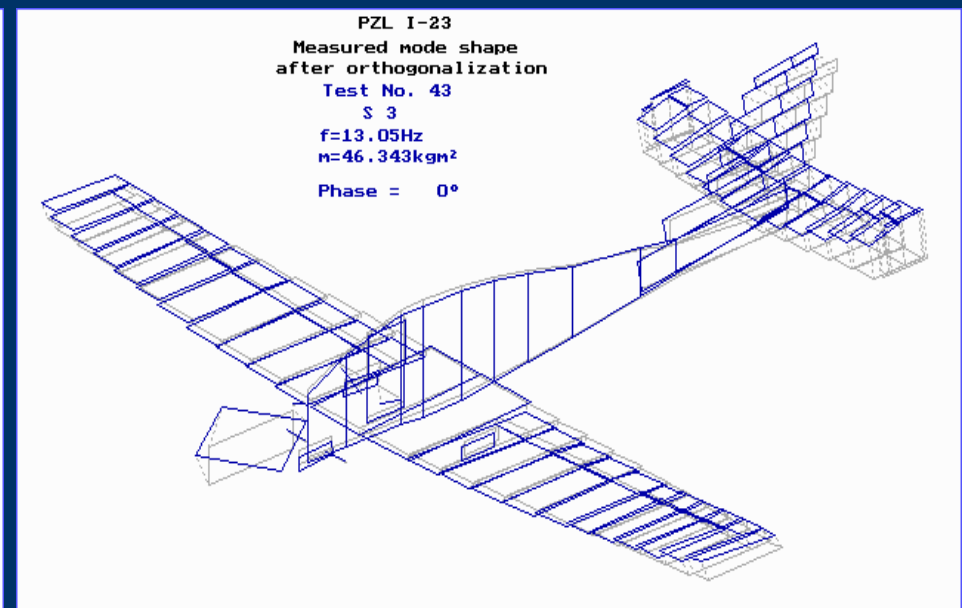
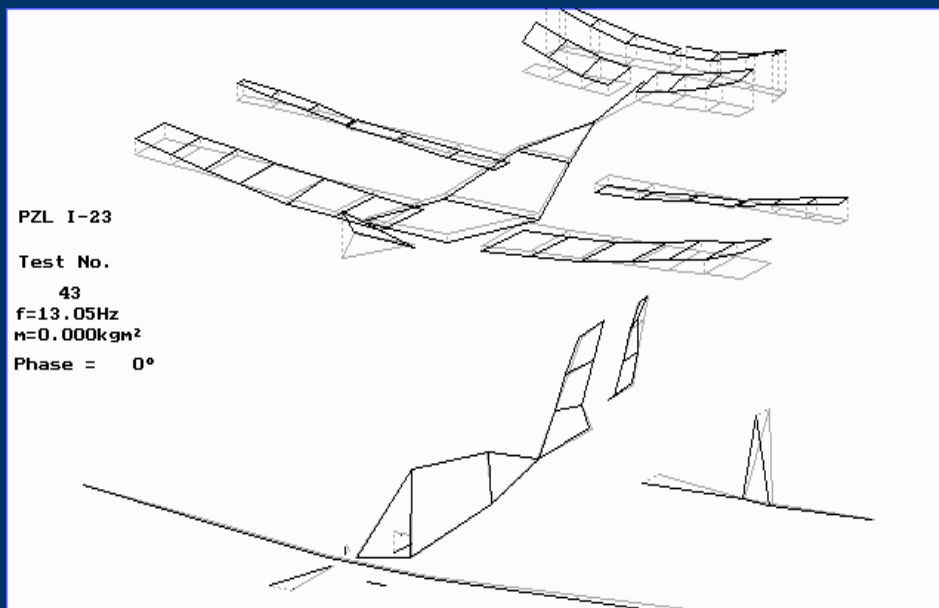
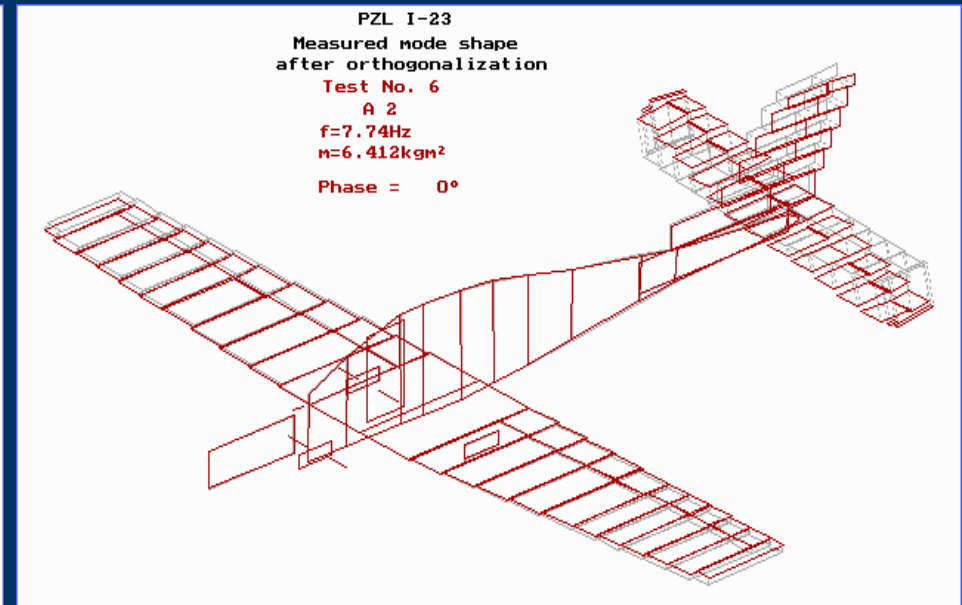
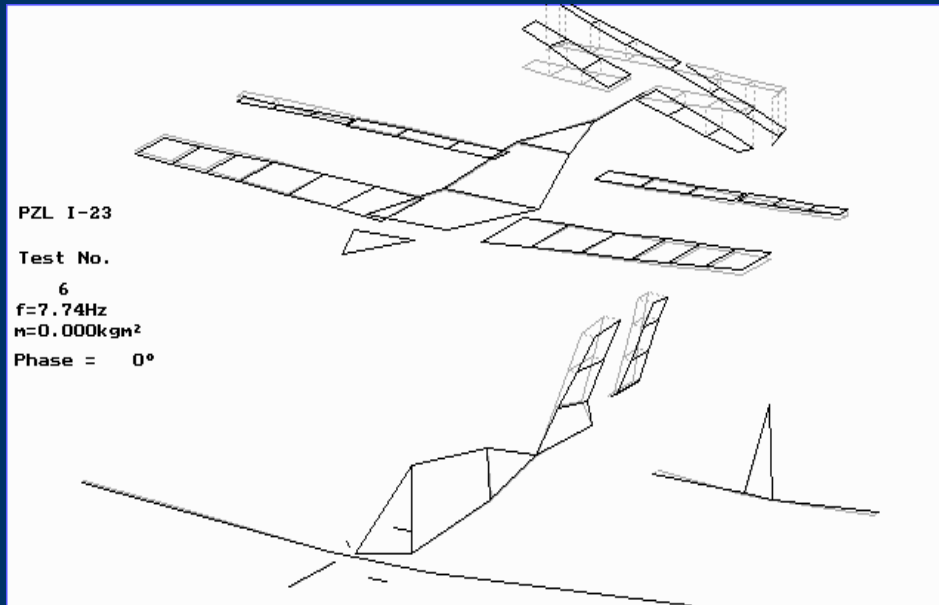


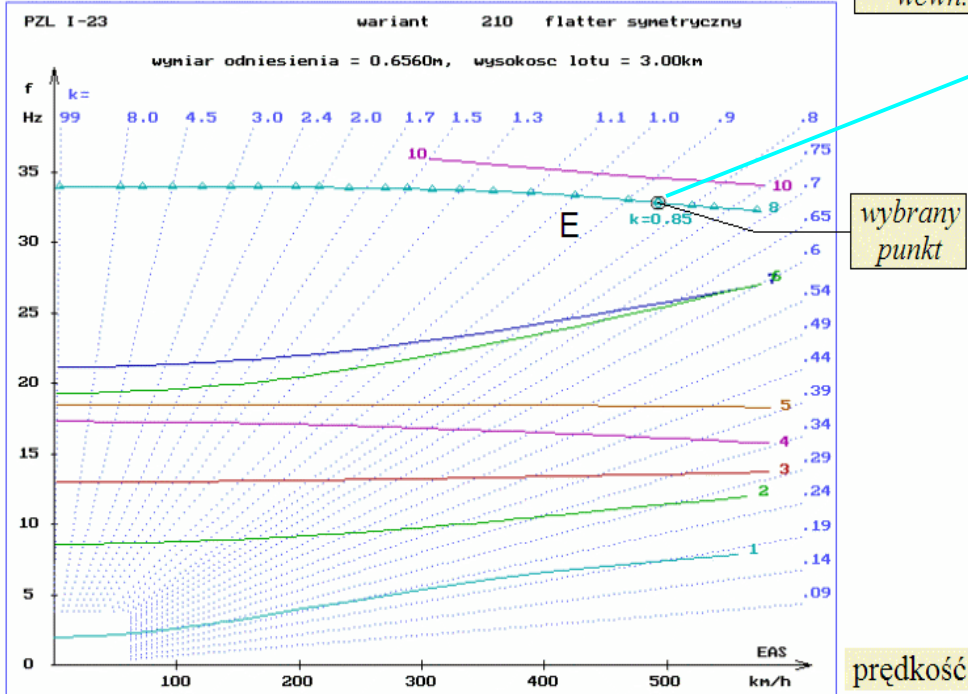
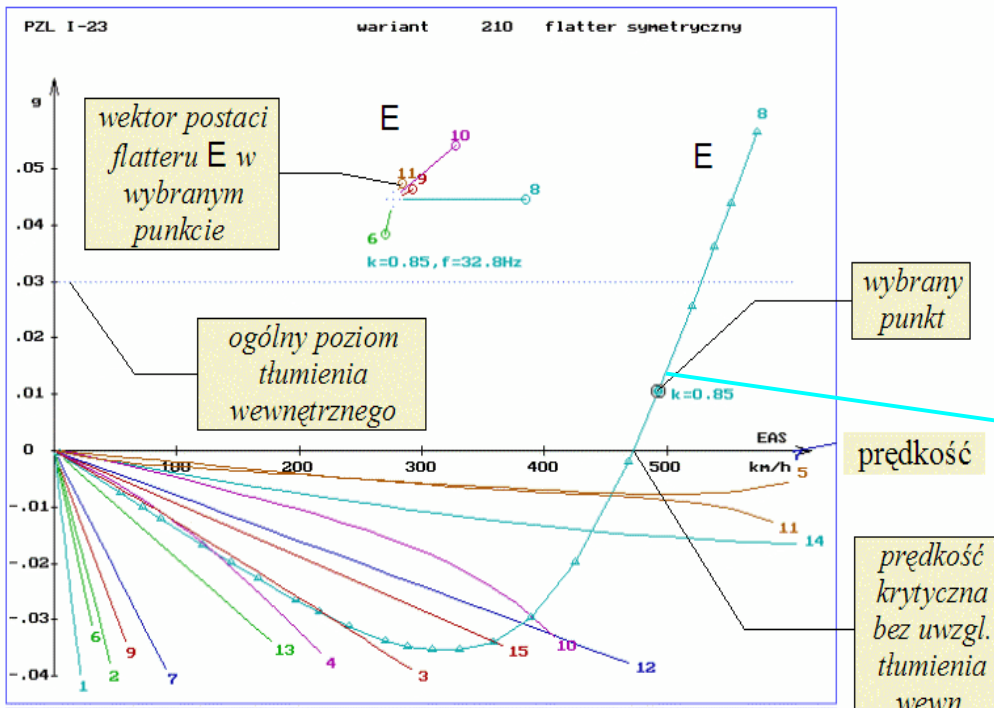
Rozmieszczenie czujników



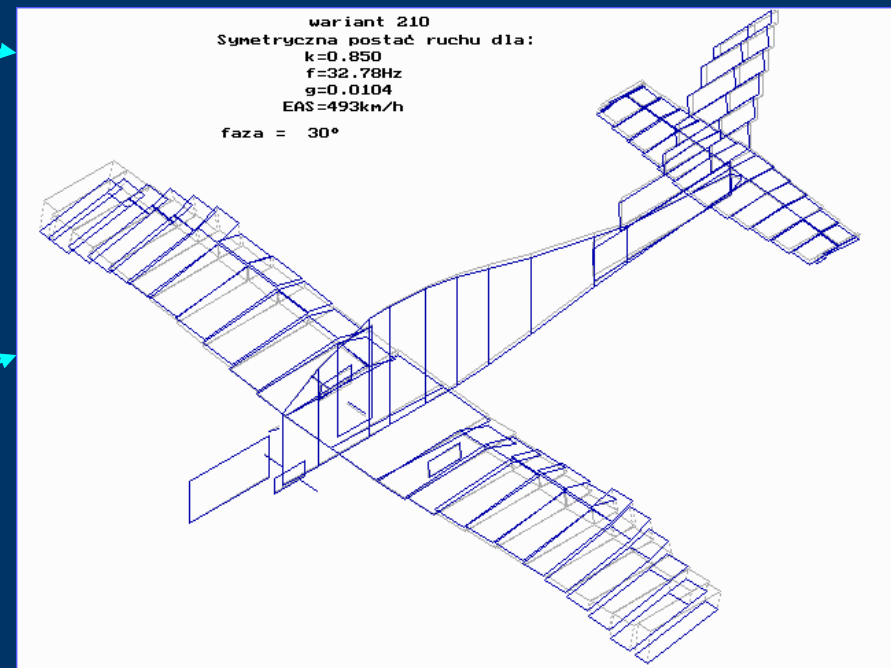
Wykorzystanie postaci rezonansowych do analiz flutteru

Przetwarzanie wyników pomiarów rezonansowych samolotu I-23 - wyniki pomiaru - postać po przetworzeniu



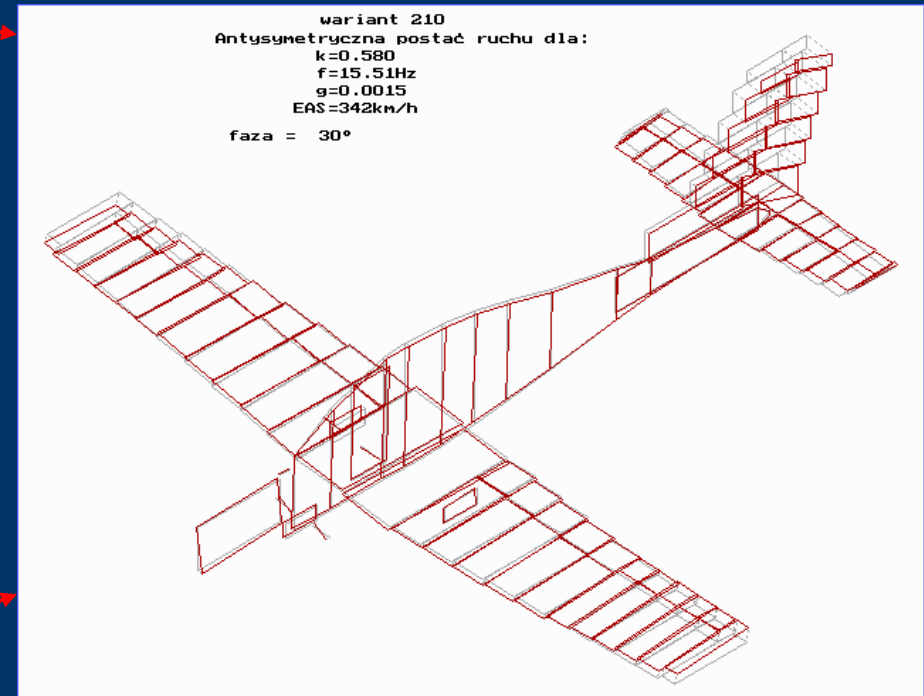
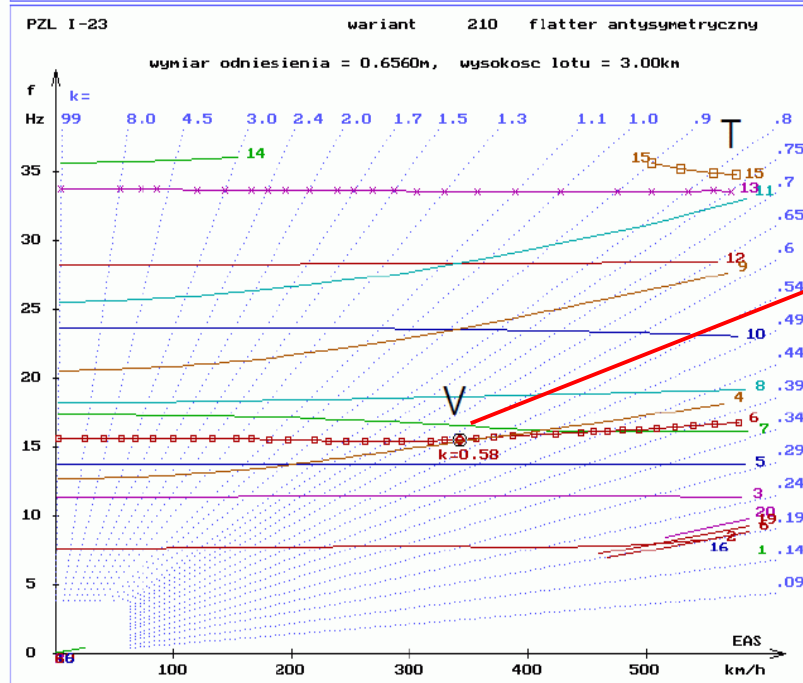
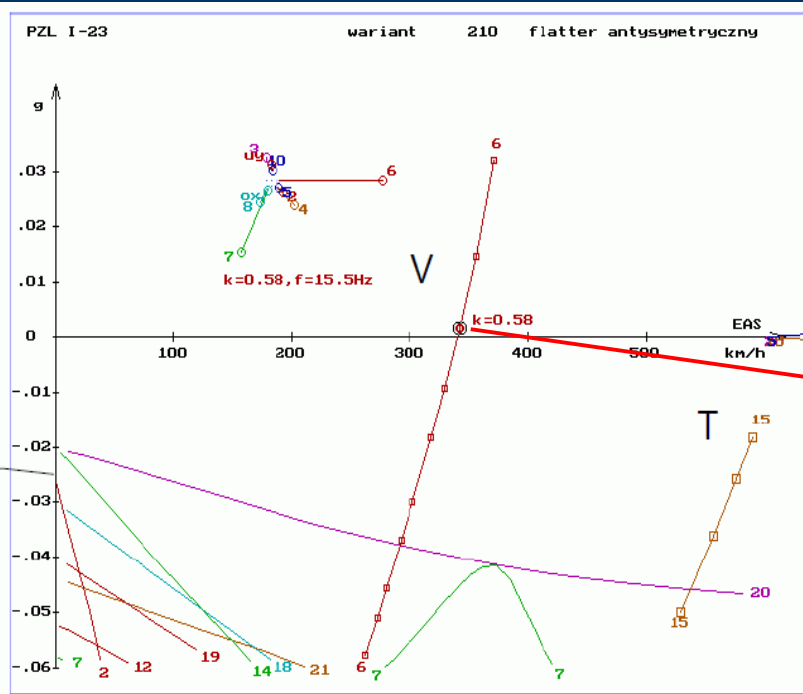


Obliczenia flatteru
symetrycznego I-23 na
podstawie zmierzonych postaci
rezonansowych



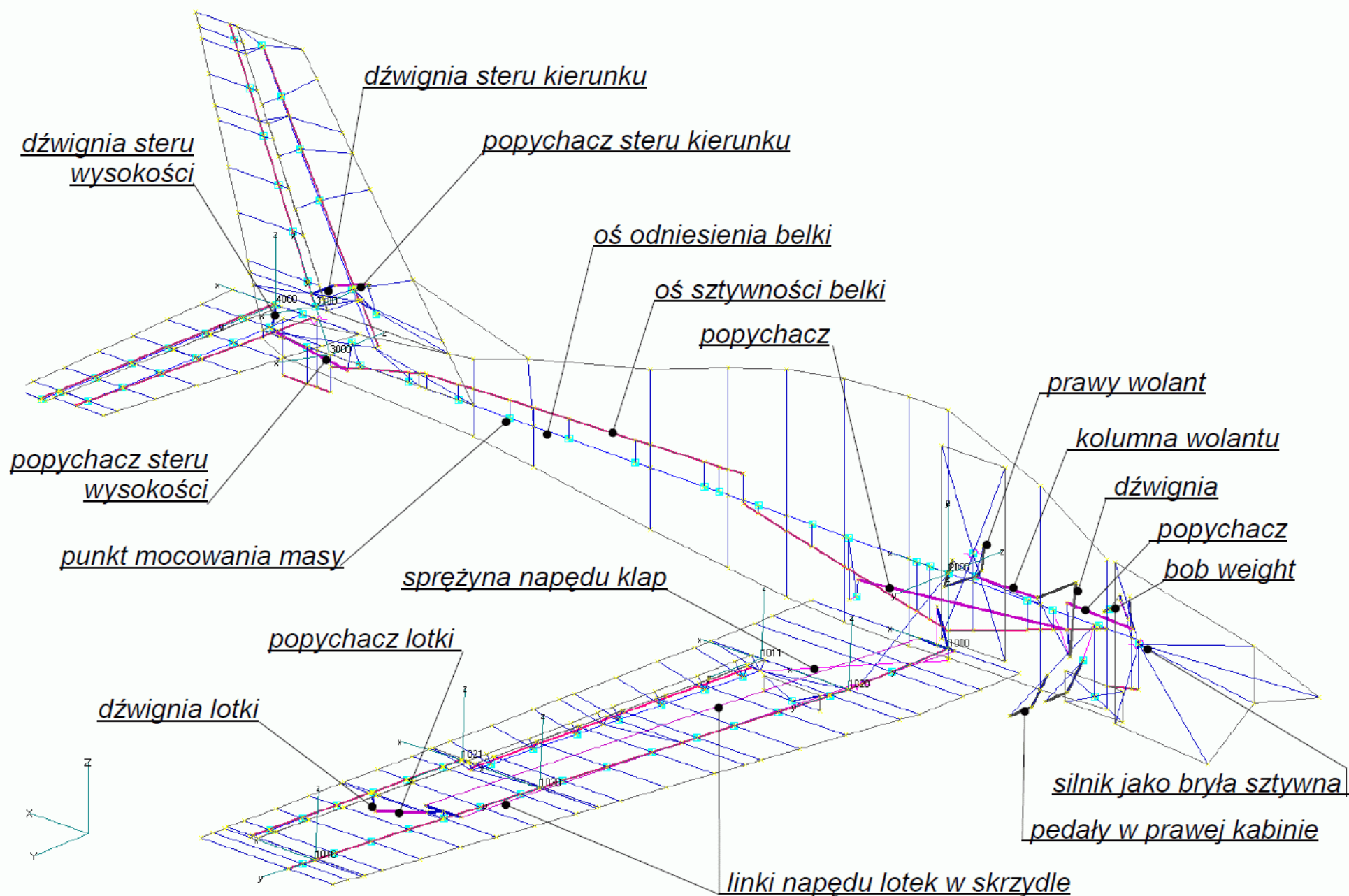
Obliczenia flatteru antysymetrycznego I-23 na podstawie zmierzonych postaci rezonansowych

tłumienie
wewnętrzne
postaci 2



(przed korektą wyważenia steru
kierunku,
uwzględniono tłumienia modalne)

Model obliczeniowy I-23 w systemie MSC/Nastran



Porównanie symetrycznych postaci obliczonych z postaciami rezonansowymi

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]	nr	f [Hz]	m [kgm ²]
1	2,00	,050	6,851	82	HRu	wychylanie 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 wychylaniem steru przeciwnie 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 dodatkiem wychylania klap (sprężona z następną)	8	18,51	8,334	19	18,51	8,330
6	19,58	,054	2,832	46	SK	symetryczne wychylanie klap, w przypadku postaci obliczeniowej z dodatkiem 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	wychylanie steru wysokości przeciwnie 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 wychylaniem klap i lotek	12	36,66	2,140	29	36,66	2,140
9	36,81	,049	1,092	29	SQ+ST	wychylanie 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, wychylanie 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			
15	103,7	,034	,825	30	SQT	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

140 stopni
swobody
modelu
masowego

604 węzły
w modelu
połówkowym

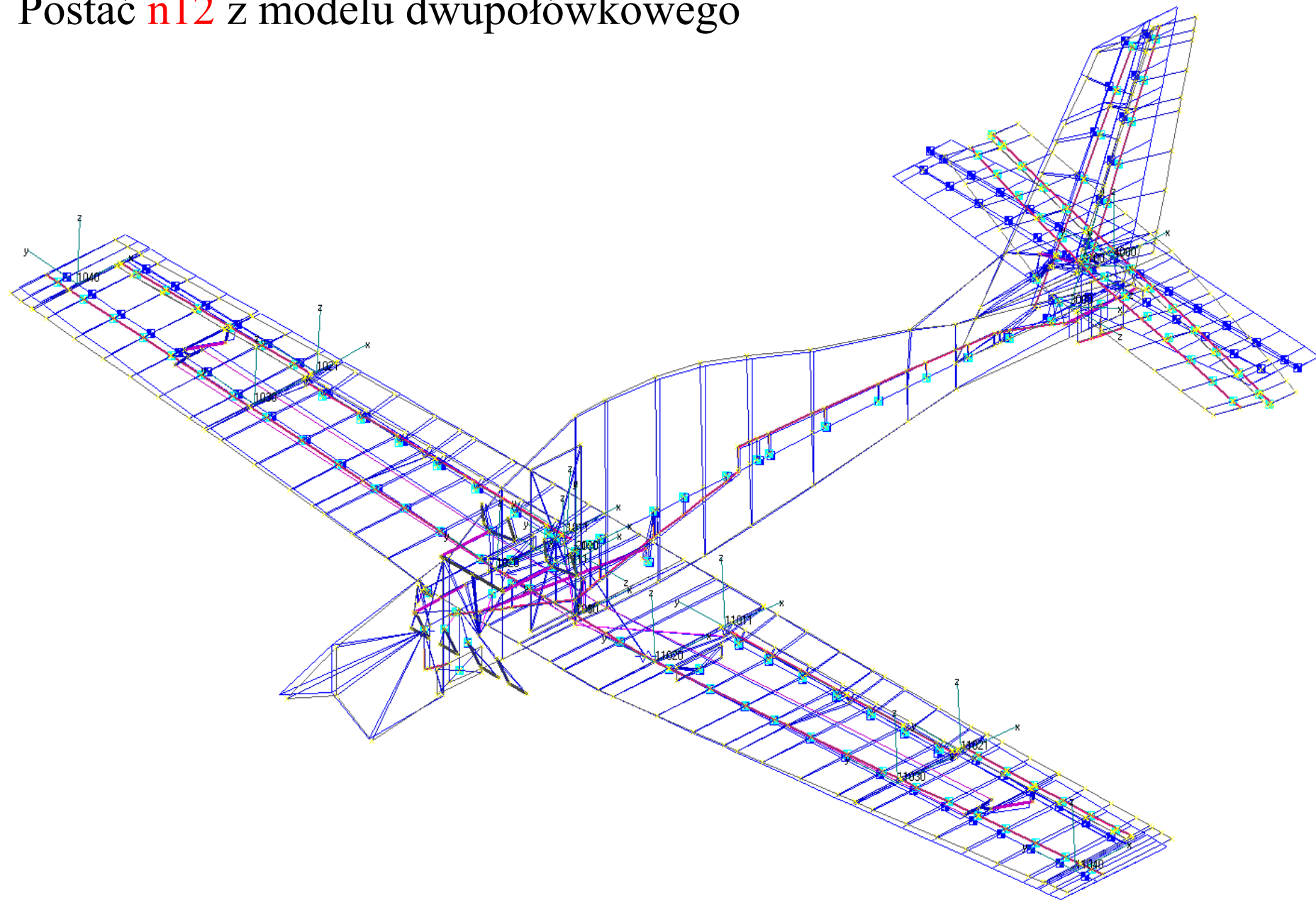
Porównanie **antysymetrycznych** postaci obliczonych z postaciami rezonansowymi

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]	nr	f [Hz]	m [kgm ²]
1	,100	,100	6,595	81	QRu	wychylanie lotek wraz z całym układem sterowania	2	0,0	5,608	3	0,0	5,607
						przechylanie silnika 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 przechylaniem 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	wychylanie steru kierunku (układ sterowania zablokowany wskutek tarcia)	8	12,67	1,200	13	12,67	1,201
5	13,69	,038	78,80	41	AR1M	odchylenie silnika, 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, wychylanie 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, nożycowe zginanie usterzeń, w postaci obliczonej także wychylanie klap	12	20,48	6,039	21	20,48	6,017
9	20,80	,031	2,890	48	AK	antysymetryczne wychylanie 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	wychylanie 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	A2-AQ	5-węzłowe zginanie skrzydeł - wychylanie 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 – wychylanie 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	A2+AQ	5-węzłowe zginanie skrzydeł + wychylanie 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	,7804	18	AH+ATH	zginanie statecznika poziomego i skręcanie steru wysokości						
19	75,75	,020	,4116	26	AS+ST	zginanie i skręcanie steru kierunku						
20	83,60	,010	,8199	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			przemieszczanie boczne samolotu sztywnego	1	0,0	773,7	4	0,0	676,6
24	0,0	,000	42,22			przechylanie 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

186 stopni swobody modelu masowego

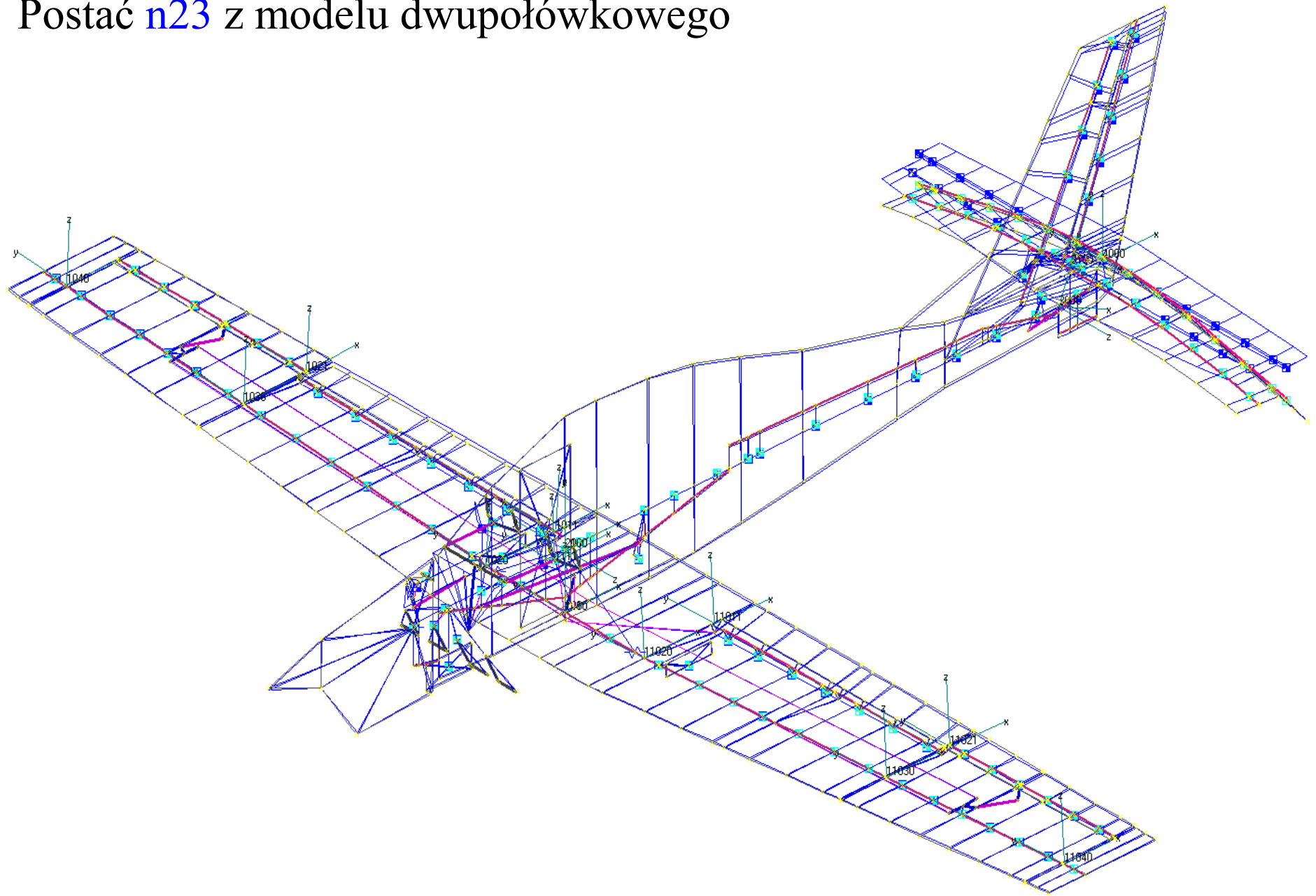
604 węzły w modelu półwkowym

Postać n12 z modelu dwupołówkowego



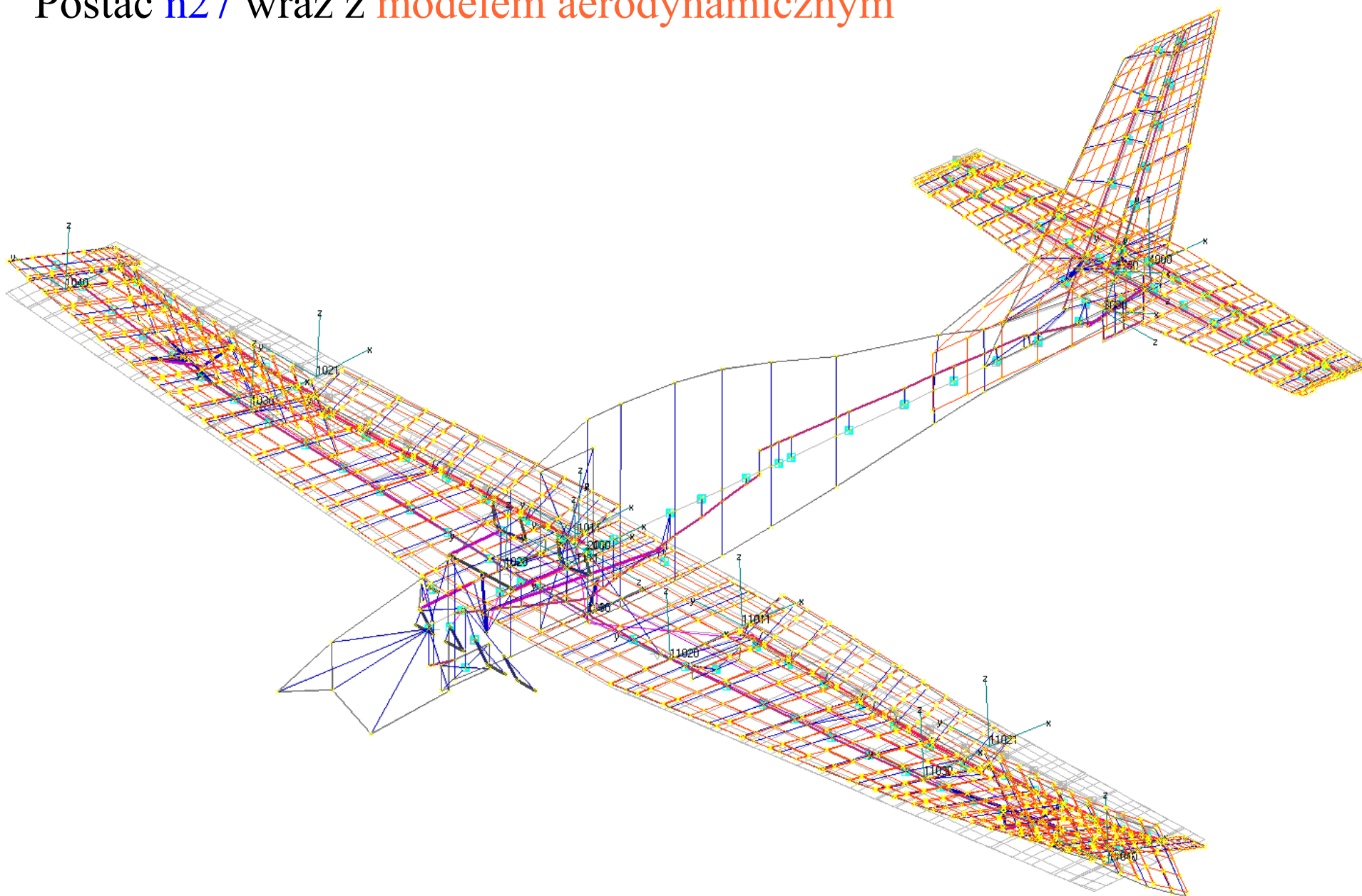
Output Set: Mode 12 10.69147 Hz
Animate(0.318): Total Translation

Postać **n23** z modelu dwupołówkowego



Output Set: Mode 23 21.7521 Hz
Animate(0.647): Total Translation

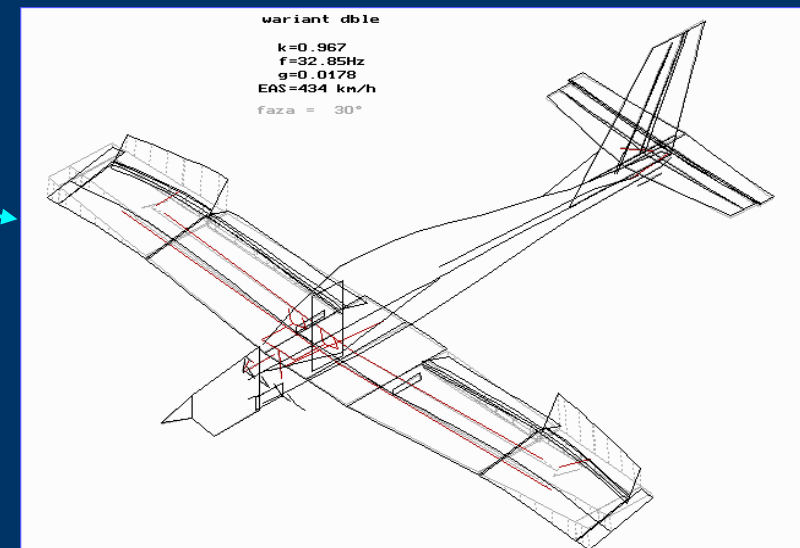
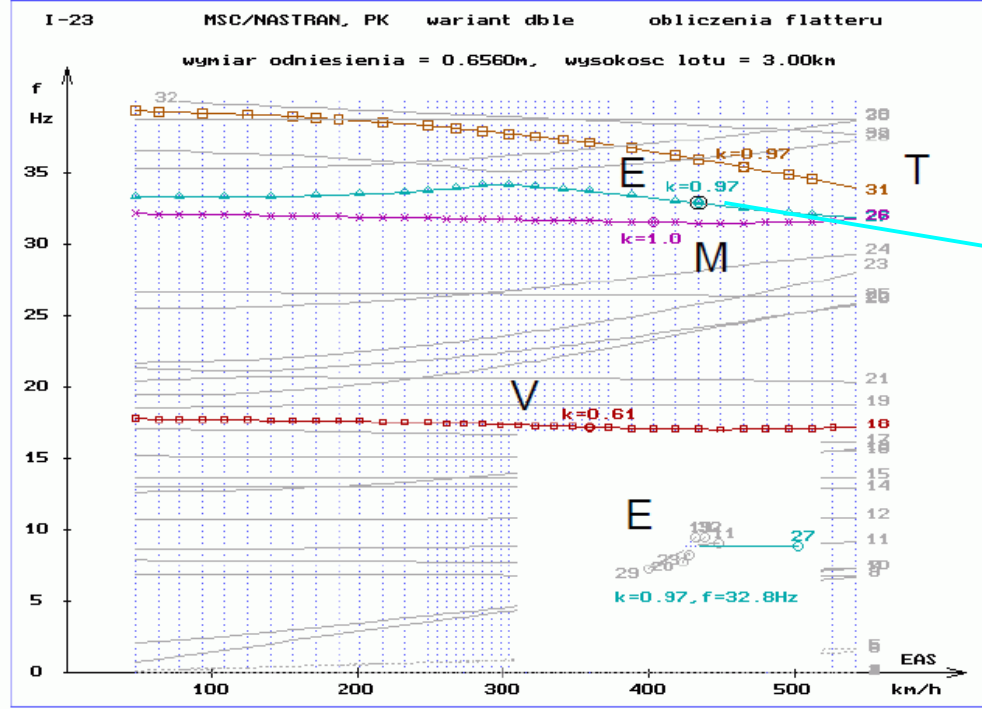
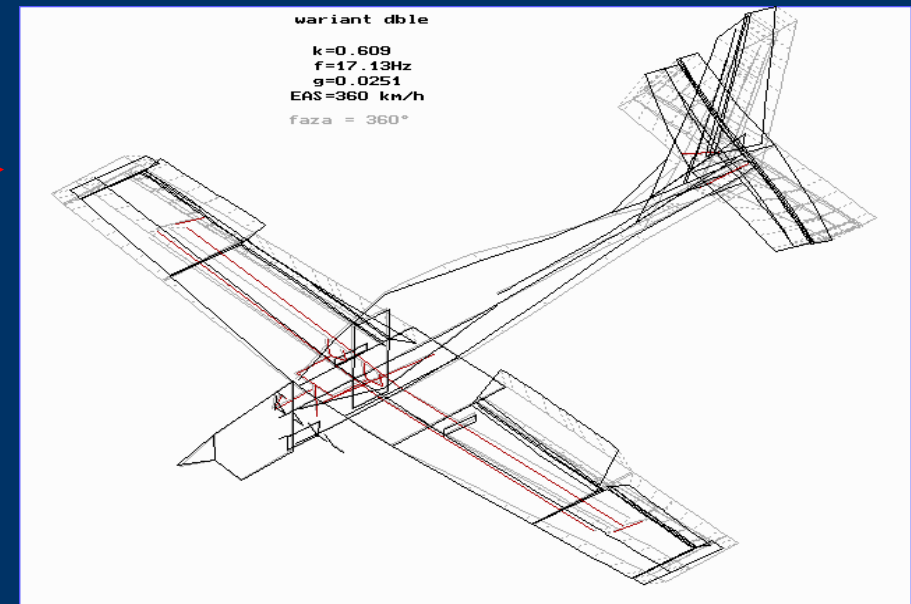
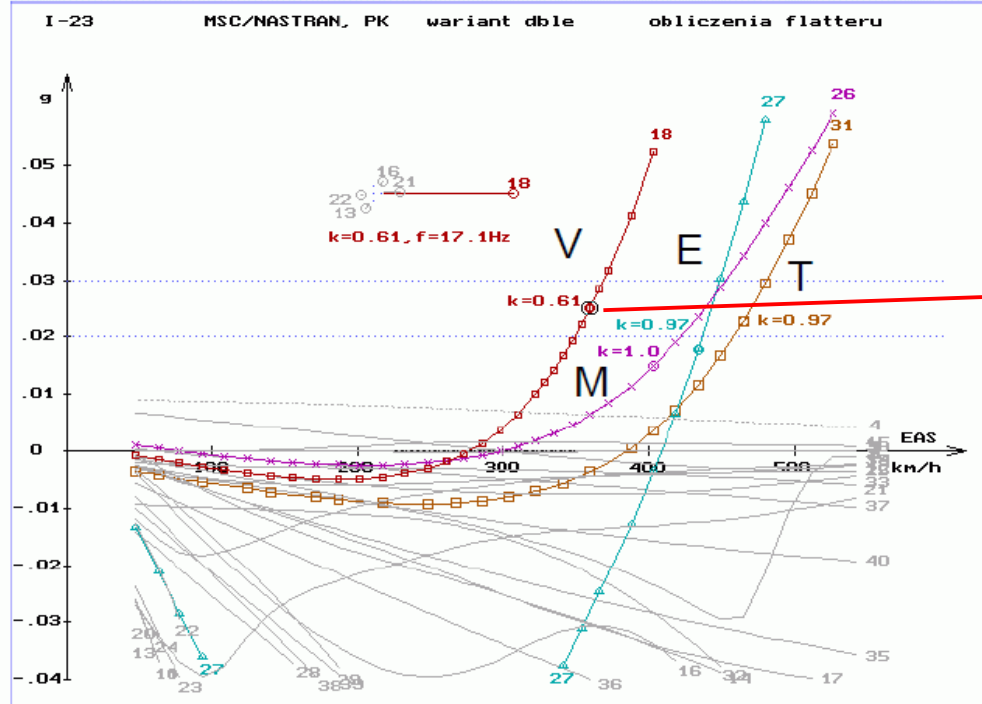
Postać n27 wraz z modelem aerodynamicznym



Output Set: Mode 27 33.38427 Hz
Animate[0.773]: Total Translation

Obliczenia flutteru I-23

Model dwupołówkowy w Nastranie



(przed korektą wyważenia steru kierunku,
nie uwzględniono tłumień modalnych)
zob. *Prace Instytutu Lotnictwa*, 220/2011

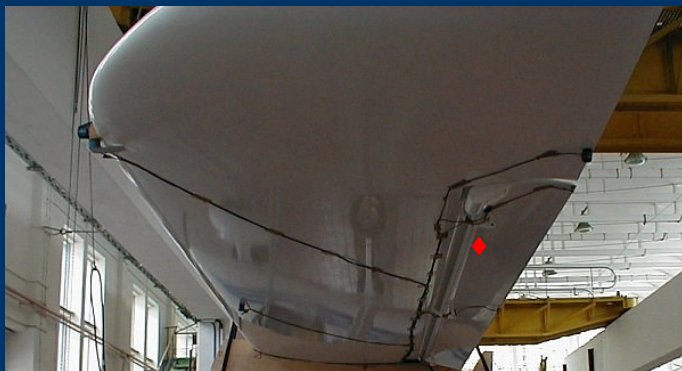
Samolot ultralekki JK-05L



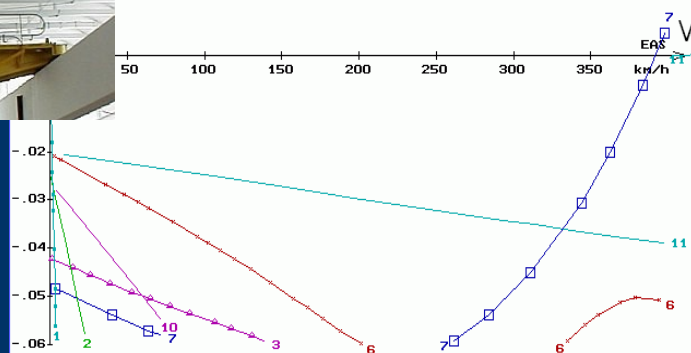
wyważenie
klapolołki

Samolot ultralekki JK-05L *Junior* podczas prób rezonansowych w Instytucie Lotnictwa

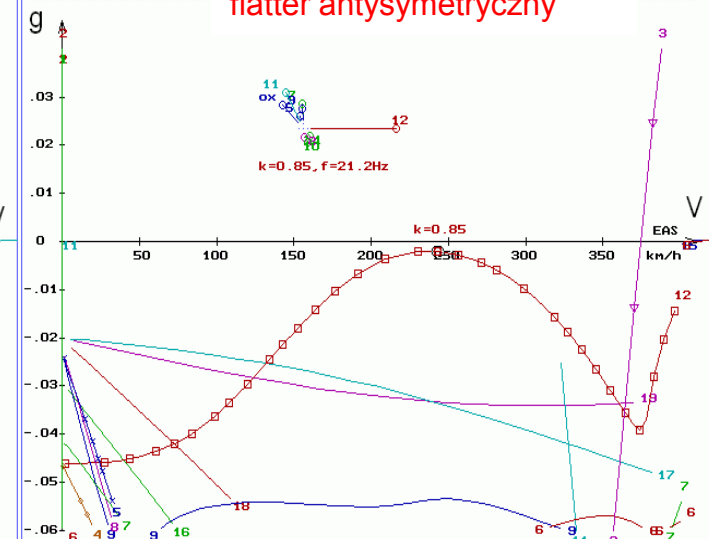
Wyniki obliczeń flutteru dla samolotu z masami wyważającymi klapolotki jak podczas pomiarów rezonansowych (wykorzystano ortogonalizację)



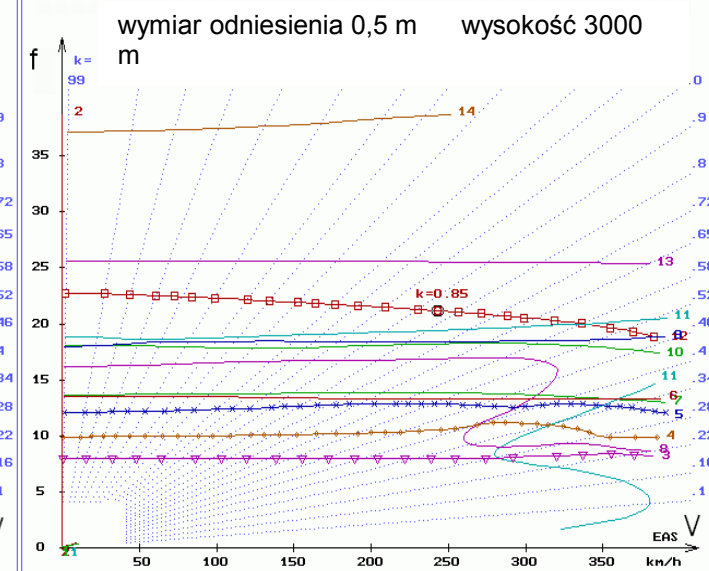
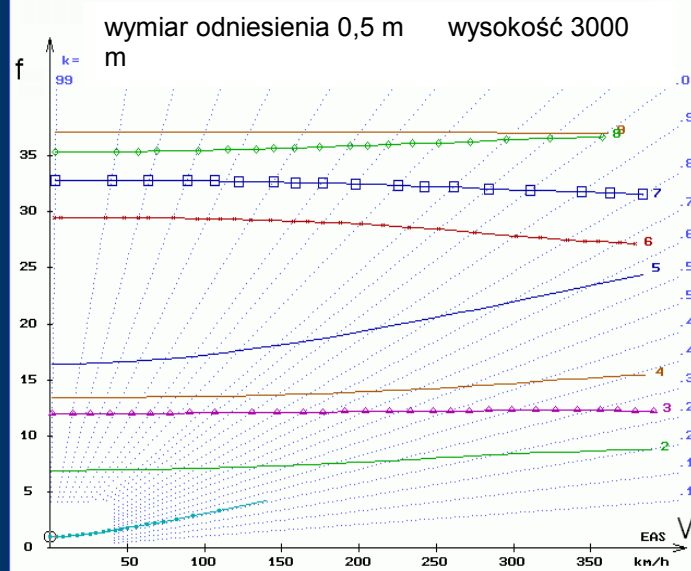
flutter symetryczny



flutter antysymetryczny



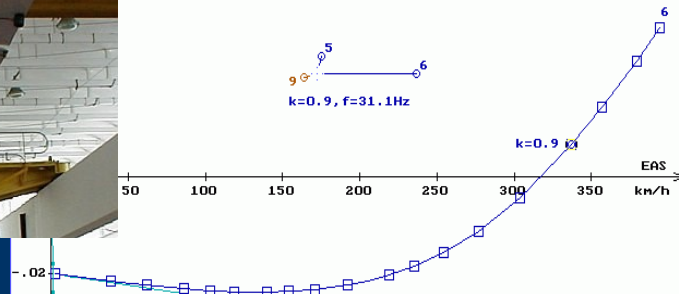
W celu zwiększenia zapasu bezpieczeństwa seryjne samoloty JK-05 mają nieco większe masy wyważające klapolotki, niż egzemplarz poddany badaniom rezonansowym



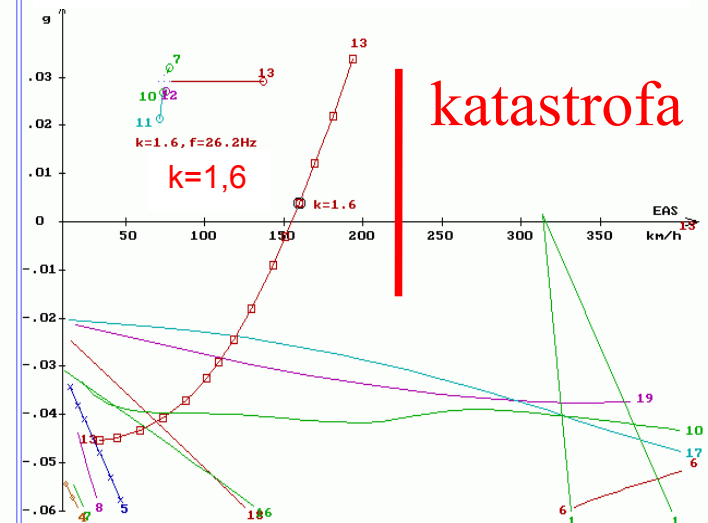
Wyniki obliczeń flutteru dla samolotu **bez** wyważenia klapolotek (oparte na wynikach pomiarów rezonansowych samolotu z wyważonymi klapolotkami)



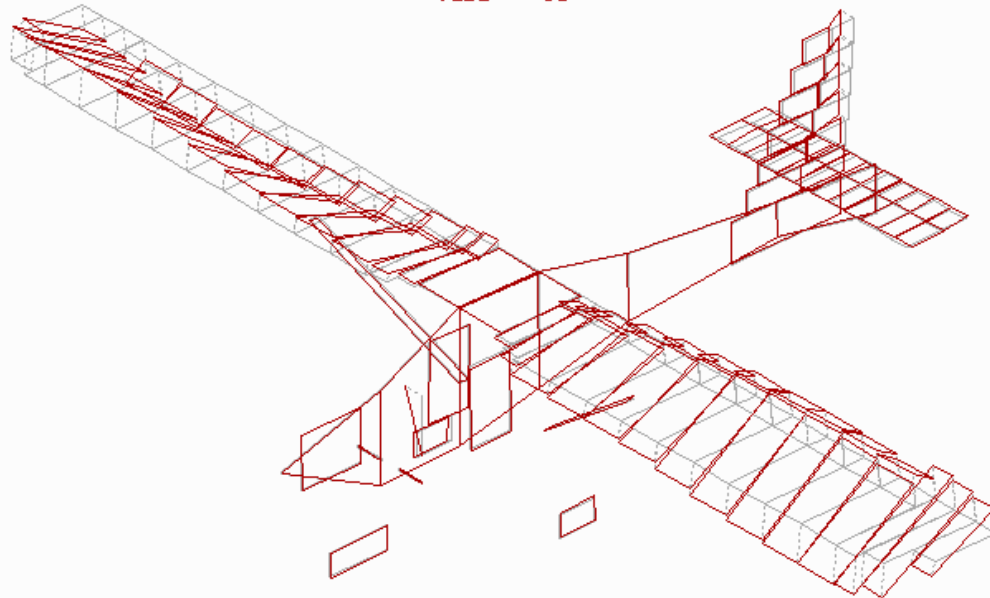
flutter symetryczny



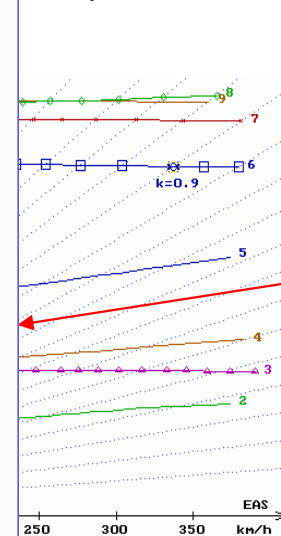
flutter antysymetryczny



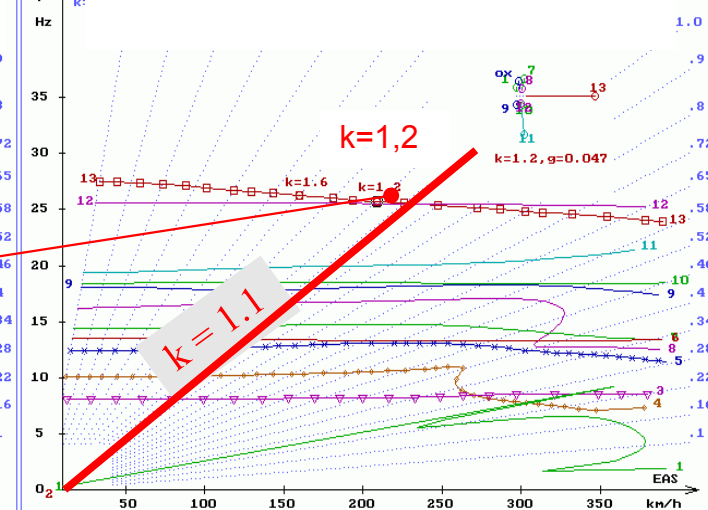
JK-05 "Junior"
wariant 612
Antysymetryczna postać ruchu dla:
 $k=1.200$
 $f=25.72\text{Hz}$
 $g=0.0473$
 $\text{EAS}=209\text{km/h}$
 $\text{faza} = 30^\circ$



wysokość 3000



JK-05
wymiar odniesienia 0,5 m
3000 m
wysokość



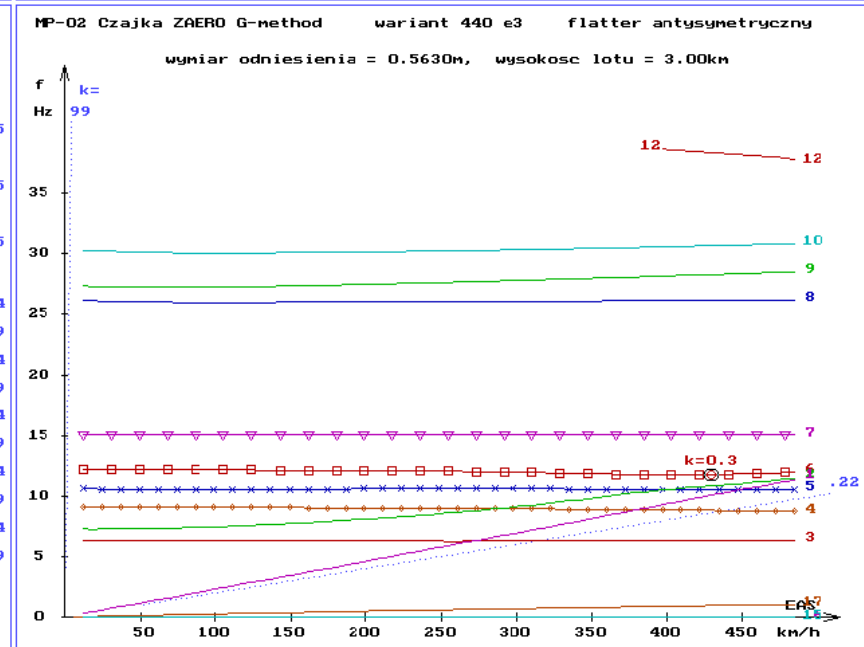
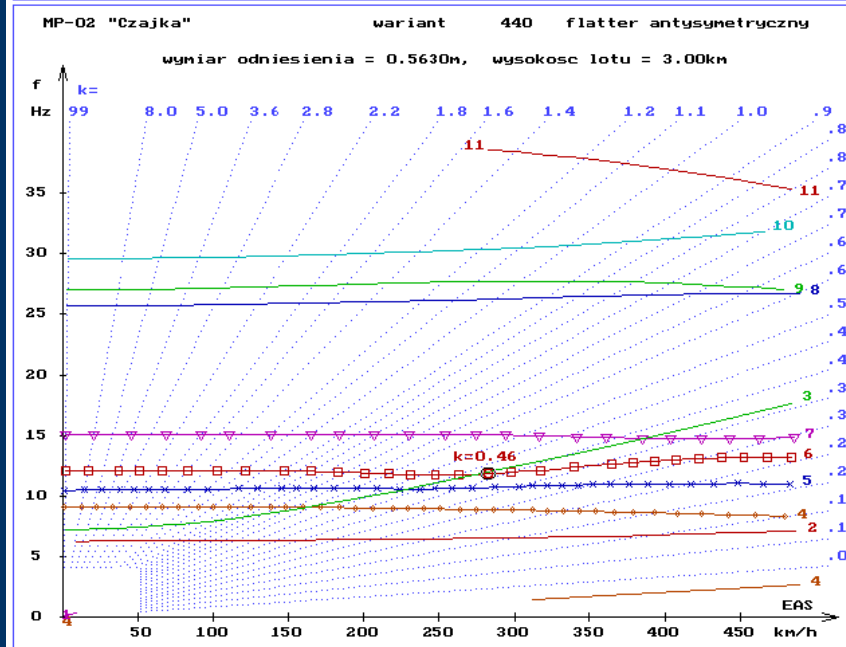
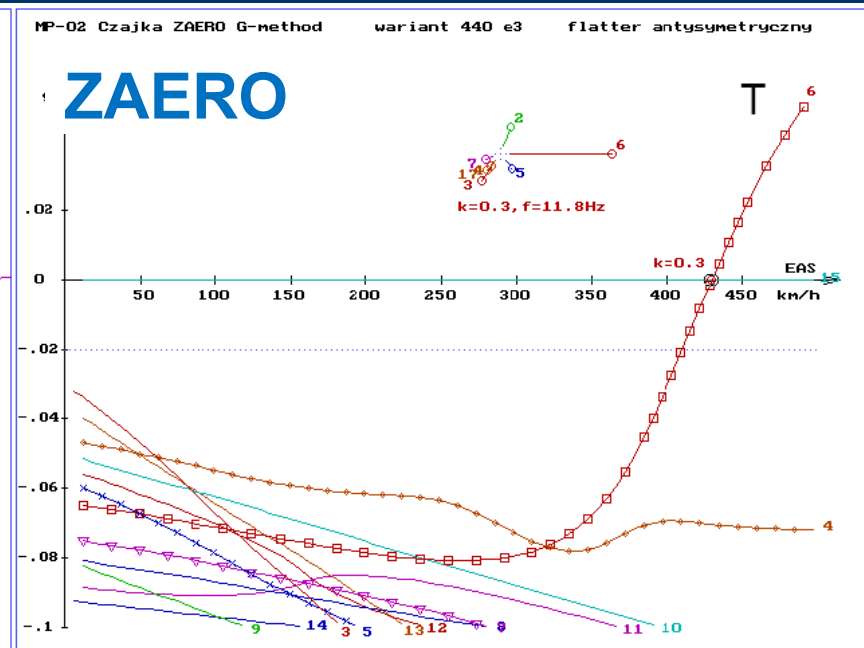
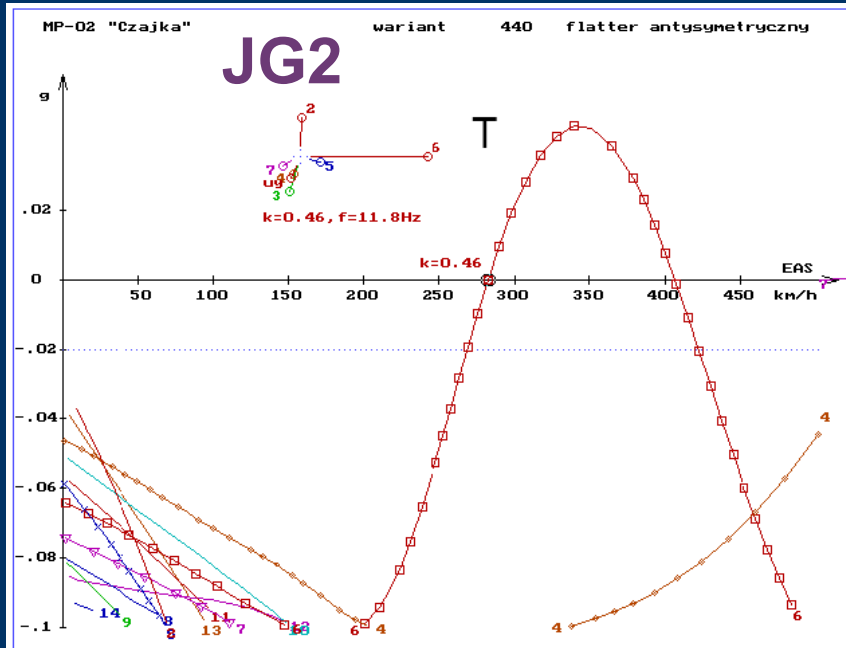
Flutter computation of the MP-02 „Czajka” UL-aircraft based on GVT-results



MP-02 „Czajka” UL-aircraft during GVT

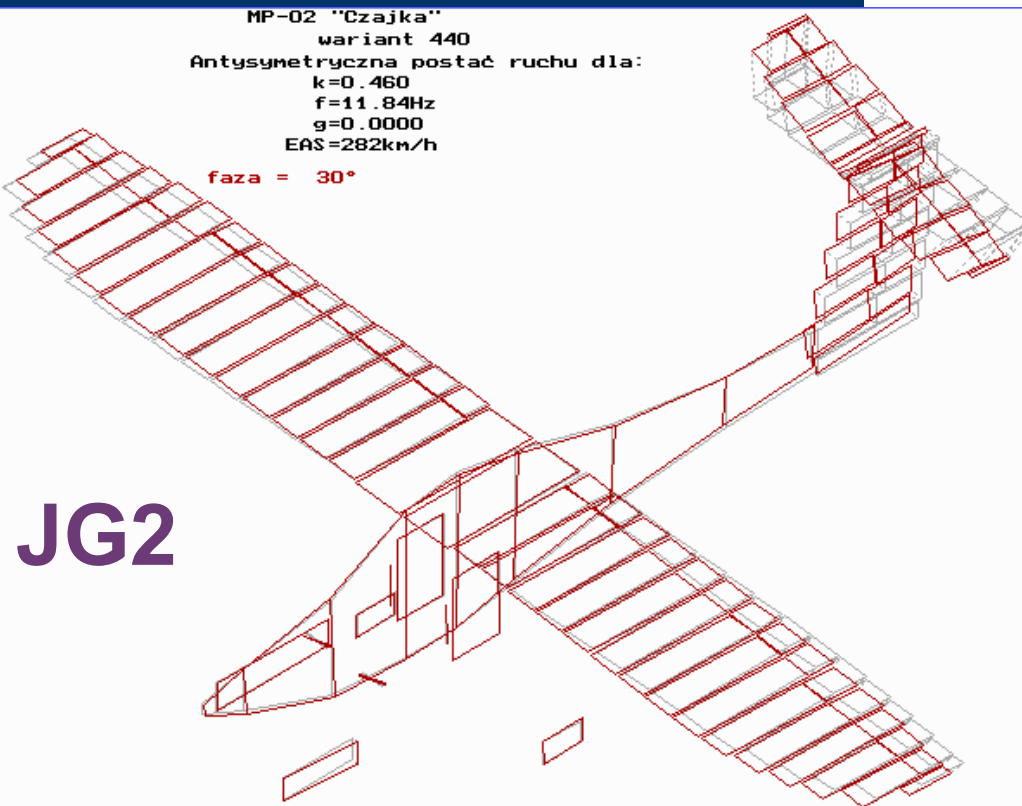
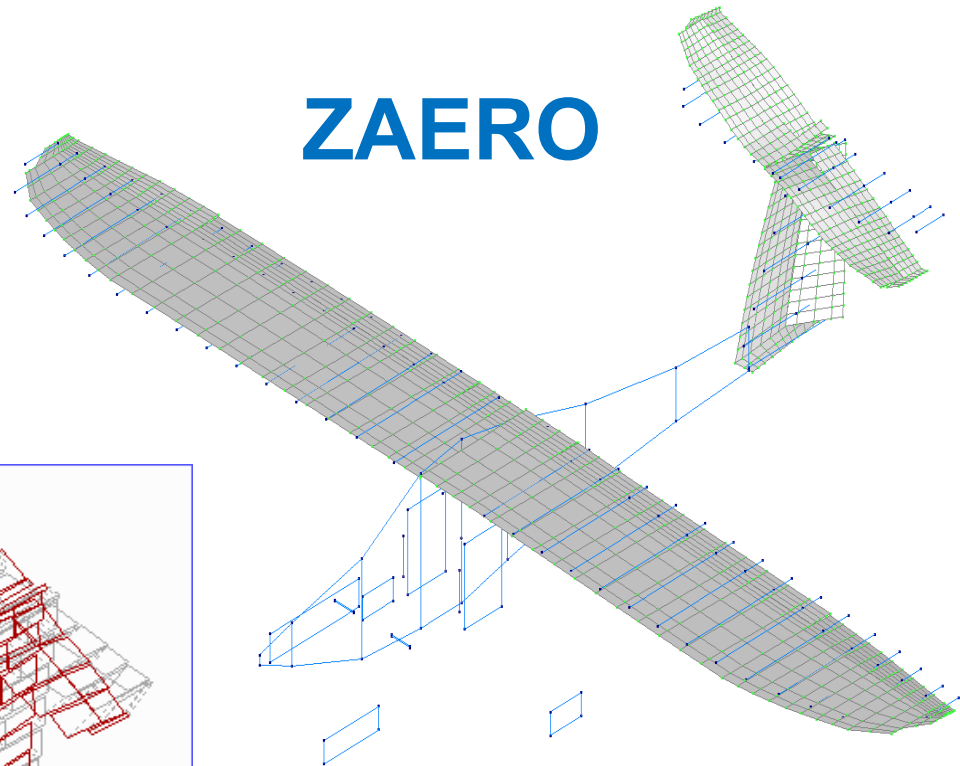
Comparison of flutter computation results

(before rudder mass balance improvement
variant 440 with additional masses on pedals)



Flutter mode of MP-02 „Czajka”

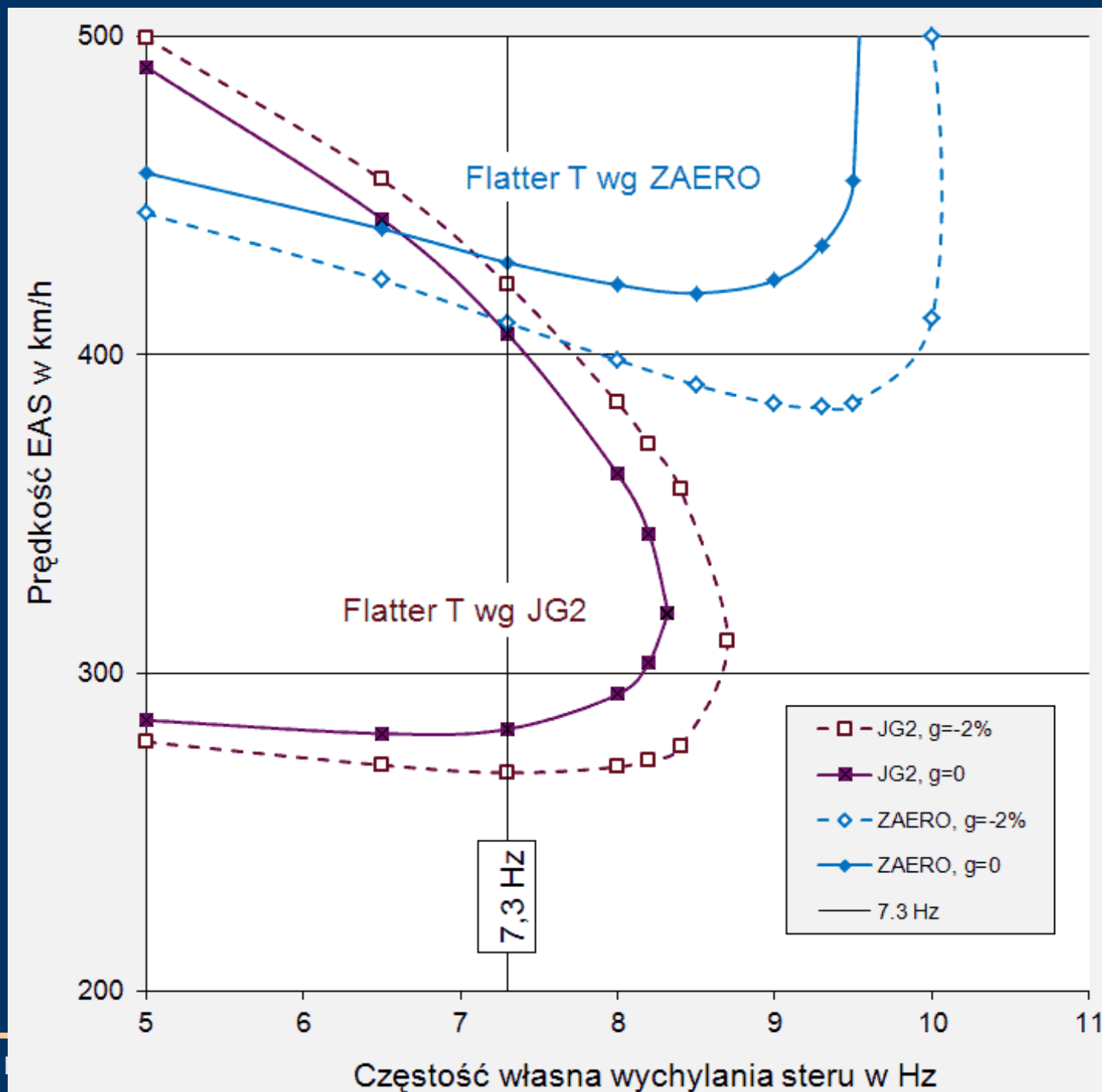
(flutter modes are similar, but critical speeds – different)



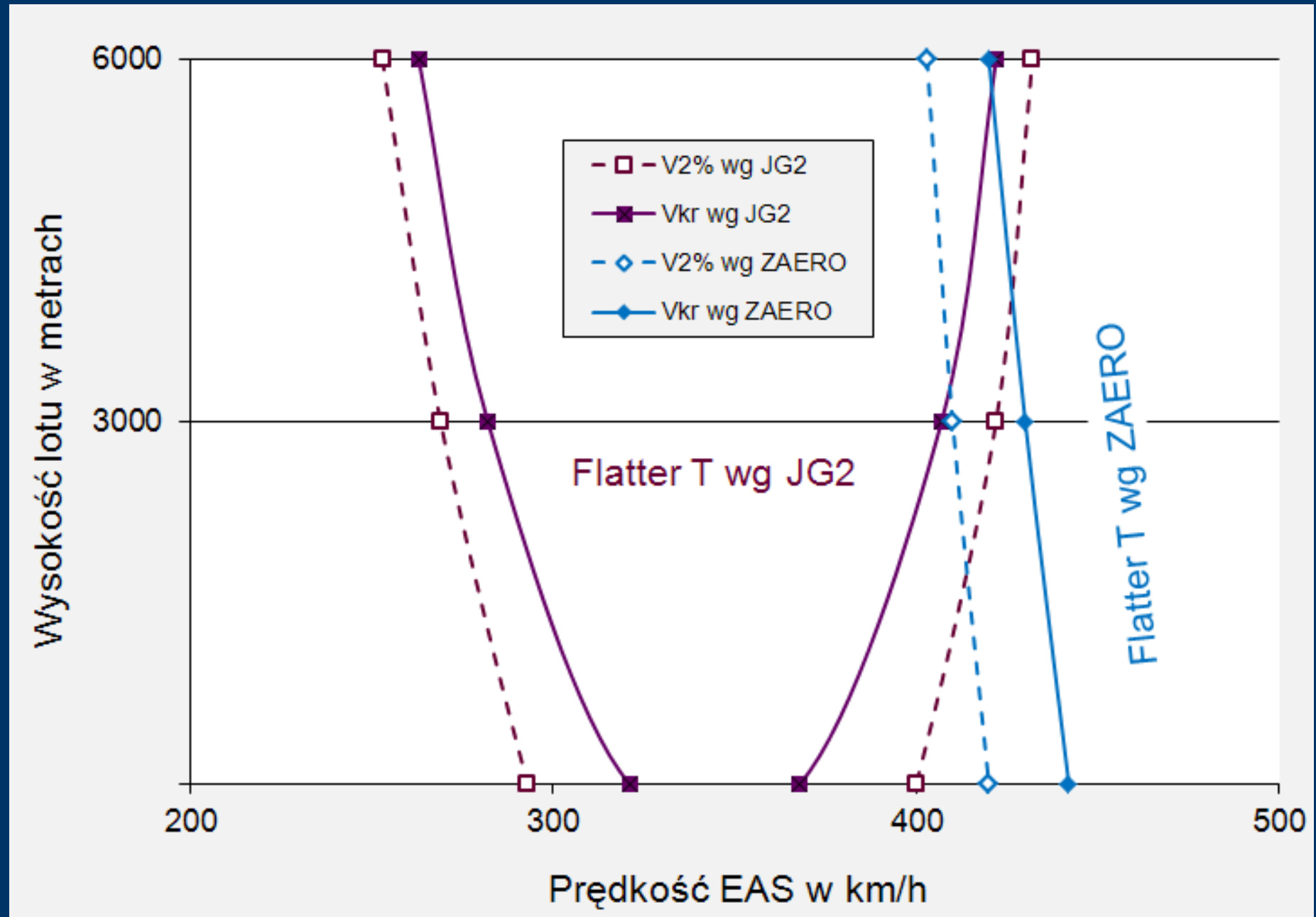
Based of JG-2
flutter computation
results, the rudder
mass balance was
improved

Wpływ zadanej częstości wychylania steru kierunku

H = 3000 m



Wpływ wysokości lotu, częstość steru 7,3 Hz

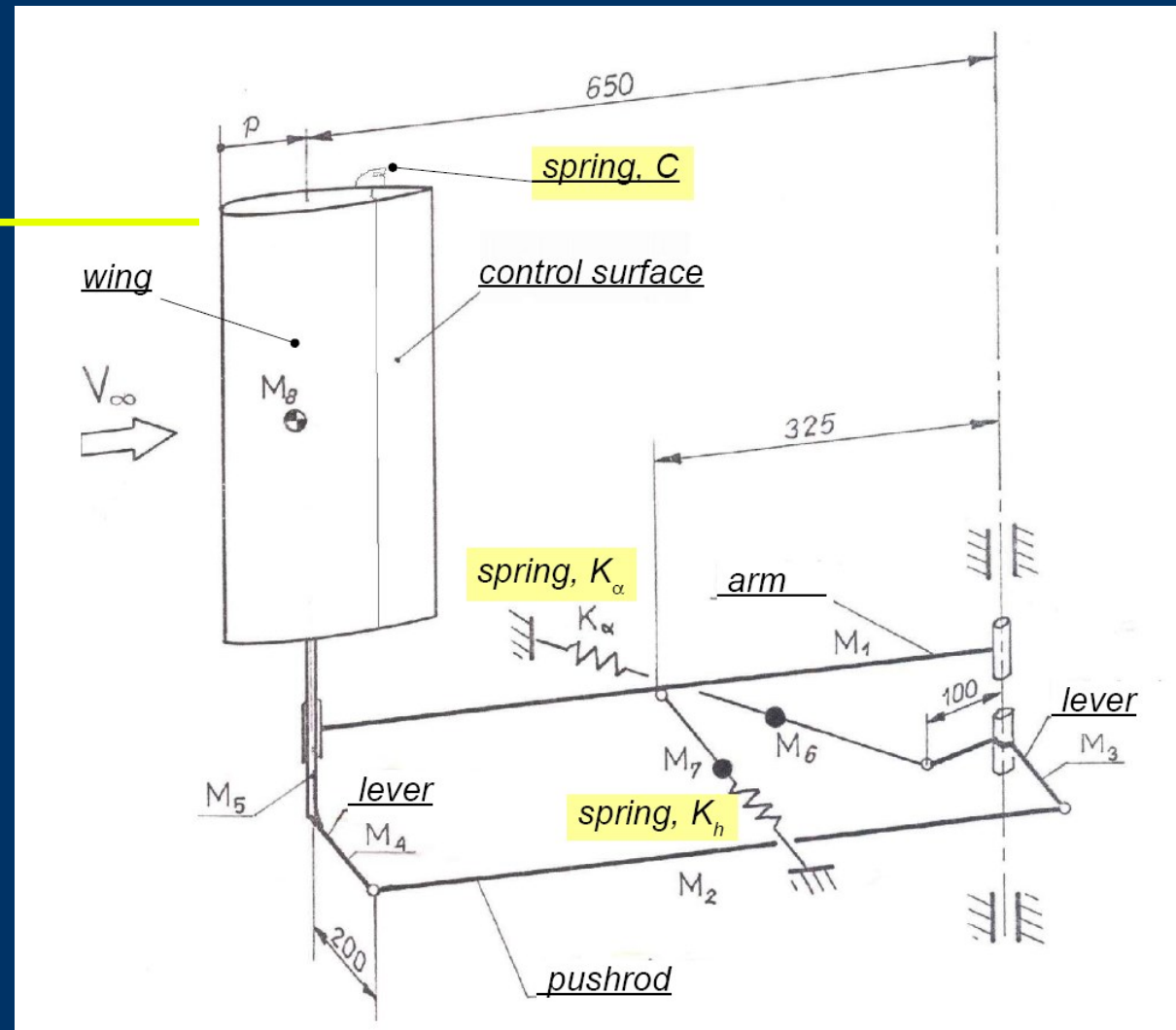


Rectangular 3DOF wing with control surface, in wind tunnel experiment made by Z. Lorenc



Depending on the used springs (linear or nonlinear) and flow speed, the stable motion, flutter or LCO occurred.

Rectangular 3DOF wing with control surface – kinematic sketch



In the case of linear springs, its stiffnesses K_α , K_h and C were treated as a flexible parameters. For several combinations of this parameters the both wind tunnel tests and MSC.Nastran flutter computations were provided.

Comparative flutter computation

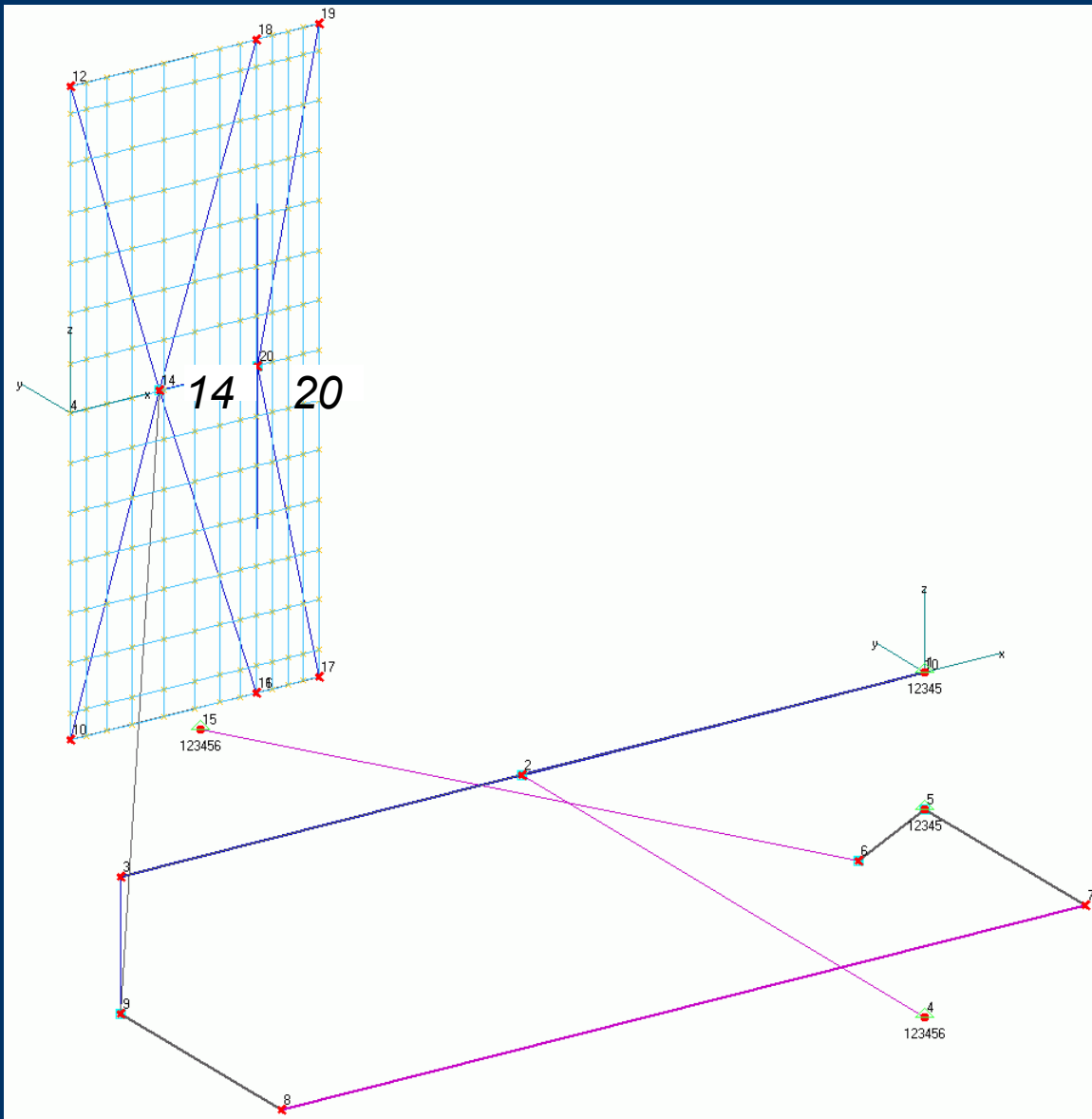
In most cases, the computed in the MSC.Nastran critical flutter speed, if it existed, was lower than done from experiment (results are conservative).

However, for following data (experiment case L20ST, $p = 40 \text{ mm}$, $K_h = 4340 \text{ Nm}$, $K_\alpha = 1205 \text{ Nm}$ and $C = 0,132 \text{ Nm/rad}$), the measured critical flutter speed was **17,7 m/s**, but in computation results (variant 13) doesn't exist any flutter!

The variant 13 was selected for following comparative computation:

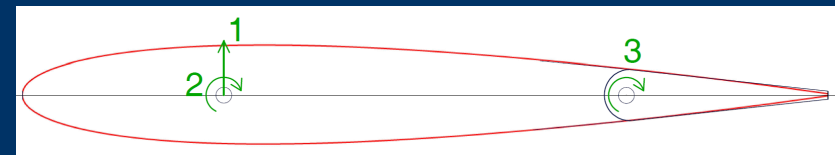
- In the frequency domain, using MSC.Nastran software and two versions of ZONA ZAERO
- In the time domain, using Ansys FLUENT system, in co-operation with Adam Dziubiński; the modal model of structure and equation of motion integration was made in ANSYS as a internal user defined function.

Computational model in MSC.Nastran



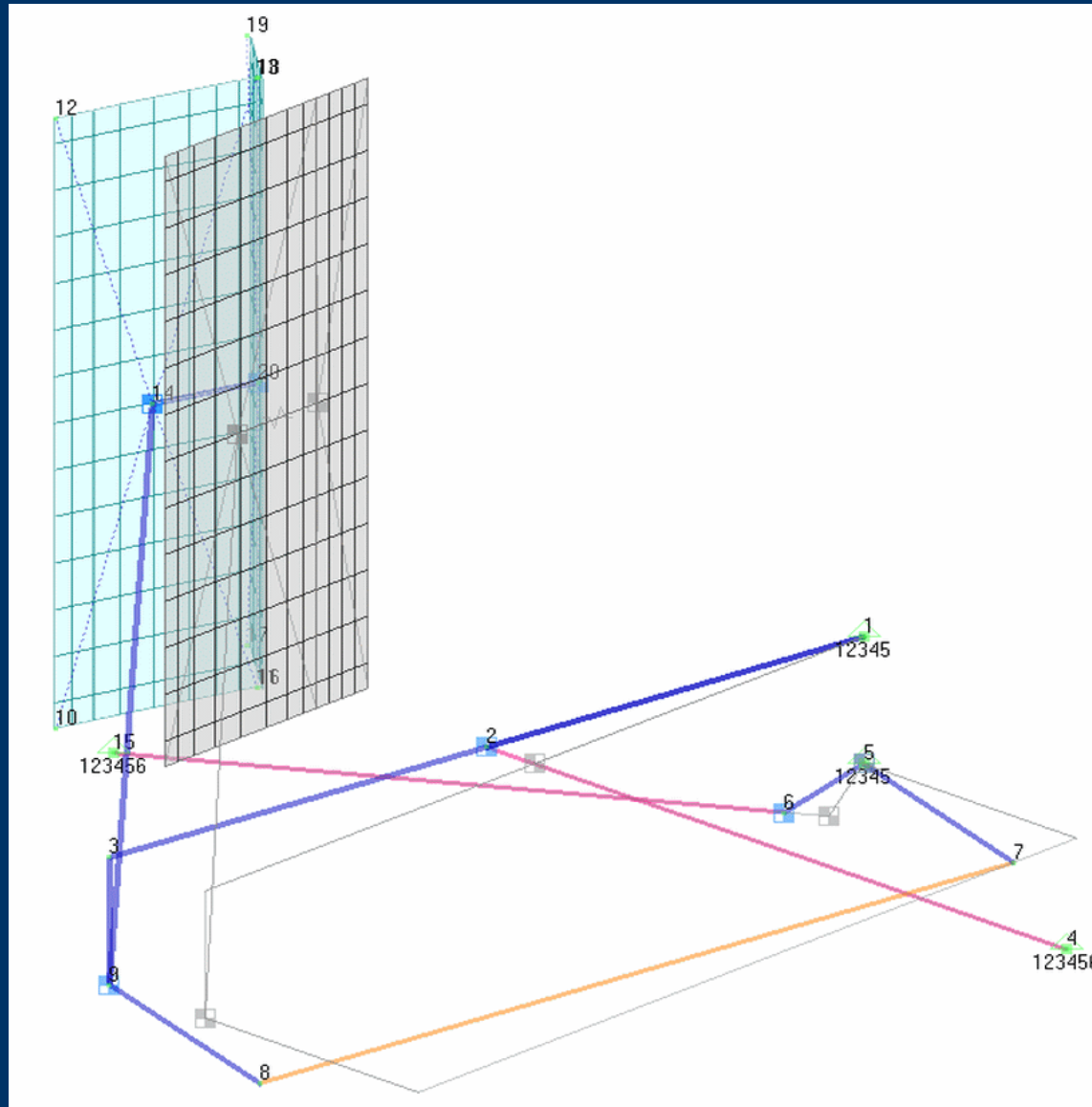
Normal vibrations, variant 13
The physical coordinates 1, 2 and 3 of modes normalized to unitary generalized mass

Physical DOFs:



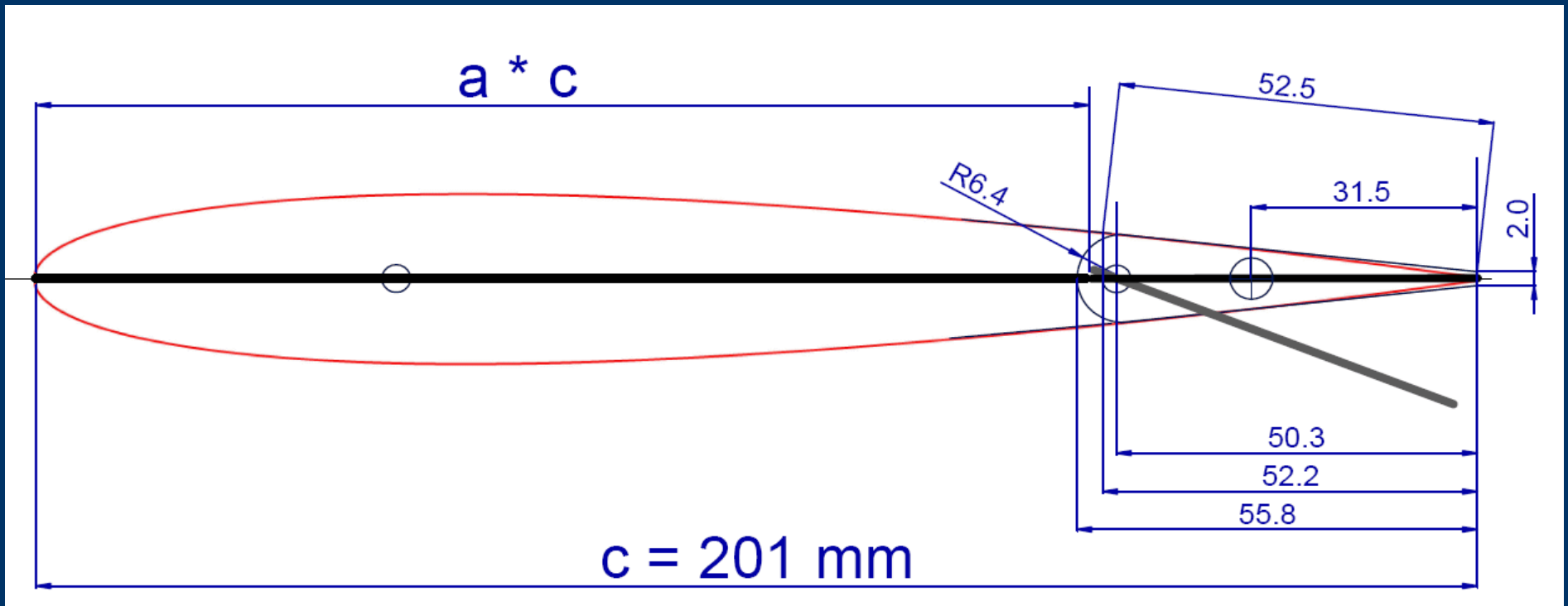
The Doublet-Lattice aerodynamic computational model is shown

Model obliczeniowy w systemie MSC.Nastran i drgania własne (wariant 13)



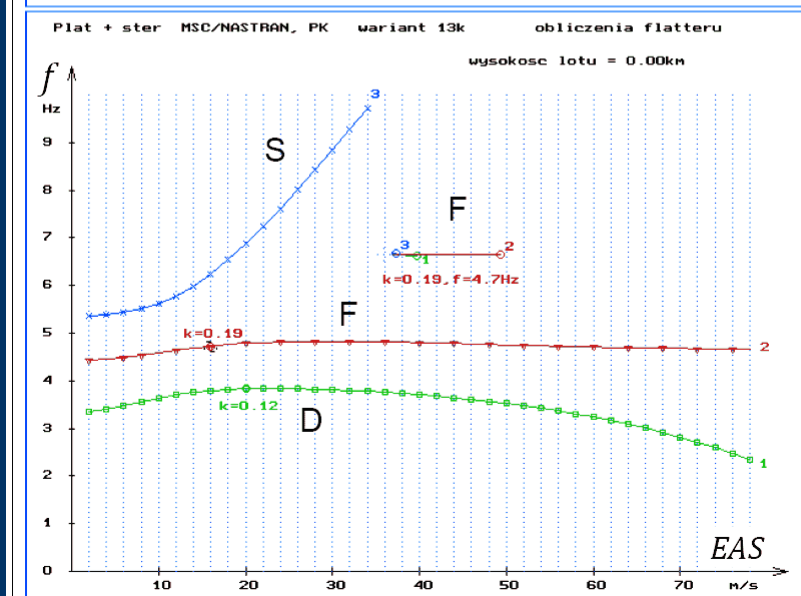
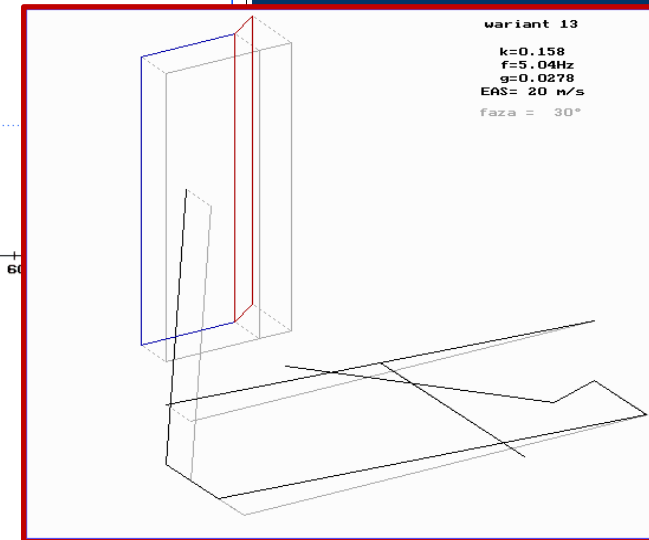
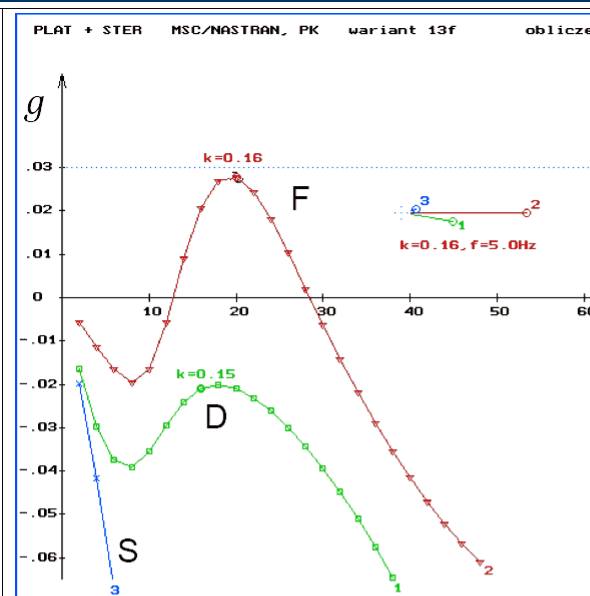
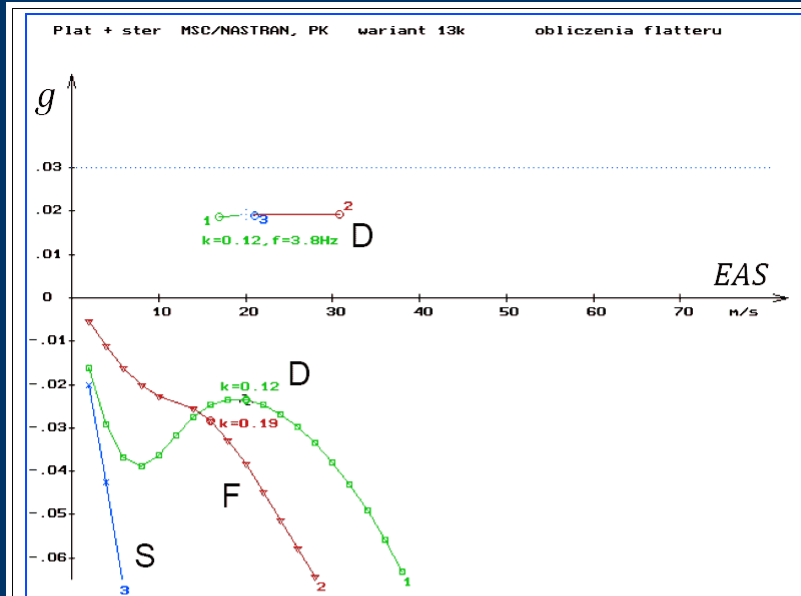
Rysunek przemieszczeń modelu obliczeniowego i modelu aerodynamicznego w 2. postaci drgań własnych (sprawdzenie poprawności interpolacji przemieszczeń).

Airfoil idealisation for panel Doublet Lattice method in the *MSC.Nastran* and *ZONA ZAERO* software

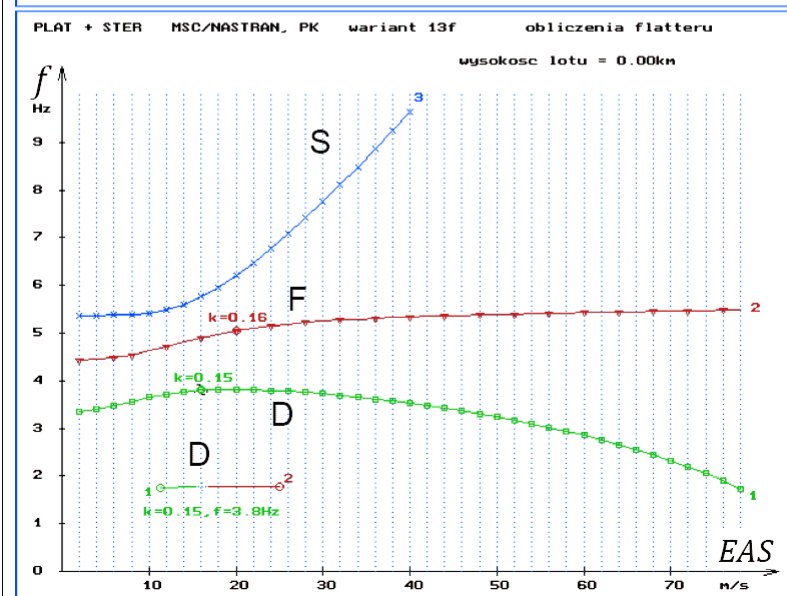


For real geometry $a = 1 - 50.3/201 = 74,6\%$, but some computations were provided also for lower values of a .

Flutter computation in MSC.Nastran for $\alpha = 74,6\%$ and $\alpha = 72,92\%$

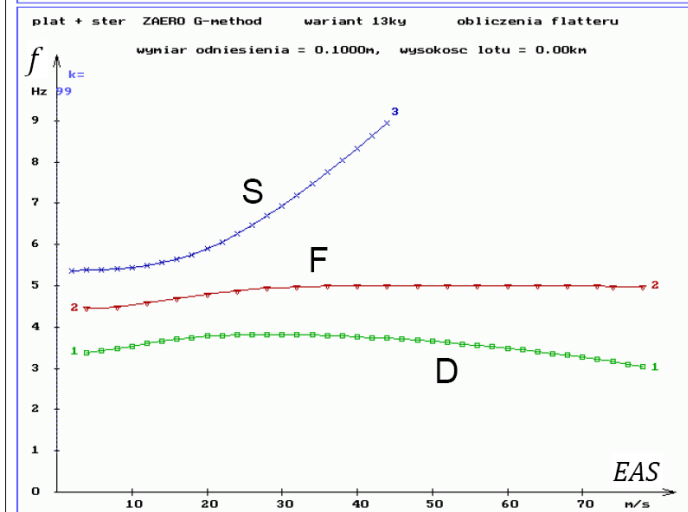
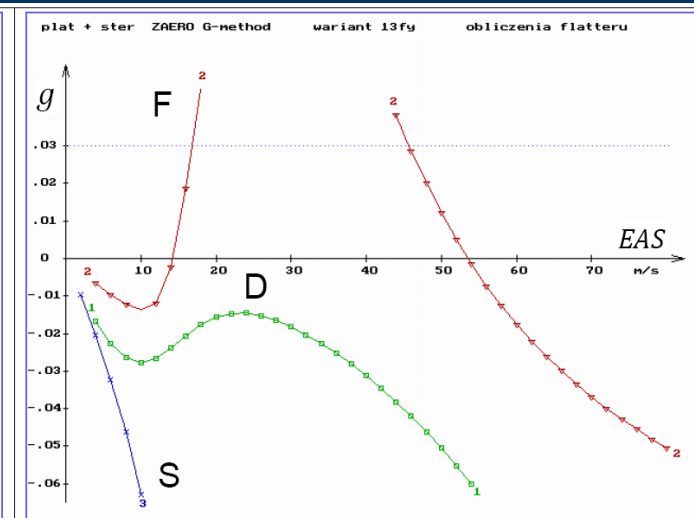
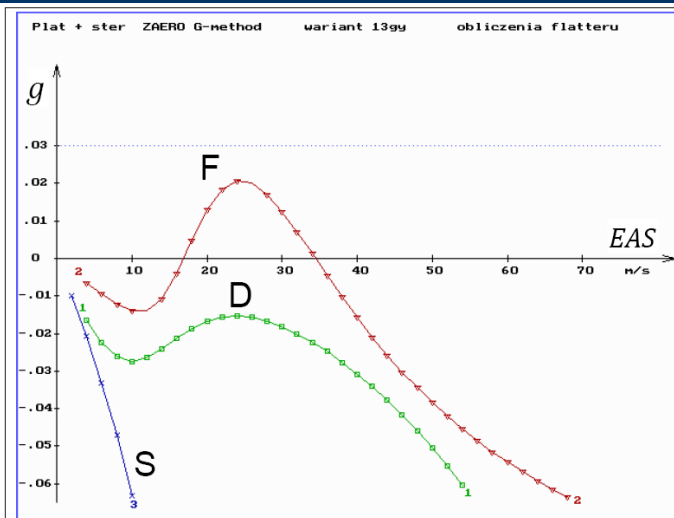
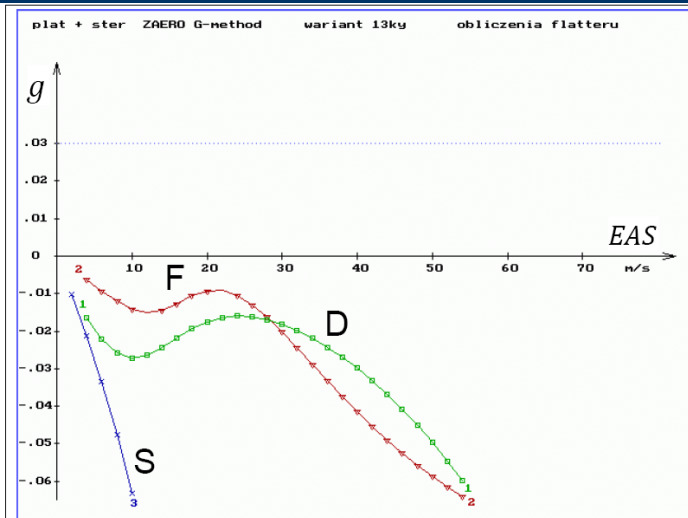


Variant 13k (basic, $\alpha = 74,6\%$)

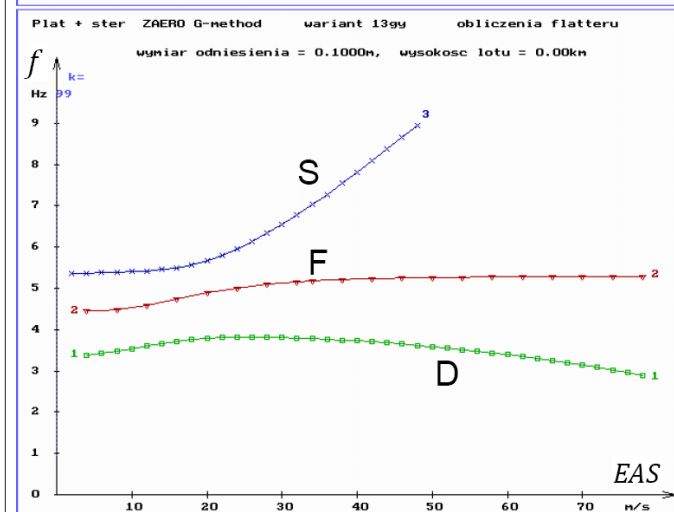


Variant 13f (aerodynamically overbalanced, $\alpha = 72,92\%$)

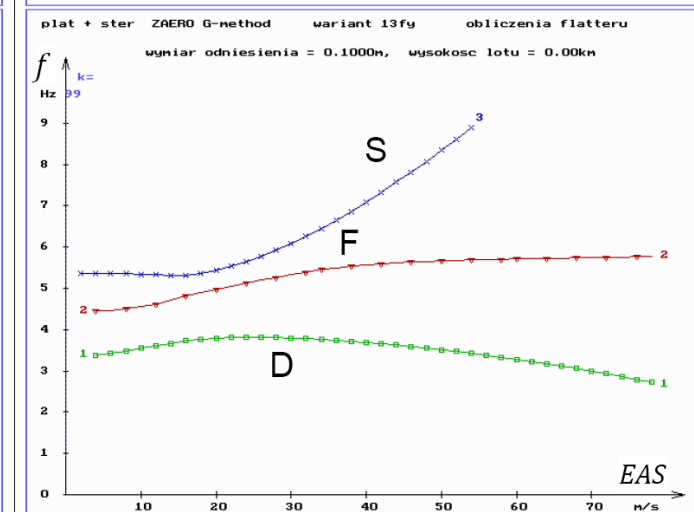
Flutter computation using ZONA ZAERO v. 2011 software



Variant 13ky (basic, $a = 74,6\%$)



Variant 13gy (revised, $a = 73,8\%$)

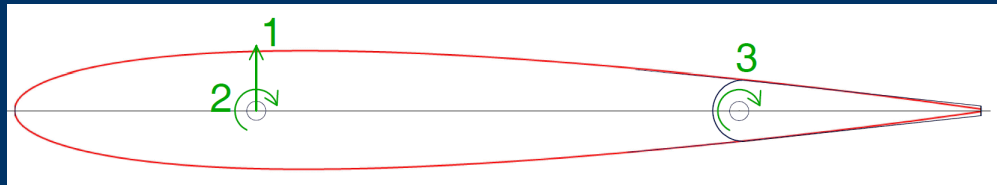


Variant 13fy (overbalanced, $a = 72,92\%$)

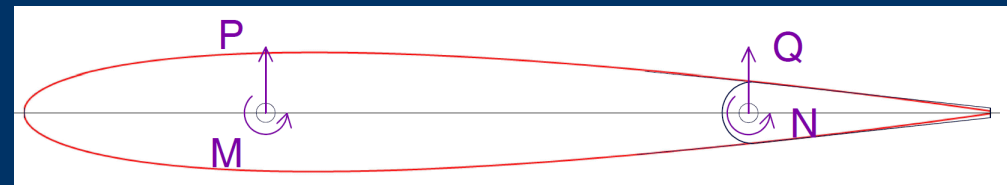
Results of computation using the Ansys FLUENT system

(cooperation with Adam Dziubiński, see next two slides)

- 3DOF structural modal equation of motion integrated in time domain as an internal C-language macro in the FLUENT software
- Generalized forces for this integration computed based on pressure distribution and shear forces (omitting the viscosity forces has been tested)



physical DOFs



physical forces

DOF No.	Displacement	Corresponding force
1	14 uy – lateral displacement	P + Q
2	14 oz – yawing angle of airfoil	- M - Q (0,1005 m)
3	20 oz – absolute yawing angle of rudder	- N

- Advanced fluid dynamic method to solve Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) equations
- Starting position – control surface deflected 0.1 rad.

Rectangular 3DOF wing with control surface

case $p = 40 \text{ mm}$, $Kh = 4340 \text{ Nm}$, $Ka = 1205 \text{ Nm}$ and $C = 0,132 \text{ Nm/rad}$

Summary

- Wind tunnel test critical speed – 17.7 m/s
- In the MSC.Nastran flutter computation no flutter occurred, but the results strong depends on the a parameter value in aerodynamic model. For $a=72.9\%$ the flutter occurs and its crit. speed is ca 20 m/s
- In case of ZAERO v.8.5 or higher the smallest correction of a is enough (critical speed ca 17 m/s for $a=73.5\%$).
- In the Ansys time domain computation, the resulting movement contains mixed 3 complex modes with different frequencies. Here existed some troubles with the flow mesh accomodation for big displacements, but critical flutter speed can be determined properly – it is *between 6 and 10 m/s*.

Podsumowanie:

- W badaniach w tunelu uzyskano prędkość krytyczną **17,7 m/s**
- W obliczeniach wykonanych w dziedzinie częstości, z wykorzystaniem panelowego modelu aerodynamicznego, bez jego korekty dla tego wariantu nie uzyskano drgań samowzbudnych. Model panelowy uwzględnia zadane wydłużenie płata, podczas gdy w rzeczywistości, ze względu na ścianki tunelu, lepszym modelem byłby przepływ płaski (np. model pasowy) ale jego zastosowanie daje tylko małą poprawę. Dopiero zastosowanie korekty aerodynamiki polegającej na przekompensowaniu steru zbliżyło wyniki obliczeń do wyników badań praktycznych. Najmniejszej korekty wymagają obliczenia wykonane w nowszej wersji programu ZAERO, nieco większej - obliczenia w systemie MSC.Nastran a największej - w starszej wersji programu ZAERO.
- Z obliczeń w dziedzinie czasu, przy założeniu, że opływ jest płaski wynika, że prędkość krytyczna jest pomiędzy **6 a 10 m/s**.

Conclusion

- *Flutter computation should be conservative, because the flight flutter tests are dangerous. The sensitive data - as the a parameter, but also control surfaces balancing masses - should be varied.*
- *Frequency domain flutter computation are rapid and relatively inexpensive.*
- *Time domain flutter computation is very time consuming and expensive. The modal approach can simplified it.*
- *After some improvements, the time domain Ansys flutter computation is usefull, especially for verification of selected frequency domain computation results.*

Thank you for attention!

Wnioski:

- *W dowodowych obliczeniach flutteru wykonywanych w dziedzinie częstości z wykorzystaniem uproszczonych modeli aerodynamicznych - w przypadku braku lepszych danych - należy wykonywać obliczenia dla kilku modeli aerodynamicznych różniących się kompensacją aerodynamiczną steru, i za miarodajny uznawać gorszy wynik.*
- *Zmiana kompensacji aerodynamicznej, czyli linii podziału statecznik/ster w modelu aerodynamicznym jest prostsza od wprowadzania współczynników korekcyjnych w postaci macierzy WFACT a daje lepsze skutki.*

Instytut Lotnictwa, Warszawa
CNT, Pracownia Kompozytów,
www.ilot.edu.pl

instytutlotnictwa
warszawa



dr inż. Wojciech Chajec
e-mail:
chajec@ilot.edu.pl

Dziękuję za uwagę!

Podziękowanie:

W prezentacji m. in. wykorzystano wyniki uzyskane podczas projektu badawczego realizowanego wg umowy 2224/B/T02/2009/37 zawartej pomiędzy Ministerstwem Nauki i Szkolnictwa Wyższego, Instytutem Lotnictwa i autorem, finansowanego ze środków na naukę w latach 2009..2012.