

DYNAMIKA RUCHU FOTEŁA ODRZUCANEGO WZGLĘDEM SAMOŁOTU W LOCIE SYMETRYCZNYM*

CZESŁAW SZENDZIELORZ

WAT

1. Wstęp

Przedmiotem analizy jest ruch fotela odrzucanego w locie symetrycznym samolotu z uwzględnieniem obrotu fotela względem osi poprzecznej. Rozpatruje się dwa przypadki ruchu samolotu w płaszczyźnie pionowej:

— lot poziomy,

— lot z przeciążeniem ($n_{za} \neq 1$) na odcinku toru, na którym kąt pochylenia toru lotu samolotu w trakcie katapultowania zmienia się nieznacznie w stosunku do toru lotu poziomego.

Do analizy ruchu fotela zastosowano 4 układy współrzędnych. Ustalono równania ruchu fotela w układzie ruchomym związanym z fotelem. Równania równowagi sił zapisano w układzie prędkościowym fotela.

Do rozważań przyjęto, że fotel porusza się po doskonale sztywnych prowadnicach, a w końcowej fazie tego ruchu doznaje przyspieszeń kątowych i po zejściu z prowadnic znajduje się w ruchu postępowym i obrotowym.

Charakterystyki aerodynamiczne fotela, przyjęte z literatury, wyrażono analitycznie w funkcji kąta natarcia fotela w postaci wielomianów algebraicznych.

Ustalono poprawki do obliczeń trajektorii ruchu fotela, uwzględniające wpływ przeciążenia działającego na samolot i fotel przy katapultowaniu w locie krzywoliniowym.

2. Równania problemu

2.1. Układy współrzędnych. Do analizy ruchu fotela zastosowano następujące układy współrzędnych (rys. 1):

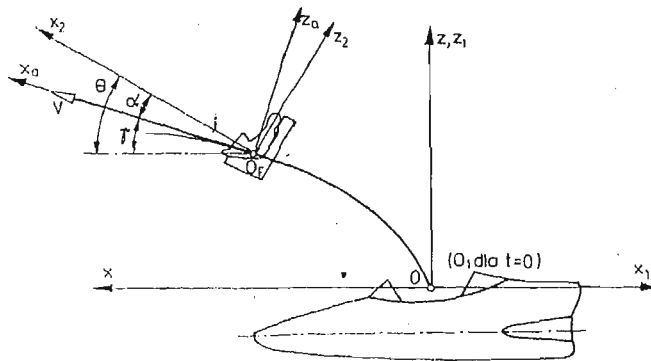
— układ nieruchomy Oxz ,

* Praca przedstawiona na I Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” — Warszawa 19 I 1984 r.

- układ ruchomy związany z samolotem $O_1x_1z_1$,
- układ związany z fotelom $O_fx_2z_2$,
- układ prędkościowy fotela $O_fx_0z_0$.

Układy współrzędnych zorientowane są względem siebie przy pomocy następujących kątów:

- α — kąt natarcia fotela,
- Θ — kąt pochylenia fotela,
- γ — kąt pochylenia trajektorii fotela.



Rys. 1

Współrzędne środka masy fotela w układzie ruchomym i nieruchomym są związane wyrażeniami:

$$\begin{aligned} x &= x_{01} - x_1, \\ z &= z_1, \end{aligned} \quad (1)$$

gdzie: $x_{01} = V_s t$ — współrzędna położenia punktu O_1 w nieruchomym układzie współrzędnych w rozpatrywanym momencie czasu,

V_s — prędkość ruchu samolotu.

Składowe prędkości ruchu fotela w nieruchomym i ruchomym układzie współrzędnych są związane zależnościami:

$$V_x = V_s - V_{x1}, \quad V_z = V_{z1}, \quad (2)$$

2.2. Siły aerodynamiczne. W ruchu symetrycznym na fotel działa wypadkowa siła aerodynamiczna o składowych w układzie prędkościowym P_{xa} i P_{za} oraz moment pochyłający M . Siłę oporu P_{xa} , siłę nośną P_{za} i moment pochyłający M można zapisać:

$$\begin{aligned} P_{xa} &= \frac{1}{2} \rho V^2 C_{xa} S, \\ P_{za} &= \frac{1}{2} \rho V^2 C_{za} S, \\ M &= \frac{1}{2} \rho V^2 C_m S l, \end{aligned} \quad (3)$$

gdzie: C_{xa} , C_{za} , C_m — odpowiednio współczynniki siły oporu czołowego siły nośnej i momentu pochyłającego działających na fotel,

S — powierzchnia przekroju poprzecznego fotela z pilotem,
 ρ — gęstość powietrza,
 V — prędkość fotela,
 l — liniowy wymiar charakterystyczny.

Charakterystyki aerodynamiczne fotela przedstawia się najczęściej w postaci funkcji $C_{xa}S = f(\alpha)$, $C_{za}S = f(\alpha)$, $C_mSl = f(\alpha)$. W praktyce przyjmuje się, że C_{za} i C_m nie zależą od prędkości lotu, uwzględnia się natomiast wpływ ściśliwości powietrza na C_{xa}

$$(C_{xa}S)_{Ma} = (C_{xa}S)_0 k, \quad (4)$$

gdzie: k — współczynnik poprawkowy, $k = f(Ma)$;

Ma — liczba Macha lotu.

2.3. Równania ruchu fotela. Jeżeli zapisać równania równowagi sił w układzie prędkościowym, to równania ruchu fotela mają postać:

$$\begin{aligned}
 m \frac{dV}{dt} &= -P_{xa} - mg \sin \gamma, \\
 mV \frac{d\gamma}{dt} &= P_{za} - mg \cos \gamma, \\
 \frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma, \\
 \frac{dz}{dt} &= V \sin \gamma, \\
 \frac{d\Theta}{dt} &= \omega_y, \\
 I_y \frac{d\omega_y}{dt} &= M,
 \end{aligned} \quad (5)$$

Do obliczenia toru lotu fotela w nieruchomym (x, z) i w ruchomym, związanym z samolotem, układzie współrzędnych a więc toru lotu fotela względem samolotu (x_1, z_1) konieczne jest scałkowanie następujących równań ruchu:

$$\begin{aligned}
 \frac{dV}{dt} &= - \frac{(C_{xa}S)_0 k}{m} \frac{\rho V^2}{2} - g \sin \gamma, \\
 \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{1}{V} \left(\frac{C_{za}S}{m} \frac{\rho V^2}{2} - g \cos \gamma \right), \\
 \frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma, \\
 \frac{dz}{dt} &= V \sin \gamma, \\
 \frac{dx_1}{dt} &= V_s - V \cos \gamma, \\
 \frac{d\Theta}{dt} &= \omega_y,
 \end{aligned} \quad (6)$$

$$\frac{d\omega_y}{dt} = \frac{C_m S l}{I_y} \frac{\rho V^2}{2},$$

$$z_1 = z,$$

$$\alpha = \Theta - \gamma,$$

Charakterystyki aerodynamiczne fotela, będące funkcjami kąta natarcia α — zmiennego w trakcie ruchu, muszą być wprowadzone do równań ruchu w postaci wyrażeń analitycznych, wyrażających ich ciągłą zależność od kąta natarcia.

2.4. Warunki początkowe. Dla rozpatrywanych przypadków ruchu samolotu określono warunki początkowe. Zawsze zerowymi są wartości początkowe współrzędnych toru lotu fotela:

$$\text{dla } t = 0, \quad x = x_1 = 0, \quad z = z_1 = 0. \quad (7)$$

Przyjmuje się praktycznie, że początkowy kąt pochylenia fotela Θ jest równy kątowi nachylenia prowadnic fotela \varkappa .

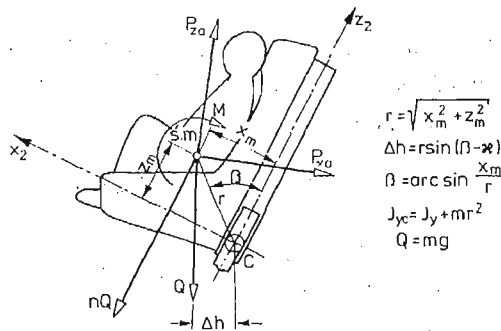
Początkowa prędkość fotela jest wypadkową prędkości lotu samolotu V_s i prędkości katapultowania V_0

$$V = \sqrt{(V_s - V_0 \sin \varkappa)^2 + V_0^2 \cos^2 \varkappa}, \quad (8)$$

Początkowy kąt pochylenia toru lotu fotela γ określamy z zależności

$$\gamma = \arcsin \frac{V_0 \cos \varkappa}{V}, \quad (9)$$

Obliczenie współrzędnych i prędkości kątowej w momencie rozpoczęcia przez fotel ruchu swobodnego jest nieco bardziej złożone. Fotel może uzyskać pewną prędkość kątową w czasie, gdy porusza się po prowadnicach jedynie na jednej, końcowej parze rolek (związany w jednym punkcie C — rys. 2).



Rys. 2 •

Równanie ruchu obrotowego fotela względem osi przechodzącej przez punkt C (oś ostatniej pary rolek) zapiszemy w postaci:

$$I_{yc} \frac{d\omega}{dt} = M_\alpha - M_J - M_Q, \quad (10)$$

Kąt natarcia fotela w trakcie jego ruchu po prowadnicach można przyjąć za stały ($\alpha =$

$= \kappa - \gamma$). Wtedy prawa strona równania (10) jest wielkością stałą i mamy następujące wyrażenie na prędkość kątową fotela po zejściu z prowadnic:

$$\omega = \frac{M_\alpha - M_J - M_Q}{I_{yc}} t_{pr}, \quad (11)$$

gdzie: t_{pr} — czas ruchu fotela w prowadnicach na ostatniej parze rolek.
Fotel obróci się w tym czasie o kąt

$$\Delta\Theta = \Theta - \kappa = \frac{M_\alpha - M_J - M_Q}{I_{yc}} \frac{t_{pr}^2}{2}, \quad (12)$$

Momenty działające na fotel w czasie ruchu po prowadnicach wyrażają się następująco:

$$\begin{aligned} M_\alpha &= M + P_{za}(x_m \cos \alpha - z_m \sin \alpha) + P_{xa}(z_m \cos \alpha + x_m \sin \alpha), \\ M_J &= mgnx_m, \quad M_Q = mg\Delta h, \end{aligned} \quad (13)$$

gdzie: x_m, z_m — współrzędne położenia środka masy fotela względem punktu obrotu C ,
 n — przeciążenie działające na fotel w ruchu po prowadnicach, Δh — ramię działania siły ciężkości.

Moment bezwładności fotela względem osi rolek (punkt C) jest równy

$$I_{yc} = I_y + mr^2 \quad (14)$$

Obliczoną z (12) zmianę kąta pochylenia fotela $\Delta\Theta$ bierzemy pod uwagę przy określaniu początkowego kąta natarcia, który po uwzględnieniu obrotu fotela przy zejściu z prowadnic będzie równy:

$$\alpha = \Theta - \gamma = \kappa + \Delta\Theta - \gamma, \quad (15)$$

2.5. Ruch fotela w locie z przeciążeniem. Przy pewnych założeniach upraszczających, określenie toru lotu fotela odrzucanego, przy wykonaniu w płaszczyźnie pionowej manewru z określonym przeciążeniem, wymaga:

1. obliczenia parametrów toru lotu fotela odrzucanego w locie poziomym z tą samą prędkością, jak przy manewrze,
2. wniesienia poprawki do wysokości trajektorii względem samolotu na skutek krzywoliniowego lotu z danym przeciążeniem.

Poprawka ta uwzględnia następujące czynniki:

1. zmianę pochylenia osi samolotu wskutek krzywoliniowości toru lotu,
2. krzywoliniowy charakter ruchu środka masy samolotu,
3. zmianę pochylenia osi samolotu spowodowaną różnicą kątów natarcia w locie krzywoliniowym i poziomym,
4. zmianę prędkości początkowej katapultowania spowodowaną wpływem sił bezwładności fotela — od przeciążenia działającego na samolot — na charakterystyki balistyczne mechanizmu strzałowego.

Uwzględniając powyższe można poprawkę wysokości trajektorii lotu fotela względem samolotu zapisać w postaci:

$$\Delta z = \frac{g}{V_s} (x_1 - t_f)(n_{za} - 1)t - \frac{g}{2} (n_{za} - 1)t^2 + \frac{m_s g (n_{za} - 1)}{S_s \frac{\rho V^2}{2} C_{za}^\alpha} x_1 + \Delta V_0 t, \quad (16)$$

gdzie: l_f — odległość (mierzona wzdłuż osi x) środka masy fotela w momencie katapultowania od środka masy samolotu ($l_f > 0$ jeżeli fotel znajduje się przed środkiem masy samolotu),

n_{za} — przeciążenie działające na samolot,

m_s — masa samolotu,

S_s — powierzchnia skrzydła,

$C_{za}^{\alpha} = \frac{\partial C_{za}}{\partial \alpha}$ — pochodna współczynnika siły nośnej samolotu względem kąta natarcia.

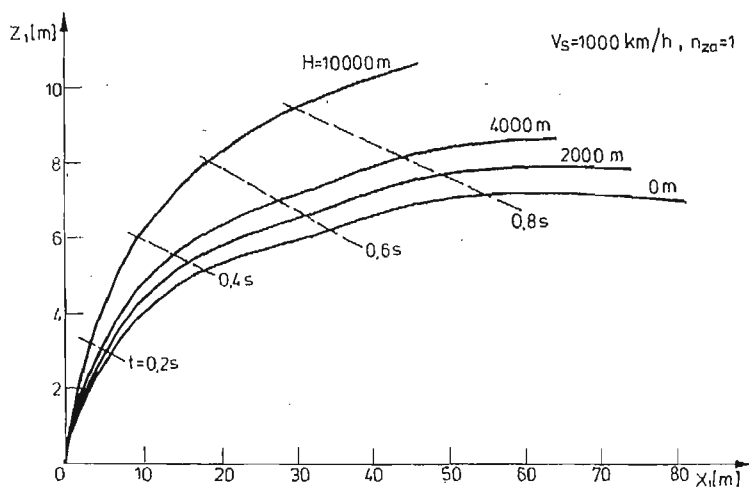
Współrzedną pionową trajektorii lotu fotela

$$z_1 = z_1|_{n_{za}=1} + \Delta z, \quad (17)$$

określa się dla danej chwili czasu t i współrzednej poziomej x_1 .

3. Analiza numeryczna

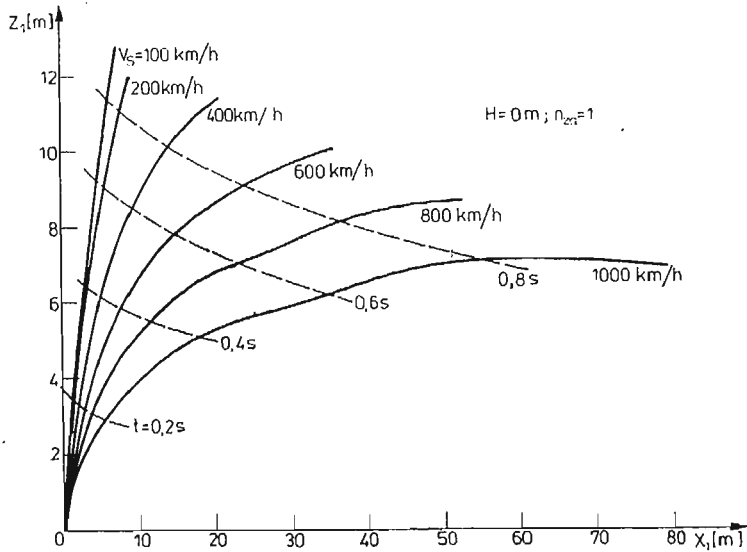
Opracowano program do obliczeń parametrów ruchu fotela odrzucanego względem samolotu w języku FORTRAN IV na EMC R-32. Obliczenia przeprowadzono na przykładzie fotela o charakterystykach masowych i prędkości katapultowania przyjętych statystycznie. Charakterystyki aerodynamiczne przyjęto na podstawie [1], [2] i aproksymowano wielomianami algebraicznymi.



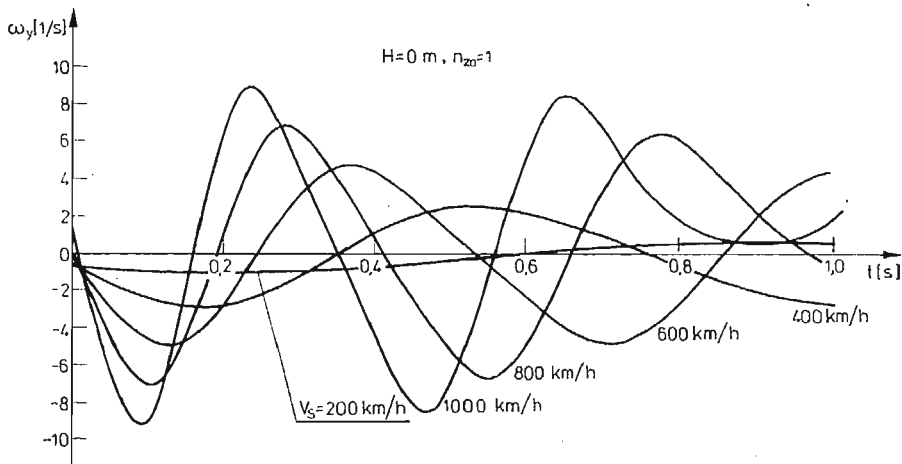
Rys. 3. Tor lotu fotela względem samolotu

Badano wpływ prędkości i wysokości lotu na dynamikę ruchu fotela względem samolotu, oceniając najbardziej niekorzystne dla katapultowania warunki lotu.

Wybrane ważniejsze parametry ruchu fotela przedstawiono na rys. 3—7. Ze względu na możliwość uderzenia fotela o statecznik pionowy najbardziej istotna jest analiza torów lotu fotela względem samolotu (rys. 3 i 4). Najbardziej niekorzystnym przypadkiem jest lot przy ziemi z dużą prędkością. Wzrost wysokości lotu czyni katapultowanie bar-



Rys. 4. Tor lotu fotela względem samolotu

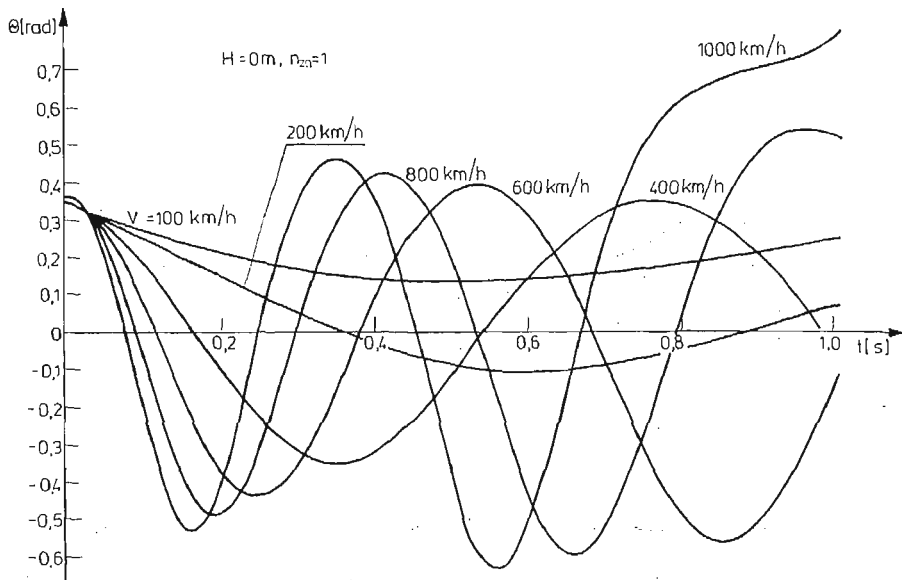


Rys. 5. Zmiana prędkości kątowej fotela w czasie

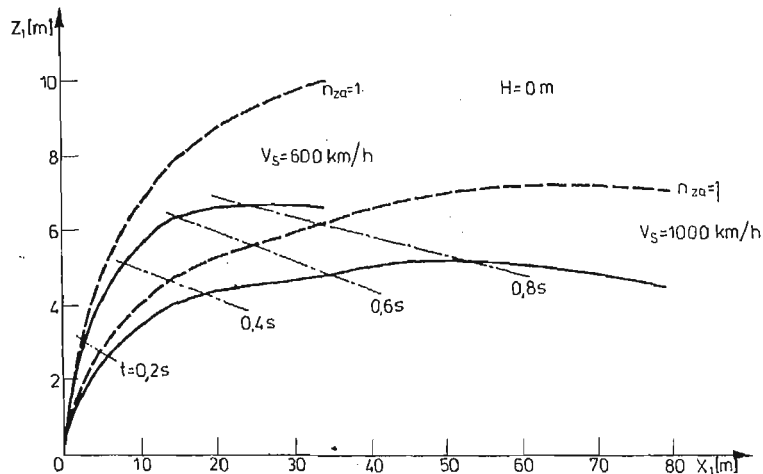
dziej bezpiecznym, co spowodowane jest zmniejszeniem się sił aerodynamicznych — silnie hamujących fotel — wskutek zmniejszania się gęstości powietrza.

Ze względu na ograniczoną zdolność człowieka do znoszenia przeciążeń (zwłaszcza w kierunku tułów — głowa), do ich oceny konieczna jest znajomość prędkości kątowej fotela (rys. 5). Podobnie jak w przypadku torów lotu fotela, najbardziej niekorzystnym jest lot na małej wysokości z dużą prędkością.

Aby określić czas, po którym należy uruchomić spadochron, wymagana jest analiza zmiany kąta pochylenia fotela w czasie (rys. 6), ponieważ ze względu na bezpieczeństwo spadochron może być wyrzucony przy określonym położeniu fotela a więc w jakimś



Rys. 6. Zmiana kąta pochylenia fotela w czasie

Rys. 7. Tor lotu fotela względem samolotu przy katapultowaniu w locie z przeciążeniem $n_{zn} = 2,5$

ograniczonym okresie czasu. Niestateczność pochylenia fotela przy dużych prędkościach lotu związana jest przede wszystkim z niekorzystną charakterystyką $C_m SI(\alpha)$. Można ją poprawić przez zastosowanie urządzeń stabilizujących.

Na rys. 7 przedstawiono tory lotu fotela przy katapultowaniu w locie z przeciążeniem $n_{za} = 2,5$. Dla porównania przedstawiono linią przerywaną tory lotu dla przeciążenia $n_{za} = 1$. Przeciążenie działające na samolot może w istotny sposób zmniejszać bezpieczeństwo katapultowania.

Literatura

1. Алексеев С. М., Балкинд Я. В., Гершкович А. М. и др., *Современные средства аварийного покидания самолёта*, Оборонгиз, Москва 1961.
2. Алексеев С. М., Балкинд Я. В., Гершкович А. М. и др., *Средства спасения экипажа самолёта*, Машиностроение, Москва 1975.

Резюме

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ КАТАПУЛЬТНОГО КРЕСЛА ОТНОСИТЕЛЬНО
САМОЛЁТА В СИММЕТРИЧЕСКОМ ПОЛЁТЕ

Рассмотрено движение катапультированного кресла относительно самолёта в горизонтальном полёте и в полёте с перегрузкой, с учётом вращения относительно поперечной оси.

Принималось, что кресло после схода с направляющих рельсов находится в поступательном и вращательном движении. Установлены поправки для расчёта траектории движения кресла, принимая во внимание перегрузку действующую на самолёт и кресло во время катапультирования в криволинейном полёте. Аэродинамические характеристики катапультированного кресла приняты из литературы.

Проведены численные расчёты используя программу написанную на языке ФОРТРАН IV для ЭМЦ Р-32.

Summary

DYNAMICS OF MOT

A
was cc
getting
T
of G-l
A
calcula