Jan GRUSZECKI, Zbigniew ZAJDEL Politechnika Rzeszowska

DYREKTYWNE STEROWANIE SAMOLOTEM W FAZIE STARTU I LĄDOWANIA

Streszczenie. Referat przedstawia wstępną koncepcję ułatwienia w podejmowaniu przez pilota prawidłowych decyzji w wybranych fazach lotu. Wskazuje metodykę pozwalającą określać decyzje dyrektywne dla pilota wykonującego start lub lądowanie, zwłaszcza na samolotach ogólnego przeznaczenia. Tę metodę opracowano z uwzględnieniem możliwości wykorzystania różnych informacji, biorąc pod uwagę chwilową dostępność tych informacji. Zwłaszcza uwzględnienie informacji o stanie dynamicznym samolotu, o właściwościach atmosfery oraz dotyczące zdarzeń identyfikowanych z urządzeń pomocy lotniskowych było istotne dla autorów.

AIRPLANE DIRECTIVE CONTROL DURING TAKE-OFF AND LANDING

Summary. The paper introduces initial idea that facilitate correct decision undertaking by a pilot in select phases of flight. It show methodise permitting to qualify decisions directive for a pilot executing start or landing, especially on general aviation aeroplane. This method one worked out with regard of possibility to turn different information to good account, taking under attention temporary accessibility these of information. Especially regard of information about aeroplane dynamic state, about proprieties of atmosphere and of relating events identified from airfield help devices was essential for authors.

1. Wprowadzenie

Światowe tendencje rozwoju lotnictwa komunikacyjnego kierunkują obecnie inwestycje w stronę produktów i obszarów the Small Aircraft Transportation System (SATS). System Transportowy Małymi Samolotami, będący głównym elementem tej strategii, stawia sobie za cel umożliwienie podróży szerszej grupie użytkowników "od drzwi do miejsca przeznaczenia" z kilkakrotnie większą prędkością, niż możliwa jest do uzyskania z wykorzystaniem szos. Poszerzenie grupy użytkowników zakłada objęcie w ciągu najbliższych 10 lat 25% zbioru populacji przypisanego aktualnie dużemu lotnictwu komunikacyjnemu i ponad 90% zbioru tej populacji w ciągu 25 lat. Oznacza to, że każda wspólnota leżąca na zewnątrz 80 - kilometrowego okręgu z centralnym portem lotniczym będzie obsługiwana przez lotnictwo SATS. Zwiększenie populacji użytkowników oraz powszechność użytkowania samolotów ogólnego przeznaczenia należących do systemu SATS nakłada dodatkowe warunki na rozwiązania sprzętowe oraz wymaga nowych metodyk ich pilotowania. Szczególnie dotyczy to sytuacji, w których pilot – operator ma ograniczoną decyzyjność w czynnościach identyfikacji i porównań właściwości dynamicznych samolotu oraz wpływu czynników zewnętrznych na poprawność pilotowania samolotem w celowo wybranych fazach lotu. Problem ten, jako wieloetapowy proces sterowania samolotem, rozważymy na przykładzie startu samolotu.

2. Model procesu startu samolotu

Trajektoria fazy startu samolotu może mieć przebieg pokazany na rys.1, gdzie wskazano charakterystyczne dla startu fazy w kolejności ich następowania : I – rozbieg, II – oderwanie (v=var), III – wznoszenie z klapami (v=const), IV – chowanie klap (v=var), V – nabieranie wysokości (v=var). Osiągnięcie przez samolot wysokości H_{ps} jest umownym końcem fazy startu.



Rys. 1. Trajektoria startu samolotu Fig. 1. Aeroplane take-off trajectory

W każdej z faz proces pilotowania definiowany jest przez różne wektory zmiennych wejściowych oraz przyjmowane są różne kryteria sterowania. Uwzględniając ponadto właściwości atmosfery (prędkość i kierunek wiatru, opad, ...) oraz dodatkowe zdarzenia obserwowane przez pilota lub informacje otrzymywane przez niego z urządzeń pomocy lotniskowych o takich zdarzeniach, sposób modelowania procesu startu w poszczególnych fazach musi odbiegać od klasycznego modelu dynamicznego przyjmowanego dotychczas do analizy zachowań samolotu. Rozważmy możliwe do przyjęcia modele samolotu w poszczególnych etapach startu.

Rozbieg

Zachowanie się samolotu na drodze startowej od momentu rozpoczęcia rozbiegu do oderwania przy prędkości V_{odr} można sprowadzić do prostego modelu wynikającego z rys. 2.



Rys. 2. Położenie geometryczne samolotu na drodze startowej Fig. 2. Aeroplane geometrical position on a run way

Samolot w czasie toczenia się podlega działaniu przyśpieszenia względem osi y równemu

$$a_v = \dot{\epsilon}_v = V \cdot \lambda$$
,

gdzie: V - rzeczywista prędkość samolotu,

 λ – kąt odchylenia aparatu od osi drogi startowej,

β – kąt ślizgu jest małą wyższego rzędu.

Właściwości konstrukcyjne samolotu pozwalające przyjąć istnienie ujemnego momentu stabilizującego go i proporcjonalnego do przyspieszenia a_y dają dwa równania sił i momentów:

$$\ddot{\psi} = N'_{\beta}\beta + N'_{\delta_{FB}}\beta_{KP} - K'_{V}V\lambda,$$

(1)

(2)

(3)

$$\dot{\lambda} = Y_{\beta}' \beta + Y_{\delta_{KP}} \cdot \delta_{KP} ,$$

gdzie: $N'_{\beta}, N'_{\delta_{KP}}, K'_{\gamma}, Y'_{\beta}, Y_{\delta_{KP}}$ – uogólnione współczynniki aerodynamiczne samolotu,

 β – kąt ślizgu, Ψ – przyrost kierunkowego kąta linii drogi samolotu.

Samolot zachowuje się stabilnie na drodze startowej, gdy spełnione są następujące warunki

$$Y'_{\beta} < 0, \ Y'_{\delta_{KP}} > 0, \ N'_{\delta_{KP}} < 0, \ N'_{\beta} > 0,$$
 (4)

a przy bocznym wietrze o prędkości vg dodatkowo wymaga się spełnienia warunku

$$N'_{\beta} Y'_{\delta_{KP}} > N'_{\delta_{KP}} Y_{\beta}$$
⁽⁵⁾

dla kąta ślizgu równego

$$\beta = \psi - \lambda \left(1 - \frac{v_{g}}{V} \right)$$
(6)

Faza rozbiegu kończy się oderwaniem przy prędkości

$$V_{odr(P)} = \sqrt{\frac{2(mg - P \sin \alpha_{sil})}{\rho S C_{z_{odr}(P)}}},$$
(7)

gdzie: m – masa samolotu,

P – ciąg zespołu napędowego,

α_{sil} - kąt odchylenia ciągu,

ρ – gęstość powietrza,

S – powierzchnia skrzydła,

C_{zor}(P) – współczynnik siły nośnej w momencie oderwania zależny od konfiguracji samolotu może być zależny od ciągu P,

która determinuje:

długość rozbiegu

$$L_{r} = m \int_{0}^{V_{ods}} \frac{V dV}{P \cos \alpha_{sil} - X_{a} - \mu(mg - Z_{a})}$$

czas rozbiegu

$$t_{\rm r} = m \int\limits_{\rm o}^{V_{\rm obt}} \frac{dV}{P\cos\alpha_{\rm sil} - X_{\rm a} - \mu(mg - Z_{\rm a})}, \label{eq:transform}$$

(9)

gdzie:

 X_a – wypadkowa sił aerodynamicznych względem osi x ,

Za - wypadkowa siła aerodynamiczna względem osi z,

µ– współczynnik tarcia tocznego zależny od warunków na drodze startowej, pozwalają również określać wielkość przyspieszenia a_x w czasie rozbiegu :

$$a_{x} = \frac{1}{m} (P \cos \alpha_{sil} - X_{a} - \mu(mg - Z_{a}))$$
(10)

Ten bardziej szczegółowy opis fazy rozbiegu został przytoczony w celu pokazania złożoności opisu stanu dynamicznego samolotu podczas rozbiegu, w którym podstawowe sygnały sterujące (poza kątem ustawienia kółka przedniego (2÷3)) tkwią w wypadkowych siłach aerodynamicznych X_a , Y_a i ciągu samolotu P.

Zależności (1), (2), (3), (6), (7), pozwalające określić wartości zmiennych stanu samolotu w czasie rozbiegu takie jak: prędkość V, kąt pochylenia samolotu Θ , odchylenie środka ciężkości od osi drogi startowej ε_y , odchylenia kątowe λ , ψ , przyspieszenia a_x i a_y uzupełniają zbiór informacji uzyskiwanych przez pilota w obserwacji bezpośredniej obszaru rozbiegu: warunki na powierzchni drogi startowej q_{ROZ} , widoczność q_{WID} , przeszkody na drodze startowej q_{PS} , przeszkody naturalne w obszarze drogi startowej q_{PN} oraz podawanych z urządzeń i pomocy lotniskowych: prędkości i kierunek wiatru q_{ME} = [u_g , v_g , w_g], widoczność przyrządowa q_{wiDP} , uskok wiatru q_{ws} , tworzących zbór wektorów utrudnień q=[q_{ROZ} , q_{WID} , q_{PS} , q_{PN} , q_{ME} , q_{wiDP} , q_{ws}].

Zebranie i przetworzenie tych informacji przez pilota w czasie rozbiegu przebiega, używając notacji CASE [1] [4] stosowanej w budowie systemów informatycznych, według diagramu funkcji podanej na rys. 3. Pętle *I1, I2, I3, I4* są powtarzane przez pilota w fazie startu z częstotliwością wynikającą z obciążenia informatycznego [2] i rozbieg może zakończyć się przerwaniem startu, gdy zaistnieją (przed osiągnięciem prędkości V_D) okoliczności uniemożliwiające jego dalsze kontynuowanie.

Wybór zastosowań w funkcji FI.2 i FI.5 powinien być wybierany wg kryteriów

$$\min_{\mathbf{x}} \mathbf{a}_{\mathbf{x}} \leq \mathbf{a}_{\mathbf{x}\max} \tag{11}$$

$$\min_{\delta} \left| a_{y} \right| \leq a_{y \max} ; \qquad \delta = \left[\delta_{H}, \delta_{T}, \delta_{L}, \delta_{K}, \delta_{KL}, \delta_{KP} \right]$$
(12)

$$V(t_r) \ge V_{odr}, \tag{13}$$

(14)

gdzie a_{xmax} i a_{ymax} są przyspieszeniami wynikającymi z ograniczeń konstrukcyjnych samolotu i lotniska, a ich wartości wpływają w istotny sposób na komfort psychofizyczny pilota, załogi jak też i pasażerów samolotu.





Fazy startu II, III, IV, V

Analizując zachowanie się samolotu w następujących po sobie fazach startu: II, III, IV i V według tego samego rozumowania możemy opracować ich modele i kryteria sterowania samolotem.

Przykładowe zależności i ich atrybuty z kryteriami sterowania podano w tablicy 1.

Uzupełnieniem warunków podanych w tablicy 1 są równania zgodności na granicy faz:

$$\begin{cases} V_i^- = V_i^+ & \text{dla i = 1, ...,5,} \\ H_i^- = H_i^+ & \end{cases}$$

gdzie symbole "-" i "+" oznaczają odpowiednio wartości zmiennych po lewej i prawej stronie granicy faz.

Tablica 1

Nr fazy startu	Równania równowagi i związki kinematyczne	K r y t e r i a, warunki i wybrane ograniczenia
Π	Równania równowagi $m\dot{V} = P_{II} \cos \alpha_{sil} - X_{alI} - mg \sin \Theta_{II}$ $0 = P_{II} \sin \alpha_{sil} - Z_{alI} - mg \sin \Theta_{II}$ $\dot{L} = V_{II} \cos \Theta_{II}$ $\dot{H} = V_{II} \sin \Theta_{II}$ $\dot{V}_{II} = \frac{\left[V_{odr}^{2} \left(k_{II}^{2} - 1\right) \sin \Theta_{II}\right]}{2H_{II}}$ $\Delta V_{II} = V_{II} - V_{odr}$ $t_{II} = \frac{2H_{II}}{(k_{II} + 1)V_{odr}} \sin \Theta_{II}$, gdzie: $\Theta_{II} - kąt toru lotu w fazie II,$ $k_{II} - współczynnik wzrostu prędkości,$ $H_{II} - wysokość końca odcinka fazy II,$ v = kat toru lotu	$\begin{aligned} k_{II} &< k_{IImax} \\ a_z &< a_{zmax} \\ \gamma &\leq \gamma_{max} \\ \Theta &\leq \Theta_{dopuszczalne} \end{aligned}$
III	$P_{III} \cos \alpha_{sil} = X_{sllt} (V_{III}, \alpha) + mg \sin \Theta_{III}$ $L_{III} = \frac{\Delta H_{2-3}}{tg\Theta_{III}}$ $P < P_{max},$ gdzie: $\Delta H_{2-3} - różnica wysokości pomiędzy punktami 2 i 3$	$V(T_{III}) = \text{cost}$ $\Theta_{III} - \text{dane}$ $ a_z \le a_{zII}$
IV	$\begin{split} P_{IV} \cos \alpha_{sil} &= X_{alV} (V, \alpha) + mg \sin \Theta_{IV} + m\dot{V}_{IV} \\ \dot{V}_{IV} &\approx 0.5 \left[V_4^2 \left(k_{IV}^2 - l \right) \sin \Theta_{IV} \right] H_4 \\ \dot{V}_4 &\approx \frac{0.5 \Delta V_3^2 \sin \Theta_{IV}}{\Delta H_{3-4}} , \\ gdzie: \\ \Delta V_3 &= V_4 - V_3, \\ \Delta H_{3-4} - różnica wysokości pomiędzy punktami 3 i 4, \\ k_{IV} - współczynnik wzrostu prędkości w fazie IV \end{split}$	$\begin{split} \delta_{KL}(t_3) &\to \delta_{KL}(t_4) = 0 \\ a_z &\leq a_{zlV} \\ \Theta_{IV} - dane \\ k_{IV} - dane \end{split}$
v	$P_{v} \cos \alpha_{sil} = X_{av} (V, \alpha) + mg \sin \Theta_{v} m\dot{V}$ $L_{4-5} \approx \frac{\Delta H_{4-5}}{tg\Theta_{v}}$ $t_{4-5} \approx \frac{2\Delta H_{4-5}}{V_{4}(k_{v}+1)\sin \Theta_{v}},$ gdzie: $k_{v} - współczynnik wzrostu prędkości w fazie V$	$\Theta_{V} - dane$ $H_{5} = H_{ps} - dane$ $k_{V} - dane$ $ a_{z} < a_{zV}$

3. Sterowanie dyrektywne w czasie startu samolotu

Wymienione czynności analizy, syntezy i rozstrzygania decyzji, jakie pilot musi podejmować w czasie startu (w czasie ok. 10 sekund), stanowią dla niego duże obciążenie informatyczne. W warunkach ograniczonej precyzji własnej pilota w obszarze identyfikacji i porównania właściwości dynamicznych samolotu oraz uwzględniania wpływu warunków otoczenia proponuje się wspomagający Moduł Dyrektywnej Eksploatacji (MDE), współpracujący z autopilotem, który pracuje według schematu podanego na rys. 4, gdzie:

 a_i^0 - wektor wartości początkowych parametrów a_i

a; - wektor wartości parametrów decyzyjnych

x_i(t) - wektor wartości początkowych danej fazy

x - wektor wartości początkowych przetwarzanych przez autopilota



Rys. 4. Schemat układu MDE Fig. 4. MDE unit schema

W każdej fazie lotu moduł sprawdza wg przyjętych kryteriów możliwość osiągnięcia wartości zmiennych stanu samolotu na końcu tej fazy. Ponieważ w trakcie realizacji fazy poprzedniej mogły wystąpić okoliczności uniemożliwiające osiągnięcie założonych wartości, sterowanie samolotem w tej fazie musi być realizowane z zachowaniem ograniczeń przy zmianie wartości wybranej zmiennej stanu samolotu. Są nimi najczęściej: prędkość lotu V

i kąt pochylenia samolotu Θ w ruchu podłużnym lub kąt przechylenia samolotu w ruchu bocznym. Przykładowe decyzje zostaną przedstawione w czasie prezentacji referatu.

4. Uwagi końcowe

Zaprezentowane ogólne podejście do sterowania dyrektywnego samolotem w fazie startu jest zagadnieniem zbyt obszernym, by zaprezentować go w ramach tego referatu. Poza formalnym opisem właściwości dynamicznych samolotu [3] najistotniejszym elementem MDE jest wieloletnie doświadczenie pilotów samolotów ogólnego przeznaczenia, wskazujące zasady realizacji tej fazy lotu i zasad działania bloku wnioskowania decyzji δ (rys. 4) w różnych sytuacjach, jakie mogą wystąpić w czasie startu. Moduł DE przewidziany w tytule referatu również do wspomagania fazy lądowania poszerza omawianą problematykę. Problem lądowania, mimo że poświęcono mu dotychczas znacznie więcej wysiłków, zawiera dodatkowe elementy psychologiczne. Mimo że lądowanie uważane jest za najtrudniejszą fazę lotu, to z punktu widzenia teorii sterowania samolotu daje się realizować za pomocą tych samych reguł co start.

LITERATURA

- 1. Barker R., Longman C.: Case MethodSM. WNT, Warszawa 1996.
- Morawski M.J.: Gospodarka informacją w układzie pilot samolot. Oficyna Wydawnicza PRz, Rzeszów 1994.
- Bociek S., Gruszecki J.: Układy sterowania automatycznego samolotem. Oficyna Wydawnicza PRz, Rzeszów 1999.
- Gruszecki J., Zajdel Z.: The Light Airplanes Take-off Process Modelling. 10th International Conference on System Modelling Control, Materials volume 1, Łódź 2001 Poland.

Recenzent: Dr hab. inż. Marian Błachuta

Abstract

A series of activities made by a pilot or an automatic control system, that should lead to safe take-off or safe landing on runways with limited dimensions, is a typical discrete decision process.

Assuming that all partial processes, i.e. the components of the take-off or the landing processes, are realized in accordance with their own criteria and with the usage of the available information:

- on the dynamic state of the airplane,
- on the properties of the atmosphere,
- on the threshold events, e.g. information from the airfield equipment,

then the pilot's or the automatic control system's task is to work out the directive controlling decisions for the partial processes, in order to extreme the global criteria for the take-off or the landing phases.

Interesting partial solution to that task, for the sake of the different types of information available for the pilot or the automatic control system (continuous signals, discrete signals, fuzzy logic signals), was obtained using the methodology of creation the information O-A-R systems (Object – Attribute – Relationship) with preservation of the onboard information systems design rules.

Obtained results will be used in the development of the onboard equipment which is the part of the onboard information system for a light airplane. The aim of the system is to help the pilot make decisions during take-off and landing flight phases. Some results may be used in the development of the automatic take-off and landing control system. This paper is devoted to the methodology of creation directive decisions in the selected processes of the considered flight phases.