

Kazimierz SZUMAŃSKI, Instytut Lotnictwa
Wiesław LUCJANEK, Politechnika Warszawska

MODELOWANIE UKŁADU STEROWANIA KIERUNKOWEGO
ŚMIGŁOWCA JEDNOWIRNIKOWEGO TYPU "NOTAR"

Streszczenie. Przedstawiono zasadę działania układu "NOTAR" sterowania kierunkowego śmigłowca oraz opisano modele składników układu stosowanych do równoważenia momentów odchyłających. Podano też wyniki porównawcze symulacji komputerowej osiąarów i sterowności kierunkowej śmigłowca ze śmigłem ogonowym i w układzie "NOTAR".

MODELLING OF DIRECTIONAL CONTROL SYSTEM OF SINGLE-ROTOR
"NOTAR" TYPE HELICOPTER

Summary. Presented is principle of directional control of helicopter with "NOTAR" system and described are models of components of the system applied to the balancing of yawing moments. Also comparative results of computer simulation of performance and directional control of helicopter with tail rotor and "NOTAR" system are given.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОМ РЫСКАНЧЯ
ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА ТИПА "NOTAR"

Резюме. Представлен принцип действия системы "NOTAR" управления углом рыскания вертолета и описаны модели элементов системы, используемых для балансировки отклоняющих моментов. Также представлены сравнительные результаты компьютерной симуляции бокового управления вертолета с хвостовым винтом и в системе "NOTAR".

1. WSTĘP

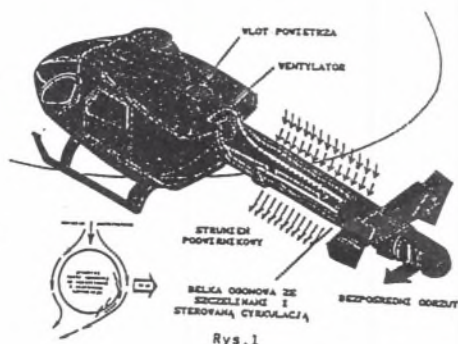
Istotnymi problemami konstrukcyjnymi śmigłowców z jednym wirnikiem nośnym napędzanym mechanicznie silnikiem umieszczonym w kadłubie są równoważenie momentu oporowego wirnika i sterowność kierunkowa. Podejmowano rozmaite

próby rozwiązania tych problemów [1], praktyczne zastosowanie znalazło jednak głównie śmigło ogonowe oraz jego wersje: obudowana (*fenestron*) i otunelowana (*fantail*). W ostatnich latach firma McDonnell Douglas zastosowała w śmigłowcu MD 520N układ zastrzeżony pod nazwą "NOTAR" (NO Tail Rotor) [2], który pod pewnymi względami przewyższa klasyczne (swobodne) śmigło ogonowe.

W niniejszej pracy są przedstawione modele stosowane w [3] do analizy układu "NOTAR", poprzedzone omówieniem zasady działania układu i uzupełnione opisem przykładowych wyników porównawczej symulacji komputerowej bilansu energetycznego i sterowności kierunkowej lekkiego śmigłowca ze swobodnym śmigłem ogonowym i w układzie "NOTAR".

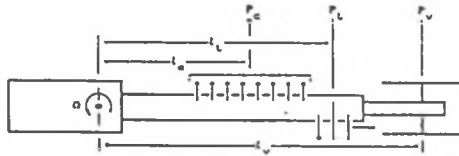
2. ZASADA DZIAŁANIA UKŁADU "NOTAR"

Wentylator (rys. 1) napędzany za pośrednictwem przekładni przez wał wirnika nośnego tłoczy powietrze do wnętrza belki ogonowej, gdzie następuje podział na dwa strumienie. Jeden jest kierowany na zewnątrz belki przez jedną lub kilka szczelin wzdłuż belki i oddziałując ze strumieniem indukowanym przez wirnik nośny wytwarza podciśnienie (efekt Coandy) [1,6]. Drugi, kierowany do końca belki, jest odchylany w bok i wytwarza ciąg na zasadzie odrzutu. Uzupełnieniem układu jest usterzenie kierunkowe zawierające zwykle jeden lub kilka sterów płytowych. Wielkość sił sterujących zależy od położenia pedałów połączonych z mechanizmem zmiany skoku łopatek wentylatora (sterowanie wydatkiem powietrza), z przesłoną dławiącą wpływ na końcu belki i z usterzeniem kierunku.



Rys.1

W zawisie i przy locie z małą prędkością, główną rolę odgrywają siły powstające na belce ogonowej: wynikająca z efektu Coandy P_c i z bezpośredniego odrzutu P_t (rys.2), a przy locie z większą prędkością dominuje siła P_v wytworzona na usterzeniu. Sterowanie układu "NOTAR" jest typu jednostronnego. Pokazane na rys.2 siły (sterowanie czynne) powodują odchylenie śmigłowca w kierunku zgodnym z obrotem wału wirnika nośnego, natomiast w kierunku przeciwnym śmigłowiec odchyli się sam (sterowanie bierne) pod wpływem momentu oporowego wirnika nośnego.



Rys. 2

3. MODELOWANIE ELEMENTÓW UKŁADU "NOTAR"

3.1. Założenia ogólne

Śmigłowiec jest w locie skośnym bez wpływu ziemi i wiatru. Może się obracać dokoła osi z równoległej do lub pokrywającej się z osią wału napędowego wirnika nośnego o kąt odchylenia ψ opisany równaniem (rys.2):

$$I_z \ddot{\psi} = P_c \cdot i_c + P_t i_t + P_v i_v - N/\Omega,$$

gdzie: I_z - moment bezwładności śmigłowca względem osi z,

i_c, i_t, i_v - odpowiednio ramiona sił P_c, P_t i P_v względem osi wału napędowego wirnika nośnego,

N - moc wirnika nośnego,

P_c - wypadkowy ciąg wynikający z efektu Coandy,

P_t - wypadkowa siła odrzutu na końcu belki ogonowej,

P_v - wypadkowa siła na usterzeniu kierunkowym,

Ω - prędkość kątowa wału napędowego wirnika nośnego.

Dla układu "NOTAR" charakterystyczne są następujące zespoły i/lub zjawiska, których modele zostaną opisane w tej pracy:

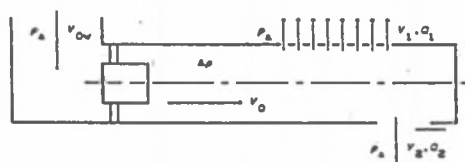
- wentylator,
- przepływ rozgałęziony w belce ogonowej,

- efekt Coandy,
- prawa sterowania.

W układzie występuje ponadto usterzenie kierunkowe. Nie jest ono jednakże charakterystyczne dla "NOTARA" i dlatego opis modelu jego obciążeń aerodynamicznych zostanie pominięty.

3.2. Model generatora strumienia (wentylatora)

Celem wentylatora jest rozprędenie powietrza od prędkości na wlocie V_{ow} do prędkości za wentylatorem V_0 (rys. 3) i zwiększenie ciśnienia od atmosferycznego p_a o wartość Δp umożliwiającą pokonanie oporów przepływu w obu strumieniach wewnątrz belki ogonowej. Założono, że wydatek wentylatora jest dodatni. W obliczeniach wstępnych, do oszacowania wydatku powietrza, strat przepływu i poboru mocy przez wentylator, wykorzystano model swobodnego śmigła ogonowego, uwzględniając dodatkowe straty na wlocie o 5% ciśnienia dynamicznego oraz zmniejszenie mocy indukowanej o 15% w wyniku oddziaływania obudowy. Obciążenia aerodynamiczne łopatek wyznaczono metodą pasową (elementu łopaty). Rozkład prędkości indukowanej wzdłuż promienia przyjęto wg [4], s.68. Założono stałą cięciwę i profil łopatek, brak skrzywienia geometrycznego, stosunek promienia piasty do promienia łopatek 0,6 oraz przełożenie obrotów wału wentylatora do wału wirnika nośnego 18:1. Kąt ustawienia łopatek wyznaczono metodą kolejnych przybliżeń, przerywając obliczenia gdy wydatek wentylatora umożliwił uzyskanie sił P_c i P_t (rys. 2) niezbędnych do lotu ustalonego lub wykonania założonego manewru odchylenia.



Rys. 3

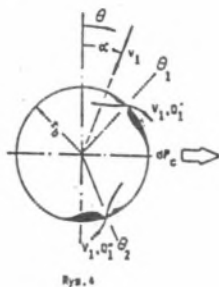
3.3. Model przepływu rozgałęzionego

Założono, że powietrze jest gazem nieściśliwym i że znane są parametry przepływu: bezpośrednio za wentylatorem prędkość V_0 i ciśnienie $p_a + \Delta p$ oraz wydatek Q_0 (rys.3). Szukane są wydatki: ze szczelin belki ogonowej Q_1 i na końcu belki Q_2 .

Opis matematyczny przepływu składa się z równania ciągłości $Q_0 = Q_1 + Q_2$ oraz z równań Bernoulliego zmodyfikowanych w celu uwzględnienia strat na zmiany: kierunku strumienia i przekroju kanału oraz tarcia. Schemat postępowania i orientacyjne wartości współczynników strat przyjęto wg [5]. Współczynniki strat zależą m.in. od liczby Reynoldsa (Re), a więc od prędkości, w związku z czym obliczenia zostały wykonane metodą kolejnych przybliżeń. Zarówno wartości współczynników strat, jak i ich zależności od Re przyjęto z literatury odnoszącej się raczej do kanałów dłuższych i węższych niż w układzie "NOTAR", dlatego otrzymane wyniki należy traktować jako orientacyjne. Obliczenia dokładniejsze powinny być oparte na bardziej wiarygodnych danych wejściowych, np. wyznaczonych doświadczalnie.

3.4. Model efektu Coandy

Siłę boczną na belce ogonowej wynikającą z efektu Coandy, oszacowano opierając się na danych zawartych w [6]. Elementarna siła dP_c działająca w przekroju belki zależy od wielkości pokazanych na rys.4, będących funkcjami położenia przekroju. Założono, że przekrój belki jest kołem o promieniu r_b . Kąty θ_1 i θ_2 określają położenie szczelin. Prędkość v_1 i kąt α zależą od wielkości i kierunku prędkości indukowanej wirnika nośnego i od prędkości katowej Ψ obrotu belki dokoła osi z (rozd.3.1). Wydatki Q_1' i Q_1'' są składnikami wydatku Q_1 , odpowiednio przez górną i dolną szczelinę belki. Wypadkowy ciąg P_c wynikający z efektu Coandy wyznaczono całkując siłę elementarną dP_c wzdłuż długości szczelin.



3.5. Model sprzężeń kinematycznych w układzie sterowania

Założono, że przekroje szczelin wzdłuż belki ogonowej są stałe, natomiast wielkościami zmiennymi w czasie sterowania śmigłowca są: kąt wychylenia pedałów (orczyka), skok łopatek wentylatora (jednakowy dla wszystkich

łopatek), pole przekroju wylotu na końcu belki i kąt wychylenia steru kierunku. Dobór zależności między wielkościami sterowania jest trudnym zagadnieniem optymalizacji, ponieważ zależności te są złożonymi funkcjami wielu zmiennych, np. parametrów lotu (wysokość, prędkość) i zadanego manewru (przyspieszenie kątowne $\dot{\psi}$). W pracy założono zależności liniowe względem kąta nastawienia łopatek wentylatora.

4. WSTĘPNE WYNIKI SYMULACJI KOMPUTEROWEJ

W celu weryfikacji modeli zastosowanych do analizy układu "NOTAR" została wykonana porównawcza symulacja komputerowa [3] bilansu mocy (osiągów) i sterowności lekkiego śmigłowca (1.500kg) wyposażonego w swobodne śmigło ogonowe i układ "NOTAR" z dwukrotnie większą niż w układzie klasycznym powierzchnią usterzenia pionowego. Obliczenia dla śmigłowca ze śmigłem ogonowym wykonano metodą opisaną w [7].

Z analizy mocy wynika, że układ "NOTAR" jest bardziej energochłonny. Przyczyna tkwi w małej sprawności sterowania bezpośrednim odrzutem na końcu belki ogonowej oraz w stratach przepływu. Efekt Coandy nie jest w stanie skompensować poboru mocy tak, aby dorównać energetycznie układowi konwencjonalnemu.

Z analizy sterowności kierunkowej wynika, że dla śmigłowca w układzie "NOTAR" problemem może być sterowanie w stronę bierną, istnieją bowiem stany lotu, w których moment reakcyjny wirnika maleje, pociągając za sobą spadek sterowności kierunkowej. Występuje to np. podczas opadania śmigłowca przy małej prędkości lotu poziomego. Skrajnym wypadkiem jest strome opadanie autorotacyjne, kiedy moment oporowy wirnika może być bliski zeru, a nawet przyjmować niewielkie wartości ujemne.

LITERATURA

- [1] Fritz Raitch: Summary of antitorque devices other than tail rotor, Proceedings of the National Symposium on Helicopter Dynamic Efficiency, American Helicopter Society, March 1975.
- [2] McDonnell Douglas Helicopter Company. Materiały reklamowe NOTARa.
- [3] Lucjanek W., Szumański K.: Analiza metod sterowania kierunkowego śmigłowców jednowirnikowych, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 1992, s. 351-366.

- [4] Gessow A., Myers G.C., Jr.: *Aerodynamics of the helicopter, Eighth Printing, 1985*, College Park Press, P.O.Box 34822, Bethesda, MD 20817, USA.
- [5] Bukowski J.: *Mechanika płynów*, PWN, Warszawa, 1971.
- [6] Tadghighi H., Thompson T. L.: *Circulation control tail boom aerodynamic prediction and validation*, 45th AHS Forum, 1989
- [7] Szumański K.: *Metoda oceny sterowności i stateczności śmigłowców*, Sprawozd. IL Nr RL-328, 1980.

Recenzent: Doc. dr hab. Andrzej Buchacz.

Wpłynęło do redakcji dnia 24. 09. 1992.

Abstract

In the past few years, there has been increased interest in replacing tail rotors on single-main-rotor helicopters, for reason of safety, vulnerability, noise, efficiency and high-speed dynamics.

One of design, proposed lately by McDonnell Douglas Company is the "NOTAR" (NO Tail Rotor) system [2]. In [3] is described the feasibility study of application of "NOTAR" system to light helicopter currently designed. In this paper, the idea of the system and the models of elements of the system used in [3] are described.

The side-force for balancing the rotor torque and for the directional control of the helicopter is created by circulation around the tail boom (Coanda effect, force P_c [1,6]), by direct jet at the end of the tail boom (P_t) and by rudder(s) (P_v), as shown in figs.1 and 2.

It is assumed that the helicopter is flying in vertical plane and may rotate around the main-rotor-shaft axis according to the equation given in section 3.1. Wind and ground effects are neglected.

Models of the following elements, typical for the "NOTAR" system, are described:

- generator of the air stream inside the tail boom (ventilator) (section 3.2, figs. 2 and 3),
- stream inside the tail boom (section 3.3, fig. 3),
- Coanda effect (section 3.4, fig. 4),
- kinematic constrains in the control system (section 3.5).

For comparison of the classic (with tail rotor) and the

"NOTAR" systems, the computer simulation of performance and directional maneuverability of the same helicopter with tail rotor or with "NOTAR" system has been conducted. Results will be shown during presentation of the paper.

The "NOTAR" system seems to be more power-consuming. Moreover, control problems may arise when the main-rotor torque is small, for instance, in autorotative descent.