

Jan GRUSZECKI
Politechnika Rzeszowska

ZINTEGROWANY SYSTEM KOMPUTEROWEGO STEROWANIA BEZZAŁOGOWYM APARATEM LATAJĄCYM

Streszczenie. Zadanie wykonywane przez bezzałogowy aparat latający, zwane misją aparatu, składa się z szeregu następujących po sobie odcinków charakteryzujących się przypisanymi do danego odcinka celami sterowania aparatem. Wyróżnione odcinki lotu, takie jak: start, wznoszenie, lot poziomy, lot po kręgu lądowanie, zadawane są do komputera pokładowego aparatu, który steruje nim na zadanej trajektorii.

Przedstawiona w referacie koncepcja rozwiązania systemu sterowania aparatem wzdluz zadanej trajektorii zwraca uwagę na dwie stosowane metody projektowania tej klasy systemów: metodę niezależnego sterowania nastawnikami i metodę logiczno-dynamicznej modyfikacji struktury w czasie lotu.

Opis dotyczy systemu zrealizowanego w Zakładzie Systemów Sterowania Politechniki Rzeszowskiej z finansowym udziałem Komitetu Badań Naukowych.

INTEGRATED UFV COMPUTER CONTROL SYSTEM

Summary. From the control theory point of view the Unmanned Flying Vehicle (UFV) mission consists of a number of segments that joined in a proper sequence give the required vehicle trajectory.

During pre-flight mission planning, the control goals are predefined for each trajectory segment (take off, climbing, level flight, circulation, landing) and in the form of parameterized control laws are embedded in on-board flight computer program.

Main concepts presented in the paper pay attention to two design methods: independent flight control surfaces deflection and logic-dynamic in-flight structure modification.

Presented description is partly based on the UFV control system under design at Control System Division, Rzeszow University of Technology, with financial support of KBN.

1. Wprowadzenie

Metody projektowania układów sterowania procesami wielowymiarowymi [1] i ich pozytywne aplikacje w branżach: chemicznej, energetyki, gospodarki wodnej, informatyce [2] nie znalazły dotychczas szerokiego zastosowania w projektowaniu systemów sterowania obiektami latającymi. Zdecydowało o tym kilka powodów. Pierwszy dotyczył właściwości

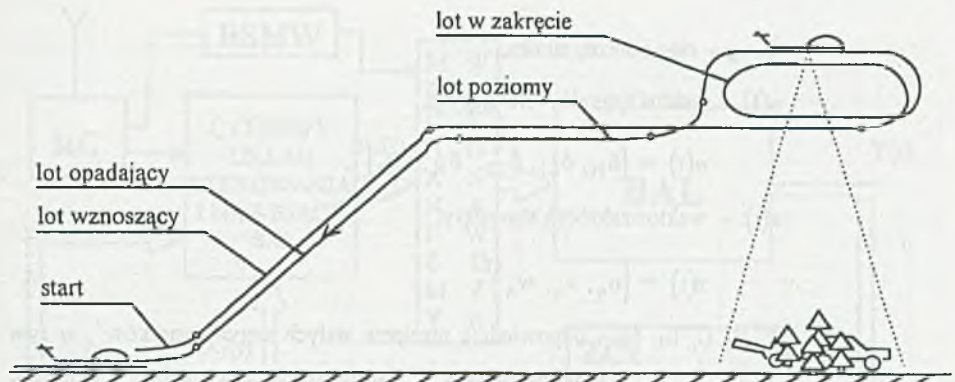
dynamicznych obiektu latającego o silnych nieliniowościach, niestacjonarnościach współczynników i typowych dla tych obiektów sprzężeniach pomiędzy zmiennymi stanu. Drugi powód zawiera się w istnieniu charakterystycznych ruchów obiektu względem swoich trzech osi występujących w przypadku każdego samolotu o klasycznej konstrukcji (szybki ruch krótkookresowy i wolny fugoidalny w ruchu podłużnym oraz drgania holendrowania z przechyleniem i odchyleniem w ruchu bocznym). Trzeci, nie mniej istotny powód dotyczy charakterystyk ośrodka, w którym porusza się samolot - silnie zakłóconego o nieliniowej charakterystyce względem zmiennych lub parametrów występujących w równaniach opisujących ruch obiektu. Dążenie więc do zachowania niezależności w procesach sterowania tą klasą obiektów dominowało w większości zastosowanych dotychczas rozwiązaniach. Sposób ten, sprowadzający się do niezależnego sterowania kątem pochylenia samolotu (Θ), wysokością lotu (H), przechyleniem samolotu (Φ) czy kursem (Ψ), jest punktem wyjścia do doskonalenia rozwiązania każdej struktury wymienionego układu przez:

- kompensację nieliniowości,
- adaptację parametrów autopilota do aktualnych warunków lotu,
- uzupełnianie układami wspomagającymi działającymi poza głównym obwodem sterowania (np. tłumiki pochylenia, holendrowania),
- kompensacji zakłóceń pochodzących od atmosfery lub ruchu złożonego samolotu (korektory zakrętu).

Takie podejście do projektowania układów sterowania samolotem zachowano również dla latających aparatów bezzałogowych (BAL), dla których typowa misja (patrz rys. 1) składa się zazwyczaj z następujących odcinków (faz lotu):

- ♦ start,
- ♦ lot wznoszący lub opadający,
- ♦ lot poziomy na danej wysokości ze stałą lub zmienną prędkością,
- ♦ lot według zadanego kursu na danej wysokości,
- ♦ lot w zakręcie,
- ♦ lądowanie.

Na każdym z odcinków misji uaktywniane są odpowiednie podukłady systemu sterowania, których realizacje w ujęciu klasycznym i układów logiczno-dynamicznych przedstawiono w dalszej części referatu.



Rys. 1. Typowa misja BAL
Fig. 1. Typical UFV mission

2. Klasyczna struktura sterowania komputerowego BAL

Aparat jako obiekt dynamiczny opisany jest układem równań różniczkowych zwyczajnych wraz z równaniami kinetyki w przyjętym układzie współrzędnych o postaci:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B} \mathbf{u}(t) + \mathbf{E}_1 \mathbf{z}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C} \mathbf{x}(t) + \mathbf{E}_2 \mathbf{z}(t) + \mathbf{F} \end{aligned} \quad (1)$$

gdzie:

$\mathbf{x}(t) = \{\mathbf{x}_1(t), \mathbf{x}_2(t)\}$ - wektor zmiennych stanu aparatu w układzie ziemskim F_E ,

$\mathbf{x}_1(t)$ - wektor zmiennych stanu w układzie bazowym związanym z aparatem,

$$\mathbf{x}_1(t) = [u, v, w, \varphi, \vartheta, \psi]^T,$$

$\mathbf{x}_2(t)$ - wektor zmiennych stanu w układzie ziemskim,

$$\mathbf{x}_2(t) = [x_E, y_E, z_E]^T,$$

$\mathbf{y}(t)$ - wektor zmiennych wyjściowych niezbędnych do nawigowania aparatem,

$$\mathbf{y}(t) = [P, Q, R, \vartheta, \varphi, \Psi, \Phi, \Theta, U, V, W, H, T, n_s]^T,$$

P, Θ, R - prędkości kątowe aparatu w układzie bazowym,

φ, ϑ, ψ - przyrosty położenia kąowego aparatu w układzie bazowym F_B ,

Φ, Θ, Ψ - położenie kątowe aparatu w układzie Eulera,

U, V, W - składowe prędkości aparatu względem atmosfery,

H - wysokość lotu,

T, n_s - ciąg i obroty silnika,

$u(t)$ - wektor sygnałów sterujących,

$$u(t) = [\delta_H, \delta_{L1}, \delta_{L2}, \delta_K, \delta_S]^T,$$

$z(t)$ - wektor zakłóceń atmosfery,

$$z(t) = [u_q, v_q, w_q]^T,$$

A, B, C, E_1, E_2 - odpowiednie macierze stałych współczynników, w tym współczynników transformacji pomiędzy układami współrzędnych,

D - macierz wartości początkowych zmiennych wyjściowych.

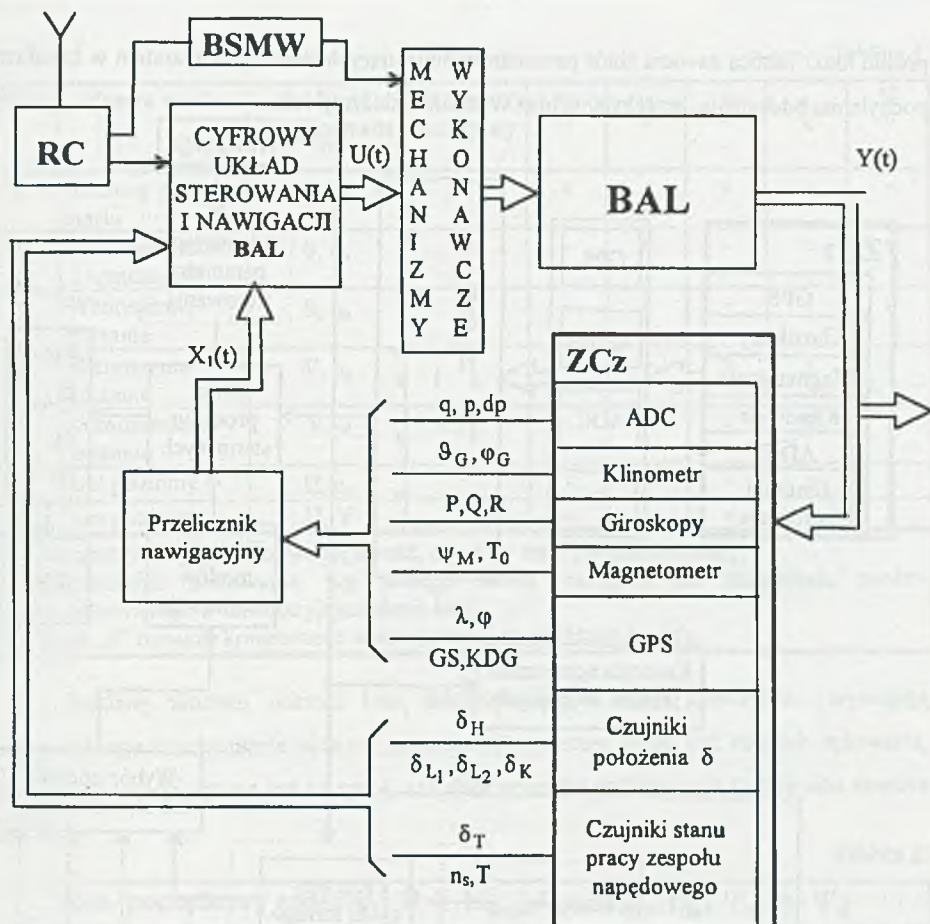
Strukturę układu sterowania BAL przyjmuje się taką, jak na rys. 2.

W określonym odcinku lotu układ sterowania BAL korzysta z wybranych zmiennych zespołu czujników (ZCz) przeliczanych przez przelicznik nawigacyjny w celu wykonania funkcji danej fazy. Cyfrowy układ sterowania BAL, zmieniając programowo swoją strukturę, uaktywnia odpowiednie podukłady sterowania obsługiwane w stałym cyklu 25 ms:

- * układ sterowania kątem pochylenia aparatu APTE,
- * układ sterowania wysokością lotu APH,
- * układ stabilizacji kąta przechylenia APFI,
- * układ sterowania kursem APK,
- * układ sterowania prędkością lotu APS,

wraz z układem tłumienia ruchu holendrowania TH oraz układami sterowania aparatem w stanach awaryjnych.

Uzupełnienie układu kierowania lotem o system łączności radiowej z naziemną stacją kierowania lotem zawierający odbiornik RC i blok bezpośredniego sterowania mechanizmami wykonawczymi pozwala sterować operatorowi aparatem w odcinkach wymagających bogatego oprzyrządowania pilotażowo-nawigacyjnego (np. start, lądowanie).



Rys. 2. Struktura komputerowego sterowania BAL

ADC - centrala aerodynamiczna,

GPS - odbiornik nawigacji satelitarnej,

RC - odbiornik radiowy,

BSMW - bezpośrednie sterowanie mechanizmami wykonawczymi

Fig.2. UFV computer control system structure

ADC - Air Data Computer,

GPS - Global Positioning System,

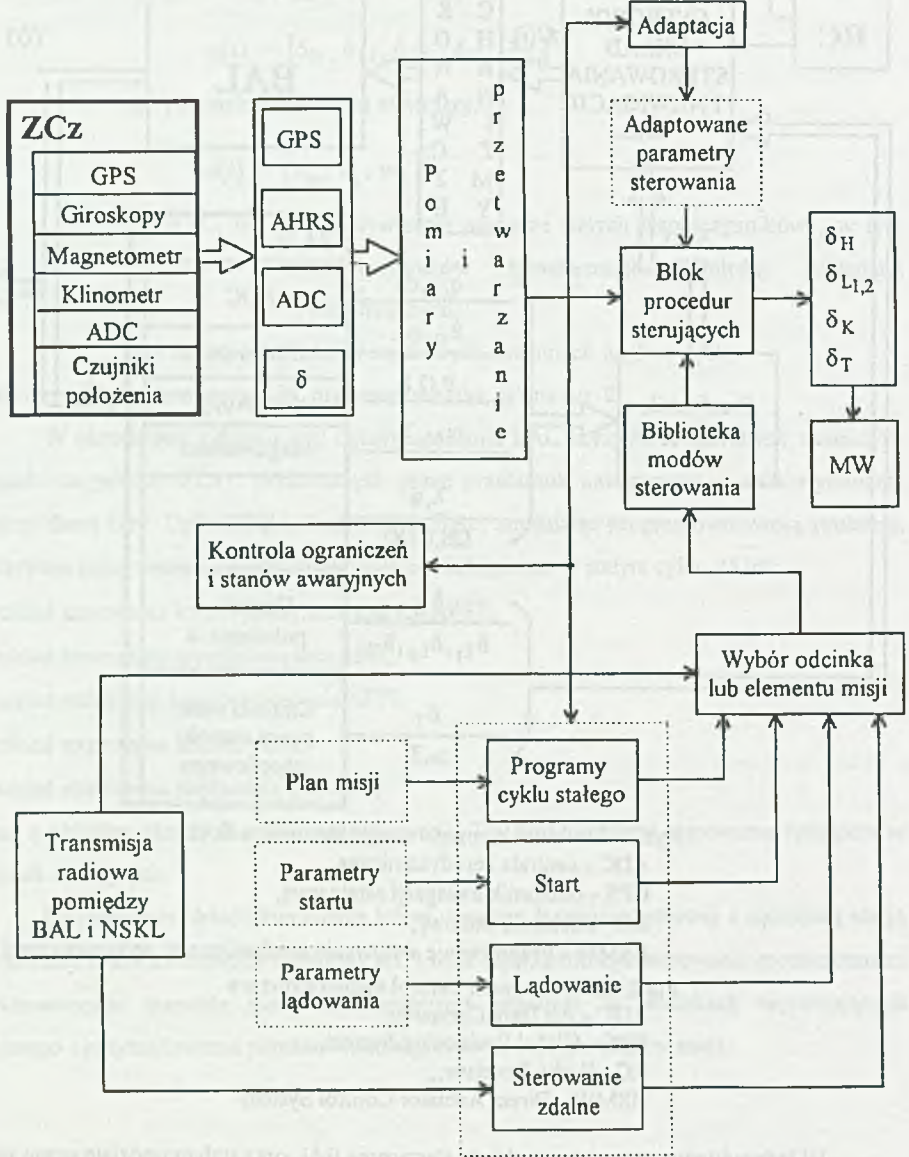
RC - Radio Receiver,

BSMW - Direct Actuator Control System

W jednocukładowej strukturze układu sterowania BAL oraz stałym podziale czasu pracy mikroprocesora w celu wykonywania przeliczeń sterująco-nawigacyjnych można przyjąć podany na rys. 3 schemat przepływu informacji.

Wybór procedur realizujących dany odcinek lub element misji następuje ze zbioru 12 modów sterowania zapewniających ruch aparatu według zaprogramowanego w tablicy TSS

profilu lotu. Tablica zawiera zbiór parametrów definiujących sterowanie aparatem w kanałach pochylania, odchylenia, przechylania oraz w kanale stabilizacji lotu.



Rys. 3. Schemat przepływu informacji układu sterowania BAL
 Fig. 3. Information flow diagram of the UFV control system

Przykładowe zdefiniowanie parametrów dla układu sterowania w ruchu podłużnym podano w tablicy 1.

Tablica 1

MOD	Nazwa modu	Zmienne stabilizowane ¹⁾	Parametr decyzyjny	δ_{H3}	U_3	V_3	n_3	H_3
1	Rozbieg podczas startu	δ_H, n_s	V	x	-	x	x	-
2	Start-oderwanie i wznoszenie	ϑ, n_s	H	-	x	-	x	x
3	Wznoszenie/ zniżanie	ϑ, n_s	H	-	x	-	x	x
4	Wznoszenie/ zniżanie	V, n_s	H	-	-	x	x	x
5	Wznoszenie/ zniżanie	V, ϑ	H	-	x	x	x	x
6	Lot poziomy	H, n_s	²⁾	-	-	-	x	x
7	Lot poziomy	H, V	²⁾	-	-	x	-	x

¹⁾ - Parametry decyzyjne pozwalają ocenić, czy dany mod jest zakończony,

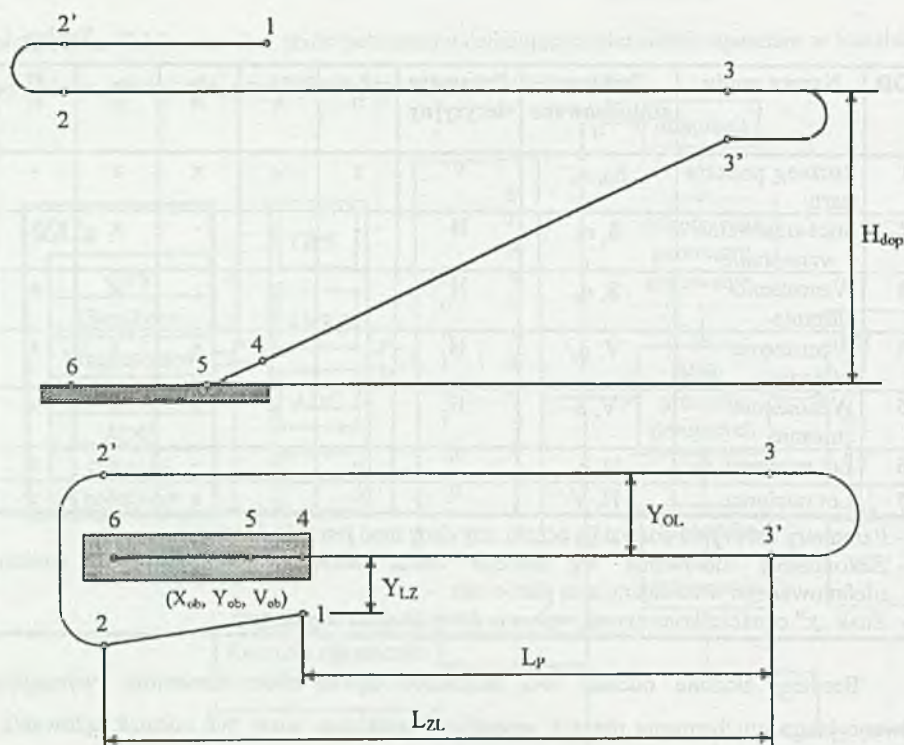
²⁾ - Zakończenie sterowania wg danego modu następuje po osiągnięciu punktu zdefiniowanego w nawigacyjnym planie lotu.

³⁾ - Znak „x” oznacza konieczność wpisania danej do struktury danych.

Bardziej złożone odcinki lotu, składające się z kilku elementów, wymagają sekwencyjnego uruchamiania różnych procedur. Przykładem może być odcinek lądowania, którego trajektoria podana jest na rys. 4, zaś zbiór procedur realizujących tę fazę lotu zawiera tablica 2.

Tablica 2

Stan początkowy aparatu : $H \geq H_{dop}, V_{ob}, X_{ob}, Y_{ob}, \Psi_{ob} \approx \Psi_{z1}$							
Rodzaj procedury sterującej aparatem	Numer elementu						
	1 - 2	2 - 2	2 - 3	3 - 3	3 - 4	4 - 5 -	5 - 6
Procedura stabilizacji wysokości H_{dop}	+	+	+	+			
Procedura stabilizacji kursu Ψ_{z1}	+		+		+	+	
Procedura sterowania kątem Θ					+	+	
Procedura sterowania prędkością lotu	+		+		+		
Procedura wykonania zakrętu z $\Psi_{z1} \rightarrow -\Psi_{z1}$ i odwrotnie		+		+			
Procedura stabilizacji kąta przechylenia	+						+
Rodzaj kanału sterowania przez operatora					Θ_{3-4} $\Psi_{z1}(\varphi)$	Θ_{4-5} $\Psi_{z1}(\varphi)$	$-\delta_{lmax}$ δ_K



Rys. 4. Trajektoria fazy lądowania
Fig. 4. Landing segment trajectory

3. Struktura logiczno-dynamicznego układu sterowania BAL

Podana w pkt. 2 metodyka definiowania procedur w celu realizacji poszczególnych odcinków lotu może być przyjęta w sytuacji, gdy:

- ◇ do budowy komputera pokładowego wykorzystujemy mikroprocesory małej mocy,
- ◇ pamięć RAM komputera pokładowego nie jest wykorzystywana do przechowywania większej ilości informacji o stanie lotu aparatu,
- ◇ wymagana jest możliwość szybkiego przedefiniowania planu lotu z NSKL.

Gdy dysponujemy mikrokomputerem pokładowym większej mocy lub stosujemy uproszczone struktury układu sterowania i nawigacji, wygodniej jest korzystać z podejścia systemowego [5] podczas projektowania tego typu układów. Wspomniano, że zasada rozdzielania układów sterowania samolotem, obowiązująca w dotychczasowych metodach projektowania, prowadzi do N oddzielnych podukładów S_1, S_2, \dots, S_N pracujących według odrębnie przyjętych celów sterowania. Formalny opis całego układu można otrzymać poprzez

oddzielny opis każdego podukładu. Odpowiednio do (1), w przypadku liniowych stacjonarnych układów, i-ty podsystem można opisać układem równań (2)

$$\begin{aligned}\dot{X}_i(t) &= A_i X_i(t) + B X_i^S(t) + E_{1i} Z_i(t) \\ Y_i^S(t) &= C X_i(t) + E_{2i} Z_i(t) + D X_i^S(t) + F_i\end{aligned}\quad (2)$$

gdzie:

$$X_i^S(t) = [x_{i1}^S, \dots, x_{iN}^S]^T, \quad Y_i^S(t) = [y_{i1}^S, \dots, y_{iN}^S]^T$$

Zbiór podsystemów liniowych o funkcjach przejścia $G_i^S(s)$, $i = 1, \dots, N$ dla przypadku sterowania BAL tworzy więc macierz diagonalną

$$G^S(s) = \begin{bmatrix} G_1^S(s) & & & & 0 \\ & \ddots & & & \\ & & G_i^S(s) & & \\ & & & \ddots & \\ 0 & & & & G_N^S(s) \end{bmatrix} = \frac{Y^S(s)}{X^S(s)} \quad (3)$$

Uwzględniając, że podsystemy mogą oddziaływać na siebie, to znaczy wyjście jednego podsystemu jest wejściem drugiego podsystemu

$$X_i^S = Y_j^S \quad (4)$$

gdzie:

X_i^S - wejście podsystemu S_i ,

Y_j^S - wyjście podsystemu S_j ,

można utworzyć macierz połączeń $S_{ij} = S_{xy}(x_i^S, y_j^S)$, której elementy przyjmują wartości

$$S_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{jeśli } x_{ij}^S = y_{ij}^S \\ 0 & \text{jeśli } x_{ij}^S \neq y_{ij}^S \end{cases} \quad (5)$$

z uwzględnieniem wartości -1 w przypadku uwzględniania znaku sprzężenia.

Zachowując zasady tworzenia schematu od poziomu elementów (czujniki, mechanizmy wykonawcze, fazy przepływu sygnałów rozprężonego obiektu latającego, ...), to jest:

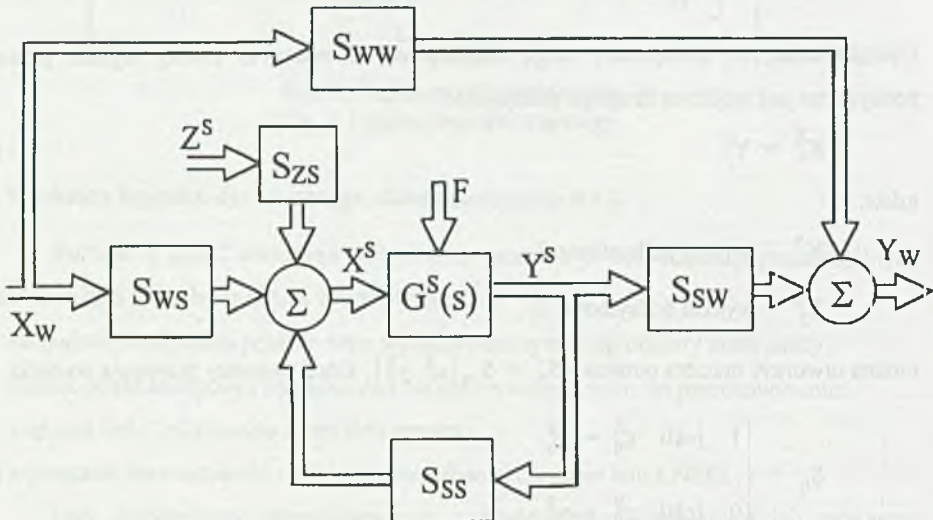
- sprzęgania wektorów pomiędzy elementami

$$X_i = S_{xy} \cdot Y_j, \quad (6)$$

- sprzężenia większej ilości wektorów wyrażoną w postaci równań sprzęgających

$$\begin{aligned}
 X_1 &= \sum_{j=1}^m S_{1j} Y_j \\
 &\dots\dots\dots \\
 X_i &= \sum_{j=1}^m S_{ij} Y_j \\
 &\dots\dots\dots \\
 X_n &= \sum_{j=1}^m S_{nj} Y_j
 \end{aligned} \quad (7)$$

układ sterowania i nawigacji BAL można przyjąć w postaci podanej na rys. 5, na którym macierze połączeń S_{Ww} , S_{Ws} , S_{Sw} , S_{Ss} , S_{Zs} są odpowiednio macierzami pomiędzy wejściem i wyjściem całego układu, jak i pomiędzy wejściem układu i poszczególnymi podukładami wraz z wejściami zakłócającymi.



Rys. 5. Schemat logiczno-dynamicznego układu sterowania BAL
Fig. 5. Logic-dynamic UfV control system structure.

Struktura takiego układu może być opisana równaniami

$$\begin{aligned} X^S &= S_{SS} \cdot Y^S + S_{SW} \cdot X_W + S_{ZS} \cdot Z^S \\ Y_W &= S_{SW} \cdot Y^S + S_{WW} \cdot X_W \end{aligned} \quad (8)$$

i można ją przetwarzać łącznie przyjmując w każdym odcinku lotu odpowiednie macierze S_{ij} .

Podejście takie ma wiele zalet uwidaczniających się w czasie pracy systemu wraz z systemem diagnozowania podzespołów lub całych podukładów [3]. Stwierdzenie niesprawności jednego z nich sprowadza się do zmiany jedynie stanu tablicy sprzężeń (np. przejście z ustalania pozycji aparatu przez GPS na AHRS). Zmiana konfiguracji układu sterowania i nawigacji z NSKL możliwa jest również poprzez przesłanie skonfigurowanych sekwencji tablic sprzęgających.

4. Uwagi końcowe

Potraktowany sygnałnie w niniejszym referacie temat sterowania i nawigacji bezzałogowego aparatu latającego, rozwiązywany w 1995 roku jako grant badawczy 9T12C01108 finansowany przez KBN [4], zwraca jedynie uwagę na możliwość potraktowania systemowego tego układu. Stanowi on przykład sekwencyjnego sterowania układami dynamicznymi w poszczególnych odcinkach lotu składających się na całą misję aparatu. Pokazanie struktury układu, w ramach objętości referatu, zubożono o szereg istotnych dla wykonywania misji problemów. Pominięto bowiem szereg funkcji logicznych układu w przypadkach stanów awaryjnych (powroty awaryjne, sygnalizacja w przypadku awaryjnego lądowania, awaryjne niszczenie aparatu itd.), sterowanie z NSKL oraz funkcje kontrolne i diagnostyczne, które łatwo dają się zapisać w przypadku ujęcia systemowego. Szerszy materiał na temat przedstawionej koncepcji sterowania aparatem VEKTOR zrealizowanej w warunkach laboratoryjnych z zastosowaniem elementów odpowiadających najnowszej technologii lotniczej uzyska zainteresowany czytelnik w Zakładzie Systemów Sterowania Politechniki Rzeszowskiej.

LITERATURA

1. Kaczorek T.: Teoria wielowymiarowych układów dynamicznych liniowych. WNT, Warszawa 1983.
2. Tzafestas S.G.: Applied Digital Control. Elsevier Science Publishers B.V., v.7, Netherlands 1985.
3. Gruszecki J.: Metody syntezy pokładowych systemów sterowania. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, seria Mechanika, z.45, Rzeszów 1995.

4. Brociek S., Dolega B., Gruszecki J., Tomczyk A., Wytostek A.: Synteza praw sterowania dla układu sterowania bezzałogowym aparatem latającym VECTOR. Prace Zakładu Systemów Sterowania Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1995.
5. Жук К. Д., Тимченко А. А., Доленко Т. И.: Исследование структур и моделирование логико-динамических систем. Изд. "Наукова думка", Киев 1975.

Recenzony: Prof. dr hab. inż. Jerzy Klamka

Wpłynęło do Redakcji do 30.06.1996 r.

Abstract

From the control theory point of view the Unmanned Flying Vehicle (UFV) mission consists of a number of segments that joined in a proper sequence give the required vehicle trajectory.

During pre-flight mission planning, the control goals are predefined for each trajectory segment (take off, climbing, level flight, circulation, landing) and in the form of parameterized control laws are embedded in on-board flight computer program.

Two methods have been used in the UFV control systems design:

- ◊ The first method is based on designing independent systems for nearly independent control of the vehicle engine thrust and flight control surface deflection.
The choice of adequate sensors depends upon current trajectory/mission segment and the on-board measurement system which, in turn, is joined into continuous diagnostics process.
- ◊ The second method is based on designing logic-dynamic control system structure in which any independent control system is engaged in control process through changes of feedback matrix zero-ones state.

The choice of adequate sensors according to current control purpose is made through the feedback matrix change.

This method simplifies the tasks of vehicle control by the ground station.

From the equipment point of view, the design of the UFV control systems is based upon single board computer with SAB 80C 166. The project was financially supported by KBN.