

UPROSZCZONY MODEL MATEMATYCZNY UKŁADU
STEROWANIA JEDNOWIRNIKOWYM TURBINOWYM
SILNIKIEM ODRZUTOWYM — SILNIK SO-3 —
Z UWZGLĘDNIENIEM STANÓW AWARYJNYCH

ZBIGNIEW ZAGDAŃSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

1. Wstęp

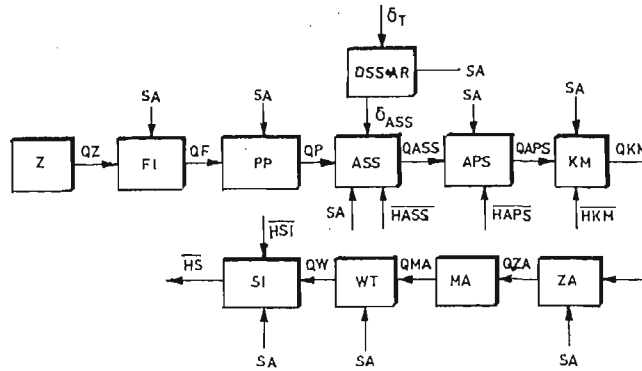
Opracowany w IL (1974 r.) pełny model układu sterowania silnikiem SO-3 umożliwił prowadzenie badań symulacyjnych zwłaszcza na maszynach analogowych. Ze względu na rozbudowany opis matematyczny (silne nieliniowości, duża ilość równań różniczkowych) model ten jest mało przydatny do zastosowania w postaci elementu składowego symulatora lotu. Badania prowadzone w ITWL wykazały, że pominięcie dynamiki układu sterowania w procesie symulacji zespołu napędowego prowadzi do zbyt dużych błędów.

Przyjęto następującą metodę postępowania:

- a) zachowując istotę działania układu, zsyntetyzowano go ponownie — eliminując te elementy, które w istotny sposób nie wpływają na charakterystyki dynamiczne;
- b) sformalizowano opis matematyczny układu na podstawie charakterystyk elementów składowych — (przy zastosowaniu odpowiednich uproszczeń) — w postaci układu n — równań algebraicznych zależnych od wielkości sterujących i parametrów kinematycznych lotu samolotu.

2. Synteza układu sterowania

Wiadomo, że pompa paliwowa w całym zakresie pracy silnika może dysponować wydatkiem paliwa większym od niezbędnego. Wydatek ten jest następnie formowany w czasie przez: automat sterowania silnikiem, automat przyśpieszania, korektor obrotów maksymalnych, zawory elektromagnetyczne, magistralę paliwową i wtryskiwacze. Zachowując istotę funkcjonowania układu, zaproponowano nowy schemat, jak na rys. 1.



Rys. 1. Przyjęty schemat funkcjonalny układu sterowania silnikiem

gdzie: *Z* — zbiorniki paliwa; *FI* — filtr paliwowy; *PP* — pompa paliwowa; *DSS+AR* — dźwignia sterowania silnikiem + arena; *ASS* — automat sterowania silnikiem; *APS* — automat przyspieszenia silnika; *KM* — korektor maksymalnej prędkości obrotowej; *ZA* — zawory elektromagnetyczne; *MA* — magistrala paliwowa; *WT* — wtryskiwacze; *SI* — silnik turbodrzutowy; *QZ* — wydatek pobierany ze zbiorników paliwa; *QF* — wydatek filtra; *QP* — wydatek pompy; *QASS* — wydatek *ASS*; *QAPS* — wydatek *APS*; *QKM* — wydatek *KM*; *QZA* — wydatek zaworów elektromagnetycznych; *QMA* — wydatek magistrali; *QW* — wydatek wtryskiwaczy; δ_T — kąt wychylenia *DSS*; δ_{ASS} — nastawa *ASS*; *SA* — sygnał określający stan pracy urządzenia; *HASS* — wektor regulacji *ASS*; *HAPS* — wektor regulacji *APS*; *HKM* — wektor regulacji *KM*; *HSI* — wektor regulacji silnika; *HS* — wektor wielkości wyjściowych silnika

3. Założenia upraszczające

1. Przyjęto, że następujące elementy układu: zbiorniki paliwa, filtry, pompa, zawory elektromagnetyczne i magistrala paliwowa posiadają 2 stany pracy:

a — praca poprawna; (1)

b — awaria. (2)

Wówczas:

$$\bigwedge_{(1)} G_{pal} = f(\delta_T; M_a; n; \tau) \quad (3)$$

$$\bigwedge_{(2)} G_{pal} = 0 \quad (4)$$

2. Przyjęto, że wtryskiwacze posiadają 3 stany pracy:

a — praca poprawna; (5)

b — awaria całkowita (zatkane wtryskiwacze); (6)

c — awaria częściowa (częściowe zatkanie wtryskiwaczy). (7)

Wówczas:

$$\bigwedge_{(5)} G_{pal} = f(\delta_T; M_a; n; \tau) \quad (8)$$

$$\bigwedge_{(6)} G_{pal} = 0 \quad (9)$$

$$\bigwedge_{(7)} G_{pal} = 0,6 G_{pal} (5) \quad (10)$$

3. Przyjęto, że *ASS* może pracować w zakresie akceleracji ($\delta_T \nearrow$) deceleracji ($\delta_T \searrow$) lub mieć stałe nastawy ($\delta_T = \text{const}$). Ponadto może pracować poprawnie lub ulegać awariom w postaci:

- brak korekcji barometrycznej;
- zmiany korekcji czasowej (zmiany czasu opóźnienia i czasu załamania charakterystyki dynamicznej).

4. APS ma 4 stany pracy:

a — praca poprawna; (11)

b — awaria polegająca na ustaleniu wydatku; (12)

c — awaria — brak wydatku; (13)

d — awaria — brak korekcji związanej ze zmianą ciśnienia ze sprężarką silnika. (14)

Wówczas:

$$\bigwedge_{(11)} G_{pal} = Q(APS) = f(\delta_T; M_a; n; \tau) \quad (15)$$

$$\bigwedge_{(12)} G_{pal} = Q(APS) = f(\delta_T; M_a; n) = \text{const.} \quad (16)$$

$$\bigwedge_{(13)} G_{pal} = Q(APS) = 0 \quad (17)$$

$$\bigwedge_{(14)} G_{pal} = Q(APS) = Q(ASS) \quad (18)$$

5. Korektor maksymalnej prędkości obrotowej ma 2 stany pracy:

a — praca poprawna, (19)

b — awaria polegająca na braku korekcji. (20)

Wówczas:

$$\bigwedge_{(19)} G_{pal} = Q(KM) = f(\delta_T; M_a; n; \tau; n_{max}) \quad (21)$$

$$\bigwedge_{(20)} G_{pal} = Q(KM) = f(\delta_T; M_a; n; \tau) \quad (22)$$

6. Zasadniczy tor sterowania (DSS+AR) ma 2 stany pracy:

a — praca poprawna; (23)

b — awaria polegająca na zaklinowaniu lub pęknięciu arena (ciągnio półsztywne łączące DSS z ASS). (24)

Wówczas:

$$\bigwedge_{(23)} \delta_{ASS} = \delta_T \quad (25)$$

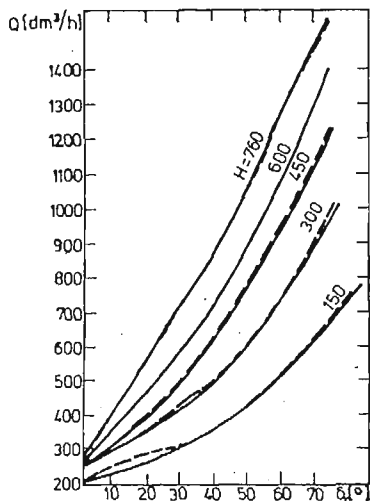
$$\bigwedge_{(24)} \delta_{ASS} = \delta_T(\tau_{AW}) = \text{const} \quad (26)$$

4. Modelowanie elementów składowych układu sterowania

4.1. Automat sterowania silnikiem (ASS):

1. Modelowanie charakterystyki statycznej automatu

$$(\delta_T = \text{const.}).$$



Rys. 2. Charakterystyka statyczna ASS — dla kolejnych wysokości $H = [\text{mm Hg}]$; opisana równaniem: $Q = a(H)\delta_T^2 + b(H)\delta_T + C(H)$ — linie ciągłe są wynikiem aproksymacji, linie przerywane są obrazem przebiegów rzeczywistych

Charakterystykę statyczną ASS- $(\delta_T = \text{const.})$ aproksymowano wielomianem:

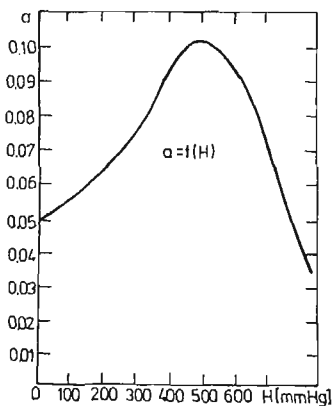
$$Q = a\delta_T^2 + b\delta_T + c; \quad (27)$$

gdzie:

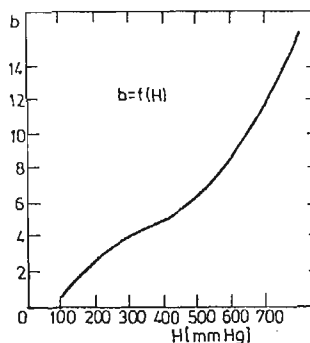
$$a; b; c = f(H) \quad (28)$$

Współczynniki (28) aproksymowano wielomianami typu (29)

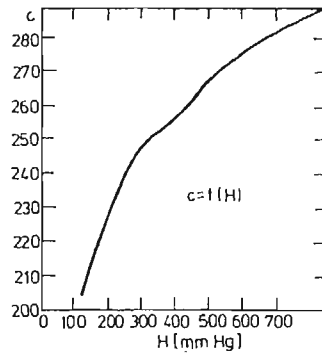
$$B = a_n H^n + a_{n-1} H^{n-1} + \dots + a_0 \quad (29)$$



Rys. 3. Wykres zależności współczynnika $a = f(H)$ — z równania aproksymującego charakterystykę statyczną ASS (z rys. 1) $a = 4,416 \cdot 10^{-12} H^4 - 9,134 \cdot 10^{-9} H^3 + 6,046 \cdot 10^{-6} H - 0,141 \cdot 10^{-2} H + 0,1673$



Rys. 4. Wykres zależności współczynnika $b = f(H)$ z równania aproksymującego charakterystykę statyczną ASS (z rys. 1) $b = -2,0375 \cdot 10^{-10} H^4 + 4,3362 \cdot 10^{-7} H^3 - 0,296 \cdot 10^{-3} H^2 + 0,09135 H - 6,8225$



Rys. 5. Wykres zależności współczynnika $c = f(H)$ z równania aproksymującego charakterystykę statyczną ASS (z rys. 1) $c = -1,5673 \cdot 10^{-9} H^4 + 3,2369 \cdot 10^{-6} H^3 - 2,475 \cdot 10^{-3} H^2 + 0,91677 H + 123,053$

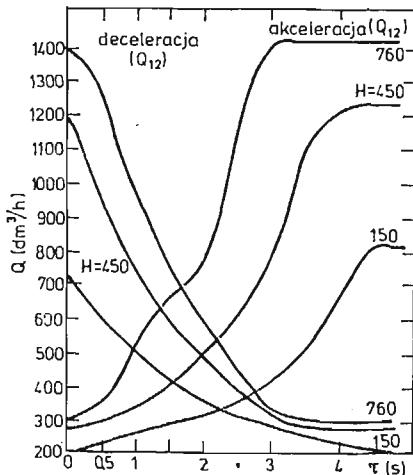
kolejno:

$$\begin{cases} a \rightarrow n = 4; & \varepsilon \leq 0,08\% \\ b \rightarrow n = 4; & \varepsilon \leq 0,1\% \\ c \rightarrow n = 4 & \varepsilon \leq 0,066\% \end{cases} \quad (30)$$

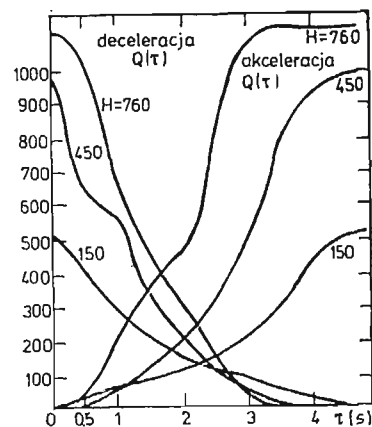
Przy tak dobranych współczynnikach błąd odwzorowania charakterystyki statycznej (27) i (28) nie przekracza 0,5%.

2. Modelowania charakterystyk dynamicznych automatu (akceleracja i deceleracja).

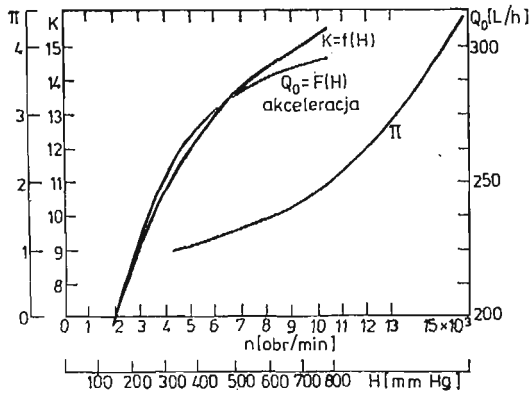
Przyjęto metodę identyfikacji własności dynamicznych układu za pomocą analizy odpowiedzi na wymuszenie skokowe (rys. 6). Po unormowaniu charakterystyki (rys. 7) wyznaczono zależności $Q_0 = f(H)$, przyjmując postać (29) i rząd wielomianu $n = 3$



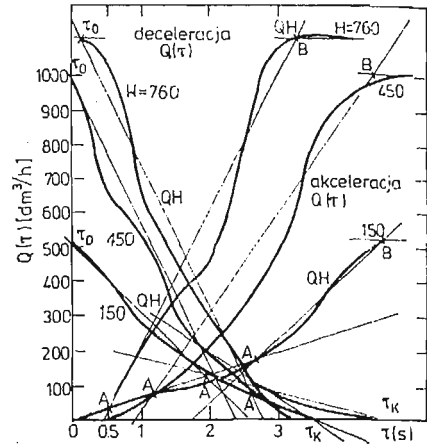
Rys. 6. Charakterystyki dynamiczne ASS w zakresie akceleracji i deceleracji dla $H = \text{const.}$ — przebiegi rzeczywiste, nienormowane (wymuszenie $\Delta \delta_T = 72^\circ$)



Rys. 7. Charakterystyki dynamiczne ASS w zakresie akceleracji i deceleracji dla $H = \text{const.}$ — przebiegi rzeczywiste, normowane (wymuszenie $\Delta \delta_T = 72^\circ$)



Rys. 8. Wykres stałej składowej charakterystyki dynamicznej $ASS Q_0 = f(H)$: $Q_0 = 3,142 \cdot 10^{-7} H^3 - 7,2 \cdot 10^{-4} H^2 + 0,588 H + 126,789$. Wykres sprężu statycznego silnika SO-3 $\pi = f(n)$. Wykres współczynnika wzmocnienia $K = f(H)$, — dla charakterystyki dynamicznej ASS

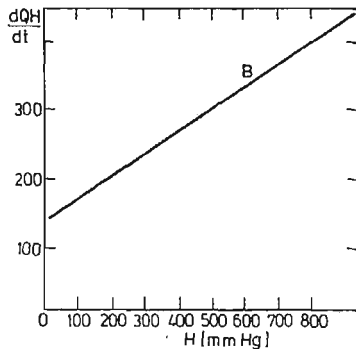


Rys. 9. Wykresy normowanych charakterystyk dynamicznych ASS w zakresie akceleracji i deceleracji (dla $H = const.$). Linie grube — przebiegi rzeczywiste, linie cienkie — aproksymacja za pomocą układu przecinających się prostych o zmiennym położeniu na płaszczyźnie $Q-0-\tau$. Położenie to określone jest w funkcji wysokości lotu — H

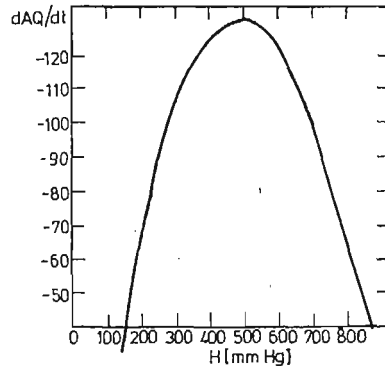
($\varepsilon \leq 0,8\%$) (rys. 8). Normowane charakterystyki dynamiczne aproksymowano za pomocą układu prostych przecinających się (rys. 9).

Współczynniki opisujące położenie tych prostych na płaszczyźnie $\{Q, 0, \tau\}$ przedstawiono na rys. 10 ÷ 17 — przyjmując, że są one funkcjami parametrów lotu (H). Współczynniki te aproksymowano wielomianami (29), przyjmując rząd wielomianu:

$$n \in \langle 5:0 \rangle. \tag{31}$$

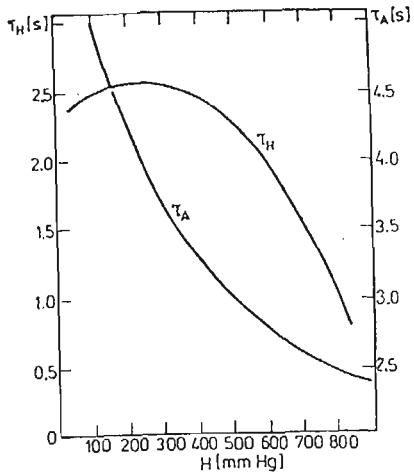


Rys. 10. Wykres pochodnej wydatku paliwa $(Q_{ASS}) \rightarrow \frac{dQH}{dt}$ w funkcji wysokości H — dla zakresu $A-B$ akceleracji (z rys. 9, charakterystyka aproksymowana) $B = 0,322H + 137,5$

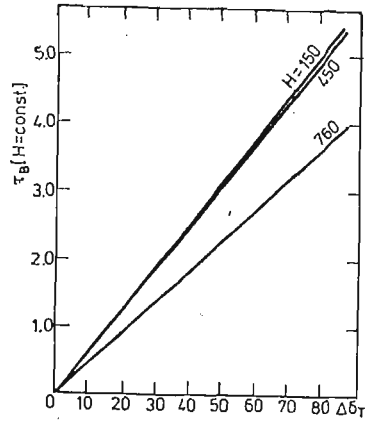


Rys. 11. Wykres pochodnej wydatku paliwa Q_{ASS} dla punktu A (z rys. 9) charakterystyka aproksymowana deceleracja $\frac{dAQ}{dt}$ — w funkcji wysokości

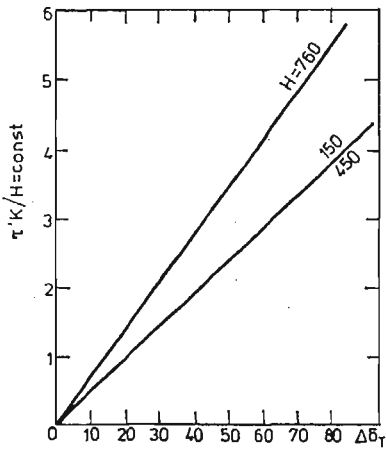
$$H \cdot \frac{dAQ}{dt} = -2,802 \cdot 10^{-7} H^3 + 0,0011 H^2 + 0,864 H + 61,6$$



Rys. 12. Wykresy czasu załamania aproksymowanej charakterystyki dynamicznej $ASS \rightarrow \tau_A = f(H)$ i czasu nasycenia tej charakterystyki $\rightarrow \tau_H = f(H)$ — dla zakresu akceleracji $\tau_A = 10^{-10} H^4 - 2,1 \cdot 10^{-7} H^3 + 1,5 \cdot 10^{-4} H^2 - 0,049H + 7,224$
 $\tau_H = -2,32 \cdot 10^{-9} H^3 - 2,22 \cdot 10^{-6} H^2 + 1,63 \cdot 10^{-3} H + 4,315$

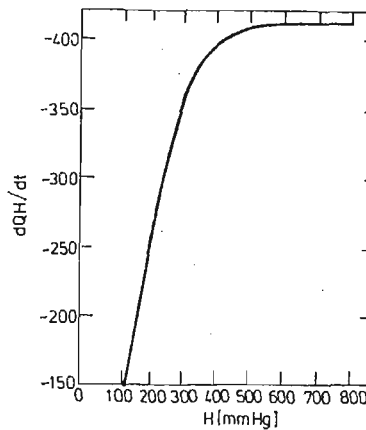


Rys. 13. Wykresy czasu nasycenia (τ_B) aproksymowanej charakterystyki dynamicznej Q_{ASS} dla $H = \text{const}$ w funkcji zmiany wielkości wymuszenia: $\tau_B = 0,03 \wedge_{H=150}$, $\tau_B = 0,0097 \wedge_{H=450}$, $\tau_B = 0,0018 \wedge_{H=760}$

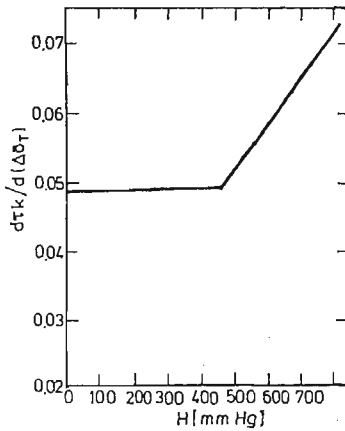


Rys. 14. Wykresy czasu końcowego deceleracji (rys. 9) — normowanego dla $H = \text{const}$. w funkcji zmiany wielkości wymuszenia ($\Delta \delta_T$)

$$\tau'_K = \frac{d\tau'_K}{d(\Delta \delta_T)} \cdot \Delta \delta_T$$

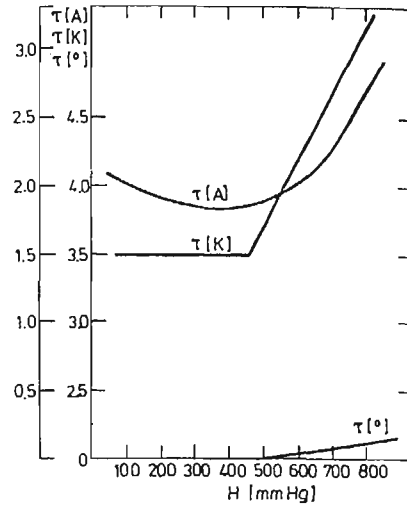


Rys. 15. Wykres pochodnej wydatku paliwa Q_{ASS} dla zakresu deceleracji normowanej charakterystyki dynamicznej ASS opisanej na rys. 8. za pomocą prostej $QH. \frac{dQH}{dt} = -2,898 \cdot 10^{-6} H^3 - 5,13 \cdot 10^{-3} H^2 - 2,97 H + 147$



Rys. 16. Wykres czasu pochodnej czasu końcowego rzeczywistego — normowanego — deceleracji

$$\frac{d\tau_k}{d(\Delta\delta_T)} \text{ w funkcji wysokości } H$$



Rys. 17. Wykres dla zakresu deceleracji normowanej charakterystyki dynamicznej ASS; a) czasu martwego $\tau_0 = f(H)$

$$H \begin{cases} \leq 450 \\ > 450 \end{cases} \Rightarrow \tau_0 = 0 \cup \begin{cases} \wedge \\ \wedge \end{cases} \Rightarrow \tau_0 = 4,032 \cdot 10^{-4}$$

$H - 0,1814$; b) czasu załamania charakterystyki aproksymowanej $\tau_A = f(H)$ $\tau_A = 5,435 \cdot 10^{-9} H^3 - 3,128 \cdot 10^{-6} H^2 + 3 \cdot 10^{-5} H + 1,997$; c) czasu końcowego unormowanego $\tau_K = f(H)$

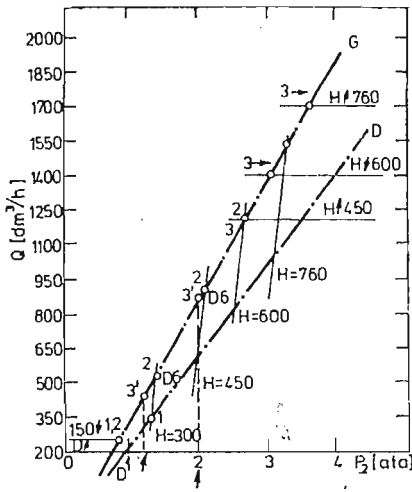
$$H \begin{cases} \leq 450 \\ \geq 450 \end{cases} \Rightarrow \tau_K = 3,5$$

Przy tak dobranym rzędzie wielomianu błąd odwzorowania współczynników nie przekracza: $\varepsilon \leq 1\%$, a błąd odwzorowania charakterystyki dynamicznej: $\varepsilon \leq 5\%$.

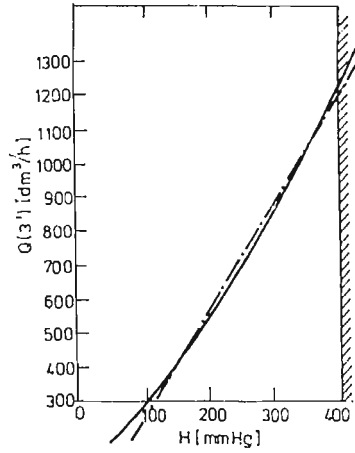
3. Modelowanie zjawisk przejściowych automatu odbywa się wg niżej podanego schematu:

- Weź dane: $(\delta_T; H)$ — wyznacza $Q = f(\delta_T; H)$;
- Sprawdź, czy znajdujesz się w zakresie akceleracji $(\delta_T \nearrow)$ czy deceleracji $(\delta_T \searrow)$;
- Dla kolejnego kroku czasu $(\Delta\tau)$ wyznacz Q i ASS; sprawdź czy $Q \geq Q_{ASS}$ — jeżeli tak — skocz do pkt 1 — jeżeli nie — koniec obliczeń.

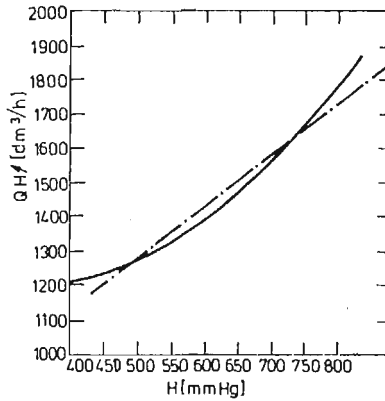
4.2. Automat przyspieszania silnika (APS). Zadaniem APS jest ograniczenie Q_{ASS} tak, aby uniknąć zjawisk związanych z niedostateczną pracą silnika podczas akceleracji i deceleracji. Należało zatem odpowiednio określić charakterystyki APS. Charakterystyki te określano na płaszczyźnie $\{Q; 0; P_2\}$ (gdzie: P_2 — ciśnienie za sprężarką silnika SO-3) w postaci układu przecinających się prostych (rys. 18) — których współczynniki aproksymowano wielomianem (29) o rzędzie $n \leq 2$; otrzymując błąd aproksymacji: $\varepsilon \leq 0,5$ (rys. 19; 20); ciśnienie (P_2) za sprężarką silnika określa się, znając parametry lotu ($H; T$) oraz spręż sprężarki silnika; $\pi = f(n)$ (rys. 8).



Rys. 18. Charakterystyka $Q_{APS} = f(p_2)$ gdzie: p_2 — ciśnienie za sprężarką silnika i aproksymowana za pomocą układu prostych przecinających się: D; DG; G; H



Rys. 19. Wykres wydatku Q_{APS} dla zakresu nasycenia; linia ciągła — przebieg rzeczywisty, linia punktowa — próba aproksymacji przebiegu rzeczywistego za pomocą prostej $Q = aH + C$. Przyjęto aproksymację: $Q = 0,192 \cdot 10^{-2} H^2 - 0,827 H + 1,2236 \cdot 10^3$ — co odpowiada przebiegowi rzeczywistemu (linia ciągła)

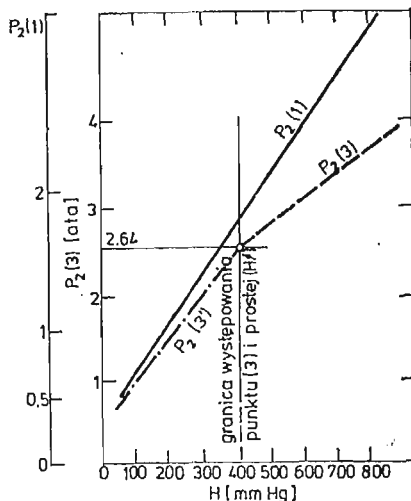


Rys. 20. Wykres ograniczeń wydatku Q_{APS} poprzez istnienie nasycenia charakterystyki

$$\frac{dp_2(1)}{dH} = 0,00375; \quad \frac{dp_2(3)}{dH} = 0,0028; \quad \frac{dp_2(3')}{dH} = 0,0058$$

$H \leq 400 \Rightarrow p_2(3)$ nie istnieje (brak nasycenia charakterystyki, istnieje punkt $p_2(3')$ będący ograniczeniem wydatku).

$H > 400 \Rightarrow p_2(3)$ istnieje (istnieje ograniczenie charakterystyki wydatku poprzez nasycenie).



Rys. 21. Wykres wydatku Q_{APS} dla zakresu braku nasycenia linia ciągła — wykres rzeczywistego przebiegu linia punktowa — wykres aproksymowany prosty $Q(3) = 3,13H + 52,125$

Modelowanie zjawisk przejściowych automatu odbywa się wg podanego niżej schematu:

1. Sprawdź, czy automat nakłada ograniczenia na Q_{ASS} (rys. 21), jeżeli nie — przyjmij $Q_{APS} = Q_{ASS}$ — jeżeli tak, określ ograniczenia (czyli położenie prostych $\{D; P_B^G; H\}$ dla danych parametrów lotu tj. $H; P_2$).

2. Sprawdź, czy dla danej chwili czasu wielkość Q_{ASS} jest większa, niż dozwolona przez APS ; jeżeli tak; przyjmij Q_{APS} równe ograniczeniu — jeżeli nie — przyjmij $Q_{APS} = Q_{ASS}$.

3. Sprawdź, czy koniec obliczeń. Jeżeli nie — skocz do pkt 1, jeżeli tak — koniec obliczeń.

Przy modelowaniu charakterystyk APS przyjęto, że charakterystyki te nie są zależne od czasu (rzeczywiste opóźnienie czasowe wynosi 0,05 s).

5. Wnioski

1. Sumaryczny błąd odwzorowania charakterystyki układu sterowania silnikiem $Q = f(\delta_r; V; H; T; n; \tau)$ nie przekracza 5%.
2. Przyjęty sposób opisu układu za pomocą równań algebraicznych zależnych od czasu i parametrów lotu, przy założonym rzędzie równania $n \leq 5$ pozwala uzyskać znaczne oszczędności czasowe przy realizacji modelu na EMC w porównaniu do modelu opisanego za pomocą układu równań różniczkowych i algebraicznych.
3. Przy opracowaniu modelu uwzględniono możliwość zaistnienia 8 typowych stanów awaryjnych, mogących występować w rzeczywistym układzie.
4. Tak opracowany model może być użyty jako element składowy oprogramowania sterującego działaniem symulatora lotu samolotu TS-11 "Iskra".

Literatura

1. *Badania hamowniane doświadczalnego układu sterowania silnika Kaszub-3B*, IL, W-wa, 1974 r. (niepubl.).
2. *Badania stoiskowe doświadczalnych układów sterowania silnika Kaszub-3B*, IL, W-wa, 1974 r. (niepubl.).
3. *Silnik SO-3. Opis silnika*, WSK-PZL — Rzeszów, 1977 r.
4. A. STRZAŁKOWSKI, A. ŚLEŻYŃSKI. *Matematyczne metody opracowania wyników pomiarów*, WNT 1976 r.
5. Z. ZAGDAŃSKI. *Uproszczony model układu sterowania silnikiem turboodrzutowym jednowalowym. Silnik SO-3 (Kaszub 3B, samolot TS-11 „Iskra”) — z uwzględnieniem stanów awaryjnych*, ITWL, W-wa. 1985 r. (niepubl.).

Резюме

УПРОЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ОДНОВОЛОВОГО, ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ (СО-3) — С УЧЁТОМ АВАРИИ.

В работе представлено синтезированную физическую модель системы управления турбореактивным двигателем СО-3 и составленную на её основе математическую модель, которая имеет все элементы реальной системы. Характеристика этих элементов представлена как многочлены степени $n \leq 5$. Кроме того в работе представлены блок — схемы математической модели с учётом основных аварий.

Summary

A SIMPLIFIED MATHEMATICAL MODEL OF A SINGLE — SPOOL TURBOJET ENGINE (SO-3)
CONTROL SYSTEM WITH THE ENGINE BREAK — DOWNS TAKEN INTO ACCOUNT

The paper presents a synthesized physical model of SO-3 turbojet engine control system. On the basis of the physical model it also gives a mathematical model which contains all the constituent elements are shown in the form of polynomials of the n -degree ($n \leq 5$). In addition to this the present work includes an algorithm of the model which consider the basic stages of break — down.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 14 lipca 1986 roku.