

ANALIZA REZONANSU POWIETRZNEGO ŚMIGŁOWCA W ZAWISIE

TOMASZ BARTLER

Institut Lotnictwa, Warszawa

JANUSZ NARKIEWICZ

Poitechnika Warszawska, Warszawa

Opracowano model fizyczny umożliwiający analizę wpływu różnych parametrów konstrukcyjnych na rezonans powietrzny śmigłowca. Uwzględniono pięć stopni swobody nieodkształcalnego kadłuba (pominięto odchylenie) oraz trzy stopnie swobody ruchu każdej z łopatek wirnika nośnego odpowiadające obrotom w przegubie zastępczym. Przyjęto możliwość występowania w przegubie tłumienia oraz sprzężeń ruchów łopaty. Obciążenia aerodynamiczne łopatek wyznaczono na podstawie quasi-stacjonarnego, dwuwymiarowego modelu opływu łopaty w oparciu o nieliniowe charakterystyki aerodynamiczne profilu.

Otrzymane równania ruchu całkowano numerycznie w zadanym przedziale czasu. Zaproponowano kryteria ilościowej oceny intensywności rezonansu powietrznego wyznaczane na podstawie otrzymanych przebiegów czasowych i wyników ich analizy harmonicznej.

Podano przykładowe wyniki obliczeń.

Wykaz ważniejszych oznaczeń:

- C_D — współczynnik oporu profilu łopaty,
- C_L — współczynnik siły nośnej profilu łopaty,
- C_m — współczynnik momentu aerodynamicznego profilu łopaty,
- e_x, e_y — współrzędne położenia przegubu zastępczego,
- n_B — liczba łopatek,
- x, y, z — przemieszczenia przegubu zastępczego,
- X, Y, Z — przemieszczenia kadłuba śmigłowca,
- α — kąt obrotu łopaty wokół pionowej osi przegubu,
- β — kąt obrotu łopaty wokół poziomej osi przegubu,

- $\eta_{A\alpha}$ — wskaźnik intensywności rezonansu powietrznego obliczany dla przebiegów czasowych przemieszczenia łopat w płaszczyźnie obrotu,
 $\eta_{A\phi}$ — wskaźnik intensywności rezonansu powietrznego obliczany dla przebiegów czasowych prędkości kątowej przechylenia kadłuba śmigłowca,
 $\eta_{H\alpha}$ — wskaźnik intensywności rezonansu powietrznego obliczany dla wyników analizy harmonicznej przemieszczeń łopat w płaszczyźnie obrotu,
 θ — kąt pochylania kadłuba śmigłowca,
 ϕ — kąt obrotu łopaty wokół jej osi przekreśień,
 Φ — kąt przechylenia kadłuba śmigłowca,
 ψ_i — azymut i - tej łopaty,
 Ψ — kąt odchylenia kadłuba śmigłowca,
 ω_α — częstość drgań własnych łopaty w płaszczyźnie obrotu (odpowiadająca kątowi α),
 ω_β — częstość drgań własnych łopaty w płaszczyźnie ciągu (odpowiadająca kątowi β),
 ω_ϕ — częstość drgań własnych przekręcania łopaty (odpowiadająca kątowi ϕ),
 Ω — prędkość kątowa wirnika nośnego,
 Ω_{nom} — nominalna prędkość kątowa wirnika nośnego.

1. Wstęp

Rezonans powietrzny przejawia się jako sprzężony ruch kadłuba i łopat wirnika nośnego występujący w czasie lotu śmigłowca. Zjawisko to stanowi zagrożenie głównie dla śmigłowców z wirnikami bezprzegubowymi, których łopaty ulegają dużym odkształceniom w płaszczyźnie obrotu. Krytycznym stanem lotu jest zawis. Wzrost poziomej składowej prędkości lotu powoduje ustanie ruchu.

Oprócz właściwego doboru sztywności łopat i głowicy wirnika nośnego istotne znaczenie dla uniknięcia rezonansu powietrznego mają masowe, sztywnościowe oraz kinematyczne sprzężenia ruchów łopat wirnika. Obciążenia aerodynamiczne stanowią dla jednych składowych ruchu wirnika czynnik tłumiący; dla innych składowych mogą powodować dodatkowe wymuszenia.

Analiza rezonansu powietrznego była przedmiotem wielu prac, głównie o charakterze analitycznym. W tabeli I wyszczególniono spotykane w dostępnej literaturze modele fizyczne pogrupowane pod kątem liczby i rodzajów uwzględnianych stopni swobody. Zwraca uwagę fakt pomijania stopni swobody odpowiadających odchyleniu kadłuba śmigłowca i odkształceniom sprężystym kadłuba i łopat.

W artykule podano metodę pozwalającą na analizę wpływu parametrów konstrukcyjnych na rezonans powietrzny opracowaną w oparciu o możliwie prosty model fizyczny zawierający jednak istotne czynniki zidentyfikowane już w poprze-

Tablica 1.

Lp.	Nr w spisie literatury	Ruchy kadłuba						Odształcalny kadłub	Ruchy łopat						Odształcalna łopata
		X	Y	Z	Φ	Θ	Ψ		x	y	z	α	β	ϕ	
1	1*	+	+	+	+	+	-	+	-	-	-	+	+	+	-
2	2	-	-	-	+	+	-	-	-	-	-	+	+	-	-
3	3	+	+	+	+	+	-	-	-	-	-	+	+	+	-
4	4	-	-	-	+	+	-	-	-	-	-	+	+	-	-
5	5**	-	-	-	+	+	-	-	-	-	-	+	+	+	+
6	6	+	+	-	+	+	-	-	+	+	+	+	+	+	-
7	7	-	-	-	+	+	-	-	-	-	-	+	+	-	+-

* — uwzględniono cztery stopnie swobody wynikające z odształcalności kadłuba: dwa odpowiadające zginaniu belki ogonowej i dwa odpowiadające zginaniu wału wirnika nosnego.

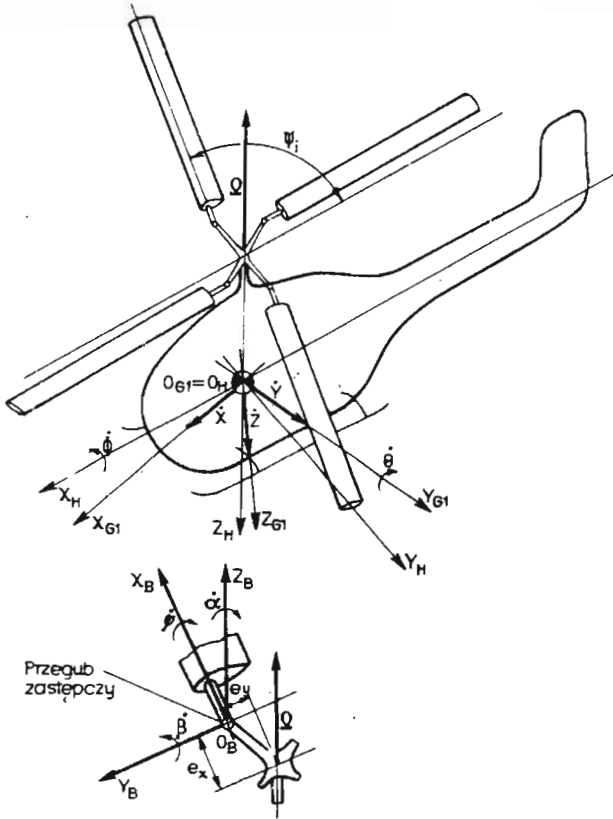
** — łopata modelowana jest metodą sztywnych elementów skończonych.

dnich pracach.

2. Model fizyczny

Najważniejsze założenia dotyczące modelu fizycznego przyjęte w pracy (rys.1):

1. Śmigłowiec jednowirnikowy znajduje się w równowadze w zawisie idealnym.
2. Nieodkształcalny kadłub ma pięć stopni swobody: przechylenie, pochylenie i trzy przemieszczenia.
3. Środek ciężkości kadłuba znajduje się w punkcie przecięcia osi wału z płaszczyzną montażową śmigłowca.
4. Nieodkształcalna łopata zamocowana na przegubie kulistym (przegub następczy) ma trzy stopnie swobody odpowiadające obrotom w przegubie.
5. W przegubie uwzględniono możliwość występowania tłumienia, momentów sprężystych oraz sprzężenia sztywnościowego poszczególnych ruchów a także konstrukcyjne kąty zaklinowania łopat.



Rys. 1.

6. Prędkość kątowna wirnika nośnego jest stała.
7. Obciążenia aerodynamiczne kadłuba śmigłowca pominięto.
8. Przyjęto dwuwymiarowy, quasi-stacjonarny, nieściśliwy model opływu łopaty z uwzględnieniem rzeczywistych przebiegów statycznych charakterystyk profilu łopaty w przedziale kątów natarcia od -180° do 180° .
9. Uwzględniono straty końcowe sił aerodynamicznych na łopatach w ten sposób, że skrajne 4% długości łopaty nie wytwarza siły nośnej.
10. Prędkość indukowaną obliczono z wykorzystaniem teorii strumieniowej dla przyjętego równomiernego rozkładu prędkości indukowanej wzdłuż łopaty.

3. Równania ruchu

Równania ruchu wyprowadzono na podstawie zasady D'Alamberta jako równania równowagi obciążeń działających na kadłub i łopaty w odpowiednich układach współrzędnych (rys.1). Uwzględniono działanie sił: bezwładności, ciężkości, aerodynamicznych, sprężystości i tłumienia.

Otrzymano :

— trzy równania sił działających na kadłub w układzie współrzędnych $0_H X_H Y_H Z_H$ związanym ze środkiem ciężkości kadłuba śmigłowca :

$$\sum_{i=1}^{n_B} \mathbf{F}_{mBH_i} + \mathbf{F}_{mH} = \sum_{i=1}^{n_B} \mathbf{F}_{aBH_i} + \mathbf{F}_{gH}, \quad (3.1)$$

gdzie :

- \mathbf{F}_{mBH_i} — siły bezwładności działające na kadłub od i -tej łopaty,
- \mathbf{F}_{mH} — siły bezwładności wynikające z ruchu kadłuba,
- \mathbf{F}_{aBH_i} — siły aerodynamiczne działające na kadłub od i -tej łopaty,
- \mathbf{F}_{gH} — siły ciężkości działające na kadłub;

— dwa równania momentów sił względem środka ciężkości kadłuba śmigłowca w układzie współrzędnych $0_H X_H Y_H Z_H$ odpowiadające przechyleniu i pochylaniu :

$$\sum_{i=1}^{n_B} \mathbf{M}_{mBH_i} + \mathbf{M}_{mH} - \sum_{i=1}^{n_B} [\mathbf{M}_{sBH_i} + \mathbf{M}_{tH_i}] = \sum_{i=1}^{n_B} \mathbf{M}_{aBH_i}, \quad (3.2)$$

gdzie :

- \mathbf{M}_{mH} — momenty sił bezwładności wynikające z ruchu kadłuba,
- \mathbf{M}_{mBH_i} — momenty sił bezwładności działających na kadłub od i -tej łopaty wynikające z rozstawienia przegubów,
- \mathbf{M}_{sH_i} — momenty sprężystości w i -tym przegubie zastępczym,
- \mathbf{M}_{tH_i} — momenty tłumienia w i -tym przegubie zastępczym,
- \mathbf{M}_{aBH_i} — momenty aerodynamiczne od i -tej łopaty wynikające z rozstawienia przegubów;

— trzy razy n_B równań momentów sił działających na łopatę względem środka przegubu zastępczego:

$$\mathbf{M}_{mB_i} + \mathbf{M}_{sB_i} + \mathbf{M}_{tB_i} = \mathbf{M}_{aB_i}, \quad (3.3)$$

gdzie :

- M_{mBi} — momenty od sił bezwładności działające na łopate,
- M_{sBi} — momenty sprężystości w przegubie zastępczym,
- M_{tBi} — momenty tłumienia w przegubie zastępczym,
- M_{aBi} — momenty sił aerodynamicznych.

Równania te zaprogramowano na EMC w celu całkowania numerycznego.

4. Metoda rozwiązania

Proponowana metoda analizy rezonansu powietrznego składa się z następujących etapów:

- obliczenie warunków równowagi śmigłowca,
- całkowanie równań ruchu dla przyjętego sposobu zaburzenia ruchu (warunków początkowych),
- określenie ilościowego wskaźnika rezonansu powietrznego.

W pierwszej fazie obliczeń wyznaczane są skok ogólny wirnika nośnego wymagany do zawisu śmigłowca oraz odpowiadające warunkom zawisu kąty ustalonych wychyleń łopat w przegubach.

W drugiej fazie obliczeń dla założonego początkowego zaburzenia warunków równowagi i przyjętej liczby obrotów wirnika równania ruchu są całkowane numerycznie. Następnie dokonywana jest analiza harmoniczna otrzymanych przebiegów czasowych.

W trzeciej fazie obliczeń określone są wskaźniki η intensywności rezonansu powietrznego. Podstawą przyjęcia takiego sposobu oceny stopnia zagrożenia rezonansem powietrznym były następujące spostrzeżenia:

1. Wyniki całkowania numerycznego równań ruchu dotyczą: skończonego przedziału czasu, jednego zbioru warunków początkowych i jednego zestawu danych liczbowych określających parametry konstrukcyjne śmigłowca. Ocena stopnia zagrożenia i intensywności rezonansu powietrznego na podstawie porównania przebiegów czasowych dla różnych przypadków może mieć charakter subiektywny.
2. Analizując zaburzony ruch śmigłowca w zawisie można pominąć jako niezwiązane z rezonansem powietrznym:
 - długookresowe ruchy kadłuba odpowiadające niestateczności pochylenia i przechylania śmigłowca w zawisie,
 - ruchy łopat niesprężone z ruchem kadłuba,
 - drgania łopat o częstości bezwymiarowej jeden jako wymuszane przez poziome składowe prędkości śmigłowca.
3. Po wykonaniu pewnej grupy obliczeń przykładowych zauważono, że rozbieżność ruchu typu rezonans powietrzny (a więc o częstości rzędu kilku-kilkunastu Hz)

przejawia się najwyraźniej dla kątów: α ruchu łopat w płaszczyźnie obrotu i ϕ przechyłania kadłuba śmigłowca.

Na podstawie tych spostrzeżeń zaproponowano, aby dla ilościowej oceny intensywności rezonansu powietrznego wykorzystywać wielkość analogiczną do dekrementu drgań :

$$\eta = \frac{\ln(a_2/a_1)}{t}. \quad (4.1)$$

Rezonans powietrzny występuje wtedy, gdy $\eta > 0$.

Sposób przyjmowania a_1 i a_2 dla najczęściej spotykanych przebiegów pokazano na rys.2¹.

W przypadku wystąpienia dudnień a_1 i a_2 określane są jako kolejne maksymalne amplitudy drgań (rys.3).

W niektórych przypadkach wygodne jest obliczanie η dla wyników analizy harmonicznej. W tym przypadku a_1 i a_2 określane są jako średnia z zawartości dominujących harmonicznych dla łopaty pierwszej i trzeciej (rys.4).

5. Obliczenia przykładowe

Obliczenia przykładowe przeprowadzono dla danych liczbowych odpowiadających śmigłowcowi klasy "Sokół". Parametrami obliczeń były: częstości drgań własnych łopat w płaszczyznach obrotu i ciągu oraz prędkość kątowna wirnika.

Na rys.2÷3 pokazano przykładowe przebiegi w funkcji czasu dla $\omega_\alpha = 0.616$, $\omega_\beta = 0.08$, $\omega_\phi = 3.897$, $\Omega = 2\Omega_{nom}$. Na rys.4 pokazano wyniki analizy harmonicznej dla przebiegów czasowych przemieszczeń łopat w płaszczyźnie obrotu dla wyżej opisanych danych. Analizę harmoniczną przebiegów czasowych wykonano dla przedziału czasu odpowiadającego czterem obrotom wirnika nośnego.

Na rys.5÷8 pokazano przebiegi czasowe dla:

$$\omega_\alpha = 0.616, \quad \omega_\beta = 0.08, \quad \omega_\phi = 3.897, \quad \Omega = 1.4\Omega_{nom}.$$

Na rys.9 pokazano zależność od prędkości kątownej wirnika nośnego Ω wskaźnika intensywności rezonansu powietrznego η dla trzech omówionych sposobów jego określania. Prezentowane na rys.9 wyniki otrzymano dla $\omega_\alpha = 0.616$, $\omega_\beta = 0.08$, $\omega_\phi = 3.897$. Jak widać na rysunku wszystkie wskaźniki dają zbliżone rezultaty.

W zakresie roboczych prędkości kątownych wirnika nośnego dla wykorzystanego zestawu danych nie występuje rezonans powietrzny.

¹Rysunki na końcu pracy

6. Podsumowanie

Opracowany model fizyczny śmigłowca zawiera istotne cechy rzeczywistej konstrukcji wpływające na występowanie rezonansu powietrznego.

Przeprowadzone obliczenia wykazały, że rezonans powietrzny najwyraźniej przejawia się dla ruchu łopat w płaszczyźnie obrotu i dla przechylania śmigłowca.

Zaproponowane kryteria ilościowej oceny intensywności zjawiska dają zbliżone wyniki.

7. Literatura

1. R.T.LYTWYN, W.MIAO, W.WOITSCH, *Airborne and Ground Resonance of Hingeless Rotors*, JAHS, Vol.16, No.2, 1971
2. J.NAGABHUSHANAM, G.H.GAONKAR, *Rotocraft Air Resonance in Forward Flight with Various Dynamic Inflow Models and Aeoclastic Couplings*, Vertica, Vol.8, No.4, 1984
3. J.C.BALDOCK, *Some Calculations for Air Resonance of a Helicopter with Non-Articulated Rotor Blades*, ARC R&M 3744, 1972
4. A.R.S.BRAMWELL, *An Introduction to Helicopter Air Resonance*, ARC R&M 3777, 1972
5. R.E.DONHAM, S.V.CARDINALE, I.B.SACHS, *Ground and Air Resonance Characteristics of a Soft-In-Plane Rigid-Rotor System*, JAHS, Vol.14, No.4, 1969
6. D.H.HODGES, *An Aeromechanical Stability Analysis for Bearingless Rotor Helicopters*, JAHS, Vol.24, No.1, 1979
7. P.A.BLELLOCH, P.P.FRIEDMANN, *A Study of Some Approximations in the Modeling of a Coupled Rotor/Fuselage Aeromechanical System*, Vertica, Vol.11, No.3, 1987

Summary

The physical model for analysing influence of different parameters on helicopter air resonance has been developed. We have considered rigid fuselage of five degrees of freedom (yaw excluded) and three degrees of freedom for each rotor blade in equivalent hinge. The possibility of damping and kinematic coupling in equivalent hinges were taken into account. The aerodynamic loads have been computed from 2-D, quasi-steady model with nonlinear profile aerodynamic characteristics.

The equations of motion have been integrated numerically for a given period of time. The quantitative criterions for air resonance intensity estimation based on numerical integration and harmonic analysis results were proposed.

The sample calculation results are presented.

Резюме

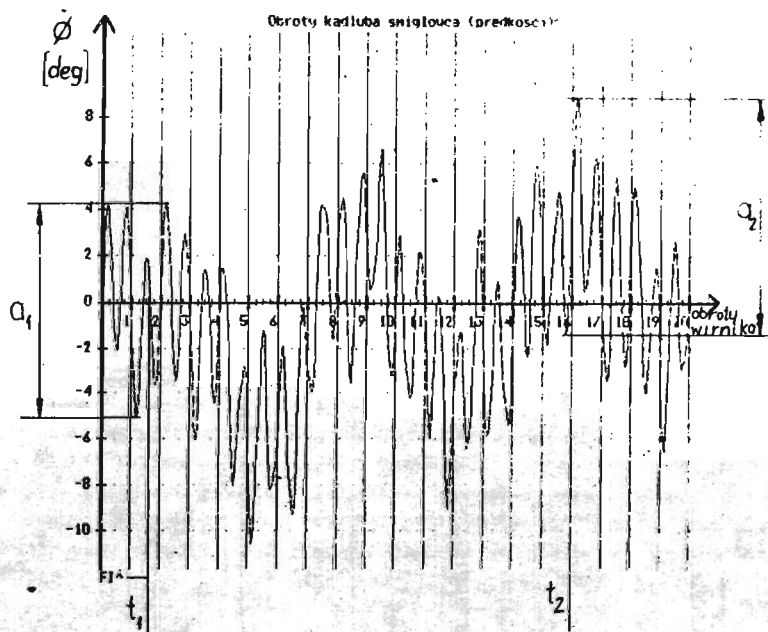
Разработана физическая модель для оценки влияния разных конструктивных параметров на воздушный резонанс вертолёта. Принято пять степеней свободы жесткого фюзеляжа (без рыскания) и три степени свободы жесткой лопасти воздушного винта соответствующих вращениям в эквивалентном шарнире. Принято возможность существования демпфирования и кинематических связей между оборотами лопасти.

Аэродинамические нагрузки определены на основе квазистационарной, двумерной модели обтекания на основе нелинейных аэродинамических характеристик профилей лопасти.

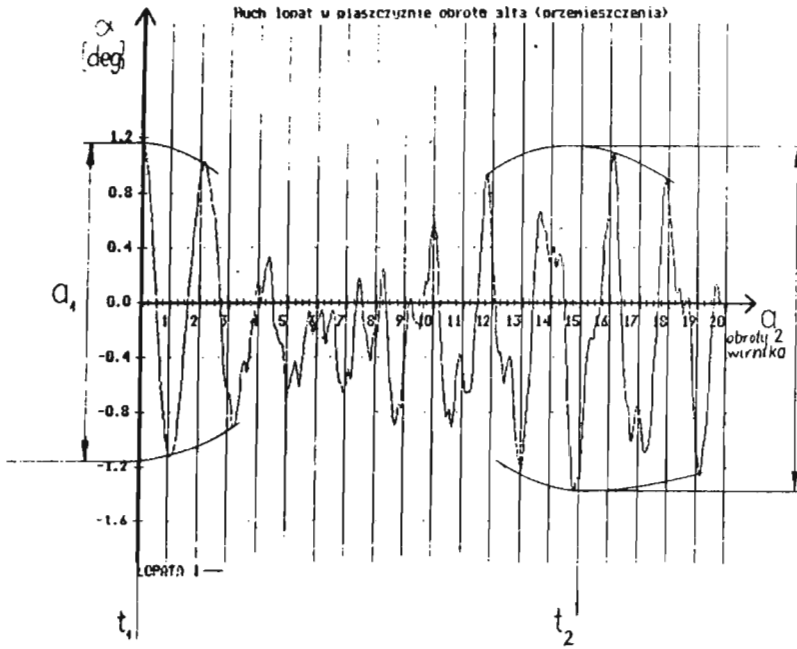
Полученные управления движения численно интегрированы на заданном отрезке времени. Предложены количественные критерии оценки мощности воздушного резонанса определены на основе полученных результатов интегрирования и их гармонического анализа.

Даны также промеры результатов некоторых вычислений.

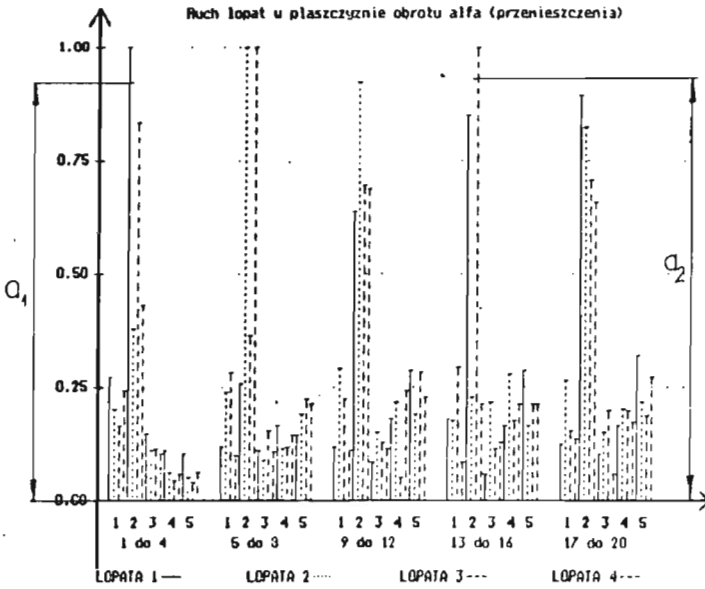
Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 października 1988 roku



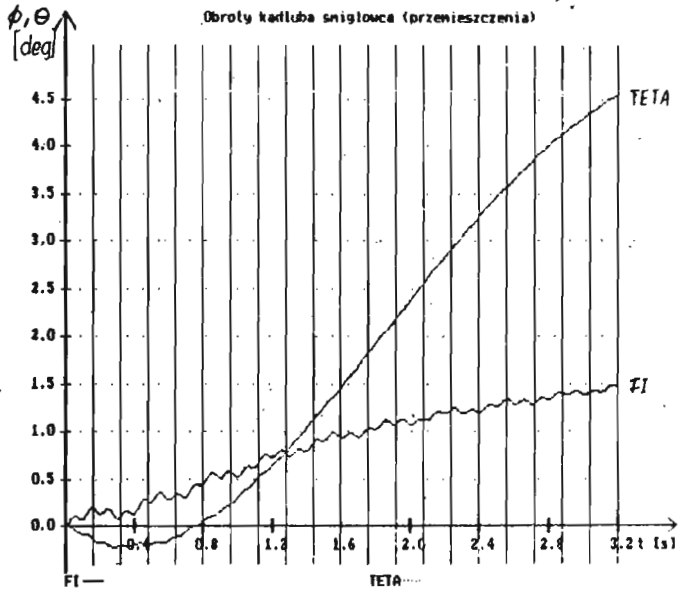
Rys. 2.



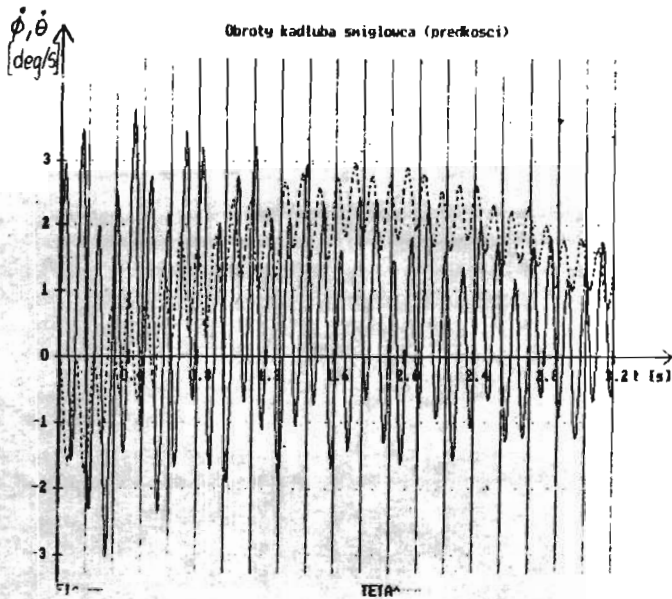
Rys. 3.



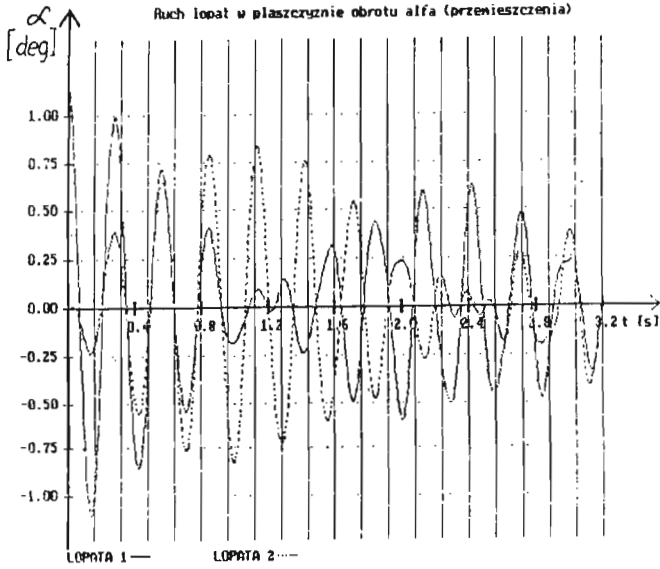
Rys. 4.



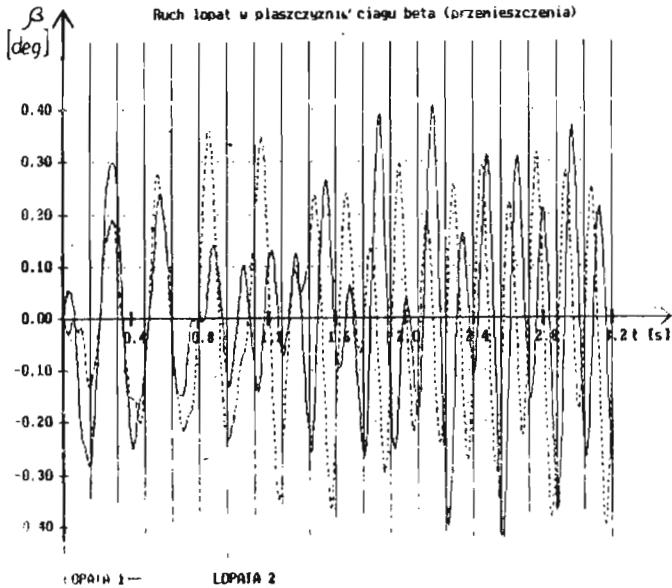
Rys. 5.



Rys. 6.

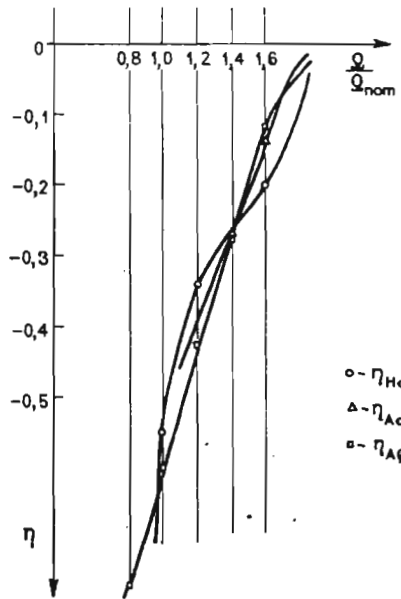


Rys. 7.



Rys. 8.

ANALIZA REZONANSU ŚMIGŁOWCA



Rys. 9.