

2

POLSKA
RZECZPOSPOLITA
LUDOWA



URZĄD
PATENTOWY
PRL

OPIS PATENTOWY

55175

Patent dodatkowy
do patentu _____

Kl. 62 c, 27/03

Zgłoszono: 08. III. 1966 (P 113 381)

Pierwszeństwo: 11 III 1965 Czechosłowacja

MKP B 64 d, 43/02

Opublikowano: 17. IV 1968

UKD

Twórca wynalazku: Bohumil Mirtes

Właściciel patentu: Vyzkumny ustav matematických stroju, Praga (Czechosłowacja)

Simulator startu samolotu

1

Przedmiotem wynalazku jest symulator startu samolotu przy symulatorze lotu.

Występujące przy starcie samolotu przebiegi mają bardzo skomplikowany charakter tak, że nie mogą być dokładnie odtworzone. W znanych układach symulatora lotu wprowadza się różne uproszczenia, które ułatwiają konstrukcję symulatora przy określonych odchyleniach symulacji od rzeczywistości. Wady znanych układów występują przede wszystkim w odtwarzaniu przebiegów, które rozwijają się w końcowej fazie startu przed momentem oderwania się samolotu od ziemi. Trudności dotyczą szczególnie uzyskania poprawnego stosunku pomiędzy kątem natarcia i kątem pochylenia samolotu.

Simulator według wynalazku umożliwia dokładne naśladowanie zmian tych kątów, a zatem naśladowanie zmian położenia całego samolotu, za pomocą minimalnej liczby potrzebnych do tego celu obwodów.

Istota wynalazku polega na wykorzystaniu trzech obwodów analogowych do obliczania kąta natarcia, kąta pochylenia i prędkości kątowej pochylenia samolotu.

Przykład wykonania przedmiotu odpowiadającego wynalazkowi, tj. symulatora startu samolotu jest przedstawiony na załączonym rysunku.

Obwód zawiera: wzmacniacz operacyjny do obliczania kąta natarcia α z bezpośrednią gałęzią 1 i z częścią zewnętrzną złożoną z oporników R_1 ,

2

R_2 , R_3 i R_4 , kondensatora C_1 i przełącznika 12; obwody 3, 4, 5, do sumowania logicznego sygnałów dwójkowych V_1 , V_2 , V_3 , V_4 ; wzmacniacz operacyjny do obliczania prędkości kątowej pochylenia samolotu ω_z z bezpośrednią gałęzią 6 i z zewnętrzną częścią złożoną z oporników R_5 i R_6 , kondensatora C_2 , diody 8 i przełączników 13 i 14. Dalej składa się on z serwomechanizmu do obliczania kąta pochylenia ϑ z bezpośrednią gałęzią 7 i z wewnętrznej części złożonej z prądnicy tachometrycznej 9, potencjometru 11, przekładni kół zębatach 10, oporników R_7 , R_8 , R_9 , i R_{10} i z przełącznika 15. Sygnał V_4 powstaje we wzmacniaczu porównawczym 2 w ten sposób, że przyjmuje on wartość 15 jedność przy ujemnej polaryzacji napięcia u_2 proporcjonalnego do wyrażenia $\alpha - \omega_z$, z którego odprowadzane jest napięcie proporcjonalne do pochodnej α' kąta α , natomiast wartość zerową przyjmuje przy dodatnich polaryzacjach napięcia u_2 .

20 Uwidocznione na rysunku położenie zestyków odpowiadające wartości zerowej sygnałów sterujących oznaczone jest jako położenie zerowe; przeciwnie położenie zestyków odpowiadające wartości jedność sygnałów sterujących oznaczone jest jako 25 położenie jednostkowe. Przełącznik 12 jest sterowany przez układ logiczny 3. Przełączniki 13 i 15 są sterowane z obwodu 4 przez sygnał V_6 , zaś przełącznik 14 jest sterowany z układu logicznego 5 przez sygnał V_7 .

30 Kąt natarcia α jest obliczany na podstawie rów-

niania $\alpha = V_5 \int \alpha' dt + V_5 \vartheta$ w ten sposób, że właściwy wzmacniacz operacyjny przy różniczkowaniu napięcia u_3 proporcjonalnego do kąta α przyjmuje funkcję zależną od wartości sygnału dwójkowego V_5 . Przy zerowej wartości V_5 ($V_5 = 0$) wzmacniacz operacyjny mnoży napięcie u_4 proporcjonalne do kąta ϑ przez stałą R_4/R_3 . Stała czasu $C_1 R_4$ jest tak mała w porównaniu do prędkości zmiany kąta ϑ , że może być pominięta wobec wpływu pojemności C_1 . Przy jednostkowej wartości V_5 wzmacniacz operacyjny pracuje w układzie całkującym, przy czym całkowaniu podlega napięcie $u_1 + u_2$ proporcjonalnego do szybkości zmiany kąta natarcia samolotu. Całkowanie przebiega zgodnie z równaniem

$$u_3 = \int_{t_0}^t \left(\frac{u_1}{R_1} - \frac{u_2}{R_2} \right) \frac{dt}{C_1} + u_3(t_0) \text{ gdzie } u_3(t_0) \text{ ozna-}$$

cza wartość napięcia u_3 w chwili t_0 przełączenia zestyku 12. Napięcie u_1 jest czerpane z wyjścia wzmacniacza operacyjnego do obliczania prędkości kątowej ω_z pochylenia samolotu, zaś napięcie u_4 jest czerpane bez ślizgacza potencjometru 11.

Wzmacniacz operacyjny do obliczania napięcia u_1 proporcjonalnego do prędkości kątowej pochylenia samolotu jest sterowany przez zestyk przełącznika 13 zależny od sygnału V_6 i przez zestyk przełącznika 14 zależny od sygnału V_7 . Przy $V_6 = 0$ jest $u_1 = \omega_z = 0$, ponieważ napięcie wejściowe u_5 jest odłączone a opornik R_6 dołączony równolegle do kondensatora sprzęgającego C_2 . Przy $V_6 = 1$ i $V_7 = 0$ wzmacniacz całkuje napięcie u_5 , przy czym jego napięcie wyjściowe (a zatem także i ω_z) może osiągać tylko wartości dodatnie, ponieważ powstawanie wartości ujemnych jest uniemożliwione przez diodę 8 dołączoną równolegle do pojemności C_2 . Przy $V_6 = 1$ i $V_7 = 1$ zostaje odłączona dioda 8 i całkowanie odbywa się w całym obszarze wartości u_1 .

Funkcja serwomechanizmu liczącego do obliczania kąta ϑ pochylenia samolotu jest sterowana przez zestyk przełącznika 15, przy czym zestyk ten jest sterowany sygnałem dwójkowym V_6 (podobnie, jak zestyk przełącznika 13). Przy $V_6 = 0$ obwód wykonuje funkcję regulatora nadążnego (serwomotoru) i utrzymuje na wyjściu kąt φ_{20} , który jest proporcjonalny do kąta φ_0 samolotu opartego na wszystkich kołach. W wyniku tego, na ślizgaczu potencjometru 11 znajduje się napięcie u_{40} proporcjonalne do kąta φ_0 . Potencjometr 11 leży w układzie sprzężenia zwrotnego serwomotoru i jest napędzany przez swój wał wyjściowy. Przy $V_6 = 1$ obwód wykonuje funkcję serwomotoru prędkości ze sprzężeniem zwrotnym prędkości, które jest doprowadzane z wału serwomotoru do wejścia bezpośredniej gałęzi przez prądnicę tachometryczną 9 i opornik R_8 . Serwomotor całkuje przy tym napięcie wyjściowe u_6 proporcjonalne do prędkości zmiany kąta pochylenia samolotu, przy czym wartości początkowe całkowania stanowią ϑ_0 , φ_{02} i u_{40} .

Sygnały dwójkowe V_5 , V_6 , V_7 , stanowią pochodne wyjściowych sygnałów dwójkowych V_1 , V_2 , V_3 , V_4 i są różniczkowane w obwodach 3, 4, 5 dla sumy logicznej. Przy wysokości zerowej h samolotu (tzn. w czasie, w którym samolot

znajduje się na ziemi) sygnał ma wartość zerową, zaś przy wartościach h większych od zera (przy położeniach ponad ziemią) sygnał ma wartość jedność. Sygnał V_2 ma wartość zerową w czasie, gdy prędkość samolotu v jest mniejsza od określonej prędkości v_0 , począwszy od której samolot może zmieniać kąt pochylenia ϑ . Sygnał V_3 ma wartość zerową przy kącie ϑ mniejszym od kąta ϑ_0 odpowiadającego położeniu samolotu opartego na wszystkich kołach na płaszczyźnie. Sygnał V_4 zostaje zróżniczkowany we wzmacniaczu porównawczym 2 w taki sposób, że jego wartość jednostkowa odpowiada ujemnej polaryzacji napięcia u_2 , zaś jego wartość zerowa odpowiada dodatniej polaryzacji napięcia u_2 . Określenie wartości V_4 przesądza o możliwości oderwania się samolotu, ponieważ dodatnie napięcie u_1 odpowiada nadwyżce siły nośnej samolotu nad jego ciężarem.

Przebieg obliczania przy odtwarzaniu startu samolotu jest następujący. Przy rozbiegu samolotu, przed uzyskaniem prędkości $v = v_0$, kąt pochylenia ϑ ma wartość ϑ_0 , prędkość kątowa pochylenia samolotu $\omega_z = 0$, a kąt natarcia odpowiada kątowi $\alpha_0 = \vartheta_0$. Po uzyskaniu prędkości v_0 zaczyna się całkowanie sygnałów ω_z i ϑ jednak prędkość kątowa ω_z może osiągać tylko dodatnie wartości dopóki kąt ϑ nie przekroczy wartości ϑ_0 . Skoro to się stanie, napięcie u_1 proporcjonalne do wartości ω_z może osiągać obie polaryzacje. W dalszym przebiegu startu siła nośna samolotu uzyskuje nadwyżkę nad jego ciężarem, sygnał V_5 zmienia się z zera na jedność, następuje przełączenie zestyku przełącznika 12 i całkowanie napięcia proporcjonalnego do pochodnej α .

Takie są założenia dotyczące przeprowadzania symulacji startu samolotu.

Zastrzeżenia patentowe

1. Symulator startu samolotu, znamieny tym, że składa się z trzech obwodów analogowych, a mianowicie: z obwodu analogowego (1, 12, C_1 , R_1 , R_2 , R_3 , R_4) do obliczania napięcia elektrycznego (u_3) proporcjonalnego do kąta natarcia (α) samolotu; z obwodu analogowego (6, 8, 13, 14, C_2 , R_5 , R_6) do obliczania napięcia elektrycznego (u_1) proporcjonalnego do prędkości kątowej (ω_z) pochylenia samolotu; z obwodu analogowego (7a, 7b, 9, 10, 11, 15, R_7 , R_8 , R_9 , R_{10}) do obliczania wielkości (φ_2) proporcjonalnej do kąta (ϑ) pochylenia samolotu i z obwodu złożonego z elementów logicznych (3, 4, 5), do których wejścia są przyłączone źródła sygnałów dwójkowych (V_1 , V_2 , V_3 , V_4), a do których wyjścia (V_5 , V_6 , V_7) są przyłączone przełączniki (12, 13, 14, 15) wspomnianych obwodów analogowych.
2. Symulator według zastrz. 1, znamieny tym, że obwód do obliczania napięcia (u_3) proporcjonalnego do kąta natarcia (α) samolotu składa się ze wzmacniacza (1), na którego wejściu jest dołączony do jednego z zacisków przełącznika (12), przez opornik (R_1) źródło napięcia elektrycznego (u_1) proporcjonalnego do prę-

- kości kątowej pochylenia samolotu (ω_z), a przez opornik (R_2) źródło napięcia elektrycznego (u_2) proporcjonalnego do różnicy zmiany kąta natarcia (α) i prędkości pochylenia (ω_z), podczas gdy do drugiego zestyku przełącznika (12) jest dołączony przez opornik (R_3) źródło napięcia elektrycznego (u_4) proporcjonalnego do kąta pochylenia (ϑ) samolotu, przy czym do tegoż wzmacniacza (1) jest dołączona oporność pozorną sprzężenia zwrotnego, która jest utworzona przez pojemność (C_1) z dołączonym równolegle przez przełącznik (12) opornikiem (R_4).
3. Symulator według zastrz. 1 i 2, **znamienny** tym, że obwód do obliczania napięcia elektrycznego (u_1) proporcjonalnego do prędkości kątowej pochylenia samolotu (ω_z) jest utworzony przez wzmacniacz (6), na którego wejściu jest przyłączone odłączalnie przez jeden z zestyków przełącznika (13), przez opornik (R_5) źródło napięcia elektrycznego (u_5) proporcjonalnego do zmiany prędkości pochylenia samolotu (ω_z), a jako oporność pozorną sprzężenia zwrotnego wzmacniacza (6) jest włączona pojemność (C_2), do której jest dołączony poprzez drugi zestyk przełącznika (13) opornik sprzężenia zwrotnego (R_6), przy czym równolegle do wzmacniacza (6) jest dołączona odłączalnie dioda (8) przez przełącznik (14).
4. Symulator według zastrz. 1, 2 lub 3, **znamienny** tym, że obwód do obliczania wielkości (φ_2) proporcjonalnej do pochylenia (ϑ) samolotu składa się z bezpośredniej gałęzi serwomechanizmu ze wzmacniaczem (7a) i serwowmotorem (7b), gdzie na wejściu wzmacniacza (7a) jest przyłączony przez czwarty zestyk przełącznika (15) w jednym z jego położen i przez opornik (R_7) źródło napięcia (u_6) proporcjonalnego do zmiany kąta pochylenia (ϑ) samolotu, a przez drugi zestyk przełącznika (15) i poprzez opornik (R_{10}) źródło napięcia (U) o stałej wielkości, przy czym na wejściu bezpośredniej gałęzi (7) jest przyłączona prądnicza tachometryczna (9) poprzez opornik (R_8), której wał (16) jest sprzężony z wałem (17) serwowmotora (7b), a za pomocą dalszego sprzężenia zwrotnego przez czwarty zestyk przełącznika (15) i poprzez opornik (R_9) jest przyłączony do wejścia wzmacniacza (7a) potencjo-

metr (11), który jest połączony z wałem wyjściowym (18) napędzanym za pomocą wału (17) serwowmotora (7b) przez przekładnię kół zębatach (10).

5. Symulator według zastrz. 1, 2, 3 lub 4, **znamienny** tym, że czwarty obwód jest złożony z trzech elementów (3, 4, 5), które tworzą logiczną sumę wejściowych sygnałów dwójkowych w taki sposób, iż do jednego wejścia wszystkich trzech elementów (3, 4, 5) jest przyłączone źródło sygnału dwójkowego (V_1) który ma wartość zerową przy wysokości zerowej (h) samolotu nad terenem oraz ma wartość równą jedności przy wysokości (h) większej od zera, natomiast do drugiego wejścia elementu logicznego (3) jest dołączony wzmacniacz porównawczy (2), który jest połączony ze źródłem napięcia (u_2) proporcjonalnego do różnicy zmiany kąta natarcia (α) i prędkości kątowej pochylenia samolotu (ω_z), przy czym źródło to daje sygnał dwójkowy (V_4) o wartości zerowej przy dodatnich wartościach różnicy ($\alpha - \omega_z$), natomiast źródło to daje sygnał o wartości równej jedności przy ujemnych wartościach tej różnicy, natomiast do drugiego wejścia elementu logicznego (4) jest dołączone źródło sygnału dwójkowego (V_2), który ma wartość zerową przy prędkościach samolotu (v) mniejszych od określonej z góry prędkości (v_0), oraz ma wartość równą jedności przy prędkości (v) większej od prędkości (v_0), do drugiego wejścia elementu logicznego (5) jest dołączone źródło sygnału dwójkowego (V_3), który ma wartość zerową przy kącie pochylenia (ϑ) samolotu równym albo mniejszym od stałego kąta (ϑ_0) oraz ma wartość równą jedności przy kącie (ϑ) większym od (ϑ_0).
6. Symulator według zastrz. 5, **znamienny** tym, że wyjście elementu logicznego (3) jest połączone z przełącznikiem (12) pierwszego obwodu analogowego, wyjście elementu logicznego (4) jest połączone równocześnie z przełącznikiem (13) drugiego obwodu analogowego i z przełącznikiem (15) trzeciego obwodu analogowego, wyjście zaś elementu logicznego (5) jest połączone z przełącznikiem (14) drugiego obwodu analogowego.

