

METODA SYNTEZY ALGORYTMU ADAPTACJI UKŁADU STABILIZACJI SAMOŁOTU

WŁADYSŁAW JAROMINEK

Polska Akademia Nauk, Warszawa

TADEUSZ STEFAŃSKI

Politechnika Świętokrzyska, Kielce

1. Wprowadzenie

Parametry modelu matematycznego samolotu zmieniają się wraz ze zmianą wysokości i prędkości lotu, co w przypadku automatyzacji jego pilotażu wymaga często zastosowania sterowania adaptacyjnego. Poniżej rozważony będzie przypadek, gdy na początkowym etapie syntezy układu sterowania i stabilizacji znane są charakterystyki samolotu w całym zakresie wysokości i prędkości lotu. Wykorzystanie tego faktu pozwala na znaczne uproszczenie algorytmów adaptacji, gdyż możliwe jest zastosowanie zmiany nastaw parametrów autopilota w układzie z otwartym torem adaptacji.

Istotnym problemem jest tutaj wybór odpowiedniej struktury autopilota i uogólnionego wskaźnika informacji o bieżących charakterystykach samolotu. Wartości tego wskaźnika stanowić będą podstawę do zmiany nastaw parametrów autopilota. Dla celów informacji przydatne są takie dane jak: liczba Macha Ma , ciśnienie dynamiczne q , wysokość H , współczynniki transmitancji samolotu K_n i $K_{\dot{\gamma}}$. Metodyka wyboru wskaźnika, właściwego dla danej konstrukcji samolotu, przedyskutowana zostanie w oparciu o parametry aerodynamiczne znanego z literatury samolotu F-101B [2].

Podany sposób syntezy algorytmu adaptacji nie pozwala zunifikować obwodu adaptacji, tzn. wymaga indywidualnej analizy dla każdego typu samolotu. Ponadto niezbędna jest tu duża ilość badań eksperymentalnych lotów w celu wyznaczenia wartości parametrów modelu matematycznego samolotu dla różnych warunków lotu. Metodykę postępowania przedstawiono na przykładzie kanału podłużnego samolotu.

2. Sformułowanie zadań i ustalenie struktury autopilota

Model matematyczny kanału podłużnego samolotu w quasi-stacjonarnych warunkach lotu przyjęto w postaci następujących transmitancji [2]:

$$G_{\dot{\delta}}(s) = \frac{\dot{\delta}(s)}{\delta(s)} = \frac{K_{\dot{\delta}}(1 + T_1 s)}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1} \quad (1)$$

$$G_n(s) = \frac{n(s)}{\delta(s)} = \frac{K_n(1 - T_2^2 s^2)}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1}, \quad (2)$$

gdzie: $\dot{\delta}$ — prędkość kątowa pochylenia; n — przeciążenie normalne;

δ — kąt wychylenia steru; T , T_1 i T_2 — stałe czasowe;

ξ — współczynnik tłumienia; $K_{\dot{\delta}}$ i K_n — statyczne współczynniki wzmacnienia.

Podstawowym zadaniem autopilota jest stabilizacja zadanego poziomu charakterystyk stabilności i sterowalności samolotu. Nie mniej ważnym problemem jest również aktywne tłumienie zakłóceń podczas lotu w turbulentnej atmosferze. Tłumienie zakłóceń odbywa się dzięki oddziaływaniu ujemnego sprzężenia zwrotnego; inne rozwiązanie nie jest możliwe ze względu na brak możliwości dokładnego pomiaru zakłóceń. Stopień tego tłumienia w sposób istotny zależy od struktury i charakterystyk układu samolot-autopilot. Na podstawie symulacji cyfrowej kilku struktur autopilota stwierdzono [2], że najbardziej efektywną strukturą, w przypadku zastosowania otwartego obwodu adaptacji, jest struktura w postaci regulatora parametrycznego, zastosowanego w obwodzie sprzężenia zwrotnego, czyli

$$u(t) = K_1(t)x(t) + K_2(t)\dot{\delta}(t) + K_3(t)n(t), \quad (3)$$

przy czym:

$u(t)$ — sygnał wyjściowy z autopilota,

$x(t)$ — przemieszczenie drążka sterowego przez pilota,

$K_1(t)$, $K_2(t)$ i $K_3(t)$ — parametry autopilota.

Dodatkową zaletą tej struktury jest wykorzystywanie informacji o sygnałach bezpośrednio mierzalnych. Wprowadzenie do struktury autopilota parametru $K_1(t)$ ma na celu zapewnienie stabilizacji charakterystyk statycznych sterowalności.

Przyjmując, że człon wykonawczy autopilota włączony jest do układu stabilizacji różnicowo (rys. 1), przemieszczenie steru $\delta(t)$ określone jest zależnością

$$\delta(t) = K_s[K_d x(t) - K_p u(t)], \quad (4)$$

gdzie: K_s , K_d i K_p — odpowiednio współczynniki wzmacnienia układu przemieszczenia steru, układu drążka sterowniczego i członu wykonawczego autopilota. Wobec tego, uwzględniając równanie (1), (2), (3) i (4), odpowiednie transmitancje układu zamkniętego samolot-autopilot mają postać

$$G_{\dot{\delta}z}(s) = \frac{\dot{\delta}(s)}{x(s)} = \frac{K_{\dot{\delta}z}(1 + T_1 s)}{T_z^2 s^2 + 2\xi_z T_z s + 1}, \quad (5)$$

$$G_n(s) = \frac{n(s)}{x(s)} = \frac{K_{nz}(1 - T_2^2 s^2)}{T_z^2 s^2 + 2\xi_z T_z s + 1}, \quad (6)$$

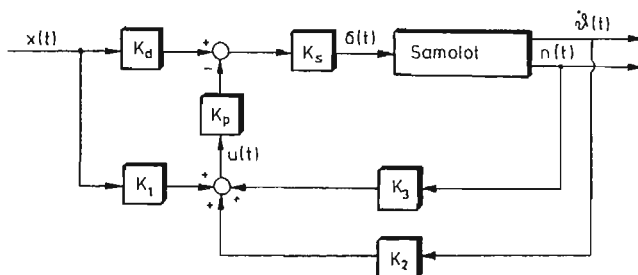
przy czym:

$$K_{\dot{\delta}z} = \frac{K_{\dot{\delta}}(K_d - K_1 K_p)}{1 + K_2 K_{\dot{\delta}} K_p + K_3 K_n K_p}, \quad K_{nz} = \frac{K_n}{K_{\dot{\delta}}} K_{\dot{\delta}z},$$

$$T_z^2 = \frac{T^2 - K_3 K_n K_p T_2^2}{1 + K_2 K_{\dot{\delta}} K_p + K_3 K_n K_p},$$

$$\xi_z = \frac{2\xi T + K_2 K_{\dot{\delta}} K_p T_1}{2\sqrt{(1 + K_2 K_{\dot{\delta}} K_p + K_3 K_n K_p)(T^2 - K_3 K_n K_p T_2^2)}}.$$

Model matematyczny układu zamkniętego reprezentowany jest przez dwie transmitancje, gdyż stabilizacja prędkości kątowej pochylenia $\dot{\vartheta}(t)$ nie zawsze zapewnia poprawny przebieg sygnału przyspieszenia normalnego $n(t)$. Transmitancje (5) i (6) określono dla quasi-stacjonarnych warunków lotu, tzn. przy założeniu, że parametry autopilota $K_1(t)$, $K_2(t)$ i $K_3(t)$ są stałe.



Rys. 1. Schemat układu stabilizacji samolotu w kanale podłużnym

3. Synteza algorytmu adaptacji

Transmitancje (5) i (6) układu samolot-autopilot posiadają równania charakterystyczne stopnia drugiego. Algorytmy adaptacji należy określić tak, aby dla każdego warunków lotu występował zadowalający charakter procesu przejściowego przyspieszenia normalnego $n(t)$ i prędkości kątowej $\dot{\vartheta}(t)$. Na ogół dla samolotu naddźwiękowego wystarczy określić parametry autopilota korzystając z ograniczeń nałożonych na charakterystyki dynamiczne prędkości kątowej $\dot{\vartheta}(t)$ i na charakterystyki statyczne przyspieszenia $n(t)$. Wynika to stąd, że $\dot{\vartheta}(t)$ charakteryzuje się mniejszym tłumieniem procesu przejściowego, co związane jest z bliższym położeniem zera transmitancji (5) względem początku układu współrzędnych płaszczyzny zmiennej zespolonej s , niż jest to w przypadku transmitancji (6).

W przypadku równania charakterystycznego drugiego stopnia algorytmy adaptacji można określić posługując się dwoma warunkami syntezy: warunkiem stabilizacji wartości stałej czasowej T_z i maksymalnego przeregulowania σ_p odpowiedniego sygnału wyjściowego albo warunkiem stabilizacji wartości T_z i współczynnika tłumienia ξ_z .

Pierwszy warunek syntezy jest o tyle dogodniejszy, że pozwala łatwo dobierać takie położenie biegunów, aby zero (lub zera) transmitancji układu zamkniętego było odpowiednio kompensowane. Stopień kompensacji zer zależy będzie od wartości nałożonego ograniczenia na σ_p . Ujemną stroną tego warunku są złożone i najczęściej uwikłane równania określające parametry autopilota.

Drugi warunek syntezy pozwala natomiast otrzymać dużo prostsze związki na parametry autopilota; kompensowanie wpływu zer na proces przejściowy nie jest jednak możliwe, o ile zadano stałe położenie biegunów (czyli $T_z = \text{const}$ i $\xi_z = \text{const}$). Zadawanie zmiennych położenia biegunów jest zbyt kłopotliwe i dlatego z tego warunku można z powodzeniem korzystać wówczas, gdy wpływ zer na proces przejściowy jest nieznaczący.

Poniżej weźmie się pod uwagę tylko pierwszy warunek syntezy. Ogólnie transmitancję

układu zamkniętego, dla kanału podłużnego samolotu, można zapisać w postaci:

$$G(s) = K \frac{\prod_{i=1}^n |p_i| \prod_{j=1}^r (s-z_j) \prod_{j=r+1}^m (z_j-s)}{\prod_{j=1}^m |z_j| \prod_{i=1}^n (s-p_i)}, \quad (7)$$

gdzie: K — współczynnik wzmocnienia układu,

p_i — bieguny transmitancji, $i = 1, 2, \dots, n$,

z_j — zera transmitancji, przy czym r zer leży po stronie lewej, a $m-r$ po prawej stronie płaszczyzny s , $j = 1, 2, \dots, m$, $m \leq n$.

Zakładając, że wpływ zer jest nieznaczny, a więc biegunami dominującymi są bieguny zespolone, to związki określające proces przejściowy wielkości wyjściowej $y(t)$ i momenty czasu t_k wartości ekstremalnych tego procesu są następujące [2]:

$$y(t) = K \left\{ 1 + 2 \prod_{i=2}^n \frac{|p_i|}{|p_1 - p_i|} \prod_{j=1}^m \frac{|p_1 - z_j|}{|z_j|} e^{\sigma_1 t} \cos(\omega_1 t + \varphi_1) \right\}, \quad (8)$$

$$t_k = \frac{1}{\omega_1} \left\{ \pi k + \sum_{i=3}^n \arg(p_1 - p_i) - \sum_{j=1}^r \arg(p_1 - z_j) - \sum_{j=r+1}^m \arg(z_j - p_1) \right\}, \quad (9)$$

przy czym:

$$\varphi_1 = \sum_{j=1}^r \arg(p_1 - z_j) + \sum_{j=r+1}^m \arg(z_j - p_1) - \arg p_1 - \sum_{i=2}^n \arg(p_1 - p_i),$$

$p_1 = \sigma_1 + j\omega_1$ — biegun dominujący,

$k = 0, 1, \dots$ — ilość punktów ekstremalnych procesu przejściowego $y(t)$.

Maksymalne przeregulowanie σ_p procesu $y(t)$ określone jest następująco:

$$\sigma_p = \prod_{i=3}^n \frac{|p_i|}{|p_1 - p_i|} \prod_{j=1}^m \frac{|p_1 - z_j|}{|z_j|} e^{-|\sigma_1| t_1}. \quad (10)$$

W przypadku biegunów rzeczywistych maksymalne przeregulowanie przyjmuje następującą postać

$$\sigma_p = \sum_{p_k} \frac{(-1)^{m-r} \prod_{i=1}^n |p_i| \prod_{j=1}^m (p_k - z_j)}{p_k \prod_{j=1}^m |z_j| \prod_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^n (p_k - p_i)}. \quad (11)$$

Równania (10) i (11) pozwalają uwzględnić w modelu matematycznym układu zamkniętego dynamikę członów wykonawczych i czujników pomiarowych. Jednakże efekty uzyskane z tego faktu są dużo mniejsze w porównaniu z trudnościami, które napotyka się przy rozwiązywaniu tych równań. Z tego też względu do dalszych rozważań wygodniej jest chwilowo pominąć dynamikę wspomnianych wyżej urządzeń.

Dla transmitancji (5) i (6) maksymalne przeregulowanie σ_p odpowiednio wynosi:

$$\sigma_p = \frac{|p_1 - z_1|}{|z_1|} e^{-\frac{|\sigma_1|}{\omega_1} (\pi - \arg(p_1 - z_1))},$$

oraz

$$\sigma_p = \frac{|p_1 - z_2||p_1 - z_3|}{z_2^2} e^{-\frac{|\sigma_1|}{\omega_1} (\pi - \arg(p_1 - z_2) - \arg(z_3 - p_1))},$$

gdzie:

$$p_1 = \sigma_1 + j\omega_1 = -\xi_z \omega_z + j\omega_z \sqrt{1 - \xi_z^2},$$

$$z_1 = -\frac{1}{T_1}, \quad z_2 = -\frac{1}{T_2}, \quad z_3 = \frac{1}{T_2}.$$

W przypadku biegunów rzeczywistych maksymalne przeregulowanie dla transmitancji (5) wynosi:

$$\sigma_p = \frac{p_2(p_1 - z_1)}{(p_1 - p_2)|z_1|} e^{p_1 t_1} + \frac{p_1(p_2 - z_1)}{(p_2 - p_1)|z_1|} e^{p_2 t_1},$$

a dla transmitancji (6):

$$\sigma_p = -\frac{p_2 \prod_{j=2}^3 (p_1 - z_j)}{(p_1 - p_2)z_2^2} e^{p_1 t_1} - \frac{p_1 \prod_{j=2}^3 (p_2 - z_j)}{(p_2 - p_1)z_2^2} e^{p_2 t_1},$$

przy czym t_1 określono z warunku $\left. \frac{dy(t)}{dt} \right|_{t_1} = 0$.

Przyjmując, że maksymalne przeregulowanie σ_p i stała czasowa T_z powinny być utrzymane na określonym zadanym poziomie, oznaczonym odpowiednio przez σ i T , można ustalić warunki syntezy w postaci:

$$\sigma_p = \sigma, \quad (12)$$

$$T_z = T. \quad (13)$$

Przy wyborze wartości σ i T należy zwrócić uwagę na fakt, że są one ograniczone maksymalnym wychyleniem steru [2]. Jako wielkość wyjściową $y(t)$ należy wziąć tę, która charakteryzuje się mniejszym tłumieniem.

Parametr autopilota $K_1(t)$ określono z warunku stabilizacji wartości współczynnika wzmocnienia K_{nz} transmitancji (6), a więc:

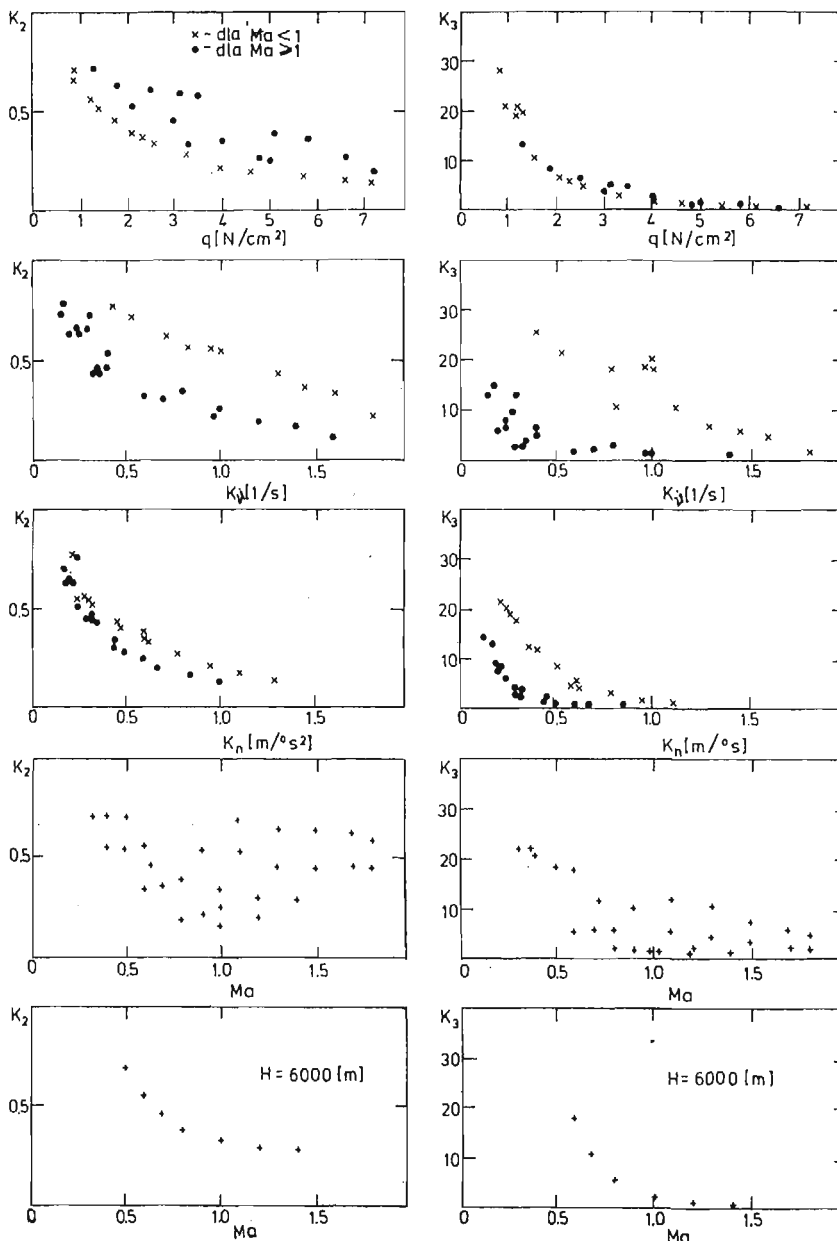
$$K_{nz} = K_z, \quad (14)$$

gdzie K_z jest współczynnikiem zadanym.

4. Aproksymacja algorytmów adaptacji

W przypadku pełnej informacji a priori o charakterystykach aerodynamicznych samolotu nie ma potrzeby określania na bieżąco wartości parametrów autopilota, w oparciu o przyjęte kryterium syntezy. Efekty zbliżone można uzyskać stosując adaptację w układzie otwartym, w której algorytm adaptacji określany jest w zależności od bieżącej wartości

pośredniego wskaźnika informacji o właściwościach statycznych i dynamicznych obiektu. Tym wskaźnikiem informacji może być liczba Macha Ma , liczba Ma i wysokość H , ciśnienie dynamiczne q oraz współczynnik wzmocnienia K_n lub K_β . Wybór wskaźnika informacji o charakterystykach samolotu należy przeprowadzić dla konkretnej struktury autopilota i modelu matematycznego samolotu.



Rys. 2. Wpływ pośrednich wskaźników informacji o charakterystykach aerodynamicznych samolotu na rozkład wartości parametrów autopilota K_2 i K_3

W oparciu o warunki (12) i (13) określono dla modelu matematycznego samolotu F-101B [2] wartości parametrów autopilota dla różnych wartości wysokości H i prędkości Ma lotu. Obliczone parametry zestawiono na rys. 2, dla różnych wskaźników informacji. Zestawienie wykonano tylko dla parametrów K_2 i K_3 ; parametr K_1 może być z łatwością wyznaczony z warunku (14). Analizując rys. 2 można zauważyć, że na szczególną uwagę zasługują takie wskaźniki, jak: q , K_b , K_n oraz Ma i H . W oparciu o bieżący pomiar Ma praktycznie nie jest możliwe nastrajanie parametrów autopilota, gdyż rozrzut wartości jest zbyt duży (rys. 2d). Ponadto trudno aproksymować tę zależność odpowiednią krzywą analityczną lub krzywą odcinkami analityczną.

Dobre wyniki uzyskuje się nastrajając parametry autopilota w zależności od wartości K_n lub też K_b , jednakże w tym przypadku niezbędna jest identyfikacja modelu matematycznego samolotu. Przy aproksymacji należy uwzględnić tu dwa przypadki, a mianowicie: przypadek $Ma \leq 1$ oraz $Ma > 1$.

Na szczególną uwagę zasługuje adaptacja według wartości q lub Ma i H , przy czym w przypadku wskaźnika q dla prędkości $Ma > 1$ uzyskuje się gorsze wyniki. Dużo lepsze wyniki uzyskano nastrajając parametry K_2 i K_3 w zależności od Ma i H (rys. 2e). Problem ten można rozwiązać dwojako:

- obliczone wartości parametrów autopilota dla różnych zakresów wartości Ma i H należy wczytać do pamięci np. mikrokomputera, a następnie podczas lotu wywoływać je dla odpowiednich wartości powyższych mierzonych wielkości,
- zależność $K_2(Ma)$ i $K_3(Ma)$ aproksymować odpowiednimi krzywymi dla stałych wartości H , przy czym zakres zmian wysokości lotu H należy podzielić na 5÷10 przedziałów.

Zastosowanie ostatniej metody adaptacji pozwala uzyskać jednoznaczne wartości parametrów K_2 i K_3 dla różnych kombinacji wartości Ma i H . Istnieje tu dodatkowo możliwość wprowadzenia pomocniczego układu, który oceniając zmianę wartości przyjętego wskaźnika jakości na sygnał próbny o niewielkiej amplitudzie korygowałby wartość jednego z nastrajanych parametrów.

5. Podsumowanie

W artykule zaproponowano ogólną metodę syntezy algorytmów adaptacji na przykładzie modelu matematycznego samolotu F-101B. Idea tej metody polega na wyszukiwaniu pośredniego wskaźnika informacji, a następnie na aproksymacji wyznaczonych wartości parametrów autopilota funkcjami, które jednocześnie są algorytmami adaptacji. Najwygodniej wybrać taki wskaźnik informacji, aby zapewniał dobrą jakość adaptacji, a jednocześnie był bezpośrednio mierzalny. Oczywiście wyboru wskaźnika informacji i aproksymacji należy dokonać dla modelu matematycznego samolotu, do którego projektuje się układ sterowania.

W przedstawionej metodzie syntezy algorytmów adaptacji nie uwzględniono wpływu dynamiki czujników pomiarowych i urządzeń wykonawczych na dynamikę układu samolot—autopilot. Dynamikę tych urządzeń można uwzględnić korygując wartość jednego z nastrajanych parametrów, np. K_2 lub K_3 , przy stałej wartości pozostałych. Korekcję taką można przeprowadzać podczas lotów próbnych lub też za pośrednictwem symulacji cyfrowej.

Literatura

1. Й. А. НИКОЛАЕВ, Е. Д. ТЕРЯЕВ, Б. М. САМРИКОВ, *Адаптивная цифровая система управления самолёта*. Труды VII Международного Симпозиума ИФАК, Ереван 1974.
2. Т. STEFAŃSKI, *Zagadnienie syntezy dyskretnego, adaptacyjnego układu sterowania samolotu w kanale podłużnym*. Rozprawa doktorska. Kraków, AGH 1978.

Резюме

МЕТОД СИНТЕЗА АЛГОРИТМА АДАПТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ САМОЛЁТА

В работе предложено общий метод синтеза алгоритмов адаптирования продольного канала на примере сверхзвукового самолёта. В основе метода лежит определение посредственного показателя информации о значениях параметров математической модели самолёта, а затем определение изменений значений параметров системы стабилизации в функции значения посредственного показателя информации. Эту зависимость аппроксимировано аналитической функцией, которая является алгоритмом адаптирования системы стабилизации. Показатель информации определено выходя из условия обеспечения заданного качества переходного процесса системы стабилизации.

Summary

METHOD OF SYNTHESIS OF ADAPTATION ALGORITHM OF STABILIZATION SYSTEM OF AIRCRAFT.

In the paper we have proposed a general method of syntesis of adaptation algorithms on the example of the oblong channel of the supersonic aircraft. The method consists in, firstly, defining the transient criterion of information about the values of parameters of the mathematical model and secondly, determining the changes of the values of the parameters of stabilization system in the function the values of which have been approximated by an analytic function i.e., the algorithm of adaptation of stabilization system of aircraft. The criterion of information is defined for a given mathematical model of aircraft from the condition that the appropriate quality of transient process of stabilization system has been achieved.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 19 marca 1986 roku.