

SYMULACJA CYFROWA LOTU SAMOLOTU TS-11 „ISKRA” W JĘZYKU MACROASSEMBLER^{*)}

DANUTA FARYŃSKA
ŁUCJA SOBOLEWSKA
ZBIGNIEW ZAGDAŃSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

1. Cel pracy

Praca ta stanowi rozwinięcie i uzupełnienie opracowanego w ITWL komputerowego systemu treningowego zespołu naziemnej obsługi lotów — IKS-80. W systemie tym nawigator obserwując na ekranie wskaźnika radiolokacyjnego dynamiczny obraz sytuacji powietrznej generowany przez cyfrowy zestaw obliczeniowy, steruje lotem symulowanych samolotów poprzez wprowadzanie zestawu standardowych komend. Komendy te, wprowadzane do maszyny przez asystenta instruktora, powodują zmianę parametrów lotu sterowanych samolotów. System zakłada model tzw. idealnego pilota — który bez błędów wykonuje ściśle polecenia nawigatora w sposób określony przez regulamin wykonywania lotów. IKS-80 przewiduje możliwość współpracy systemu z kabinami treningowymi KTS-4 i TŁ-1M.

Ponieważ w kraju jest niewiele lotniczych urządzeń treningowych, a istniejące — b. kosztowne (cena ich jest niewspółmierna do ceny IKS-80), wynikała potrzeba opracowania kabiny, które umożliwiła by trening pilota w ograniczonym zakresie, tj.:

- 1) wykonywania zadań nawigacyjnych;
 - 2) współpracy z personelem obsługi naziemnej
- a równocześnie byłaby stosunkowo tania.

Prace podjęte w ITWL zmierzają do opracowania takiej względnie taniej i prostej kabiny treningowej w oparciu o maksymalne wykorzystanie techniki komputerowej. W pierwszym etapie prowadzone są prace nad zbudowaniem makiety kabiny, dla:

- 1) zebrania doświadczeń,
- 2) oceny skali przedsięwzięcia,
- 3) sformułowania modelu dynamiki obiektu.

^{*)} Praca przedstawiona na I Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie” — Warszawa 19.I.1984 r.

2. Model fizyczny i zakres odwzorowania modelu

Jako bazę do opracowania kabiny treningowej przyjęto samolot TS-11 „Iskra”, ze względu na dość dobrą znajomość jego charakterystyk. TS-11 „Iskra” jest metalowym średniopłatem o usterzeniu klasycznym. Wyposażony jest w następujące systemy:

- 1) lotki, klapy, ster kierunku i ster wysokości,
- 2) przestawialny statecznik,
- 3) hamulce aerodynamiczne,
- 4) podwozie trójkołowe z kółkiem przednim,
- 5) silnik odrzutowy jednowałowy jednoprzepływowy, ze stałą dyszą, bez dopalacza,
- 6) podwieszenia zewnętrzne,
- 7) instalacje podstawowe: hydrauliczną, elektryczną, pneumatyczną,
- 8) zestaw klasycznych organów sterowania i przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych,
- 9) instalacje awaryjne,
- 10) instalacje radiowe.

Przyjęty dla celów Stanowiska Szkolenia Pilota (SSP) model fizyczny samolotu uwzględnia działanie w w/wym. elementów, za wyjątkiem systemów awaryjnych i niektórych instalacji pokładowych. Na podstawie modelu fizycznego został opracowany model matematyczny, przy następujących założeniach:

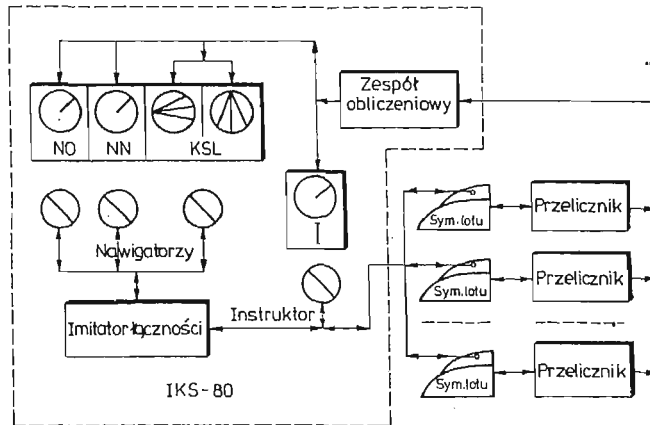
- 1) dynamika płatowca uwzględnia wpływ:
 - podstawowych organów sterowania,
 - atmosfery wzorcowej,
 - sprzężeń dynamicznych pochodzących od silnika,
 - podwieszeń zewnętrznych;
- 2) dynamika silnika napędowego uwzględnia wpływ:
 - organów sterowania,
 - atmosfery wzorcowej,
 - sprzężeń dynamicznych pochodzących od dynamiki lotu;
- 3) przyjęto zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i organów sterowania w zakresie pozwalającym na właściwy pilotaż samolotu pełnosprawnego.

Model matematyczny dynamiki samolotu został opracowany przy współpracy merytorycznej z Zespołem Dynamiki Obiektów Ruchomych ITLiMS PW pod kierunkiem prof. dr hab. inż. Jerzego Maryniaka. Model ten został opracowany w sposób umożliwiający rozszerzenie go w późniejszych etapach pracy o dynamikę stanów awaryjnych obiektu i pozostałych instalacji i systemów pokładowych. SSP składa się z następujących bloków:

- 1) konstrukcji nośnej — odwzorowującej architekturę kabiny samolotu,
- 2) zespołu organów sterowania i imitatorów lotniczych przyrządów pokładowych,
- 3) zespołu obliczeniowego — zwanego dalej przelicznikiem,
- 4) układów zasilania i imitatora łączności,
- 5) bloku programu modelującego dynamikę obiektu.

Ze względu na przewidywaną konieczność współpracy SSP z IKS-80 przyjęto, że przelicznik SSP będzie zespołem cyfrowych urządzeń liczących opartych o technikę komputerową. Jako podstawowy blok przelicznika przyjęto minikomputer ogólnego

przeznaczenia — MERA-400 — jako jedyny produkowany w kraju. Na wybór tego mini-komputera — oprócz racji przedstawionej wyżej wpłynęły również wyniki analizy porównawczej SSP z symulatorami lotu samolotu tej samej klasy firmy Singer, w których rolę przelicznika pełnił minikomputer ogólnego przeznaczenia, o takiej samej długości słowa maszynowego, pojemności pamięci i szybkości wykonywania operacji, co MERA-400.



Rys. 1. Uproszczony schemat współpracy symulatorów lotu samolotu z systemem IKS-80

Problemem podstawowym, decydującym o powodzeniu pracy jest opracowanie komputerowego modelu dynamiki obiektu, sterowalnego, obserwowalnego o realizowanego w przyjętym dla celów SSP przeliczniku w czasie rzeczywistym.

3. Model matematyczny

Model matematyczny dynamiki ruchu samolotu opracowany na bazie podstawowych równań mechaniki jest układem nieliniowych równań różniczkowych. Opisuując ruch samolotu przyjęto założenie, że samolot i jego układy są doskonale sztywne z możliwością zmian wychyleń sterów. Wprowadzono następujące układy:

- układ samolotowy — $Ox_s y_s z_s$ — oś x_s skierowana jest wzdłuż osi samolotu do przodu, oś y_s prostopadłe do płaszczyzny symetrii na prawe skrzydło, oś z_s w dół samolotu tak aby układ był prawoskrętny;
- układ prędkościowy $Ox_p y_p z_p$ powstały z $Ox_s y_s z_s$ przez obrót wokół osi y_s w jej ujemnym kierunku o kąt α ;
- układ opływowy $Ox_o y_o z_o$ powstały z układu prędkościowego przez obrót wokół osi z_p w jej dodatnim kierunku o kąt bocznego opływu β_0 .

Ponieważ rozpatruje się ruch samolotu z punktu widzenia pilota i aparatury kontrolno-sterującej znajdującej się na samolocie równania dynamiki przedstawiono w układzie samolotowym w sposób następujący:

$$m(\dot{U} + QW - RV) = X = X_u + \frac{\partial X}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial X}{\partial v} \cdot v + \frac{\partial X}{\partial w} \cdot w + \frac{\partial X}{\partial p} \cdot p + \frac{\partial X}{\partial q} \cdot q + \frac{\partial X}{\partial r} \cdot r, \quad (1)$$

$$\begin{aligned}
m(\dot{V} + RU - PW) &= Y = Y_u + \frac{\partial Y}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial Y}{\partial v} \cdot v + \frac{\partial Y}{\partial w} \cdot w + \dots, & (1) \\
m(\dot{W} + PV - Q \cdot U) &= Z = Z_u + \frac{\partial Z}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial Z}{\partial v} \cdot v + \frac{\partial Z}{\partial w} \cdot w + \dots, & [\text{cd.}] \\
I_x \dot{P} - (I_y - I_z)Q \cdot R - I_{xy}(Q - PR) + I_{yz}(R^2 - Q^2) - I_{xz}(R^2 + PQ) &= \\
&= \Sigma L = L_u + \frac{\partial L}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial L}{\partial v} \cdot v + \frac{\partial L}{\partial w} \cdot w + \frac{\partial L}{\partial p} \cdot p + \frac{\partial L}{\partial q} \cdot q + \frac{\partial L}{\partial r} \cdot r, \\
I_y \dot{Q} - (I_z - I_x)R \cdot P - I_{yz}(R - PQ) + I_{xz}(P^2 - R^2) - I_{xy}(P + QR) &= \\
&= \Sigma M = M_u + \frac{\partial M}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial M}{\partial v} \cdot v + \dots, \\
I_z \dot{R} - (I_x - I_y)PQ - I_{xz}(P - QR) + I_{xy}(Q^2 - P^2) - I_{yz}(Q + PR) &= \\
&= \Sigma N = N_u + \frac{\partial N}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial N}{\partial v} \cdot v + \frac{\partial N}{\partial w} \cdot w + \frac{\partial N}{\partial p} \cdot p + \frac{\partial N}{\partial q} \cdot q + \frac{\partial N}{\partial r} \cdot r.
\end{aligned}$$

Do równań (1) dołączono związki kinematyczne prędkości kątowych:

$$\begin{aligned}
\dot{\Phi} &= P - Q \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta - R \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta, \\
\dot{\Theta} &= Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \\
\dot{\Psi} &= Q \sin \Phi \sec \Theta + R \cos \Phi \sec \Theta,
\end{aligned} \quad (2)$$

oraz związki kinematyczne prędkości liniowych:

$$\begin{aligned}
\dot{X}_1 &= U \cos \Theta \cos \Psi + V(\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\
&\quad + W(\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \\
\dot{Y}_1 &= U \cos \Theta \sin \Psi + V(\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\
&\quad + W(\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \sin \Phi \cos \Psi) + W \cdot \cos \Phi \cos \Theta, \\
\dot{Z}_1 &= U \cdot \sin \Theta + V \cdot \sin \Phi \cos \Psi.
\end{aligned} \quad (3)$$

Wpływ silnika na dynamikę ruchu opisuje nieliniowe równanie różniczkowe drugiego rzędu:

$$\tau_1 \tau_2 \ddot{n} + (\tau_1 + \tau_2) \cdot \dot{n} = K[Q(t - \tau_0) - Q_0] \cdot n.$$

Oznaczenia:

n — prędkość obrotowa,

$X_u, I_u, Z_u, L_u, M_u, N_u$ — składowe sił i momentów aerodynamicznych, które nie zależą od małych prędkości u, v, w, p, q, r .

Siły te uwzględniają składowe grawitacji i ciągu.

$$\left. \begin{aligned}
&\frac{\partial X}{\partial u}, \dots, \frac{\partial Y}{\partial u}, \dots, \\
&\frac{\partial M}{\partial u}, \dots, \frac{\partial M}{\partial u}, \dots, \frac{\partial N}{\partial r}, \dots
\end{aligned} \right\} \text{ pochodne aerodynamiczne}$$

$\Delta Q = Q(t - \tau_0) - Q_0$ — przyrost wydatku paliwa,

czas zwłoki $\tau_0 = \tau_0(n, Q, P, T)$,

stałe czasowe: $\tau_1 = \text{const}$, $\tau_2 = \tau_2(n, Q, P, T, M)$,

U, V, W — składowe prędkości liniowej,

P, Q, R — składowe prędkości kątovej,

Siły (nośna P_z , oporu P_x i oporu bocznego P_y) oraz momenty (przechylający L , pochylający M i odchylający N) aerodynamiczne powstają pod działaniem opływu strumienia masy powietrza z prędkością V na poszczególnych elementach samolotu.

Dla płata, kadłuba i gondol:

— ustrzenia wysokości: P_x^H, P_z^H, M^H ,

— usterzenia kierunku: P_x^v, P_y^v, L^v ,

— lotek: L^l ,

— klap: $\Delta P_x^{kl}, \Delta P_z^{kl}, \Delta M^{kl}$,

— podwozie; $\Delta P_x^{podw.}, \Delta P_z^{podw.}, M^{podw.}$,

— hamulce aerodynam. $\Delta P_x^{ham}, \Delta P_z^{ham}$,

— podwieszenie $\Delta P_x^p, \Delta P_z^p, M^p$.

W przypadku ogólnym każdą z tych sił i momentów można przedstawić w postaci

$$P = \frac{1}{2} q V_c^2 \cdot S \cdot C_i^{**}(\cdot, \cdot); \quad M = \frac{1}{2} q V_c^2 \cdot S \cdot b c_i^*(\cdot, \cdot),$$

s, b — wielkości charakteryzujące kształt obiektu

$c_i^*(\cdot, \cdot), c_i^{**}(\cdot, \cdot)$ bezwymiarowe współczynniki odpowiednio sił i momentów.

Ponieważ dostępne charakterystyki samolotu są podane w układzie opływowym bądź prędkościowym zachodzi konieczność transformacji tych danych do układu samolotowego.

Wyróżniono następujące macierze transformacji:

\mathbf{T}_F^{o-s} — macierz transformacji współczynników sił: oporu, oporu bocznego oraz siły nośnej z układu opływowego do samolotowego.

\mathbf{T}_M^{o-s} — macierz transformacji momentów: przechylającego, pochylającego i odchylającego z układu opływowego do układu samolotowego.

\mathbf{T}_P^{o-s} — macierz transformacji pochodnych sił i momentów aerodynamicznych względem prędkości liniowych i kątowych z układu prędkościowego do samolotowego.

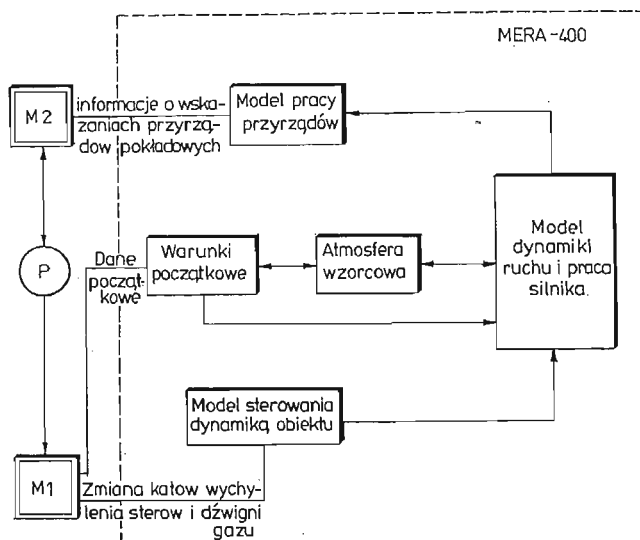
$$\mathbf{T}_F^{o-s} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta_0 & \cos \alpha \sin \beta_0 & -\sin \alpha \\ -\sin \beta_0 & \cos \beta_0 & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta_0 & \sin \alpha \sin \beta_0 & \sin \alpha \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_M^{o-s} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta_0 & \cos \alpha \sin \beta_0 & -\sin \alpha \\ \sin \beta_0 & \cos \beta_0 & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta_0 & -\sin \alpha \sin \beta_0 & \cos \alpha \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_P^{o-s} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}.$$

4. Model badawczy

Powyższy model matematyczny wykorzystano w symulacji cyfrowej ruchu samolotu. Z uwagi na trwające prace konstrukcyjne kabiny i układów współpracujących przyjęto w pracach wstępnych model badawczy (Rys. 2), którego celem jest ocena możliwości realizacji systemu obliczeniowego.



Rys. 2. Model badawczy

Model badawczy wykorzystuje posiadany zestaw komputerowy złożony z maszyny cyfrowej typu MERA-400 oraz dwóch monitorów α — numerycznych. Poprzez klawiaturę monitora M1 wprowadzone są informacje dotyczące

- parametrów początkowych lotu,
- zmian kątów wychylenia sterów i dźwigni gazu.

Drugi monitor M2 spełnia rolę deski przyrządowej w kabinie pilota; co pewien czas wyświetlane są na nim wskazania podstawowych przyrządów pokładowych jak:

- prędkościomierz (V_r , V_p , M_a),
- wariometr (prędkość wznoszenia),
- busoła (kurs),
- wysokościomierz (wysokość),
- sztuczny horyzont (przechylenie, pochylenie),
- zakrętomierz (prędkość kątowna zakrętu, ślizg).

Dodatkowo możliwe jest wyświetlenie innych wskazań przyrządów np. dotyczących pracy silnika.

W maszynie zawarte są modele ściśle ze sobą współpracujące

- dynamika ruchu płatowca,
- praca silnika,
- warunki początkowe,

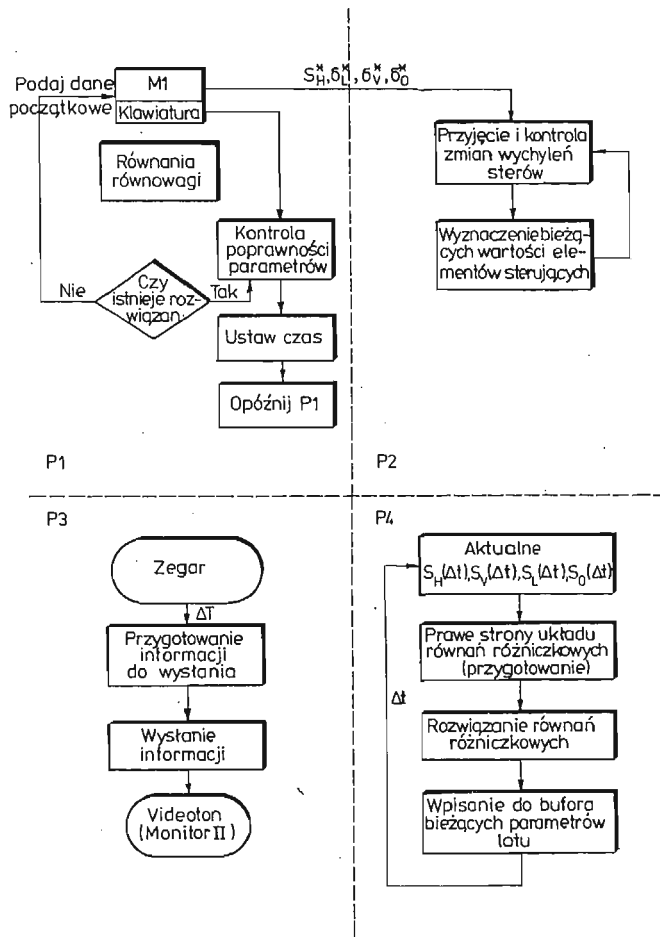
- sterowanie imitatorami przyrządów pokładowych,
- atmosfera wzorcowa.

Z modelem dynamiki ruchu związany jest model warunków początkowych. Podstawę do określenia warunków początkowych dla nieliniowych równań ruchu jest prawidłowe ustalenie warunków równowagi obiektu latającego. Wiąże się to z aproksymacją takich parametrów jak α , P_s , Φ , δ_H , δ_V , δ_L . Uzyskano to poprzez rozwiązanie równań równowagi samolotu będących układem nieliniowych równań algebraicznych

$$F_i(V, H, \alpha, P_s \dots) = 0, \quad i = 1, \dots, 6.$$

Funkcje F_i są ściśle związane z przyjętym modelem dynamiki ruchu samolotu i stanowią sumę sił i momentów działających na samolot w stanie równowagi.

Model atmosfery wzorcowej został opracowany w oparciu o standardy Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej. Model sterowania imitatorami przyrządów pokładowych opracowano w oparciu o „Algorytmy pracy wybranych przyrządów i systemów pokładowych TS-11 „Iskra” ” — opracowane w ITWL (nie publ.) — ze względu na przyjęty sposób prezentacji wyników nie jest obecnie wykorzystywany.



Rys. 3. Rozwiązanie programowe

Silnik został przedstawiony jako obiekt regulacji prędkości obrotowej przy przepływie paliwa jako wielkości sterującej.

Wykorzystując przedstawiony model badawczy opracowano algorytmy i program w języku Macroassembler w oparciu o istniejący w ITWL specjalizowany system operacyjny.

Model generowania dynamiki ruchu obiektu wymaga następujących algorytmów:

- algorytmu rozwiązywania układu nieliniowych równań różniczkowych. Posłużono się przy tym procedurą całkowania metodą Kutty-Mersona;
- algorytmy interpolacji funkcji ciągłych i aproksymacji;
- algorytmy obliczania funkcji trygonometrycznych, pierwiastka kwadratowego i innych funkcji analitycznych.

Zgodnie z założeniami specjalizowanego systemu operacyjnego program podzielono na procesory, z których każdy posiada ustalony priorytet wykonania i realizuje określone zadanie. Transmisja informacji nie zależy od wykonywanego aktualnie zadania. Rozwiązanie programowe przedstawione jest na rys. 3. Wprowadzono następujący podział:

Procesor 1

- a) wprowadzenie danych początkowych lotu z monitora M1,
- b) rozwiązanie równań równowagi dla danych początkowych,
- c) przygotowanie warunków początkowych dla równań dynamiki,
- d) ustawienie zegara czasu rzeczywistego.

Procesor 2

Przyjęcie z monitora informacji o zmianie wychyleń elementów sterujących samolotu.

Procesor 3

- a) obróbka informacji przygotowanej do wysłania,
- b) wysłanie informacji na monitor M2 wg. zegara czasu rzeczywistego.

Procesor 4

- a) obliczenie wartości prawych stron nieliniowego układu równań różniczkowych,
- b) rozwiązanie układu równań z zadaniem krokiem całkowania,
- c) obliczenie parametrów przeznaczonych do uaktualnienia parametrów lotu.

5. Wnioski

Badania programowe przeprowadzone na minikomputerze wykazały, że zachodzi konieczność zmniejszenia czasu realizacji programu przy zachowaniu odpowiedniej dokładności. Można to osiągnąć przez:

- uproszczenie metod aproksymacji i rozwiązywanie równań różniczkowych,
- optymalizację stosowanych algorytmów,
- optymalizację podprogramów.

Badania programowe wykazały, że o zbieżności modelu matematycznego z modelem fizycznym decyduje dokładność zadania warunków początkowych dla układu równań różniczkowych opisujących dynamikę obiektu.

Резюме

ЦИФРОВАЯ СИМУЛЯЦИЯ ПОЛЁТА САМОЛЁТА ТС-11 „ИСКРА” В ЯЗЫКЕ
МАКРОАССЕМБЛЕР

В работе представлено: модель динамики полёта самолёта, его реализацию на ЕЦВМ и метод визуализации кинематических параметров полёта при помощи ЕЦВМ

Summary

COMPUTER SIMULATION OF TS-11 „ISKRA” PLANE FLIGHT IN TERMS
OF MACROASSEMBLER LANGUAGE

In the paper computer realisation of aircraft flight dynamic model and visualisation method of kinematic parameters is presented.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 lutego 1985 roku
