

## BADANIA SYMULACYJNE UKŁADU PILOT-ŚMIGŁOWIEC W WARUNKACH TRANSGRESJI

KAZIMIERZ SZUMAŃSKI (WARSZAWA)

Artykuł dotyczy badań dynamiki układu pilot-śmigłowiec w warunkach granicznych, z uwzględnieniem przypadków przekraczania kolejnych granic. Badania te mają na celu zarówno ocenę obciążeń śmigłowca jak i sposobu sterowania w założonych warunkach. Zakres badań obejmuje analizy symulacyjne na modelach matematycznych, próby na symulatorach i w locie.

### WSTĘP

Artykuł dotyczy obszaru badań złożonych układów dynamicznych sterowanych przez człowieka w ekstremalnych warunkach, na jakie pozwalają ograniczenia struktury ich elementów i zespołów. Presja konkurencyjności stawia takim układom coraz wyższe wymagania i zmusza do odpowiedniego ich projektowania w celu maksymalnego wykorzystania wszystkich potencjalnych możliwości. Częste wówczas przypadki użytkowania układu w pobliżu ograniczeń zmuszają także do prowadzenia precyzyjnego sterowania i uwzględnienia konsekwencji i ryzyka przekroczenia granic dopuszczalnych.

Wyodrębnienie i ściślejsze określenie obszaru badań dynamiki układów w tych warunkach, z uwzględnieniem przypadków przekraczania granic, ułatwić powinno podjęcie koncepcji rozwiązania spodziewanych problemów. Charakteryzuje je zespół cech wspólnych, jakie mieszczą się w pojęciu transgresja<sup>(1)</sup>, odnoszą się bowiem do przebiegu procesu w pobliżu granic, ich przekraczania, oceny możliwości powrotu oraz obejmują także przyczyny przekroczenia takie, jak: błędy sterowania, awarie w układzie, łamanie przepisów wymuszone sytuacją lub celowe, wynikające z procesu badań układu oraz przypadki niekontrolowanych przekroczeń podczas użytkowania układu w sytuacjach ekstremalnych.

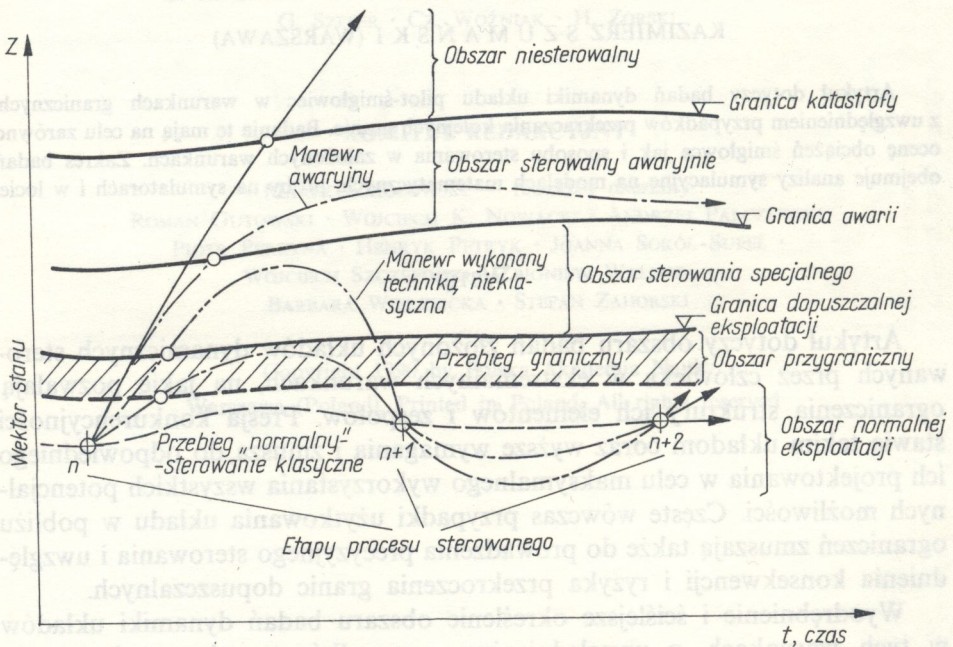
<sup>(1)</sup> z łac. *transgressio* — w pierwszym znaczeniu — przekraczanie, w szerszym — przekraczanie granic, łamanie prawa, przepisów, naruszanie norm, przekraczanie własnych możliwości i ograniczeń. Problematyka transgresji została scalona w formę teorii przez francuskiego socjologa Marcela Maussa, a jej doktryna została szerzej wyłożona w książce „L'Homme et le Sacré” przez Rogera Caillois tworząc podstawy ponaddiscyplinowej syntezy problemów granicznych.



## 1. SYSTEM BADAŃ TRANSGRESYJNYCH

Na rys. 1 zilustrowano problematykę transgresji, obrazując możliwe przebiegi procesu sterowanego, realizującego etapy  $n$ ,  $n+1$ ..., gdzie poszczególne granice i obszary można scharakteryzować następująco:

granice i obszary ryzyka — kiedy bliskość granicy istotnie oddziałuje na układ wpływając na jego parametry tak, że sposób sterowania musi już uwzględnić jej bliskość;



Rys. 1. Typy przebiegów procesu sterowania dla różnych przypadków transgresji

dopuszczalne — kiedy w przypadku przekroczenia granicy można drogą specjalnego sterowania powrócić do kontynuowania procesu bez zmiany jego planu;

awarii — kiedy po przekroczeniu granicy następuje uszkodzenie w układzie, ale przez sterowanie awaryjne można bezpiecznie przerwać zachodzący proces bez możliwości dalszej jego kontynuacji według zamierzonego planu;

katastrofy — kiedy po przekroczeniu granicy układ jest niesterowalny, a proces nieodwracalny i niekontrolowany; jest to przypadek, w którym przebieg procesu może spowodować zniszczenie układu.

Synteza granicznych problemów dynamiki śmigłowców w system badań transgresyjnych nasuwa koncepcję wykorzystania transgresji również jako



metody badań układów w warunkach granicznych. Przekraczanie kolejnych granic układu, a więc dokonanie transgresji najlepiej weryfikuje rodzaj i położenie tych granic; uściśla to położenie i informuje o stopniu narastania lub zanikania zjawisk niebezpiecznych, o wykonalności manewru powrotu czy manewru bezpieczeństwa, skutkach przekraczania, jak i wielkości separacji – kolejnych granic.

Wprowadzenie transgresji układu jako metody badań pozwoli na:

- 1) ścisłe określenie jego granic (potwierdzając lub negując ich istnienie, położenie i charakter);
- 2) ujawnienie słabych jego stron i punktów krytycznych;
- 3) wiarygodną ocenę jego granicznych możliwości i regulacji.

Interdyscyplinarne powiązanie różnych gałęzi wiedzy stwarza szansę właściwego ukierunkowania zamierzonych badań przez wprowadzenie elementów teorii sterowania, modeli działania operatora z psychologii inżynierskiej oraz systemowe opisanie wielozjawiskowych i wielocelowych modeli obiektów sterowania. Zawodność automatycznej regulacji układu w warunkach granicznych oraz obserwowane fakty skutecznego sterowania przez człowieka układem w takich warunkach, nasuwają następną koncepcję dotyczącą możliwości zastosowania antropomorficznej regulacji układu do badań granicznych.

Tematem artykułu jest analiza i badanie dynamiki śmigłowców w ekstremalnych, granicznych warunkach lotu. Zakres pracy obejmuje zarówno teoretyczne ujęcie problemu, jak i badania empiryczne na układach rzeczywistych.

Podjęto badania zarówno człowieka–pilota, jego granicznych możliwości i elastyczności ograniczeń, jak i maszyny–śmigłowca. Niedoinformowanie bowiem o przebiegu zjawisk w układzie i pomijanie wpływu dynamiki pilotażu powoduje arbitralność wyboru krytycznych stanów lotu, zbytnie uproszczenie ich modeli i traktowanie śmigłowca jako obiektu izolowanego. Badaniami objęto przebiegi zadań wykonywanych przez śmigłowca oraz pracę jego zespołów w wybranych krytycznych fazach zadania lotnego, a także w warunkach pozakrytycznych. Na wszystkich etapach badań na szeroką skalę stosowano techniki symulacyjne analitycznie bądź empirycznie naśladujące w bezpiecznych lub bezpieczniejszych warunkach sytuacje graniczne w celu zbadania przebiegu tych zjawisk, które są poznane w stopniu najmniejszym.

Przyjęto system badań transgresyjnych w zakresie od analiz do eksperymentu, obejmujący:

- 1) badania w czasie umownym na zamkniętych modelach matematycznych układu pilot–śmigłowca z wykorzystaniem metod numerycznych i technik komputerowych;
- 2) badania laboratoryjne na symulatorze badawczym pracującym w czasie rzeczywistym, będącym ogniwem pośrednim przed badaniami na obiekcie rzeczywistym i
- 3) badania na obiekcie rzeczywistym składającym się ze śmigłowca, specjal-



nej aparatury pomiarowej i załogi (pilota doświadczalnego, pilota bezpieczeństwa, obserwatora i mechanika pokładowego).

W badaniach na zamkniętych modelach matematycznych wspólny model pilotażu odwzorowujący procesy decyzyjne i wykonawcze pilota wiąże się z modelem obiektu lub pracy jego zespołów, umożliwiając jednocześnie badanie układu pilot-śmigłowiec.

Symulator badawczy śmigłowca o elastycznej hybrydowej koncepcji jego budowy i stoisku przystosowanym do badań ergonomicznych umożliwia badania układu pilot-śmigłowiec w czasie rzeczywistym. Uzupełnienie obwodu symulatora modelem automatycznego sterowania wzorowanego na strukturze modeli pilotażu do badań na modelach matematycznych w czasie umownym, umożliwia zarówno badanie koncepcji antropomorficznego autopilota, jak i ułatwia trening granicznych sytuacji w locie przy wykorzystaniu informacji z przebiegów automatycznego sterowania granicznego, podanego w układzie flight directora.

W badaniach w locie granicznych zadań, w celu obniżenia stopnia ryzyka, wprowadza się naprzemienne badania: trudniejszych izolowanych faz stosując symulację empiryczną mało poznanych zjawisk, trening na symulatorze i analizy teoretyczne, tak je wiążąc we wspólnym programie badań, aby można było prowadzić próby jak najbliżej ograniczeń układu przy stopniu ryzyka nie większym niż w badaniach konwencjonalnych.

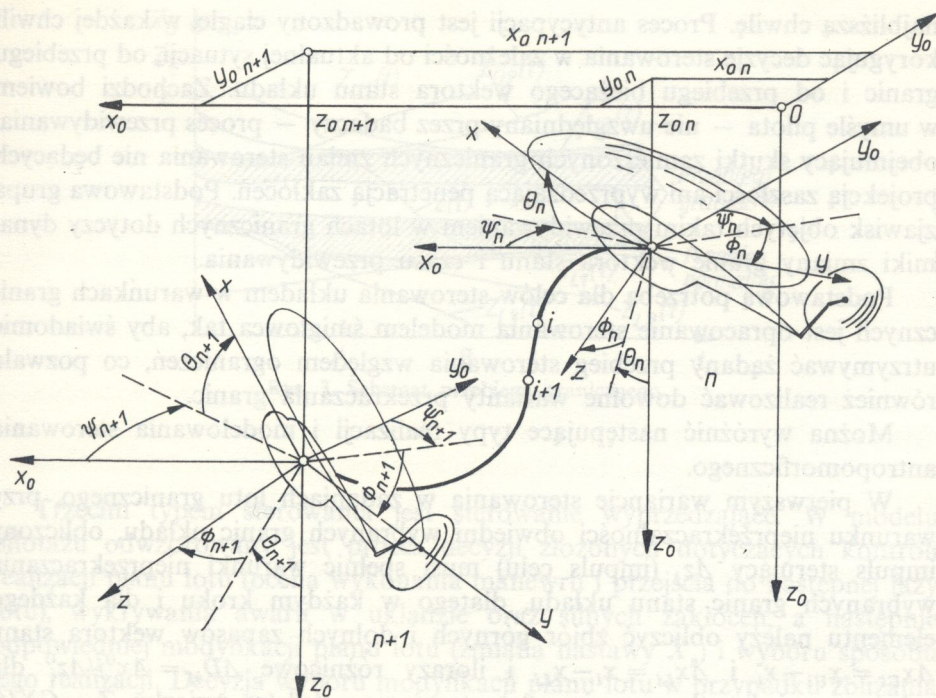
### 1.1. Model pilotażu — rozwiązanie lotu śmigłowca

Każde zadanie lotne można przedstawić w postaci profilu lotu składającego się z zespołu 1, ...  $n$ , ...  $N$  manewrów. Każdy  $n$ -ty manewr można wyodrębnić jako fazę lotu, w czasie której od chwili  $t_n$  do  $t_{n+1}$  działa niezmienny zespół reguł wykonywania tego manewru. Ograniczony zbiór może być użyty do kompozycji dowolnego zadania lotnego, stanowiąc moduły, których rozwiązanie jest równoznaczne z rozwiązaniem zadania dla warunku, aby końcowe parametry manewru poprzedniego były warunkami początkowymi manewru następnego.

Rozwiązanie manewru polega na obliczeniu przebiegów czasowych zmian parametrów lotu śmigłowca oraz wyznaczeniu funkcji sterowania dla założonej reguły jego wykonywania. W tym celu realizuje się w modelowym układzie zamkniętym zadanie odwrotne, przekształcając zasadę manewru na granicznie dopuszczalne impulsy sterujące względem ziemi, które przetransponowane na układ związany ze śmigłowcem pozwalają na wyznaczenie niezbędnej funkcji sterowania. Rozwiązanie prowadzi się w układzie dyskretnym, metodą krok po kroku, dzieląc odcinek zadania lotnego o jednorodnej technice przejścia (rys. 2 punkty  $n$  i  $n+1$ ) na szereg stałych odcinków czasowych  $i, i+1$  dla zadanego interwału czasowego  $\Delta t$ .

#### 1.1.1. Antropomorficzna struktura modelu pilotażu. Rozwój modeli zachowań





Rys. 2. Schemat przyjętych oznaczeń dla przelotu odcinka „n”;  $x, y, z$  — układ związany ze śmigłowcem;  $x_0, y_0, z_0$  — układ związany z ziemią;  $\theta, \phi, \psi$  — kąty Eulera;  $n, n+1$  — początek i koniec odcinka manewru;  $i, i+1$  — początek i koniec kroku rozwiązania

ludzkich zaczął się z chwilą podjęcia badań psychologicznych czynności operatora i opracowania modelu psychologicznego, który ujawnił pojęcie obrazu operacyjnego czyli modelu wewnętrznego. Na uwagę zasługuje model czynności pilota opisany w pracy CAVALLI [1], będący próbą odejścia od modelu typu transmitancji [5].

W założonym procesie sterowania przez pilota antycypacja dostarcza informacji o parametrach przebiegu lotu w najbliższym czasie, a tym samym umożliwia ocenę różnicy między faktycznym a zamierzonym poziomem wektora stanu, a zasada (reguła) wykonania manewru wskazuje na kierunek zmian wektora sterowania.

W antropomorficznym modelu pilotażu sprzężenie zwrotne, jak i sprzężenie antycypacji, równoległe i bezkolizyjnie funkcjonuje w procesie sterowania z tym zastrzeżeniem, że układ sprzężenia zwrotnego realizuje zadanie i stabilizuje układ, natomiast układ antycypacyjny (hierarchicznie przeznaczony dla bardziej złożonych problemów) służy do wyznaczania elastycznie korygowanego planowanego wektora stanu, któremu podporządkowuje się układ sprzężenia zwrotnego i według tego ekstrapolowanego przebiegu steruje przez



najbliższą chwilę. Proces antycypacji jest prowadzony ciągle, w każdej chwili korygując decyzje sterowania w zależności od aktualnej sytuacji, od przebiegu granic i od przebiegu bieżącego wektora stanu układu. Zachodzi bowiem w umyśle pilota — nie uwzględniany przez badaczy — proces przewidywania, obejmujący skutki zamierzonych granicznych zmian sterowania nie będących projekcją zaszłości ani wyprzedzającą penetracją zakłóceń. Podstawowa grupa zjawisk objętych takim przewidywaniem w lotach granicznych dotyczy dynamiki zmiany granic wektora stanu i czasu przewidywania.

Podstawową potrzebą dla celów sterowania układem w warunkach granicznych jest opracowanie sterowania modelem śmigłowca tak, aby świadomie utrzymywać żądany przebieg sterowania względem ograniczeń, co pozwala również realizować dowolne warianty przekraczania granic.

Można wyróżnić następujące typy realizacji i modelowania sterowania antropomorficznego.

W pierwszym wariancie sterowania w zadaniach lotu granicznego, przy warunku nieprzekraczalności obwiedni wybranych granic układu, obliczony impuls sterujący  $\Delta z_j$  (impuls celu) musi spełnić warunki nieprzekraczania wybranych granic stanu układu, dlatego w każdym kroku i dla każdego elementu należy obliczyć zbiór górnych i dolnych zapasów wektora stanu  $\Delta x_{Ui} = x_{Ui} - x_i$  i  $\Delta x_{Li} = x_i - x_{Li}$  i ilorazy różnicowe  $\Delta D_{ij} = \Delta x_{Uj}^0 / \Delta z_i^0$  dla założonego jednostkowego impulsu sterującego  $\Delta z_i^0$  (ze związku  $Z = GX$ <sup>(2)</sup>) można bowiem dla  $\Delta z_i^0$  obliczyć odpowiednią zmianę wektora stanu  $\Delta x_i^0$ . Z obliczonego zbioru zapasów sterowania  $\Delta z_{ijU} = \Delta x_{Ui}^0 / \Delta D_{ij}$  i  $\Delta z_{ijL} = \Delta x_{Li}^0 / \Delta D_{ij}$  wybiera się minimalne zapasy sterowania  $\Delta z_j^{U,L} \text{ min}$ .

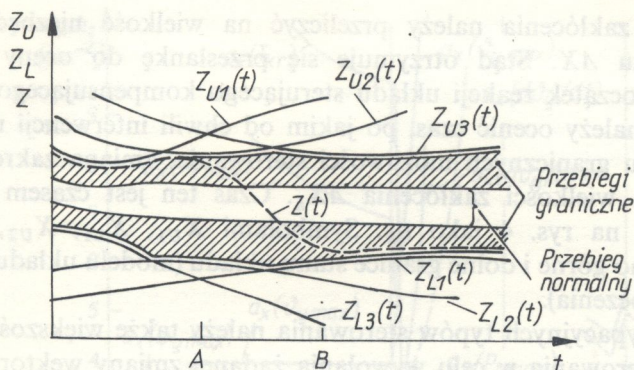
Spełnienie warunków  $|\Delta z_j| \leq |\Delta z_j^{U,L} \text{ min}|$  gwarantuje realizację założonego celu (w ramach możliwości układu) i lot wewnątrz lub „wzdłuż ograniczeń” (bez ich przekraczania).

Zasadę realizacji przebiegu granicznego między granicami dopuszczalnymi pokazano na rys. 3, gdzie jako  $z_{U1}$ ,  $z_{L1}$ ,  $z_{U2}$ ,  $z_{L2}$ ,  $z_{U3}$ ,  $z_{L3}$  naniesione są obwiednie górnych i dolnych granicznych impulsów sterowania dla modelu pilotażu (indeks 1), śmigłowca (2) i otoczenia (3). Na odcinku  $AB$  przebieg sterowania  $z(t)$  realizowany jest dla warunku  $|\Delta z_j| \leq |\Delta z_j^{U,L} \text{ min}|$ , na pozostałym obszarze dla  $|\Delta z_j| = |\Delta z_j^{U,L} \text{ min}|$ . Obszar zakreskowany to obszar istotnego wpływu bliskości granic na przebieg lotu i sterowania (obszar ryzyka).

Drugi typ sterowania dotyczy modeli przekroczeń granic. Mając rozwiązany problem sterowania wzdłuż ograniczeń, można w dowolnej chwili spowodować ich przekroczenie. Przekroczenie granicy można zrealizować przez odpowiednie sterowanie według reguły zgodnej z fizycznym odpowiednikiem możliwości strukturalnych układu, albo przez wywołanie awarii w wybranym elemencie lub zespole układu, czy też przez zmianę warunków zewnętrznych.

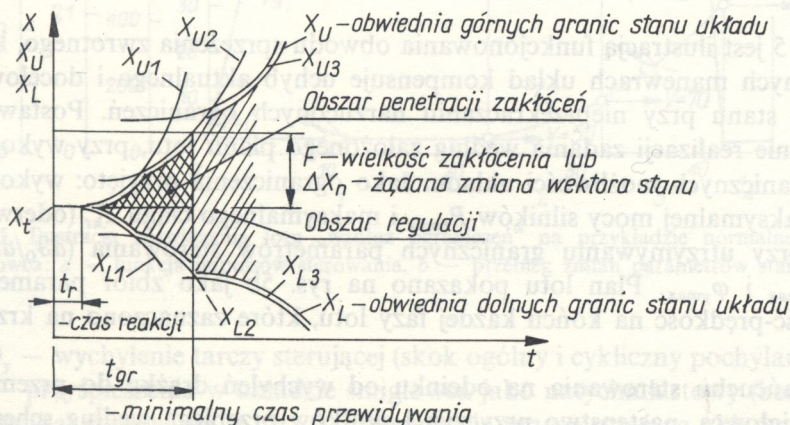
(<sup>2</sup>) równania wiążące wektor sterowania  $Z$  z wektorem stanu  $X$ .





Rys. 3. Schemat przebiegu granicznego

Trzecim typem sterowania jest sterowanie wyprzedzające. W modelu pilotażu odwzorowany jest proces decyzji złożonych dotyczących kontroli realizacji planu lotu (ocena wykonania manewru i przejścia do następnej fazy lotu), wykrywania awarii w układzie oraz silnych zakłóceń, a następnie odpowiedniej modyfikacji planu lotu (zmiana nastawy  $X_n$ ) i wyboru sposobu jego realizacji. Decyzja wyboru modyfikacji planu lotu w przypadku zbliżania się dużego zakłócenia lub zamierzonej zmiany wektora sterowania wymaga odwzorowania w modelu elementów procesu przewidywania. Należy w tym celu obliczyć graniczne możliwości zmian zakresu regulacji, aby penetrować obszar, w którym proces będzie się mógł rozwijać w najbliższej przyszłości oraz uwzględnić pewne cechy charakterystyczne granicznych zmian zakresu regulacji (rys. 4).



Rys. 4. Zmienność zakresu regulacji układu w zależności od upływu czasu od chwili interwencji układu sterowania (na rysunku zaznaczono przypadek regulacji względem obwiedni górnych granic stanu)



Wielkość zakłócenia należy przeliczyć na wielkość niezbędnej zmiany wektora stanu  $\Delta X$ . Stąd otrzymuje się przesłankę do oceny chwili wyznaczającej początek reakcji układu sterującego kompensującego zakłócenia. W tym celu należy ocenić czas, po jakim od chwili interwencji układu, przy wykorzystaniu granicznych możliwości sterowania, zmiana zakresu regulacji będzie równa wielkości zakłócenia  $\Delta X_n$ . Czas ten jest czasem granicznym zaznaczonym na rys. 4 jako  $t_{gr}$ . Symbolami  $X_{U1}$ ,  $X_{L1}$ ,  $X_{U2}$ ,  $X_{L2}$ ,  $X_{U3}$ ,  $X_{L3}$  oznaczono górne i dolne granice stanu układu (modelu układu sterowania, obiektu i otoczenia).

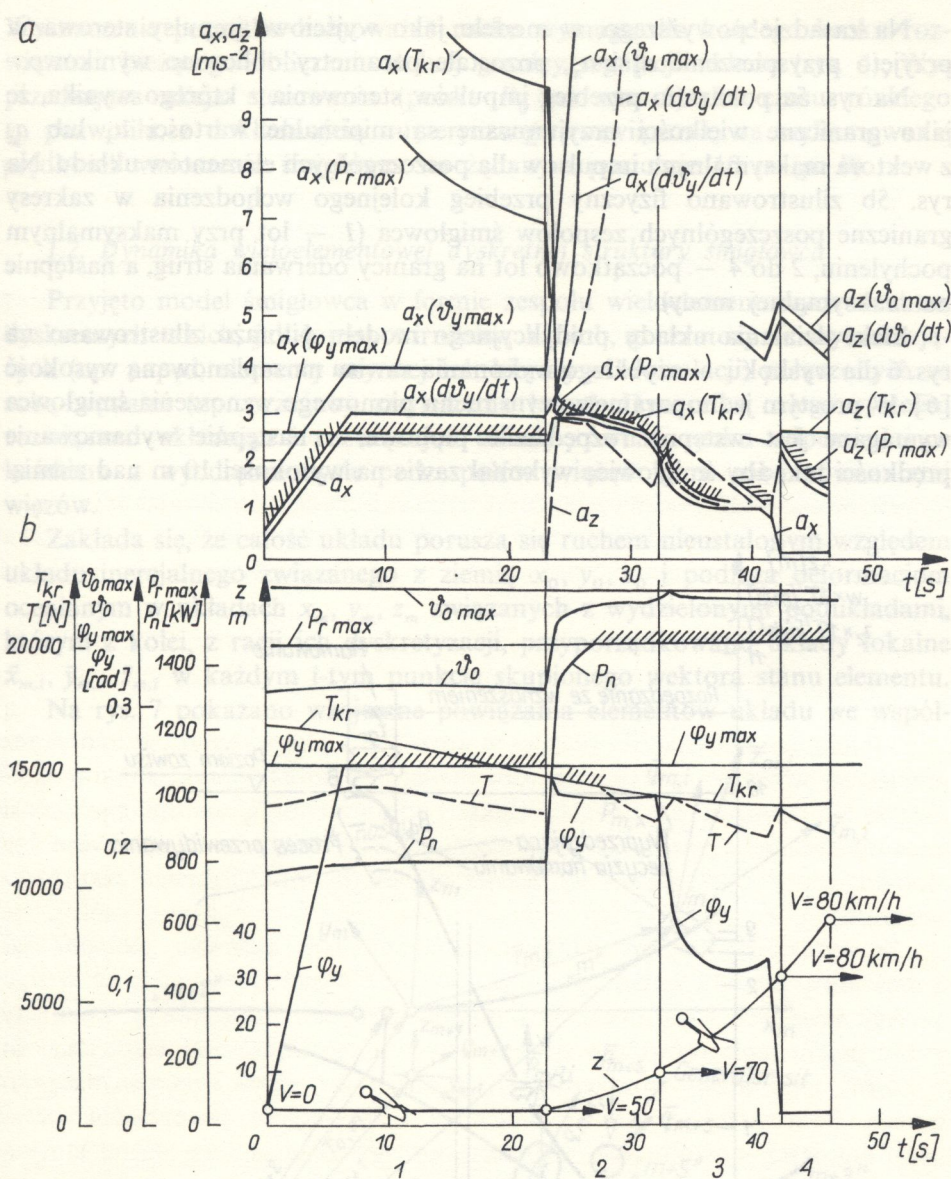
Do antycypacyjnych typów sterowania należy także większość elementarnych akcji sterowania w celu wywołania żądanej zmiany wektora stanu  $\Delta X$ . Model pilotażu odwzorowuje wówczas charakterystyczny sposób sterowania składający się z impulsu akcyjnego  $\Delta Z_a$  inicjującego zmianę wektora stanu w żądanym kierunku i wyprzedzającego kontrowania (przeciwdziałania) sterami  $\Delta Z_k$  w celu hamowania ruchu tak, aby osiągnąć żądany poziom zmiany wektora stanu  $\Delta X$ .

Czwarty wariant sterowania antropomorficznego dotyczy decyzji wyboru modyfikacji zadania lotnego, np. w przypadku wystąpienia nieoczekiwanej sytuacji lotnej – typu awarii w układzie. W przeciwieństwie do statycznych przebiegów procesów decyzyjnych (znanych z literatury) ze względu na znaczne ograniczenia czasowe, procesy te muszą być zsynchronizowane z dynamiką lotu. Pilot wówczas jest zmuszony do realizacji zmiany struktury lotu przez przyjęcie gotowych szablonów postępowania. Takie heurystyki zmian struktury zadania w wypadkach, jakie mogą się zdarzyć podczas lotu, pilot musi mieć opanowane i stosować je w potrzebie w sposób automatyczny. Przebieg modelowania sprowadza się wówczas do wyboru odpowiedniego ciągu sekwencji. Ciąg decyzji po wyborze odpowiedniej struktury zadania koncentruje się natomiast na wyborze parametrów dynamicznych poszczególnych sekwencji.

Rys. 5 jest ilustracją funkcjonowania obwodu sprzężenia zwrotnego, kiedy w kolejnych manewrach układ kompensuje uchyb aktualnego i docelowego wektora stanu przy nieprzekraczaniu narzuconych ograniczeń. Postawiono wymaganie realizacji zadania według założonego planu lotu, przy wykorzystaniu granicznych możliwości układu. Jako ograniczenia przyjęto: wykorzystanie maksymalnej mocy silników  $P_{rmax}$  i maksymalnego ciągu  $T_{kr}$  (oderwania strug) przy utrzymywaniu granicznych parametrów sterowania  $(d\vartheta_0/dt)_{max}$ ,  $(d\vartheta_y/dt)_{max}$  i  $\varphi_{ymax}$ . Plan lotu pokazano na rys. 5b jako zbiór parametrów wysokość-prędkość na końcu każdej fazy lotu, które zaznaczono na krzywej  $z(t)$ .

W łańcuchu sterowania na odcinku od wychyleń drążka do przemieszczeń śmigłowca, następstwo przyczyn i skutków przebiega według schematu  $(\delta_0, \delta_x) \rightarrow (\vartheta_0, \vartheta_y) \rightarrow (a_{z0}, a_{x0}) \rightarrow (a_z, a_x) \rightarrow (V_z, V_x) \rightarrow (z, x)$ , gdzie  $\delta_0$  – wychylenie dźwigni skoku ogólnego,  $\delta_x$  – wychylenie drążka w płaszczyźnie symetrii,





Rys. 5. Ilustracja rozwiązania lotu „wzdłuż ograniczeń” na przykładzie normalnego startu śmigłowca: a – funkcja impulsów sterowania, b – przebieg zmian parametrów stanu układu

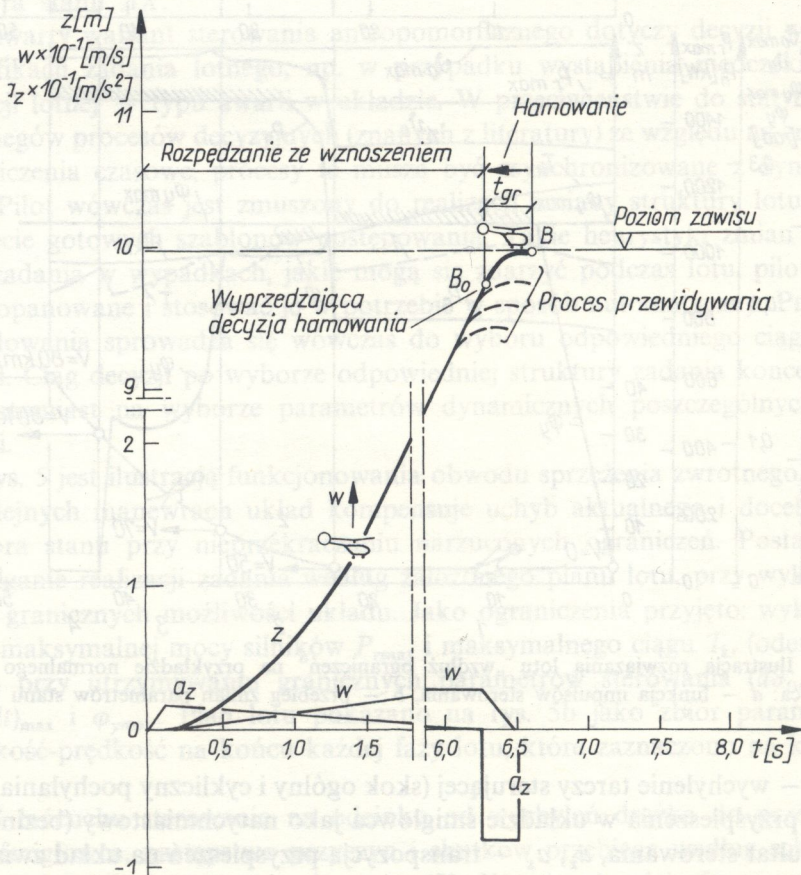
$\vartheta_0, \vartheta_y$  – wychylenie tarczy sterującej (skok ogólny i cykliczny pochylania),  $a_{z0}, a_{x0}$  – przyspieszenia w układzie śmigłowca jako natychmiastowy (bezinercyjny) rezultat sterowania,  $a_z, a_x$  – transpozycja przyspieszeń na układ związany z ziemią;  $V_x, V_z, x, z$  – prędkości i przemieszczenia śmigłowca jako rezultat działania przyspieszenia w czasie.



Na zasadzie powyższego, w modelu jako wyjściowe impulsy sterowania przyjęto przyspieszenie  $a_z$  i  $a_x$ , pozostałe parametry obliczono wynikowo.

Na rys. 5a pokazano przebieg impulsów sterowania z którego wynika, że jako graniczne wielkości przyjmowane są minimalne wartości  $a_x$  lub  $a_z$  z wektora maksymalnych impulsów dla poszczególnych elementów układu. Na rys. 5b zilustrowano fizyczny przebieg kolejnego wchodzenia w zakresy graniczne poszczególnych zespołów śmigłowca (1 – lot przy maksymalnym pochyleniu, 2 do 4 – początkowo lot na granicy oderwania strug, a następnie na maksymalnej mocy).

Efekt działania układu predykcyjnego modelu pilotażu zilustrowano na rys. 6 dla wysokości – szybkiego wykonania zawisu na zaplanowaną wysokość [6]. W prostym jednoparametrowym ruchu pionowego wznoszenia śmigłowca wymagane jest wstępne rozprędkenie pionowe, a następnie wyhamowanie prędkości tak, aby śmigłowiec wykonał zawis na wysokości 10 m nad ziemią.



Rys. 6. Manewr wysokości śmigłowca. Przykład działania obwodu predykcyjnego



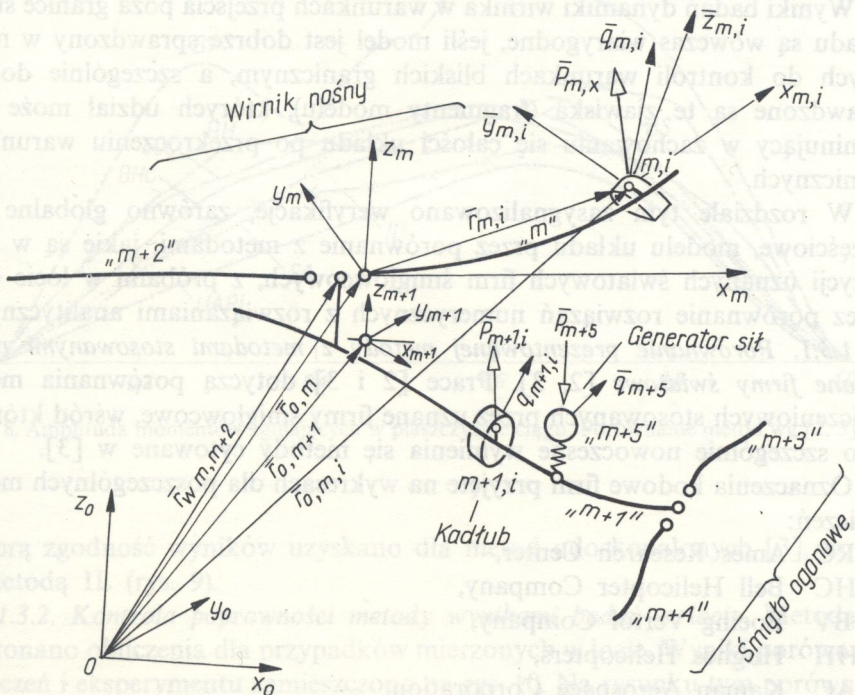
Wyznaczenie początku hamowania ruchu wymaga dla każdego kroku rozwiązania bieżącego obliczenia dolnej granicy regulacji układu (rys. 4). Wyprzedzająca akcja sterowania (punkt  $B_0$  na rys. 6) dla czasu równego  $t_{gr}$  pozwoliła, z dokładnością numerycznego rozwiązania, na wyhamowanie prędkości wznoszenia śmigłowca na żądanym poziomie 10 m (p. B).

## 1.2. Dynamika wieloelementowej dyskretnej struktury śmigłowca

Przyjęto model śmigłowca w formie zespołu wieloelementowych struktur dyskretnych takich, jak łopaty wirników, kadłub, generatory sił wymuszających (np. napęd, elementy czynnej lub biernej wibroizolacji) połączonych ze sobą węzłami (np. przeguby zawieszenia łopat). Dynamikę całego systemu rozwiązano układając i rozwiązując układy równań ruchu odpowiadające każdemu z wyodrębnionych podzespołów wiążąc je ze sobą równaniami więzów.

Zakłada się, że całość układu porusza się ruchem nieustalonym względem układu inercjalnego związanego z ziemią  $x_0, y_0, z_0$  i podlega deformacjom ocenianym w układach  $x_m, y_m, z_m$  związanych z wydzielonymi podukładami, którym z kolei, z racji ich dyskretyzacji, przyporządkowano układy lokalne  $\bar{x}_{m,i}, \bar{y}_{m,i}, \bar{z}_{m,i}$  w każdym  $i$ -tym punkcie skupionego wektora stanu elementu.

Na rys. 7 pokazano wzajemne powiązania elementów układu we współ-



Rys. 7. Schemat połączeń struktury odkształcalnych elementów śmigłowca



rzędnych uogólnionych, gdzie oznaczono jako  $q$  – współrzędne uogólnione,  $P$  – siły uogólnione,  $\bar{r}_{0,m}$  – wektor pozycyjny układu współrzędnych  $m$ -tego elementu,  $\bar{r}_{wm,m+1}$  – wektor pozycyjny węzła łączącego element  $m$  i  $m+1$ ,  $\bar{r}_{m,i}$  – wektor pozycyjny  $i$ -tego punktu dyskretnego w układzie związanym z  $m$ -tym elementem.

Sprężone równania ruchu elementów śmigłowca we współrzędnych uogólnionych rozwiązano przez wprowadzenie współrzędnych modalnych (głównych) co pozwala uzyskać układ niezależnych równań różniczkowych o jednym stopniu swobody. Rozwiązując predykcynym całkowaniem taki układ w czasie  $t$ ,  $t+\Delta t$  po każdorazowym obliczeniu wektora współrzędnych modalnych wyznacza się wektor pierwotnych współrzędnych uogólnionych, co pozwala uwzględnić sprzężenia układu w kolejnych krokach i iteracjach przez sukcesywne obliczanie wektora rozkładów obciążeń elementu. Obciążenia aerodynamiczne układu ocenia się uwzględniając zaburzenia ośrodka wywołane generatorami śladów wirowych, do których zalicza się wirniki i stałe powierzchni nośne oraz turbulencję atmosfery. Pole indukowane systemem śladów wirowych obliczono numerycznie stosując regułę Biota i Savarta jako całkę pól prędkości elementów wirowych [9].

### 1.3. Weryfikacja modelu

Wyniki badań dynamiki wirnika w warunkach przejścia poza granice stanu układu są wówczas wiarygodne, jeśli model jest dobrze sprawdzony w możliwych do kontroli warunkach bliskich granicznym, a szczególnie dobrze sprawdzone są te zjawiska (fragmenty modelu), których udział może być dominujący w zachowaniu się całości układu po przekroczeniu warunków granicznych.

W rozdziale tym zasygnalizowano weryfikacje, zarówno globalne jak i częściowe, modelu układu przez porównanie z metodami, jakie są w dyspozycji uznanych światowych firm śmigłowcowych, z próbami w locie oraz przez porównanie rozwiązań numerycznych z rozwiązaniami analitycznymi.

1.3.1. *Porównanie prezentowanej metody z metodami stosowanymi przez uznane firmy światowe* [2, 3]. Prace [2 i 3] dotyczą porównania metod obliczeniowych stosowanych przez uznane firmy śmigłowcowe, wśród których jako szczególnie nowoczesne wymienia się metody cytowane w [3].

Oznaczenia kodowe firm przyjęte na wykresach dla poszczególnych metod obliczeń:

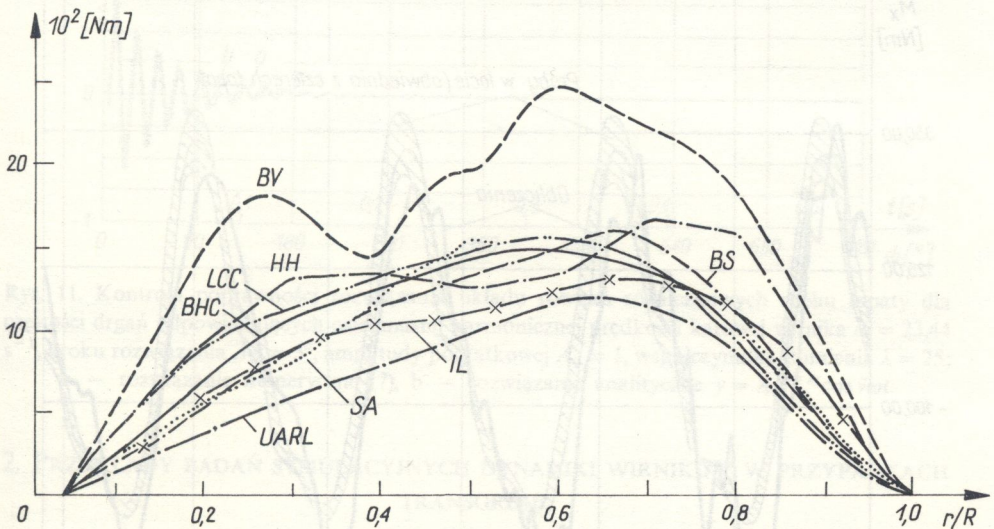
- ARC Ames Research Center,
- BHC Bell Helicopter Company,
- BV Boeing Vertol Company,
- HH Hughes Helicopters,
- KAC Kaman Aerospace Corporation,
- LCC Lockheed California Company,



MIT Massachusetts Institute of Technology,  
 OR Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales,  
 SA Sikorsky Aircraft,  
 UARL United Aircraft Research Laboratories,  
 BS Boeing Stall Method,  
 IL Instytut Lotnictwa [7, 8].

Dane hipotetyczne wirnika podane w [2 i 3] – w celu weryfikacji – przeliczono metodą tu prezentowaną [7, 8]. Dla oceny metod wybrano przypadek graniczny z oderwaniem strug na łopacie powracającej, ze zjawiskami ściśliwości na łopacie nacierającej ( $M_{1,90^\circ} = 0,9$ ) i przy szczególnym położeniu wirnika względem opływu. Przyjęto dla dużej prędkości lotu ( $\mu = 0,33$ ) pochylenie wału wirnika  $\alpha_w$  równe zeru, co praktycznie byłoby możliwe np. w badaniach tunelowych.

Obciążenia gięte (rys. 8) wykazują zadowalającą zgodność dla wszystkich metod. Deformacje i obciążenia skrętne jako znacznie czulszy wskaźnik jakości metod dają znaczny rozrzut wyników, zwłaszcza uzyskanych dla metod [2].

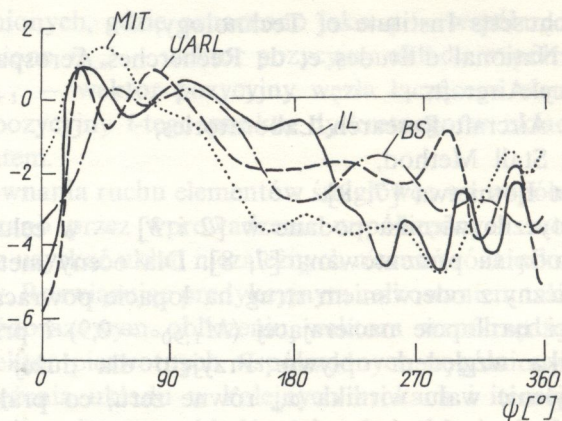


Rys. 8. Amplituda momentów zginających w płaszczyźnie ciągu. Porównanie metod wg [2, 3] i IL

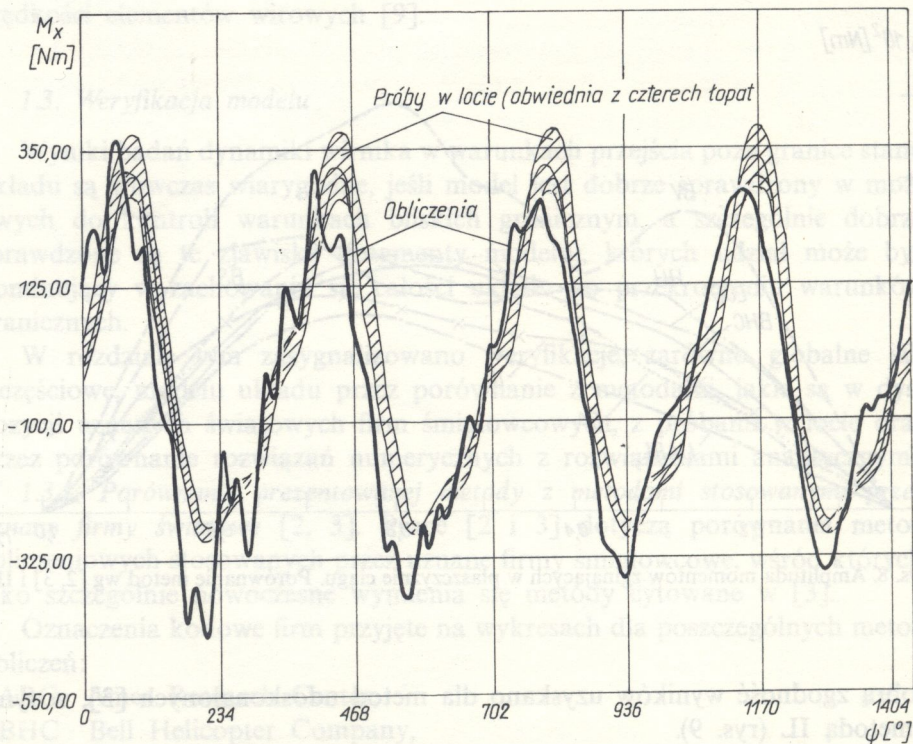
Dobrą zgodność wyników uzyskano dla metod udoskonalonych [3], w tym z metodą IL (rys. 9).

1.3.2. *Kontrola poprawności metody wynikami badań w locie.* Metodą IL wykonano obliczenia dla przypadków mierzonych w locie. Wyniki porównania obliczeń i eksperymentu zamieszczono na rys. 10. Na rysunku tym porównano rozkłady momentów skręcających nasadę łopaty śmigłowca w locie ustalonym.





Rys. 9. Rozkłady skręcenia końca łopaty względem azymutu. Porównanie metod [3] i IL.

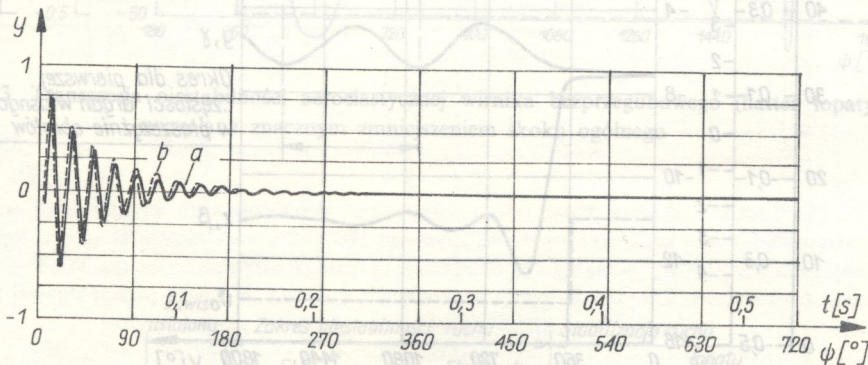


Rys. 10. Rozkład momentów skręcających łopatę u nasady. Wirnik typu ACR, lot poziomy,  $V = 140$  km/godz. Porównanie wyników z prób w locie z wynikami obliczeń. Widoczne zanikanie warunków początkowych dla drugiej postaci skrętnej (ok. 8-mej harmonicznej), przez ok. 2,5 obrotu wirnika



Weryfikacja ta ma szczególną wartość, gdyż dotyczy obliczeń i prób łopaty o małej sztywności skrętnej (typu ACR<sup>(3)</sup>[4]). Wyjątkowa wrażliwość wyników obliczeń, a szczególnie dotyczących deformacji skrętnej, na drobne nawet błędy metody i zbioru danych dla wirników tego typu, przy zadowalającej zgodności wyników i eksperymentu, świadczy o pozytywnej weryfikacji metody.

1.3.3. *Kontrola numerycznego rozwiązania równań ruchu łopaty rozwiązaniem analitycznym.* Dla różnych częstości wzbudzeń łopaty i różnych tłumień porównywano wynik rozwiązania programem numerycznym z analitycznym rozwiązaniem funkcji typu  $y = Ae^{-\lambda t} \cos \bar{v} \omega t$ . Na rys. 11 pokazano porównanie rozwiązań dla tłumienia  $\lambda = 25$  przy częstości  $\bar{v} = 18$  dla kroku rozwiązania  $\Delta\psi = 5^\circ$ . Wyniki obliczeń praktycznie nie różnią się od rozwiązania ścisłego do  $\bar{v} \leq 18$  dla  $\Delta\psi = 5^\circ$ . Dla  $\bar{v} > 18$  większą zgodność uzyskuje się przy kroku zmniejszonym do  $\Delta\psi = 2,5^\circ$ .



Rys. 11. Kontrola poprawności rozwiązania układu równań różniczkowych ruchu łopaty dla częstości drgań odpowiadających osiemnastej harmonicznej prędkości kątowej wirnika  $\omega = 23,44 \text{ s}^{-1}$ , kroku rozwiązania  $\Delta\psi = 5^\circ$ , amplitudy początkowej  $A_0 = 1$ , współczynnika tłumienia  $\lambda = 25$ ;  
a – rozwiązanie numeryczne (7), b – rozwiązanie analityczne  $y = A_0 e^{-\lambda t} \cos \bar{v} \omega t$

## 2. PRZYKŁADY BADAŃ SYMULACYJNYCH DYNAMIKI WIRNIKÓW W PRZYPADKACH TRANSGRESJI

### Badania z wykorzystaniem modeli symulacyjnych

W rozdziale tym podano przykłady możliwości badawczych modelem symulacyjnym, dynamiki wirnika śmigłowca w warunkach transgresji.

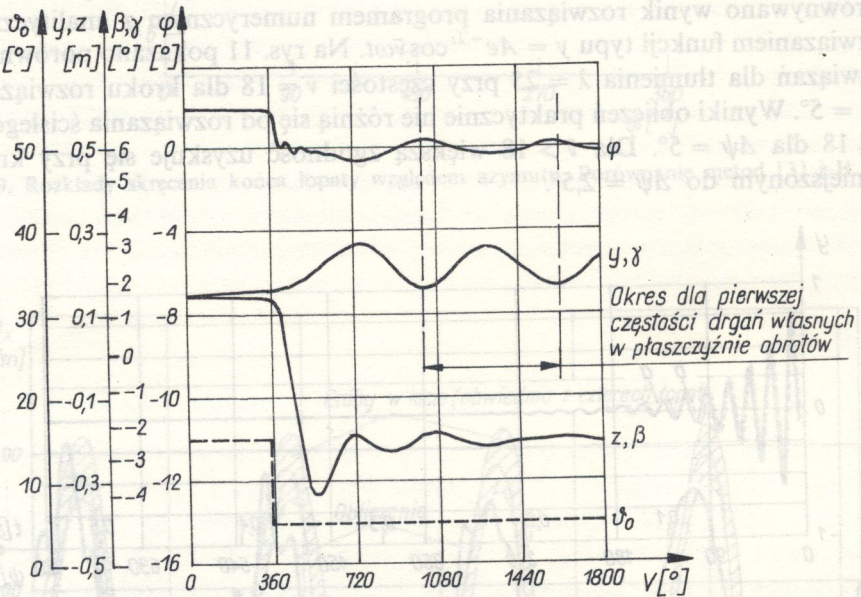
Pierwszy przykład dotyczy wirnika bezprzegubowego, gdzie przez zmniejszenie skoku ogólnego wywołano początkowo niestabilność cięciwową typu FLT<sup>(4)</sup>, a przy dalszym zmniejszeniu skoku przekroczono granicę rozbieżnego

(3) Aerostically Conformable Rotor Concept

(4) Flap-Lag-Torsion



flutteru łopaty. Zbadano możliwość powrotu w zakresy stabilności przez ponowne zwiększenie skoku ogólnego. Załączone wykresy 12–14 obrazują sposoby obserwacji układu w warunkach transgresji. Przez zmniejszenie (bezinercyjne) skoku ogólnego wywoływać niestabilność cięciową typu FLT (rys. 12), a przy dalszym zmniejszaniu skoku — przekroczono granicę

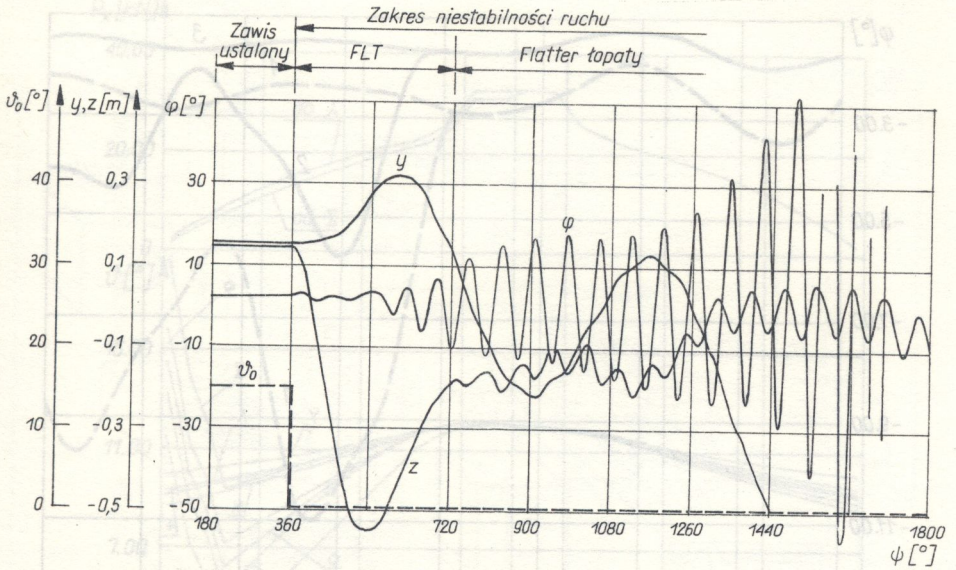


Rys. 12. Przebieg niestabilności FLT dla wirnika bezprzegubowego przy zredukowaniu skoku ogólnego o  $\Delta\vartheta_0 = -10^\circ$ ;  $y, z, \varphi$  — ugięcie w płaszczyźnie obrotów i ciągu oraz skręcenie końca łopaty,  $\beta$  i  $\gamma$  — ekwiwalentne kąty wahań łopaty w płaszczyźnie ciągu i obrotów,  $\vartheta_0$  skok ogólny łopaty

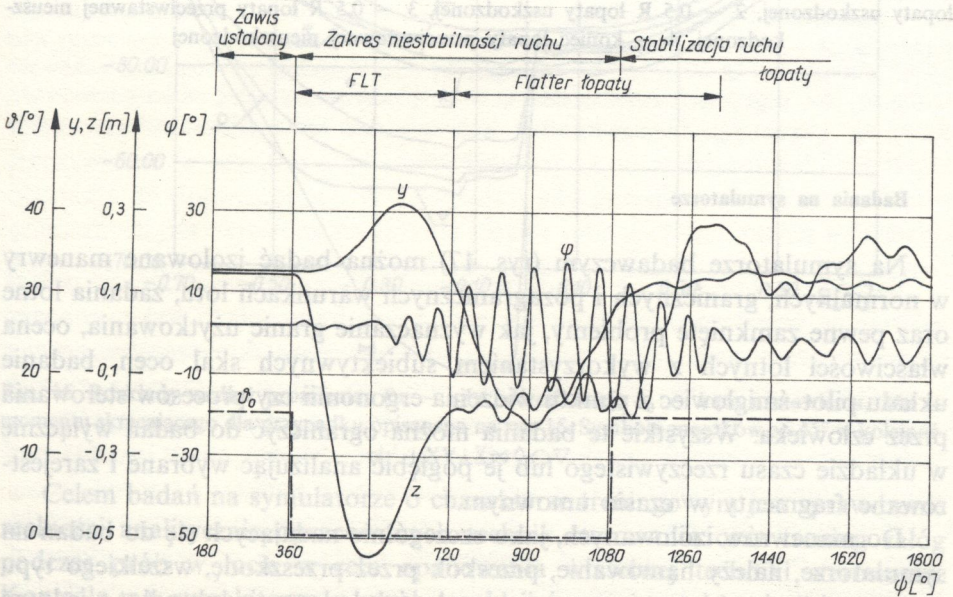
rozbieżnego flutteru łopaty (rys. 13). Badania możliwości powrotu w zakresy stabilności przez ponowne zwiększenie skoku ogólnego zilustrowano na rys. 14.

Drugi przykład dotyczy badań zawieszoności dwułopatego śmigła ogonowego — w przypadkach uszkodzeń końcówki jednej z łopat. Są to przypadki, w których bada się skutki uszkodzenia wirnika, mogące spowodować przekroczenie odpowiedniego typu granic (rys. 1). Wyniki zmian układu po uszkodzeniu końcówki łopaty na odcinku około 15%, z ubytkiem masy i podgięciem części spływowej, zilustrowano na rys. 15 i 16.



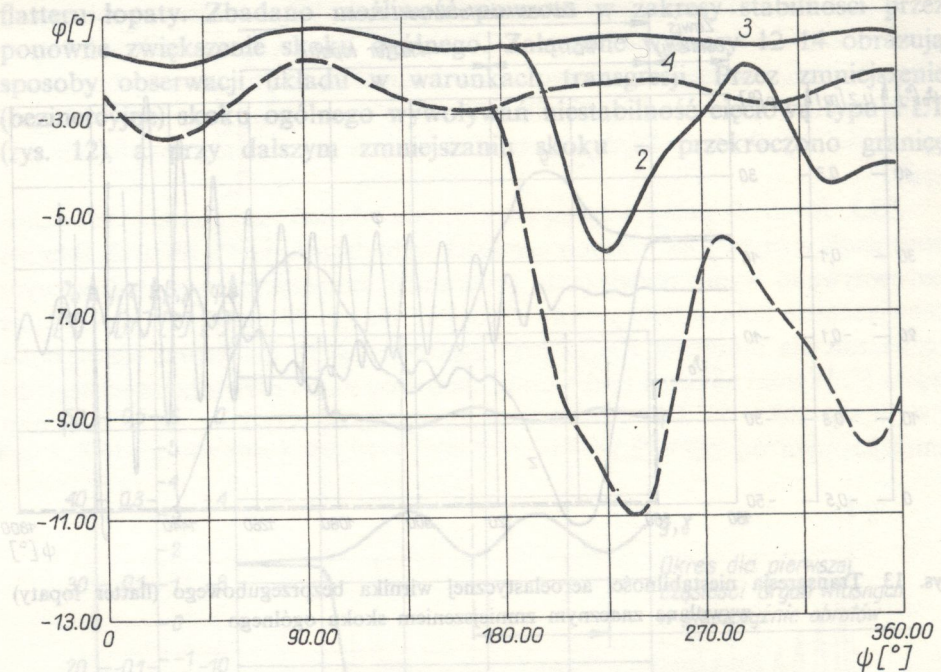


Rys. 13. Transgresja niestabilności aeroelastycznej wirnika bezprzegubowego (flutter łopaty) wywołana znacznym zmniejszeniem skoku ogólnego



Rys. 14. Transgresja niestabilności aeroelastycznej łopaty wirnika bezprzegubowego w wyniku zmniejszenia skoku ogólnego i powrót w zakresy stabilności ruchu silnie flatterującej łopaty (rys. 13) przez ponowne zwiększenie skoku ogólnego do wielkości pierwotnej





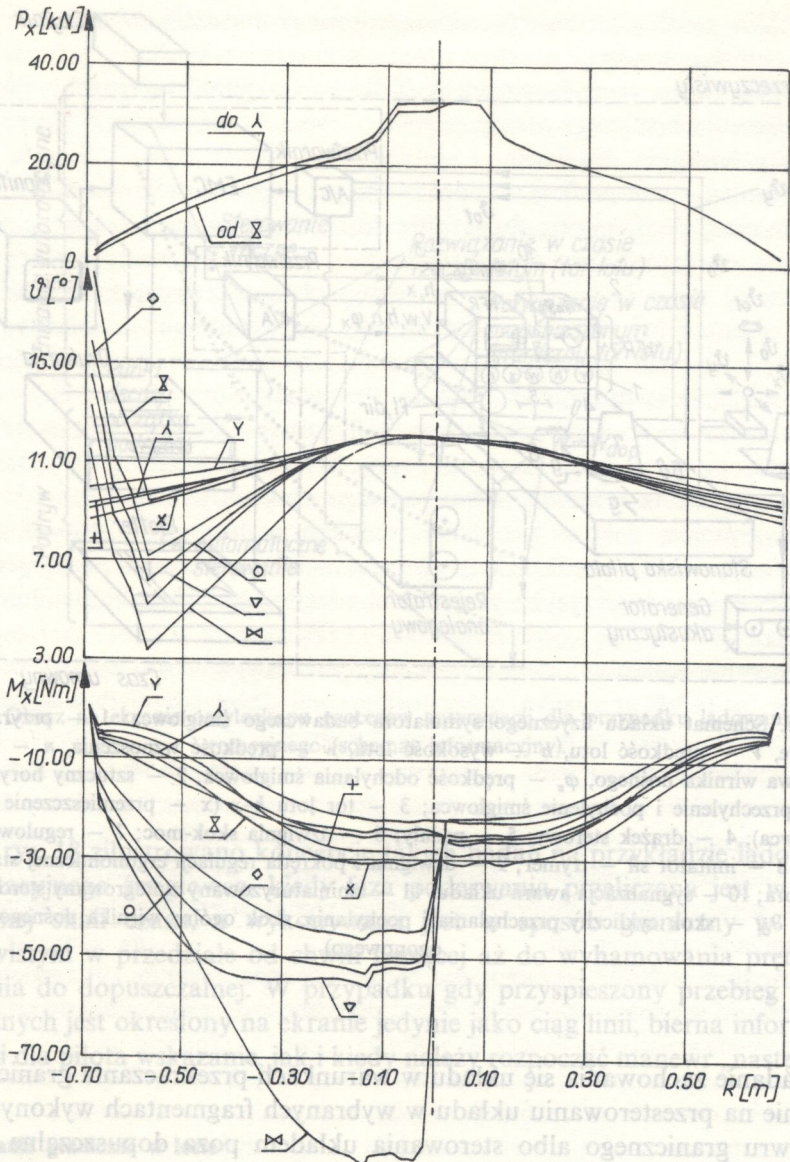
Rys. 15. Rozkłady skręceń łopat śmigła ogonowego dwulopatego zawieszono w przypadku awarii końcówki łopaty na azymucie  $180^\circ$  (15% uszkodzenia końcówki łopaty — z ubytkiem masy — powodującego jej deformację skrętną przedstawiono na rys. 16); 1 — koniec łopaty uszkodzonej, 2 — 0,5 R łopaty uszkodzonej, 3 — 0,5 R łopaty przeciwstawnej nieuszkodzonej, 4 — koniec łopaty przeciwstawnej nieuszkodzonej

#### Badania na symulatorze

Na symulatorze badawczym (rys. 17) można badać izolowane manewry w normalnych, granicznych i pozagranicznych warunkach lotu, zadania lotne oraz pewne zamknięte problemy, jak wyznaczanie granic użytkowania, ocena właściwości lotnych z wykorzystaniem subiektywnych skal ocen, badanie układu pilot-śmigłowiec z punktu widzenia ergonomii czy procesów sterowania przez człowieka. Wszystkie te badania można ograniczyć do badań wyłącznie w układzie czasu rzeczywistego lub je pogłębić analizując wybrane i zarejestrowane fragmenty w czasie umownym.

Do manewrów izolowanych, jako szczególnie nadających się do badań na symulatorze, należy hamowanie, przeskok przez przeszkodę, wszelkiego typu manewry bezpieczeństwa po awarii napędu, jak lądowanie lub odlot z jednym silnikiem niepracującym. Wykonywanie wielokrotnie wybranego manewru pozwala metodą kolejnych przybliżeń optymalizować technikę sterowania, aby wykorzystać ekstremalne możliwości układu.





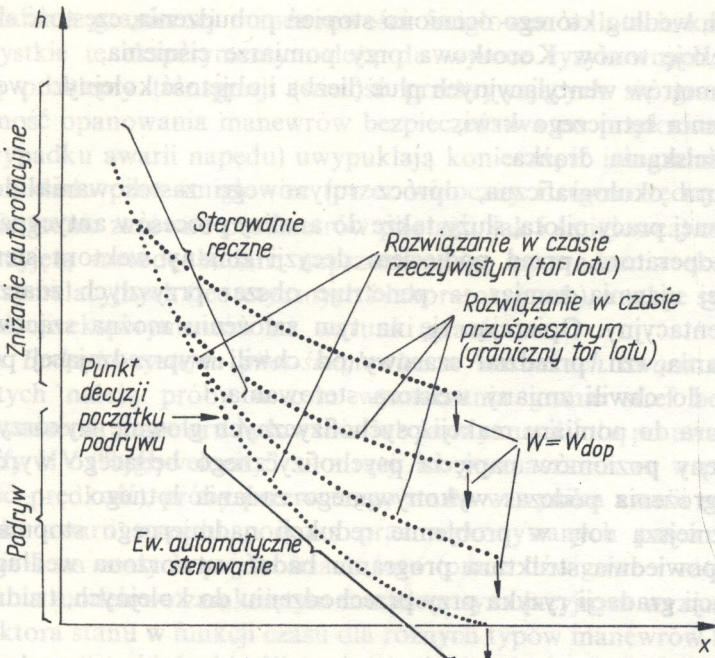
Rys. 16. Rozkłady wzdłuż promienia;  $P_x$  – siły odśrodkowej,  $\delta_0$  – kąta nastawienia,  $M_x$  – momentu skręcającego dla przypadku opisanego na rys. 15. Symbole znaczków co  $45^\circ$  w kolejności:  $+XY\lambda\Sigma\delta\Diamond\circ\nabla$ .

Celem badań na symulatorze o charakterze treningowym jest sprawdzenie realności analitycznie opracowanych technik sterowania oraz trening załóg podczas prób w locie w celu opanowania właściwej techniki sterowania. Kontrola na symulatorze nowych problemów związanych z pilotowaniem śmigłowca, a rozwiązanych inną drogą, jest miarodajnym sprawdzeniem poprawności proponowanych rozwiązań przed przetransponowaniem ich na układ rzeczywisty.









Rys. 18. Obraz na ekranie oscyloskopu procesów antycypacji dla przypadku lądowania autorotacyjnego (schemat informacyjny).

Na rys. 18 zilustrowano koncepcję takich badań na przykładzie lądowania autorotacyjnego śmigłowca, kiedy faza poderwania przeliczana jest w przyspieszonej skali czasu, a wykonywana jest w sposób graniczny w czasie rzeczywistym w przedziale od chwili bieżącej aż do wyhamowania prędkości opadania do dopuszczalnej. W przypadku gdy przyspieszony przebieg torów granicznych jest określony na ekranie jedynie jako ciąg linii, bierna informacja stanowi dla pilota wskazanie, jak i kiedy należy rozpocząć manewr „następny”.

#### Badania graniczne w locie

W badaniach w locie, typu granicznego, oprócz aparatury pomiarowej (pokładowej i naziemnej) rejestrującej parametry dynamiczne śmigłowca, zainstalowano aparaturę umożliwiającą pomiar funkcjonowania pilota w celu zarówno oceny jego działań jako operatora, jak i dla oceny stopnia zagrożenia kontroli elementów pilotażu o charakterze antycypacyjnym.

Do badania fiksacji wzroku pilota zamontowano aparaturę okulograficzną, a do oceny reakcji psychofizjologicznych – specjalny zestaw umożliwiający pomiar:



- 1) EKG, według którego oceniono stopień pobudzenia, częstość skurczów serca i selekcję tonów Korotkowa przy pomiarze ciśnienia,
- 2) parametrów wentylacyjnych płuc (liczba i objętość kolejnych wdechów),
- 3) ciśnienia tętniczego krwi,
- 4) siły ściskania drążka.

Aparatura okulograficzna, oprócz rutynowego zastosowania do oceny ergonomicznej pracy pilota, służy także do analizy procesów antycypacyjnych, gdyż oko operatora, przed podjęciem decyzji zmiany wektora sterowania, najwcześniej ujawnia zamiar — penetruje obszar przyszłych zdarzeń, tzw. obszar orientacyjny. Opierając się na tym założeniu można szacować czas przewidywania, tzn. przedział czasowy od chwili wyprzedzającej penetracji wzrokowej do chwili zmiany wektora sterowania.

Aparatura do pomiaru reakcji psychofizycznych głównie wykorzystywana jest do oceny poziomów napięcia psychofizycznego będącego wyróżnikiem stopnia zagrożenia podczas wykonywanego zadania lotnego.

Najważniejszą rolę w problemie redukcji nadmiernego stopnia ryzyka spełnia odpowiednia struktura programu badań, utworzona według zasady optymalizacji gradacji ryzyka przy przechodzeniu do kolejnych, trudniejszych faz badań.

Połączenie badań w locie z badaniami symulacyjnymi jest sposobem, który pozwala na redukcję ryzyka prób granicznych do poziomu dopuszczalnego. Włączenie symulacji w system badań obejmuje:

- 1) symulację numeryczną — wprowadzenie wstępnych badań granicznych próby na modelu zamkniętym w czasie umownym, w celu określenia dopuszczalnych granic, wykrycia krytycznych punktów próby, opracowania odpowiednich technik badań i technik sterowania, wykorzystujących rezerwy układu w przypadku konieczności zwiększenia marginesu bezpieczeństwa w sytuacjach granicznych,
- 2) trening technik pilotażu, niezbędny dla opanowania i utrwalenia odpowiedniego sposobu sterowania przed przejściem do eksperymentu na obiekcie rzeczywistym,
- 3) symulację empiryczną krytycznych faz próby w warunkach bezpieczniejszych niż to wynika z realizacji całego zadania,
- 4) symulację próby zweryfikowanym (wynikami z p. 3) modelem zamkniętym i ekstrapolację wyników na warunki graniczne i pozagraniczne.

### 2.1. Przykłady transgresji w badaniach eksperymentalnych

Jako przykłady ilustrujące problemy transgresji w badaniach w locie śmigłowców wybrano 3 typy eksperymentów:

- 1) badanie dynamiki układu pilot-śmigłowiec w lotach niskich nad ziemią w przypadku awarii napędu,
- 2) badanie kapotażu śmigłowca podczas startów lub lądowań na terenie pochylonym,



### 3) badania granicznej manewrowości śmigłowca w lotach koszących.

Wszystkie te eksperymenty należą do wysoce ryzykownych, doskonale ilustrują problemy transgresji (wielość przekrywających się granic układu, konieczność opanowania manewrów bezpieczeństwa po przekroczeniu granic np. w wypadku awarii napędu) uwypuklają konieczność integralnego potraktowania układu pilot-śmigłowiec (przez widoczny i równorzędny wpływ na położenie granic zarówno parametrów pilotażu, jak i śmigłowca) oraz uzasadniają przyjętą metodę badań: naprzemiennego prowadzenia eksperymentu i badań symulacyjnych (teoretycznych i laboratoryjnych), a także symulacyjnej ekstrapolacji eksperymentów na warunki graniczne.

*2.1.1. Badania systemu pilot-śmigłowiec w warunkach awarii napędu.* Do badań tych należą próby w celu wyznaczania granic stref bezpiecznego przeprowadzenia manewru lądowania lub kontynuacji lotu po awarii napędu, tzw. strefy HV ("high-velocity" – z racji ich wyznaczania we współrzędnych wysokość-prędkość), próby przerwane go startu w wyniku awarii napędu oraz przypadki awarii napędu podczas prac wykonywanych przez śmigłowiec w zawisie i na małych prędkościach lotu (prace dźwigowe i ratownicze).

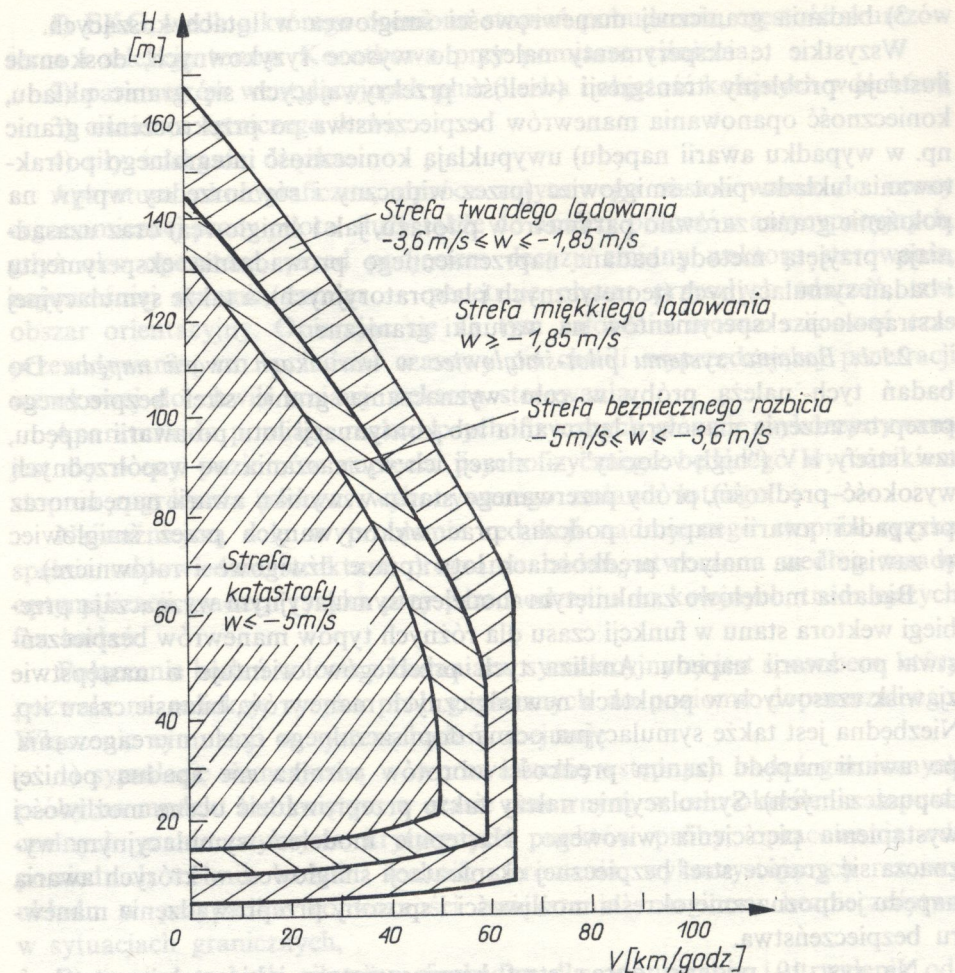
Badania modelowe zamkniętym modelem symulacyjnym wyznaczają przebiegi wektora stanu w funkcji czasu dla różnych typów manewrów bezpieczeństwa po awarii napędu. Analiza tych przebiegów orientuje o następstwie zjawisk czasowych w punktach newralgicznych manewrów, bilansie czasu itp. Niezbędna jest także symulacyjna ocena dopuszczalnego czasu niereagowania po awarii napędu (zanim prędkości obrotów wirnika nie spadną poniżej dopuszczalnych). Symulacyjnie należy także przeprowadzić ocenę możliwości wystąpienia pierścienia wirowego. Następnie modelem symulacyjnym wyznacza się granice stref bezpiecznej eksploatacji śmigłowca, w których awaria napędu jednoznacznie określa możliwości i sposoby przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa.

Na rys. 19 podano obraz stref bezpieczeństwa jakie należy uzyskać, wyznaczając metodą kolejnego powtarzania optymalne manewry bezpieczeństwa dla różnych warunków początkowych w chwili awarii.

W celu przyswojenia sobie stereotypu sterowania śmigłowcem po awarii napędu dla różnych warunków początkowych jej wystąpienia, konieczny jest trening na symulatorze poszczególnych faz lotu i całych manewrów bezpieczeństwa. Wybierając kolejno warunki początkowe wysokości i prędkości wystąpienia awarii i wykonując manewr bezpieczeństwa lądowania lub odlotu można wyznaczyć punkty graniczne strefy. Wykorzystanie obwodu antycypacji do badania granicznych możliwości układu, jak i obwodu automatycznego sterowania (patrz rys. 18, 21) pozwala na względnie łatwe wyznaczenie i przyswojenie techniki pilotażu trudniejszych faz granicznych.

Do wstępnych prób w locie należą badania trudniejszych faz lotu wykonywanych podczas analizy symulacyjnej modelem zamkniętym, wykonywanych w warunkach łatwiejszych niż podczas próby zasadniczej (tzw. symulacja



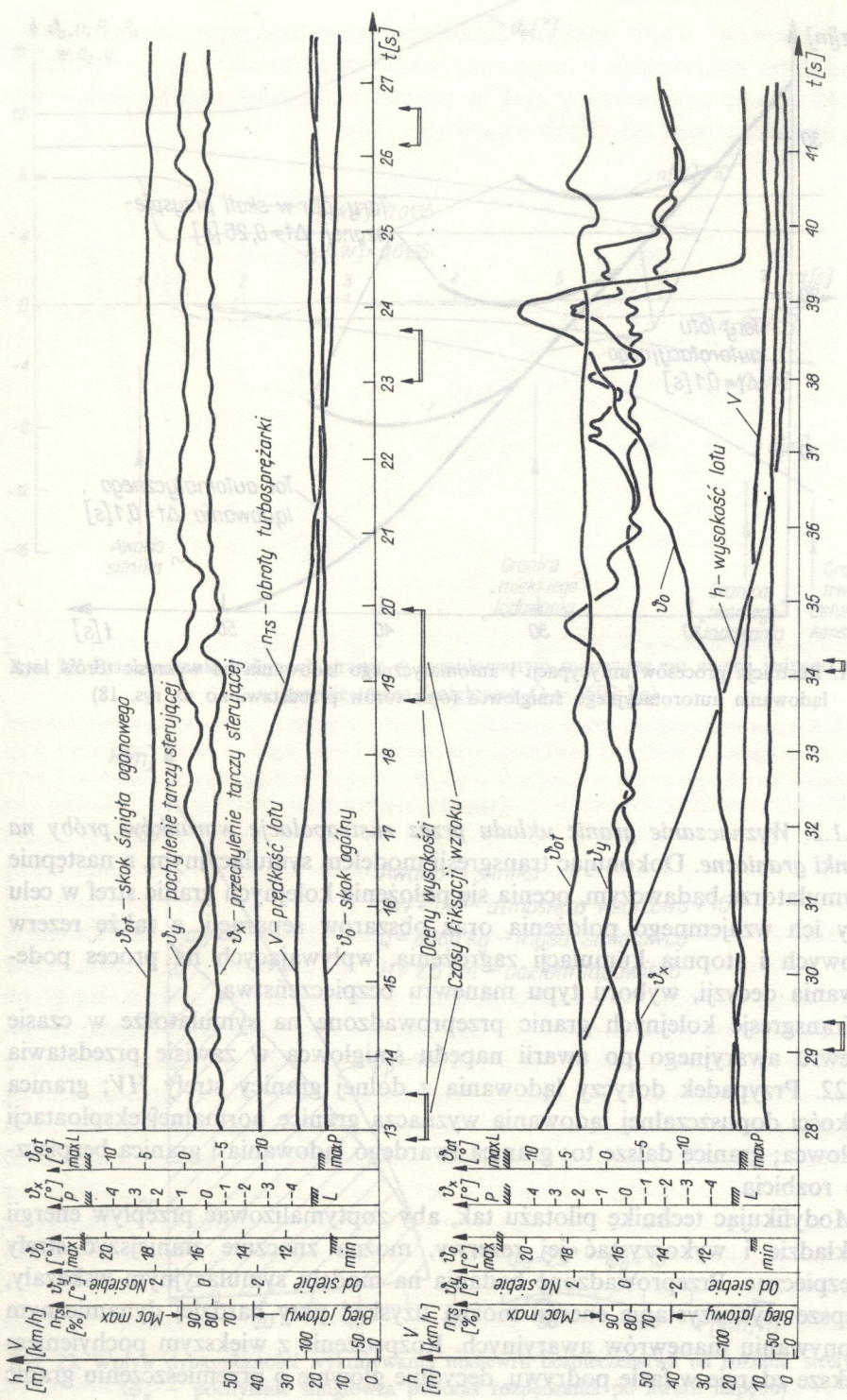


Rys. 19. Typy granic stref  $H-V$  (przykład granic z rys. 1). Jako kryterium przyjęto dopuszczalną prędkość lądowania (ciężki śmigłowiec dźwigowy – awaria dwóch silników)

empiryczna). Mają one na celu wykrycie nieprzewidzianych lub niemożliwych do modelowania zjawisk, a także dostarczenie materiałów do weryfikacji modeli matematycznych. Będą to fazy początkowe manewrów bezpieczeństwa przy symulowanej awarii w pobliżu granicy strefy, próby przelotu przez pierścień wirowy w celu oceny możliwości jego ominięcia i oceny sterowności śmigłowca w czasie przelotu przez pierścień oraz lądowania autorotacyjnego na zmniejszonej prędkości w pobliżu punktu przecięcia się krzywych  $LHV$  i  $UHV$ <sup>(5)</sup> zapis wektora stanu – rys. 20.

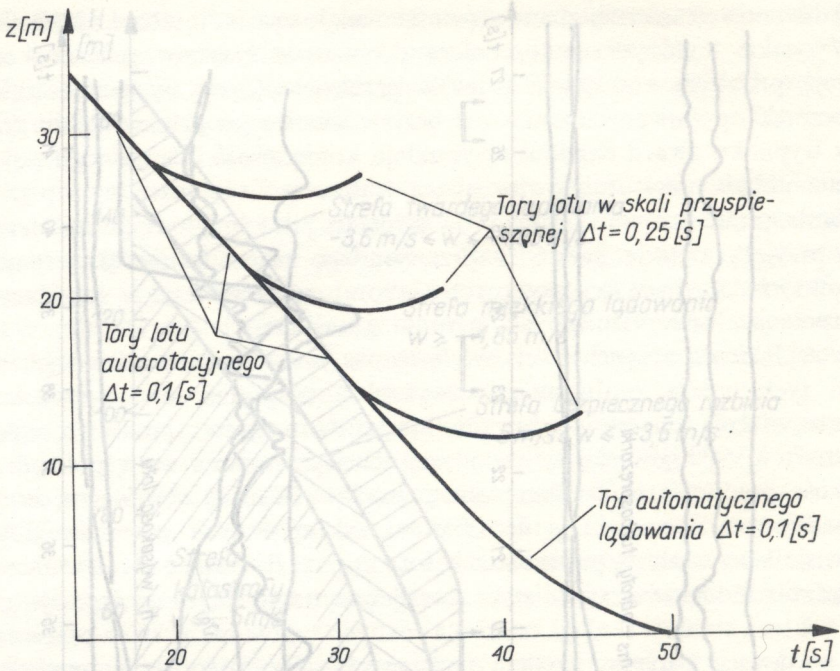
<sup>(5)</sup>  $LHV$  – Lower High-Velocity (dolne granice strefy HV),  $UHV$  – Upper High-Velocity (górne granice strefy HV).





Rys. 20. Przebieg wektora stanu podczas lądowania autorotacyjnego.  $\sqcap$  — okresy antycypacji wzrokowej dla oceny momentu poderwania wyznaczono według rejestracji okuloqramu





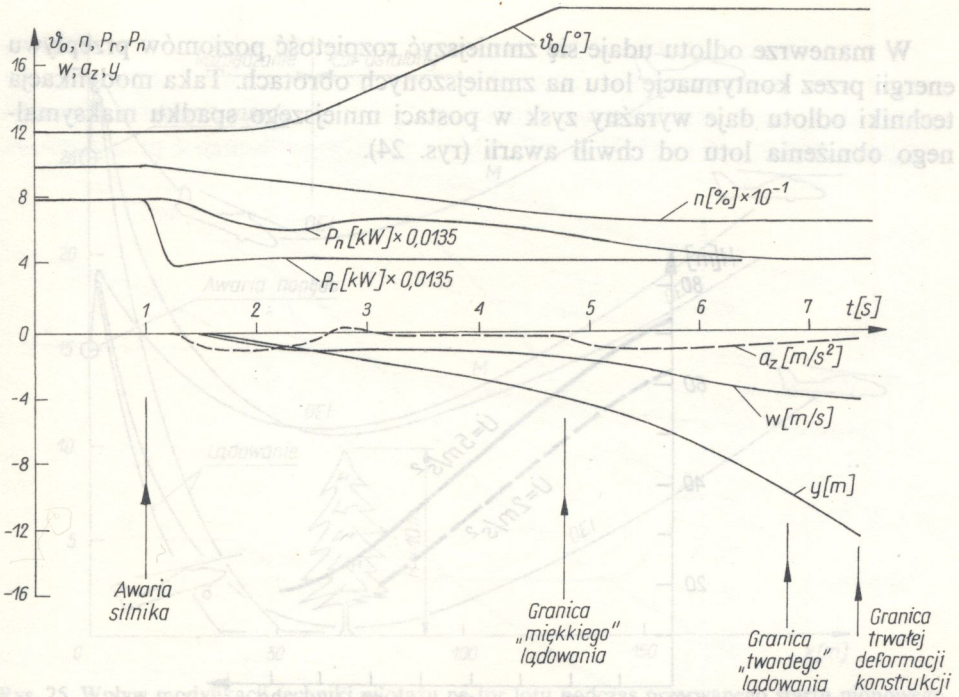
Rys. 21. Ilustracja procesów antycypacji i automatycznego lądowania na wykresie torów lotu lądowania autorotacyjnego śmigłowca (opis torów przedstawiono na rys. 18)

2.1.2. Wyznaczanie granic układu przez ekstrapolację warunków próby na warunki graniczne. Dokonując transgresji modelem symulacyjnym, a następnie na symulatorze badawczym, ocenia się położenie kolejnych granic stref w celu oceny ich wzajemnego położenia oraz obszarów separacji, a także rezerw czasowych i stopnia kumulacji zagrożenia, wpływających na proces podejmowania decyzji, wyboru typu manewru bezpieczeństwa.

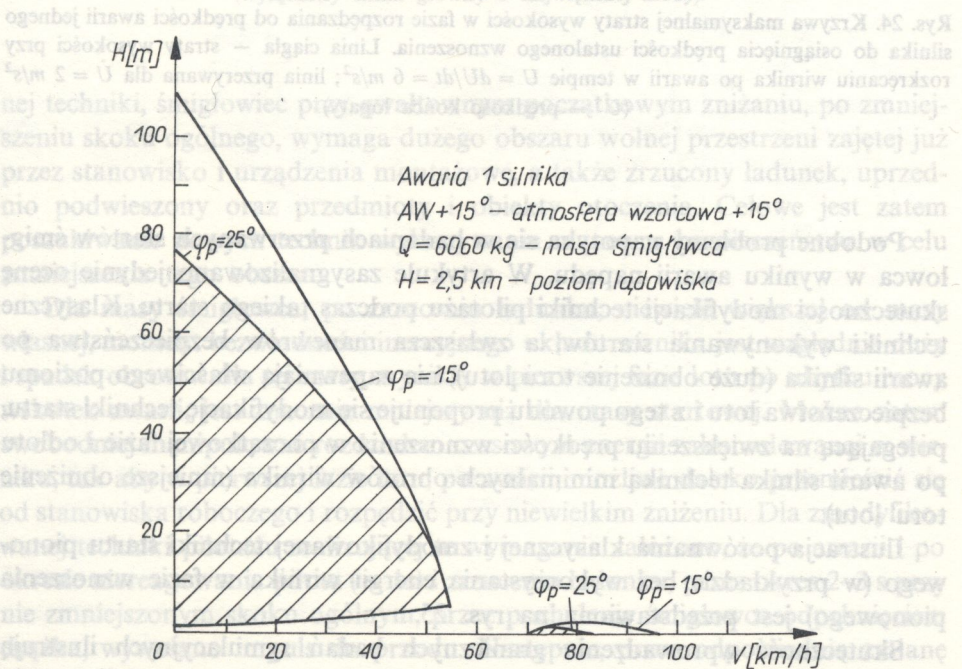
Transgresje kolejnych granic przeprowadzone na symulatorze w czasie manewru awaryjnego po awarii napędu śmigłowca w zawisie przedstawia rys. 22. Przypadek dotyczy lądowania z dolnej granicy strefy HV; granica prędkości dopuszczalnej lądowania wyznacza granicę normalnej eksploatacji śmigłowca; granice dalsze to: granica twardego lądowania i granica bezpiecznego rozbicia.

Modyfikując technikę pilotażu tak, aby zoptymalizować przepływ energii w układzie i wykorzystać jej rezerwy, można znacznie zmniejszyć strefy niebezpieczne. Przeprowadzone badania na modelu symulacyjnym wskazały, że lepsze wykorzystanie energii można uzyskać przy bardziej dynamicznym wykonywaniu manewrów awaryjnych. Rozpędzenie z większym pochyleniem i większe zderzenie w fazie podrywu, decyduje głównie o przemieszczeniu granic stref (rys. 23).





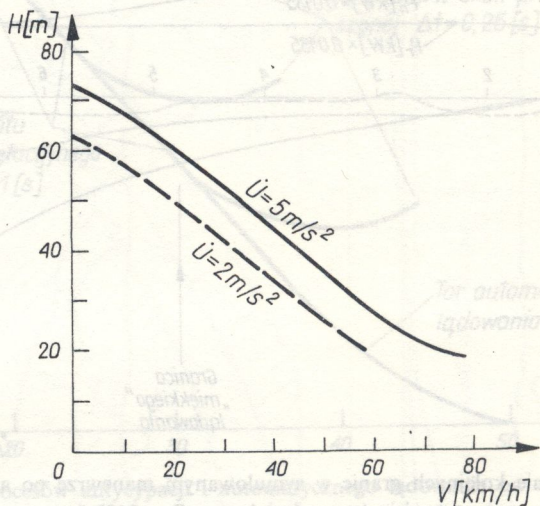
Rys. 22. Przekraczanie kolejnych granic w symulowanym manewrze po awarii jednego silnika w zawisie (masa śmigłowca  $Q = 3600$  kg)



Rys. 23. Wpływ dynamiczności wykonywania manewru bezpieczeństwa na rozmiar strefy  $H-V$  ( $\varphi_p$  – pochylenie śmigłowca podczas rozpędzania po awarii napędu)



W manewrze odlotu udaje się zmniejszyć rozpiętość poziomów przepływu energii przez kontynuację lotu na zmniejszonych obrotach. Taka modyfikacja techniki odlotu daje wyraźny zysk w postaci mniejszego spadku maksymalnego obniżenia lotu od chwili awarii (rys. 24).



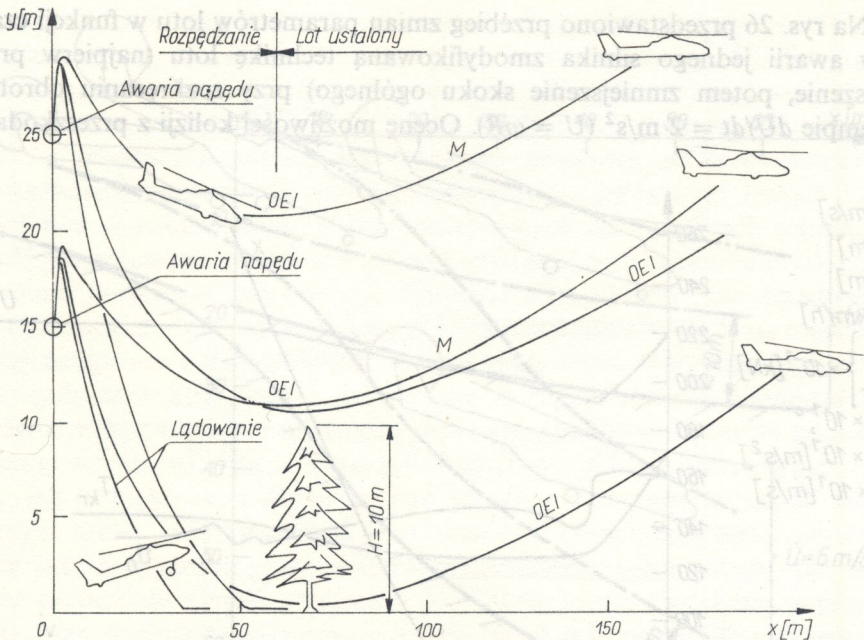
Rys. 24. Krzywa maksymalnej straty wysokości w fazie rozpędzania od prędkości awarii jednego silnika do osiągnięcia prędkości ustalonego wznoszenia. Linia ciągła — straty wysokości przy rozkręcaniu wirnika po awarii w tempie  $\dot{U} = dU/dt = 6 \text{ m/s}^2$ ; linia przerywana dla  $\dot{U} = 2 \text{ m/s}^2$  ( $U$  — prędkość końca łopaty)

Podobne problemy napotyka się w badaniach przerwanych startów śmigłowca w wyniku awarii napędu. W artykule zasygnalizowano jedynie ocenę skuteczności modyfikacji techniki pilotażu podczas takiego startu. Klasyczne techniki wykonywania startów, a zwłaszcza manewrów bezpieczeństwa po awarii silnika (duże obniżenie toru lotu), nie zapewniają właściwego poziomu bezpieczeństwa lotu i z tego powodu proponuje się modyfikację techniki startu, polegającą na zwiększeniu prędkości wznoszenia w początkowej fazie i odlotu po awarii silnika techniką minimalnych obrotów wirnika (mniejsze obniżenie toru lotu).

Ilustracja porównania klasycznej i zmodyfikowanej techniki startu pionowego (w przykładzie bez wykorzystania energii wirnika w fazie wznoszenia pionowego) jest przedstawiona na rys. 25.

Skuteczność wprowadzenia granicznych badań symulacyjnych ilustrują wyniki modyfikacji technik pilotażu manewru awaryjnego po awarii napędu śmigłowca podczas wykonywania prac dźwigowych. Przy stosowaniu klasycz-





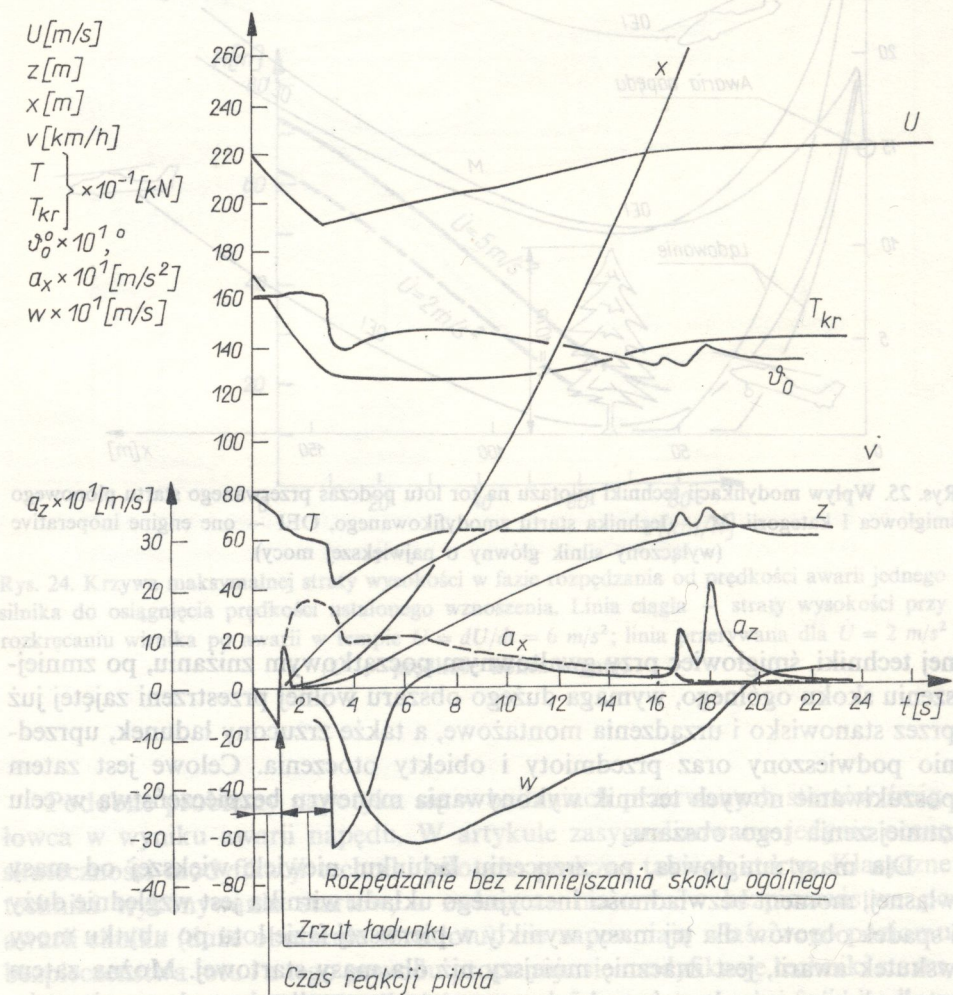
Rys. 25. Wpływ modyfikacji techniki pilotażu na tor lotu podczas przerwanych startu pionowego śmigłowca I kategorii. M – technika startu zmodyfikowanego, OEI – one engine inoperative (wyłączony silnik główny o największej mocy).

nej techniki, śmigłowiec przy gwałtownym początkowym znizaniu, po zmniejszeniu skoku ogólnego, wymaga dużego obszaru wolnej przestrzeni zajętej już przez stanowisko i urządzenia montażowe, a także zrzucony ładunek, uprzednio podwieszony oraz przedmioty i obiekty otoczenia. Celowe jest zatem poszukiwanie nowych technik wykonywania manewru bezpieczeństwa w celu zmniejszenia tego obszaru.

Dla masy śmigłowca, po zrzuceniu ładunku, niewiele większej od masy własnej, moment bezwładności inercyjnego układu wirnika jest względnie duży i spadek obrotów dla tej masy, wynikły w pierwszej fazie lotu po ubytku mocy wskutek awarii, jest znacznie mniejszy niż dla masy startowej. Można zatem swobodniej manipulować rozdziałem czasowym energii zakumulowanej w wirniku, tak aby w pierwszej fazie lotu, po awarii, możliwe daleko przemieścić się od stanowiska roboczego i rozpędzić przy niewielkim znizaniu. Dla zmodyfikowanej techniki pilotażu realizującej te wymagania założono, że po awarii i po okresie niereagowania pilota ( $\sim 1$  s) i zrzuceniu ładunku, przez okres 2–3 s przy nie zmniejszonym skoku ogólnym, przez pochylenie śmigłowca odpinięciem drążka, wywołano impuls do przodu. Następnie, przez odpowiednią zmianę skoku ogólnego i ciągu, ustalono poziom obrotów wirnika do wielkości optymalnej dla następnych faz manewru.



Na rys. 26 przedstawiono przebieg zmian parametrów lotu w funkcji czasu przy awarii jednego silnika zmodyfikowaną techniką lotu (najpierw przyspieszenie, potem zmniejszenie skoku ogólnego) przy rozkręcaniu obrotów w tempie  $dU/dt = 2 \text{ m/s}^2$  ( $U = \omega R$ ). Ocena możliwości kolizji z przeszkodami

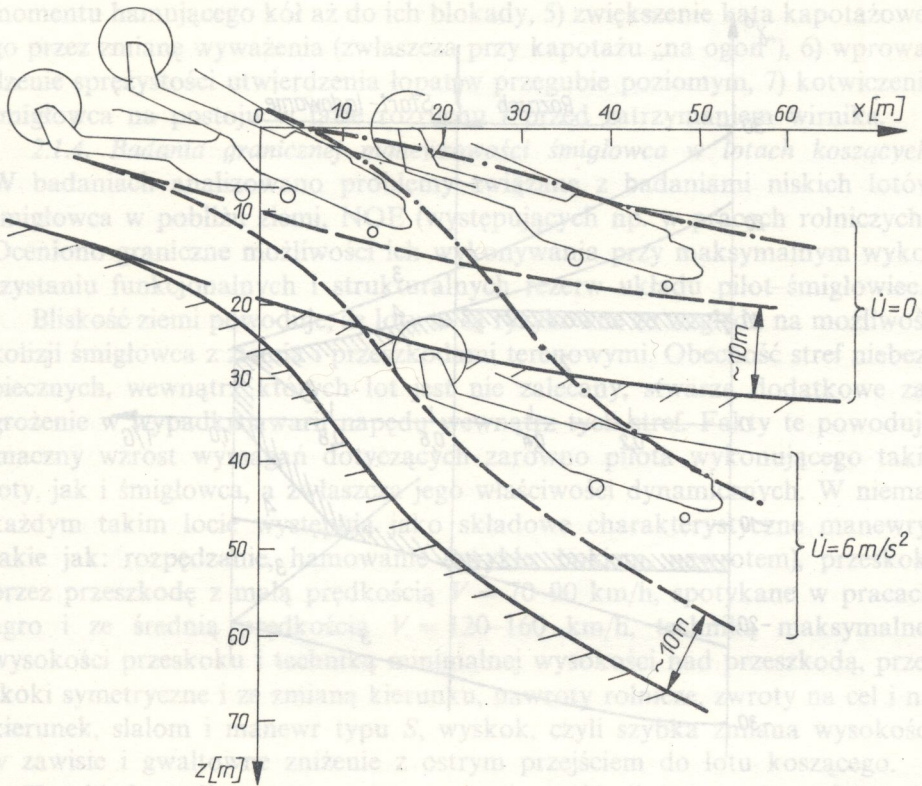


Rys. 26. Przebieg zmian parametrów układu śmigłowca po awarii jednego silnika. Zmodyfikowana technika pilotażu

podano na rys. 27. Widoczne znacznie zwiększone (w porównaniu z metodą klasyczną) obszary, w których obecność przeszkód nie zagraża bezpieczeństwu.

2.1.3. *Badania kapotażu śmigłowca podczas startów i lądowań na terenie pochylonym.* Badania kapotażu stanowią odmienny od podanych w badaniach stref HV i startów przykład badań transgresyjnych, których bardziej stacjonar-



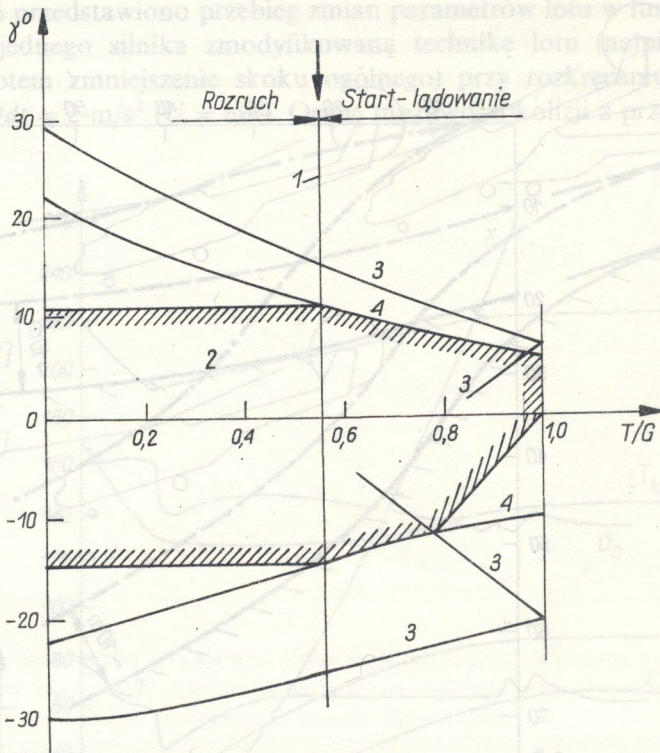


Rys. 27. Tory lotu śmigłowca zmodyfikowaną techniką pilotażu po awarii jednego silnika. Linie ciągłe – obwiednie obszaru przeszkód. Linie kreskowane – obwiednie najniższych punktów śmigłowca. Linie „kreska-kropka” – tory ruchu piasty wirnika nośnego

ny charakter oraz kontakt śmigłowca z podłożem nasuwa inne problemy badawcze. Wielość przekrywających się granic (kapotażu, ześlizgu, staczenia), ograniczeń wahań łopaty, granic równowagi chwiejnej, nieodwracalność narastania niebezpiecznych zjawisk po przekroczeniu każdej z granic, konieczność opracowania manewrów bezpieczeństwa po ich przekroczeniu, wywołują problemy wspólne z sygnalizowanymi we wstępie jako charakterystyczne dla transgresji (typowy obraz granic – rys. 28).

W celu zweryfikowania członów modelu trudnych do ściśle odwzorowania matematycznego (dotyczy to zwłaszcza aerodynamiki wirnika) równanie kapotażu rozwiązano symulacyjnie. W tym celu badano fazy kapotażu śmigłowca na terenie płaskim, podczas których dokonywano rejestracji wektora stanu układu: położenia elementów układu sterowania, położenia kąтового śmigłowca, obrotów wirnika nośnego, kąta wahań łopat, składowych sił reakcji działających na koła podwozia. W ostatniej fazie badań empirycznych





Rys. 28. Granice eksploatacji śmigłowca w pozycji bocznej względem stoku. Masa śmigłowca  $Q = 3000$  kg, współczynnik tarcia kół i podwozia  $f_{tr} = 0,4$ , dopuszczalna prędkość wiatru z niekorzystnego kierunku; 1 – odciążenie dla  $\vartheta_{\min} = 7^\circ$ ,  $\omega_{\text{nom}}$  i wiatru  $V = 5$  m/s pod stok, 2 – obszar dopuszczalnej eksploatacji, 3 – kapotaż dla wiatru  $V = 5$  m/s w dół stoku, 4 – ześlizg  $f_{tr} = 0,4$ , wiatr  $V = 5$  m/s w dół stoku,  $\gamma$  – kąt nachylenia stoku do poziomu, dodatni, gdy ciąg śmigła ogonowego jest skierowany w dół stoku

wykonywano lądowania i zatrzymywanie silników i wirnika oraz rozruchy i starty w warunkach naturalnego pochylenia terenu, w różnych konfiguracjach w stosunku do stoku (pod stok, w dół stoku, prawym i lewym bokiem do stoku), przy różnych załadowaniach śmigłowca (masa i położenie środka masy), przy różnych wartościach prędkości i kierunku wiatru, a także dla różnych pochyleń stoku.

Wynikiem tych badań była ocena tempa narastania zjawisk niebezpiecznych w bliskości granicy kapotażu i podczas jej przekraczania, a także technik przeprowadzania manewrów bezpieczeństwa zapobiegających kapotażowi.

Zweryfikowanym modelem symulacyjnym oszacowano możliwość poszerzenia dopuszczalnych granic przez: 1) zmniejszenie minimalnego skoku ogólnego, 2) zwiększenie zakresów maksymalnych wychyleń skoku cyklicznego ogólnego, 3) zwiększenie szorstkości podłoża, 4) zwiększenie



momentu hamującego kół aż do ich blokady, 5) zwiększenie kąta kapotażowego przez zmianę wyważenia (zwłaszcza przy kapotażu „na ogon”), 6) wprowadzenie sprężystości utwierdzenia łopat w przegubie poziomym, 7) kotwiczenie śmigłowca na postoju w fazie rozruchu i przed zatrzymaniem wirnika.

**2.1.4. Badania granicznej manewrowości śmigłowca w lotach koszących.** W badaniach analizowano problemy związane z badaniami niskich lotów śmigłowca w pobliżu ziemi, NOE (występujących np. w pracach rolniczych). Oceniono graniczne możliwości ich wykonywania przy maksymalnym wykorzystaniu funkcjonalnych i strukturalnych rezerw układu pilot-śmigłowiec.

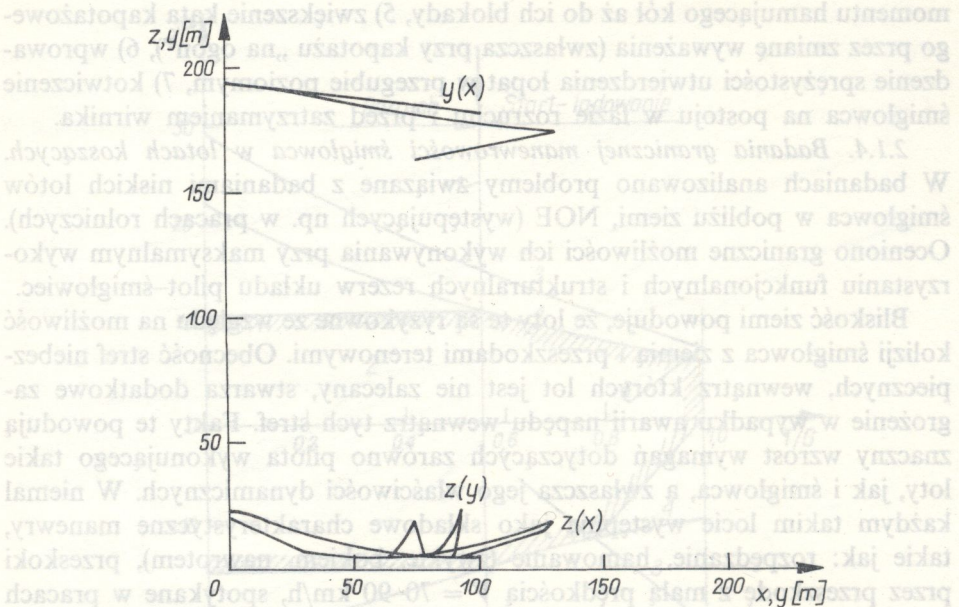
Bliskość ziemi powoduje, że loty te są ryzykowne ze względu na możliwość kolizji śmigłowca z ziemią i przeszkodami terenowymi. Obecność stref niebezpiecznych, wewnątrz których lot jest nie zalecany, stwarza dodatkowe zagrożenie w wypadku awarii napędu wewnątrz tych stref. Fakty te powodują znaczny wzrost wymagań dotyczących zarówno pilota wykonującego takie loty, jak i śmigłowca, a zwłaszcza jego właściwości dynamicznych. W niemal każdym takim locie występują jako składowe charakterystyczne manewry, takie jak: rozpędzanie, hamowanie (zwykle, bokiem, nawrotem), przeskoki przez przeszkodę z małą prędkością  $V = 70-90$  km/h, spotykane w pracach agro i ze średnią prędkością  $V = 120-160$  km/h, techniką maksymalnej wysokości przeskoku i techniką minimalnej wysokości nad przeszkodą, przeskoki symetryczne i ze zmianą kierunku, nawroty rolnicze, zwroty na cel i na kierunek, slalom i manewr typu *S*, wyskok, czyli szybka zmiana wysokości w zawisie i gwałtowne zniżenie z ostrym przejściem do lotu koszącego.

Przykładową ilustrację przytoczono na rys. 29 dla nawrotów rolniczych. Technikę wykonywania nawrotu wykorzystano do najskuteczniejszej modyfikacji manewru hamowania – hamowanie nawrotem. Skrócenie odległości hamowania w porównaniu z poprzednimi technikami jest kilkakrotne, a ponadto duże przechylenie śmigłowca względem przeszkody zmniejsza obawę kolizji końców łopat z przeszkodą i dodatkowo o promień wirnika skraca niezbędną drogę hamowania (rys. 30).

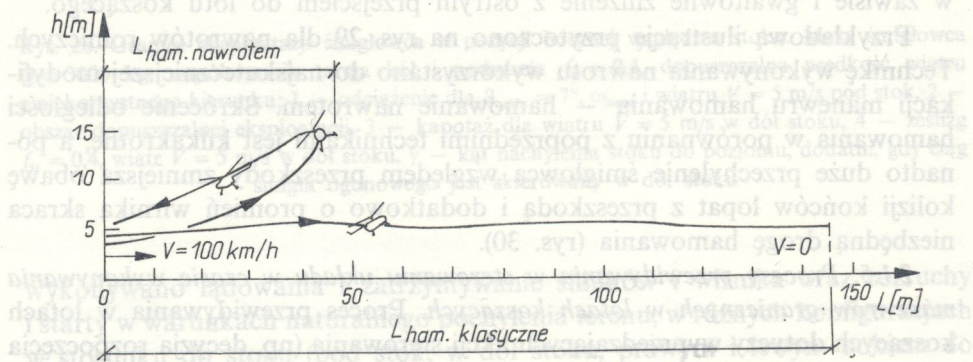
**2.1.5. Procesy przewidywania w sterowaniu układu w czasie wykonywania manewrów granicznych w lotach koszących.** Proces przewidywania w lotach koszących dotyczy wyprzedzających akcji sterowania (np. decyzja rozpoczęcia hamowania lub przeskoku czy wyrównywania) z punktu widzenia kształtowania toru lotu, jak i energią w układzie. W koszących lotach granicznych faza bieżąca, oprócz wymagania poprawnego jej wykonania, musi być fazą przygotowującą układ do jak najlepszego wykonania faz następnych. Czas graniczny przewidywania będzie sięgał aż do tych faz następnych, w których skutek działań w fazie bieżącej ulegnie dysypacji. Szczególnie ważne są energochłonne i energoujemne <sup>(6)</sup>elementy manewru.

(6) wymagające pochłonięcia energii.





Rys. 29. Tor lotu (w trzech rzutach) dwóch manewrów rolniczych (z pomiarów kinetodolitycznych)



Rys. 30. Porównanie drogi hamowania klasycznego i nawrotu

W pierwszym — trzeba w poprzedzających fazach tak sterować, aby było możliwe w krytycznej fazie wykorzystanie maksimum składowych energii układu (np. przez kumulowanie energii wirnika nośnego zwiększając prędkość obrotową wirnika, stymulację mocy rozporządzalnej wzdłuż maksymalnego gradientu akceleracji i w miarę potrzeby zmianę prędkości lotu w zakresy energooszczędne), w drugich — przygotowanie układu na pochłonięcie mocy (np. przez zmniejszenie prędkości obrotowej wału wirnika, czy utrzymanie



prędkości lotu w zakresach pozwalających na znaczne pochłonięcie energii).

Badania procesów przywydywania są niezmiernie trudne, bowiem dotyczą procesów myślowych i wyobrażeń, ale w pewnym stopniu pomiary okulo-graficzne i pomiary parametrów psychofizjologicznych pozwalają na wniknięcie w naturę procesów antycypacyjnych i ich kontrolę, a szczególnie momenty podejmowania wyprzedzających decyzji sterowania, udaje się zlokalizować w miarę dokładnie.

Porównując tory fiksacji wzroku na okulogramach z przebiegami czasowymi wektora stanu, analizując wyprzedzanie penetracji wzrokowej obrazu przewidywanych zmian układu, można ocenić szacunkowo czas graniczny przewidywania. W niektórych manewrach, w których przewidywana graniczna zmiana wektora stanu nie wiąże się z koniecznością wzrokowego przeszukiwania obszaru przyszłych zdarzeń, pomocne są pomiary parametrów psychofizjologicznych (narastanie napięcia przed wystąpieniem fazy ryzykownej).

Z parametrów fizjologicznych częstość skurczów serca była najbardziej czułym wskaźnikiem obciążenia fizycznego i emocjonalnego podczas lotu. Pomiar ciśnienia tętniczego, chociaż nie odzwierciedlał dynamiki zmian wstępujących w locie, umożliwił głębszy wgląd w zachowanie się czynności układu krążenia w wybranych warunkach lotu. Badania wentylacji minutowej płuc i częstości oddychania stanowią źródło informacji o stopniu obciążenia lotem.

Z badań wynika, że największe obciążenie psychofizyczne pilota wywołują manewry, w których procesy przewidywania muszą być prowadzone szczególnie precyzyjnie ze względu na nieodwracalność skutków szczególnie niebezpiecznych przy niewłaściwej ocenie czasu granicznego. Taki przypadek zaobserwowano w manewrze zniżenia z niskim wyrównaniem.

### 3. PODSUMOWANIE

Przedstawiono hipotezę o celowości wprowadzenia transgresji jako metody badań złożonych układów, a w tym śmigłowców i uzasadniano ją przytaczając odpowiednie przykłady.

Utworzony system badań transgresyjnych, obejmujący zestaw modeli symulacyjnych układu pilot-śmigłowiec, laboratoryjne stanowisko symulatora badawczego śmigłowca i opracowany proces granicznych badań w locie śmigłowców, umożliwia w szerokim zakresie realizację postawionego problemu w sposób skuteczny i z właściwą precyzją wymaganą w tego typu badaniach.

Dzięki holistycznemu podejściu, przy interdyscyplinarnym powiązaniu napotykaných problemów, możliwe było między innymi opracowanie integralnego modelu śmigłowca jako wieloelementowej sprężystej struktury sterowanej antropomorficznym modelem pilotażu, zbudowanie hybrydowego laboratoryj-



nego stanowiska — imitatora procesów granicznych układu pilot-śmigłowiec oraz bezpieczne przeprowadzenie licznych i wieloaspektowych badań w locie, z włączeniem systemu badań transgresyjnych w próbach o szczególnie wysokim stopniu ryzyka.

Przeprowadzone procesy weryfikujące stworzone modele matematyczne i układy zastępujące obiekty rzeczywiste, potwierdzają wiarygodność posługiwania się omówionym systemem, jako wielocelowym narzędziem badań układu śmigłowca.

Przytoczone przykłady technik i typów badań oraz granicznych przypadków lotu śmigłowca sygnalizują możliwości badawcze systemu oraz charakter uzyskiwanych wyników.

#### LITERATURA CYTOWANA W TEKŚCIE

1. D. CAVALLI and D. SOULTAGES, *Discrete time modelization of human pilot behaviour*, ONERA, 52, May 1975.
2. R.H. ORMISTON, *Comparison of several methods for predicting loads on a hypothetical rotor*, J.A.H. Soc., October 1974.
3. W. JOHNSON, *Comparison of three methods for calculation of helicopter rotor blade loading and stresses due to stall*, NASA TND, 7833, November 1974.
4. R. H. BLACKWELL, D. J. MARKLEY, *The aeroelastically conformable rotor concept*, J.A.H. Soc., July 1979.
5. T. B. SHERIDAN, W. R. RERREL, *Man machine systems*, MII, London 1974.
6. H. L. KELLEY, R. J. PEGG, R. A. CHAMPINE, *Flying quality factors currently limiting helicopter nap-of-the-earth maneuverability as identified by flight investigation*, NASA TND-4931, December 1968.
7. K. SZUMAŃSKI, *Model symulacyjny dynamiki wirnika śmigłowca w granicznych nieustalonych stanach lotu*, Prace I. Lot., 8 89, 1982.
8. K. SZUMAŃSKI, *Dynamika wirnika śmigłowca w warunkach transgresji układu*, Prace I. Lot., 96, 1983.
9. K. SZUMAŃSKI, *Interferencja między wirnikiem i skrzydłem śmigłowca*, Rozpr. Inżyn., 22, 1976.

#### РЕЗЮМЕ

#### ИМИТАЦИОННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ПИЛОТ-ВЕРТОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ТРАНСГРЕССИИ

Статья касается исследований динамики системы пилот-вертолет в предельных условиях, с учетом случаев превышения последовательных пределов. Эти исследования имеют целью так оценку нагрузений вертолета, как и способа управления в данных условиях. Область исследований охватывает имитационные анализы на математических моделях, испытания на имитаторах и в полете.



## SUMMARY

## SIMULATION TESTS OF THE "PILOT-HELICOPTER"- SYSTEM SUBJECT TO TRANSGRESSION CONDITIONS

Dynamics of the system "pilot-helicopter" system is analyzed under limiting conditions, the cases of passing the consecutive limits being taken into account. The considerations are aimed at estimating the helicopter load and at evaluating the flight control methods. The research methods include the simulation analysis performed on mathematical models, simulator experiments and flight tests.

INSTYTUT LOTNICTWA, WARSZAWA

ADAM PODHORECKI (BYDGÓŃSKI)

Praca została złożona w Redakcji dnia 6 listopada 1987 r.

W pracy sformułowano ogólne warunki stabilności rozwiązań w metodzie elementów czasoprzestrzennych, przy założeniu dowolnych kształtów elementów czasoprzestrzennych. Założenie to umożliwia badanie stabilności rozkładów struktur czasoprzestrzennych dowolnie zdyskretyzowanych. Zamieszczone w pracy oszacowania znacząco upraszczają ustalenie warunków stabilności.

## 1. WSTĘP

Zagadnienia stabilności numerycznych metod całkowania równań ruchu były omawiane w wielu pracach (np. [1, 2, 3]). Jedyнным uwzględnianym tam parametrem był krok całkowania. Metoda elementów czasoprzestrzennych MECZ sformułowana przez Kączkowskiego [4, 5, 6] pozwala na dużo bardziej swobodne operowanie nie-tylko krokiem czasowym, lecz wszystkimi wymiarami elementu czasoprzestrzennego. Problem stabilności MECZ był podejmowany w kilku pracach [2, 3, 7, 8, 9, 10]. Ograniczone się tam jednak do stacjonarnej siatki podziału czasoprzestrzeni i stosowano wyłącznie elementy czasoprzestrzenne o kształtach prostopadłych. Takie sformułowanie MECZ podobne jest do innych znanych metod całkowania różniczkowych równań ruchu. Ostatnie doświadczenia wykazują, że największe walory MECZ występują przy stosowaniu nieprostokątnych elementów czasoprzestrzennych [11, 12, 13, 14]. Takie elementy czasoprzestrzenne o dowolnych kształtach umożliwiają przyjęcie niestacjonarnej dyskretyzacji, a tym samym na rozwiązanie szerokiej klasy zagadnień, np. ruchomy brzeg, zmieniający się obszar kontaktu. Wprowadzenie elementów czasoprzestrzennych o kształtach symplektycznych (trójkątnych, czworościennych i nadczworościennych) prowadzi bezpośrednio do trójkątnych macierzy sztywności – uzyskujemy więc w naturalny sposób ekonomiczny proces obliczeniowy.

W niniejszej pracy zostaną ustalone ogólne warunki stabilności MECZ, które mogą być stosowane do elementów czasoprzestrzennych o dowolnych kształtach.