

DETEKCYJNY SYSTEM ANTYKOLIZYJNY ŚMIGŁOWCA Z FUNKCJĄ PRZEWIDYWANIA MANEWRU OMIJANIA PRZESZKÓD

JAN DZIUPIŃSKI, STANISŁAW POPOWSKI, JAROSŁAW STANISŁAWSKI

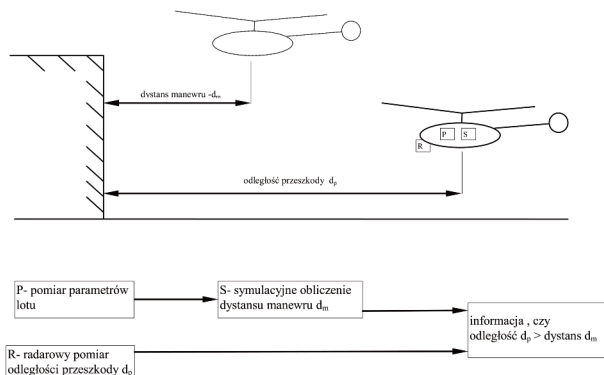
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Prezentowano strukturę układu antykolizyjnego mającego na celu wspomaganie działania pilota śmigłowca w warunkach lotów niskich przy omijaniu przeszkód terenowych. Opisano moduł radarowy wykrywający przeszkody oraz blok pomiarowy do rejestracji parametrów lotu śmigłowca. Zamieszczono wyniki symulacyjnego wyznaczania dystansu niezbędnego do wykonania manewru omijania przeszkody. W programie obliczeniowym działanie pilota modelowano pośrednio poprzez wyznaczanie możliwych do realizacji przyspieszeń śmigłowca przy założonych ograniczeniach mocy napędu, ciągu wirnika i tempa sterowania.

1. WSTĘP

Podczas użytkowania śmigłowców, zwłaszcza w przypadku zadań o charakterze wojskowym, może zachodzić konieczność utrzymywania małej wysokości lotu ponad powierzchnią ziemi. Loty manewrowe w pobliżu przeszkód terenowych wymagają dużej uwagi pilota. Dodatkowe urządzenie wspomagające działanie pilota przy określaniu granicznych parametrów przeprowadzania manewrów omijania przeszkód może wpłynąć na poprawę bezpieczeństwa wykonywania lotów niskich.



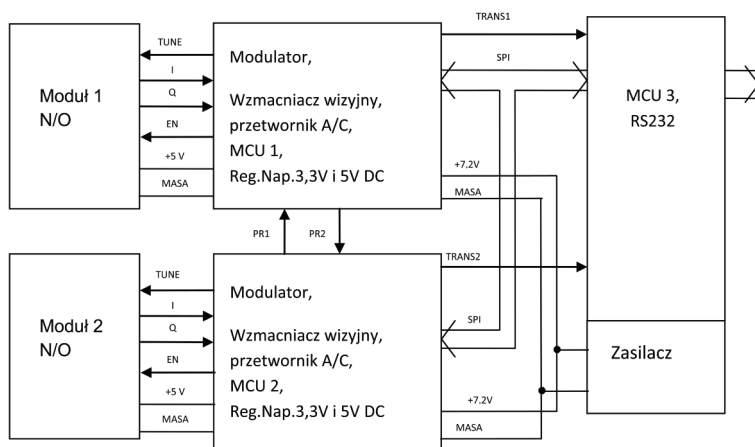
Rys. 1. Schemat systemu ostrzegającego o przeszkodzie

Wydaje się, że funkcje wspomagania pilota w podejmowaniu decyzji o wykonywaniu manewru może spełniać układ (rys. 1) składający się z radarowego bloku wykrywającego przeszkodę, bloku pomiarowego parametrów lotu śmigłowca, modułu do symulacyjnego obliczenia dystansu niezbędnego do wykonania manewru ominięcia przeszkody oraz wygenerowania informacji dla pilota o wzajemnej wielkości odległości przeszkody i dystansu manewru jej ominięcia.

2. GŁOWICA RADAROWEGO DETEKTORA PRZESZKÓD GRDP

Głowica radarowego detektora przeszkód jest źródłem informacji o odległości i prędkości radialnej przeszkód pojawiających się na torze lotu śmigłowca. Dane te są odbierane i wykorzystywane przez blok pomiarowo-rejestrujący systemu antykolizyjnego śmigłowca. Uproszczonego schemat GRDP przedstawiono na rys. 2.

Głowica radarowego detektora przeszkód GRDP zawiera dwa mikrofalowe moduły nadawczo-odbiorcze i dwa współpracujące z nimi moduły z układami modulatora, wzmacniacza sygnału wizyjnego, przetwornika analogowo-cyfrowego i mikrokontrolera MCU1(2) oraz moduł nadrzędny synchronizujący pracę układów i zapewniający transmisję danych do urządzenia zewnętrznego jakim jest blok pomiarowo-rejestrujący systemu. Moduły nadawczo-odbiorcze pracują w tym samym paśmie o częstotliwości 24,000-24,250 GHz i włączane są do pracy na zmianę (EN) aby uniemożliwić ich wzajemne zakłócanie się. Dla zapewnienia bezkolizyjnej pracy wytwarzane są sygnały PR1 i PR2 informujące, który moduł nadawczo-odbiorczy aktualnie generuje sygnał wielkiej częstotliwości. Sygnałami TRANS1(2) moduły informują mikrokontroler MCU3 o zakończeniu algorytmów przetwarzania i analizy próbkowanego sygnału wizyjnego oraz o gotowości do wysłania informacji o odległościach i prędkościach wykrytych obiektów. Dane cyfrowe między modułami przesyłane są interfejsem SPI.

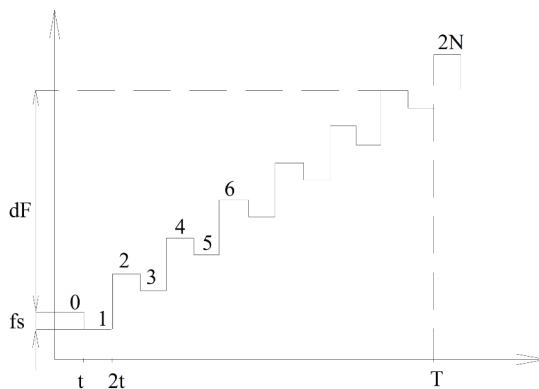


Rys. 2. Schemat blokowy głowicy radarowego detektora przeszkód (GRDP)

Moduł nadawczo-odbiorczy jest jednym z głównych zespołów radarowego detektora. Jest to K-Band VCO Transceiver pracujący w paśmie częstotliwości 24,000-24,250 GHz. Zawiera zintegrowane we wspólnej obudowie układy nadawczy i odbiorczy oraz anteny mikropaskowe. Wbudowany generator VCO umożliwia przestrajanie częstotliwości napięciem. Efektywna moc promieniowana wynosi +20 dBm. Szerokość emitowanej wiązki w azymucie ma 12°.

a w elewacji 25°. Układ odbiorczy modułu zawiera mieszacz kwadraturowy na wyjściu, którego są dwa sygnały: synfazowy I i kwadraturowy Q. Sygnały I/Q są wstępnie wzmacniane 30 dB w pasmie 50÷100 kHz. Posiadają składową stałą o wartości 2,5 V. Moduł zasilany napięciem +5 V pobiera 60 mA prądu.

Opracowany moduł elektroniczny zawiera układ modulatora generujący sygnał TUNE wykorzystany do modulacji emitowanej fali (24 GHz), układ wzmacniacza sygnału wizyjnego modułu nadawczo-odbiorczego, przetwornika analogowo-cyfrowego (A/C) do realizowania procesu próbkowania sygnału wizyjnego, regulatorów napięcia zapewniających wymagane wartości 3,3 V i 5 V dla zasilania wymienionych układów i mikrokontrolera MCU1(2). Zasadniczym elementem modułu jest mikrokontroler MCU, który naprzemiennie współpracuje z modulatorem i przetwornikiem A/C. Mikrokontroler generuje dwa synchroniczne ciągi impulsów, z których jeden taktuje pracę układu modulatora, drugi zaś – proces próbkowania przetwornikiem A/C. Ponadto mikrokontroler wykonuje algorytm obsługi modulatora i odczytuje wynik próbkowania z przetwornika A/C. Podstawowym układem modulatora jest przetwornik cyfrowo-analogowy (C/A). Na jego analogowym wyjściu generowany jest sygnał TUNE o przebiegu zapewniającym wymaganą modulację emitowanej fali. Przebieg sygnału modulującego TUNE pokazany jest na rys. 3.



Rys. 3. Zasada modulacji nadawanej fali zastosowana w GRDP

Zastosowana modulacja sygnału radarowego jest kombinacją modulacji liniowej LFM (Linear Frequency Modulation) i FSK (Frequency Shift Keying) [1]. Pozwala ona na poprawną detekcję w jednym cyklu pomiarowym wielu przeszkód pojawiających się jednocześnie. Odcinki sygnału modulującego (TUNE) oznaczone na rysunku 3 indeksami parzystymi odpowiadają częstotliwości odniesienia dla odcinków o indeksach nieparzystych przesuniętych w częstotliwości o $f_s = dF/2N$. Oznaczenie dF dotyczy częstotliwości dewiacji sygnału wielkiej częstotliwości (24 GHz). Wypromieniowana zmodulowana fala po odbiciu od przeszkody powraca do układu odbiornika gdzie jest miksowana z sygnałem wyjściowym i na wyjściach I/Q otrzymujemy sygnały małej częstotliwości. Na wyjściowy sygnał użyteczny nakłada się składowa pochodząca od sygnału modulującego. W celu zredukowania sygnału modulującego wykonano sumowanie sygnału Q z odwróconym sygnałem I. Uzyskany sygnał małej częstotliwości jest próbkowany na koniec każdego odcinka przebiegu modulującego z częstotliwością $f = 1/t$. Okres cyklu modulacji wynosi $T = 2Nt$. Uzyskane próbki dzieli się na dwa zbiory. Jeden zbiór zawiera próbki o indeksach parzystych, drugi – o indeksach nieparzystych. Następnie wykonuje się dwie transformaty FFT i przeprowadza analizę uzyskanych widm w celu detekcji prążków odpowiadających wykrytym obiektom. W widmach

uzyskanych z obu ciągów próbek, prążki o tych samych indeksach odpowiadają tej samej przeszkodzie określonej przez odległość i prędkość. Sygnały wyjściowe odpowiadające wyznaczonym prążkom mają różne fazy. Zastosowanie modulacji koherentnej umożliwia obliczenie różnicy tych faz w celu wykorzystania przy wyznaczaniu odległości i prędkości. Do detekcji prążków wykorzystana została technika CFAR (Constant False Alarm Rate). Dla wykrytych obiektów obliczana jest odległość i prędkość ze wzorów:

$$L = \left(\frac{N-1}{2\pi} \Delta\phi + \frac{k}{2} \right) \Delta L, \quad (1)$$

$$V = \left(\frac{N-1}{2\pi} \Delta\phi - \frac{k}{2} \right) \Delta V, \quad (2)$$

gdzie:

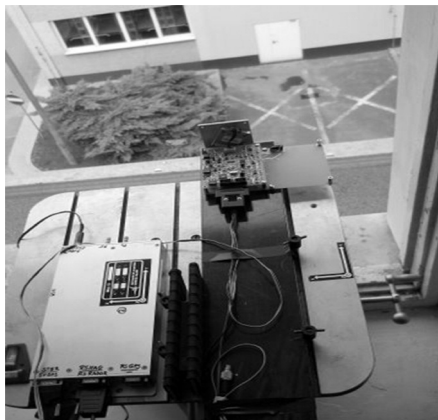
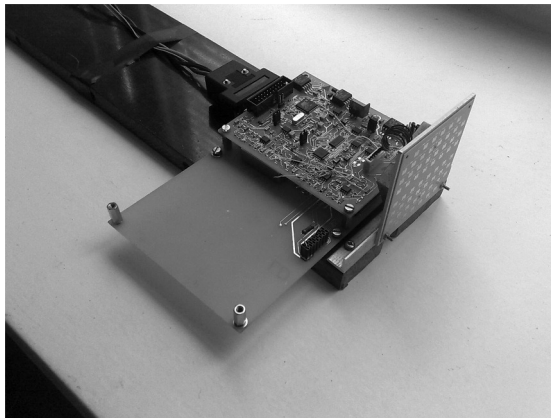
k - indeks prążka,

ΔL - rozdzielczość odległości,

ΔV - rozdzielczość prędkości,

$\Delta\phi$ - różnica kąta fazowego prążków o indeksie k .

Po wykonaniu obliczeń mikrokontroler MCU3 wysyła przez interfejs RS232 informację o odległości L i prędkości V wykrytych przeszkód oraz o module, który realizował dany pomiar do bloku pomiarowo-rejestrującego systemu antykolizyjnego śmigłowca.

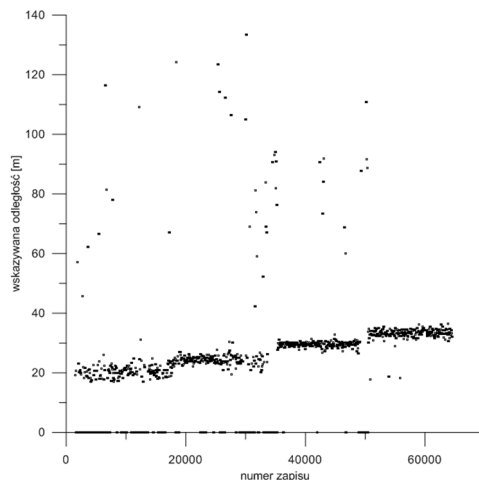


Rys. 4. Moduł radarowy podczas testowego pomiaru odległości ściany budynku

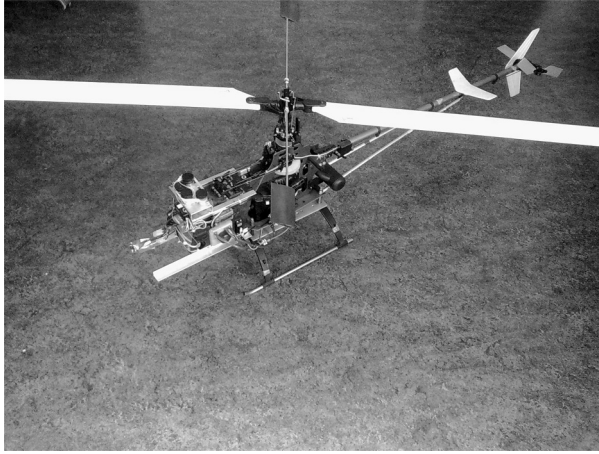
Tabela 1. Przewidywane parametry techniczne GRDP

	Parametr	Jednostki	Wartość	Uwagi
1	Pomiar odległości	m	do 200	
2	Rozdzielczość odległości	m	3	
3	Pomiar prędkości	m/s	od 0 do 50	
4	Rozdzielczość prędkości	m/s	0,6	
5	Obszar skanowania – azymut	deg	12	
6	Obszar skanowania – elewacja	deg	50	
7	Cykl pomiarowy	ms	ok. 250	
8	Częstotliwość pracy głowic	GHz	24	
9	Dewiacja	MHz	50	
10	Częstotliwość kluczkowania Częstotliwości FSK	kHz	50	modulacja LFM-FSK
11	Szerokość pasma sygnału	kHz	0,6 – 15kHz	
12	Wyjście cyfrowe	–		RS-232
13	Zasilanie	V(nom)/A	14/2,0	zgodne z DO 160E
14	Wymiary	mm	218×118×90	
15	Masa	kg	1,5	

Poprawność pracy modułu radarowego w zakresie pomiaru odległości testowano w warunkach stacjonarnych umieszczając w zadanej odległości gładką płytę o powierzchni około 1 m². Płytę zawieszano na stelażu na wysokości 2 m ponad powierzchnią gruntu. Na rys. 5. pokazano wyniki testowych pomiarów wykonanych dla płyty znajdującej się kolejno w odległości 20 m, 25 m, 30 m i 35 m od radaru.

Rys. 5. Testowe pomiary odległości przeszkody (płyta 1 m²)

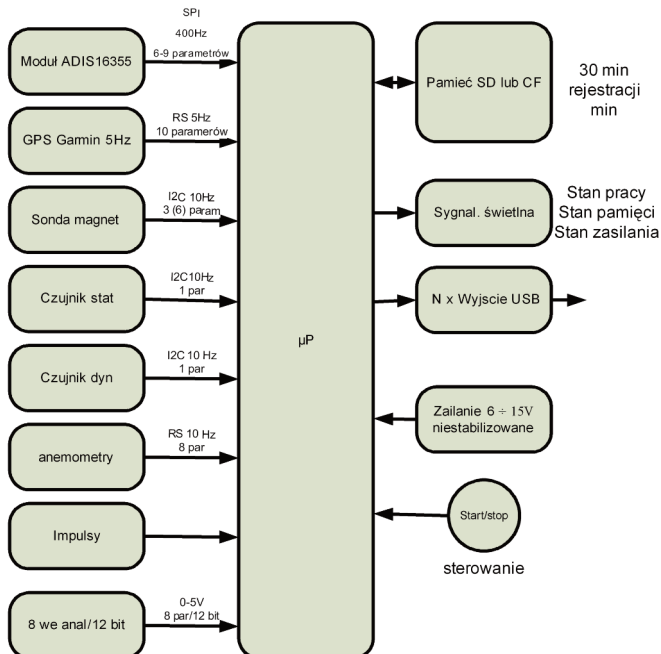
Próby w locie modułu radarowego przeprowadzone zostaną po jego zabudowie na sterowanym radiem modelu śmigłowca (rys. 6).



Rys. 6. Sterowany radiem model śmigłowca do prób w locie modułu radarowego

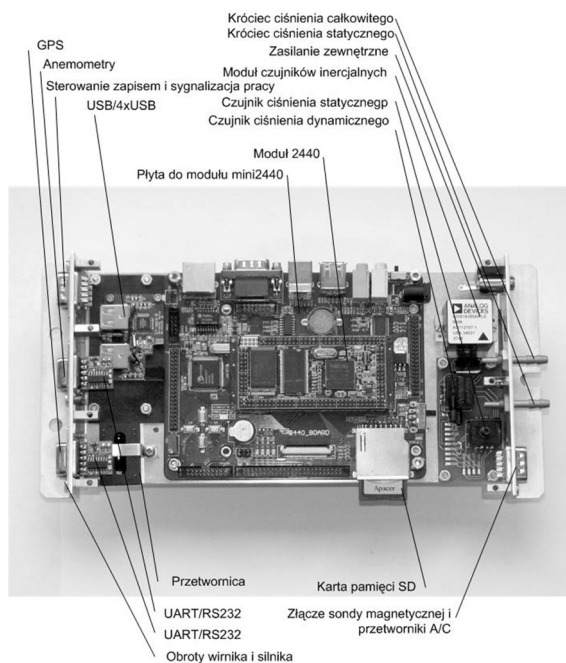
3. BLOK POMIAROWO-REJESTRUJĄCY

Zadaniem bloku jest wykonanie pomiaru podstawowych parametrów lotu śmigłowca, ich rejestracja oraz przekazanie wybranego pakietu danych do programu obliczeniowego wyznaczania dystansu niezbędnego do omińnięcia przeszkody. Schemat ideowy układu do pomiaru i rejestracji parametrów lotu przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Schemat układu pomiaru i rejestracji parametrów lotu

Do realizacji układu pomiarowego [2] przyjęto platformę sprzętową opartą na procesorze ARM 9 firmy Samsung mini2440. Na rys. 8 przedstawiono widok tego modułu wraz z układami towarzyszącymi czujnikami inercyjnymi, czujnikami ciśnienia, układem zasilającym oraz układami wyjściowymi. Na rys. 9 pokazano powyższy moduł zabudowany w obudowie z wyprowadzonymi złączami elektrycznymi oraz króćcami ciśnieniowymi od czujników ciśnienia statycznego oraz ciśnienia całkowitego. Do złącz umieszczonych na obudowie dołączane są: odbiornik GPS, radarowy czujnik odległości, sonda magnetyczna do pomiaru kursu magnetycznego i natężenia pola magnetycznego oraz pulpit sterowania zaopatrzone w dwa przyciski i trzy diody sygnalizacyjne. Przed lotem moduł wraz z zasilaniem i czujnikami zewnętrznymi montowany jest na badanym obiekcie latającym. Następnie układ jest uruchamiany przez załączenie zasilania. Po wygrzaniu czujników (ok. 5 min. pracy) należy włączyć rejestrację. W tym momencie układ jest gotowy do przeprowadzenia badań na obiekcie. Czas pracy przy akumulatorze 14,4 V/2 Ah około 2 h.



Rys. 8. Widok układu pomiarowo-rejestrującego bez obudowy



Rys. 9. Moduł pomiarowo-rejestrujący, widok od strony złączy elektrycznych i pneumatycznych

W bloku pomiarowo-rejestrującym wykorzystano następujące podzespoły i czujniki pomiarowe:

- zestaw uruchomieniowy z mikrokontrolerem S3C2440A,
- moduł żyroskopów-akcelerometrów ADIS16355,
- sonda magnetyczna Honeywell HMC6343,
- czujniki ciśnienia Honeywell,
- moduł GPS Garmin 18,
- karta pamięci SD o pojemności 2 GB,
- radar wykrywający przeszkodę (ILot).

Oprogramowanie modułu mini 2440 w zakresie obsługi czujników pomiarowych, rejestracji i zgrywania zarejestrowanych zbiorów wykonano w języku C pod systemem operacyjnym Linux. Realizowane funkcje obejmują:

- akwizycja danych z modułu ADIS16355:
 - prędkości kątowe i przyspieszenia w trzech osiach z częstotliwością 400 Hz,
 - temperatury w 3 osiach z częstotliwością 100 Hz;
- akwizycja danych z modułu Garmin GPS 18 z częstotliwością 5 Hz:
 - czas,
 - liczba satelitów w zasięgu,
 - długość i szerokość geograficzna oraz wysokość,
 - prędkości: wschodnia, północna, pionowa oraz prędkości w płaszczyźnie horyzontu,
 - kąt drogi;
- akwizycja danych z sondy magnetycznej Honeywell HMC6343 z częstotliwością 10 Hz:
 - kąty kursu, pochylenia, przechylenia,
 - składowe magnetyczne x, y, z;
- pomiar ciśnienia statycznego i dynamicznego z częstotliwością 10 Hz;
- akwizycja wyników pomiaru prędkości powietrza z modułu anemometrów z częstotliwością 10 Hz (opcja);
- pomiar czterech wartości napięć z zakresu 0...3,3 V z częstotliwością 100 Hz (pomiar położenia tarczy sterującej);
- zapis danych pomiarowych do pliku tekstowego:
 - format CSV – Comma Separated Values,
 - nazwa pliku nadawana automatycznie na podstawie czasu startu pomiaru: ROK-MIESIĄC-DZIEŃ GODZINA.MINUTA.SEKUNDA.CSV,
 - zapis do pliku numeru każdej próbki i czasu pobrania próbki,
 - zapis ilości pobranych próbek i objaśnienia pól,
 - zapis na karcie pamięci SD;
- automatyczne przenoszenie danych z pamięci SD po podłączeniu do złącza USB zewnętrznej pamięci;
- sterowanie urządzeniem za pomocą klawiatury dwuprzyciskowej;
- wyświetlanie informacji o pracy urządzenia za pomocą 3 diod LED:
 - sygnalizacja stanu spoczynku i stanu zbierania danych,
 - sygnalizacja błędu komunikacji z modułami,
 - sygnalizacja procesu kopiowania danych oraz braku miejsca na karcie pamięci.

4. MODEL SYMULACYJNY OMIJANIA PRZESZKODY W MANEWRZE S

Przy opracowaniu modelu symulacyjnego omijania przeszkody wykorzystano zmodyfikowaną metodę określania sposobu wykonania przeskoku śmigłowca ponad przeszkodą [3]. Założono, że płaski manewr S (źmijka) będzie realizowany w formie dwóch kolejnych zakrętów skierowanych w przeciwne strony. Na promień toru lotu wykonywanego

zakrętu ma wpływ wielkość możliwej do wygenerowania siły dośrodkowej, zależnej od kąta przechylenia oraz ciągu wirnika. W ustalonym zakręcie pionowa składowa ciągu wirnika równoważy ciężar śmigłowca

$$m \cdot g = T \cdot \cos(\varphi_s), \quad (3)$$

gdzie:

φ_s – przechylenie osi wału wirnika (śmigłowca),

m – masa śmigłowca,

g – przyspieszenie ziemskie.

Przyspieszenie dośrodkowe można określić w zależności od kąta przechylenia śmigłowca

$$a_{ys} = g \cdot \operatorname{tg}(\varphi_s). \quad (4)$$

Ograniczenie możliwości do uzyskania kąta przechylenia w ustalonym zakręcie może być wynikiem osiągnięcia maksymalnej mocy napędu lub ciągu krytycznego wirnika nośnego przy wystąpieniu strefy oderwania na łopatach.

Modelując manewr S przyjęto, że w trakcie kroku czasowego będzie wykonywany ustalony zakręt przy chwilowym stałym promieniu toru lotu i stałym przechyleniu śmigłowca. W kolejnych krokach czasowych Δt pogłębianie lub zmniejszanie zakrzywienia toru lotu poprzez zmianę przechylenia będzie zachodzić bez przekraczania tempa przechylenia $\Delta\varphi_s/\Delta t$ wprowadzanego jako dana wejściowa do programu symulacyjnego. Uwzględniając tempo zmian przechylenia, utrzymywano w trakcie manewru wielkość kąta przechylenia na poziomie poniżej ograniczenia

$$\phi_s \leq \phi_{\text{graniczne}}, \quad (5)$$

wynikającego z mocy silników i ciągu wirnika nośnego.

Przebieg manewru S wyznaczano iteracyjnie, zakładając dla pierwszego z dwóch składowych zakrętów, w kolejnych cyklach obliczeń, zwiększanie o jeden liczbę kroków dla pogłębiania zakrętu z narastającym przechyleniem i odchyleniem oraz odpowiednio przyjmując zwiększanie o jeden liczbę kroków ze zmniejszaniem przechylenia przy nadal rosnącym odchyleniu (patrz tabela 2). Zwiększanie liczby kroków obliczeń dla warunków pogłębiania i zmniejszania przechylenia prowadzono, aż do momentu spełnienia warunku osiągnięcia przemieszczenia bocznego większego od połowy wymiaru przeszkody

$$y_s \leq 0,5 * y_{\text{przesz}}, \quad (6)$$

W przypadku wcześniejszego dochodzenia do dopuszczalnej wartości przechylenia zwiększano odpowiednio liczbę kroków symulacji przy granicznym kącie przechylenia śmigłowca (tabela 3).

Druga część manewru S – zakręt w przeciwną stronę był realizowany zgodnie z przebiegiem narastania zmian kąta przechylenia oraz przyspieszenia dośrodkowego określonymi przy iteracji pierwszej część manewru S (tabela 2 i 3).

W programie symulacyjnym dotyczącym manewru S wykorzystano metodę wyznaczania dopuszczalnych impulsów sterowania analogiczną do przedstawionej w [3]. Spośród przyjętych ograniczeń dla mocy, ciągu wirnika i wychyleń tarczy sterującej w każdym kroku czasowym określano najmniejszy impuls sterowania wyznaczany dla zachodzącej, w porównaniu do poprzedniego kroku, zmianie przyspieszenia dośrodkowego a_{ys} . Uwzględniając założenie, że ruch śmigłowca odbywa się po torze składającym się z odcinków łuków, procedura określająca współrzędne jego położenia wymagała wprowadzenia następujących uzupełnień:

- promień zakrętu w manewrze S w kroku Δt

$$r_{zagr} = \frac{V * V}{a_{ys}}, \quad (7)$$

gdzie: V – prędkość lotu po torze;

- prędkość kątowna w ruchu po łuku o promieniu r_{zagr}

$$\omega_{zagr} = \frac{V}{r_{zagr}}; \quad (8)$$

- zmiana kąta odchylenia w manewrze S w kolejnym kroku czasowym Δt

$$\Delta \psi_{O_krok} = \omega_{zagr} \cdot \Delta t; \quad (9)$$

- współrzędne położenia śmigłowca po pierwszym kroku lotu w zakręcie

$$x_{i+1} = x_i + r_{zagr_i} \cdot \sin(\Delta \psi_{O_krok_i}), \quad (10a)$$

$$y_{i+1} = r_{zagr_i} - r_{zagr_i} \cdot \cos(\Delta \psi_{O_krok_i}); \quad (10b)$$

- kąt odchylenia po kolejnym kroku czasowym

$$\psi_{O_i+1} = \psi_{O_i} + \Delta \psi_{O_krok_i}; \quad (11)$$

- współrzędne położenia śmigłowca w kolejnych krokach lotu w zakręcie

$$x_{i+1} = x_i + r_{zagr_i} \cdot \sin(\Delta \psi_{O_krok_i}) \cdot \cos(\psi_{O_i}) + \\ - \left[r_{zagr_i} - r_{zagr_i} \cdot \cos(\Delta \psi_{O_krok_i}) \cdot \sin(\psi_{O_i}) \right]; \quad (12a)$$

$$y_{i+1} = y_i + r_{zagr_i} \cdot \sin(\Delta \psi_{O_krok_i}) \cdot \sin(\psi_{O_i}) + \\ + \left[r_{zagr_i} - r_{zagr_i} \cdot \cos(\Delta \psi_{O_krok_i}) \cdot \cos(\psi_{O_i}) \right]; \quad (12b)$$

Na rys. 10÷20 przedstawiono przykładowe wyniki symulacji manewru S dotyczące omijania przeszkody o wymiarze $y_{przesz} = 46$ m. Na rys. 10 pokazano wymagany ciąg wirnika, a na rys. 11 moc niezbędną w warunkach ustalonego zakrętu dla śmigłowca o masie $m = 5800$ kg lecącego z prędkością $V = 50$ km/h. Przy wzrastającym przechyleniu (ciaśniejszy zakręt) wcześniej wystąpiło ograniczenie przechylenia w zakręcie ($\varphi_{gran} = 45,67^\circ$) ze względu na przekroczenie poziomu mocy rozporządzalnej napędu. Przebieg przemieszczenia bocznego w trakcie kolejnych iteracji fragmentów manewru pokazano na rys. 12 oraz dokładniej na rys. 13. W trakcie manewru maksymalne przechylenie śmigłowca osiągnęło $\varphi_s = 30,54^\circ$ w trakcie 31 kroku symulacji (tabela 2) nie przekraczając wartości granicznej. Narastanie przechylenia śmigłowca w trakcie kolejnych prób wykonania pierwszego zakrętu manewru S przedstawiono na rys. 18. Dystans konieczny do wykonania manewru ominięcia przeszkody o wymiarze $y_{przesz} = 46$ m (tutaj w lewo) przy prędkości $V = 50$ km/h i masie śmigłowca wyniósł $x = 122,4$ m (patrz rys. 14 i tabela 2).

W tabeli 3 zamieszczono dane liczbowe dla próby ominięcia przeszkody o tym samym wymiarze $y_{przesz} = 46$ m dla śmigłowca o masie $m = 6400$ kg lecącego z prędkością $v = 250$ km/h. W warunkach lotu z dużą prędkością przy większej masie śmigłowca ograniczenie wykonania zakrętu wystąpiło przy niższej wartości granicznego przechylenia $\varphi_{gran} \approx 17,2^\circ$. Większa część manewru została przeprowadzona z uwzględnieniem warunku ograniczenia przechylenia. Dystans wymagany do przeprowadzenia manewru wzrósł do $x = 777,9$ m.

W tabeli 4 zebrano wyniki obliczeń dystansu niezbędnego do wykonania manewru S przy omijaniu przeszkody o wymiarze $y_{przesz} = 46$ m w zależności od prędkości lotu oraz masy

śmigłowca. W przypadku lotu z prędkością $V = 50$ km/h przy różnych masach śmigłowca otrzymano jednakowy dystans manewru, co jest związane z osiąganym kątem przechylenia dalekim od wartości granicznej. Przy zadanym tempie narastania przechylenia otrzymywano ten sam przebieg zmian przyspieszenia dośrodkowego w kolejnych krokach czasowych rozwiązania symulacyjnego. W przypadkach dotyczących zmiany prędkości lotu od 50 km/h do 250 km/h przy masie śmigłowca $m = 6400$ kg daje się zauważyć kilkukrotny wzrost dystansu manewru (rys. 23). Dla warunków lotu z prędkością $V = 250$ km/h wystąpiło ograniczenie kąta przechylenia w czasie manewru S związane z oderwaniem na łopatach i osiągnięciem ciągu krytycznego wirnika.

Można stwierdzić, że czynnikiem dominującym ze względu na wielkość dystansu potrzebnego do wykonania manewru S przy omijaniu przeszkody jest prędkość lotu śmigłowca.

Tabela 2. Fragment przebiegu iteracji manewru S dla śmigłowca o masie $m = 5800$ kg przy ominięciu przeszkody o wymiarze $y_{przesz} = 46$ m w locie z prędkością $V = 50$ km/h

licznik	czas	x	y	a_{ys}	φ_x	Ψ	ϑ_x	ϑ_0
–	[s]	[m]	[m]	[m/s ²]	[stop.]	[stop.]	[stop.]	[stop.]
23	1,50	20,83	0,02	0,64	3,75	0,66	1,565	17,19
24	1,75	24,30	0,10	1,29	7,47	1,99	1,569	17,24
25	2,00	27,77	0,24	0,64	3,75	2,65	1,565	17,19
Kolejna próba powiększania oraz zmniejszania przechylenia w pierwszym zakręcie								
23	1,50	20,83	0,02	0,64	3,75	0,66	1,565	17,19
24	1,75	24,30	0,10	1,29	7,47	1,99	1,569	17,24
25	2,00	27,77	0,28	1,93	11,12	3,98	1,575	17,32
26	2,25	31,23	0,56	1,29	7,47	5,30	1,569	17,24
27	2,50	34,69	0,90	0,64	3,75	5,97	1,565	17,19
Kolejna próba powiększania oraz zmniejszania przechylenia w pierwszym zakręcie								
23	1,50	20,83	0,02	0,64	3,75	0,66	1,565	17,19
24	1,75	24,30	0,10	1,29	7,47	1,99	1,569	17,24
25	2,00	27,77	0,28	1,93	11,12	3,98	1,575	17,32
26	2,25	31,23	0,60	2,57	14,69	6,63	1,584	17,44
27	2,50	34,67	1,06	1,93	11,12	8,62	1,575	17,32
28	2,75	38,10	1,62	1,29	7,47	9,95	1,569	17,24
29	3,00	41,51	2,24	0,64	3,75	10,61	1,565	17,19
Ostatnia próba powiększania oraz zmniejszania przechylenia w pierwszym zakręcie								
23	1,50	20,83	0,02	0,64	3,75	0,66	1,565	17,19
24	1,75	24,30	0,10	1,29	7,47	1,99	1,569	17,24
25	2,00	27,77	0,28	1,93	11,12	3,98	1,575	17,32
26	2,25	31,23	0,60	2,57	14,69	6,63	1,584	17,44
27	2,50	34,66	1,10	3,21	18,14	9,95	1,594	17,58

Tabela 2. c.d. Fragment przebiegu iteracji manewru S dla śmigłowca o masie $m = 5800$ kg przy ominięciu przeszkody o wymiarze $y_{przesz} = 46$ m w locie z prędkością $V = 50$ km/h

licznik	czas	x	y	a_{ys}	φ_x	Ψ	\mathcal{G}_X	\mathcal{G}_0
–	[s]	[m]	[m]	[m/s ²]	[stop.]	[stop.]	[stop.]	[stop.]
28	2,75	38,06	1,82	3,86	21,47	13,93	1,608	17,76
29	3,00	41,39	2,79	4,50	24,65	18,57	1,623	17,96
30	3,25	44,63	4,05	5,14	27,67	23,87	1,641	18,18
31	3,50	47,73	5,62	5,79	30,54	29,84	1,661	18,43
32	3,75	50,65	7,48	5,14	27,67	35,15	1,641	18,18
33	4,00	53,41	9,59	4,50	24,65	39,79	1,623	17,96
34	4,25	56,00	11,91	3,86	21,47	43,77	1,608	17,76
35	4,50	58,43	14,38	3,21	18,14	47,08	1,594	17,58
36	4,75	60,74	16,97	2,57	14,69	49,73	1,584	17,44
37	5,00	62,94	19,66	1,93	11,12	51,72	1,575	17,32
38	5,25	65,06	22,41	1,29	7,47	53,05	1,569	17,24
39	5,50	67,13	25,20	0,64	3,75	53,71	1,565	17,19
Drugi zakręt – w przeciwną stronę – manewru S								
40	5,75	69,18	28,00	0,00	0,00	53,71	1,564	17,17
41	6,00	71,25	30,79	-0,64	-3,75	53,05	1,565	17,19
42	6,25	73,37	33,54	-1,29	-7,47	51,72	1,569	17,24
43	6,50	75,57	36,22	-1,93	-11,12	49,73	1,575	17,32
44	6,75	77,87	38,82	-2,57	-14,69	47,08	1,584	17,44
45	7,00	80,31	41,29	-3,21	-18,14	43,77	1,594	17,58
46	7,25	82,90	43,61	-3,86	-21,47	39,79	1,608	17,76
47	7,50	85,65	45,72	-4,50	-24,65	35,15	1,623	17,96
48	7,75	88,58	47,58	-5,14	-27,67	29,84	1,641	18,18
49	8,00	91,68	49,15	-5,79	-30,54	23,87	1,661	18,43
50	8,25	94,91	50,41	-5,14	-27,67	18,57	1,641	18,18
51	8,50	98,25	51,38	-4,50	-24,65	13,93	1,623	17,96
52	8,75	101,64	52,10	-3,86	-21,47	9,95	1,608	17,76
53	9,00	105,08	52,60	-3,21	-18,14	6,63	1,594	17,58
54	9,25	108,54	52,92	-2,57	-14,69	3,98	1,584	17,44
55	9,50	112,00	53,10	-1,93	-11,12	1,99	1,575	17,32
56	9,75	115,47	53,18	-1,29	-7,47	0,66	1,569	17,24
57	10,00	118,95	53,20	-0,64	-3,75	0,00	1,565	17,19
58	10,25	122,42	53,20	0,00	0,00	0,00	1,564	17,17

Tabela 3. Fragment przebiegu iteracji manewru S dla śmigłowca o masie $m = 6400$ kg przy ominięciu przeszkody o wymiarze $y_{przesz} = 46$ m w locie z prędkością $V = 250$ km/h

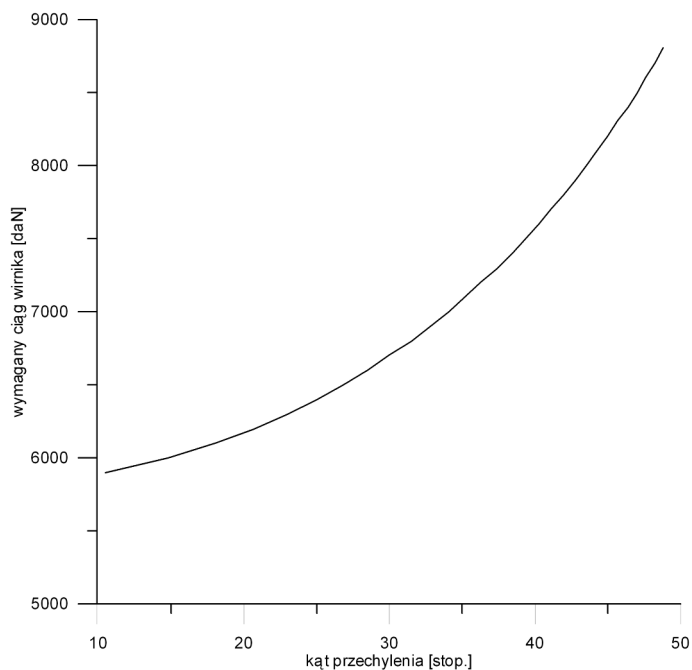
licznik	czas	x	y	a_{ys}	φ_x	Ψ	ϑ_x	ϑ_0
–	[s]	[m]	[m]	[m/s ²]	[stop.]	[stop.]	[stop.]	[stop.]
23	1,50	104,17	0,02	0,64	3,75	0,13	1,842	19,43
24	1,75	121,53	0,10	1,29	7,47	0,40	1,855	19,49
25	2,00	138,89	0,24	0,64	3,75	0,53	1,842	19,43
Kolejna próba powiększania oraz zmniejszania przechylenia w pierwszym zakręcie								
23	1,50	104,17	0,02	0,64	3,75	0,13	1,842	19,43
24	1,75	121,53	0,10	1,29	7,47	0,40	1,855	19,49
25	2,00	138,89	0,28	1,93	11,12	0,80	1,874	19,57
26	2,25	156,25	0,56	1,29	7,47	1,06	1,855	19,49
27	2,50	173,61	0,90	0,64	3,75	1,19	1,842	19,43
Kolejna próba powiększania oraz zmniejszania przechylenia w pierwszym zakręcie								
23	1,50	104,17	0,02	0,64	3,75	0,13	1,842	19,43
24	1,75	121,53	0,10	1,29	7,47	0,40	1,855	19,49
25	2,00	138,89	0,28	1,93	11,12	0,80	1,874	19,57
26	2,25	156,25	0,60	2,57	14,69	1,33	1,901	19,69
27	2,50	173,60	1,06	1,93	11,12	1,72	1,874	19,57
28	2,75	190,95	1,63	1,29	7,47	1,99	1,855	19,49
29	3,00	208,30	2,25	0,64	3,75	2,12	1,842	19,43
Ostatnia próba powiększania oraz zmniejszania przechylenia w pierwszym zakręcie								
23	1,50	104,17	0,02	0,64	3,75	0,13	1,842	19,43
24	1,75	121,53	0,10	1,29	7,47	0,40	1,855	19,49
25	2,00	138,89	0,28	1,93	11,12	0,80	1,874	19,57
26	2,25	156,25	0,60	2,57	14,69	1,33	1,901	19,69
27	2,50	173,60	1,10	2,91	16,51	1,93	1,917	19,77
28	2,75	190,95	1,77	2,94	16,67	2,53	1,919	19,77
29	3,00	208,29	2,63	2,94	16,69	3,14	1,919	19,78
30	3,25	225,62	3,67	2,94	16,70	3,75	1,919	19,78
31	3,50	242,94	4,90	2,94	16,70	4,35	1,919	19,78
32	3,75	260,24	6,31	2,94	16,70	4,96	1,919	19,78
33	4,00	277,53	7,90	2,94	16,70	5,57	1,919	19,78
34	4,25	294,80	9,68	2,94	16,70	6,17	1,919	19,78
35	4,50	312,05	11,63	2,94	16,69	6,78	1,919	19,78
36	4,75	329,28	13,77	2,94	16,67	7,39	1,919	19,77

Tabela 3. c.d. Fragment przebiegu iteracji manewru S dla śmigłowca o masie $m = 6400$ kg przy ominięciu przeszkody o wymiarze $y_{przesz} = 46$ m w locie z prędkością $V = 250$ km/h

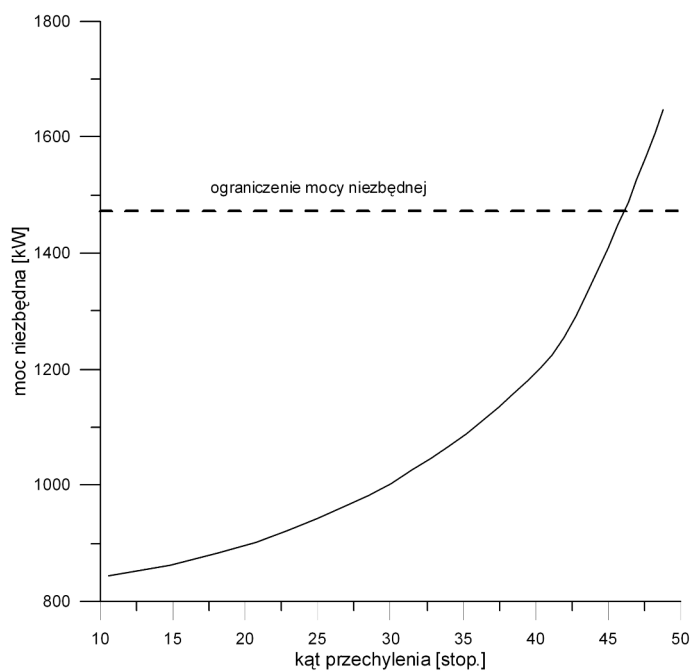
licznik	czas	x	y	a_{ys}	φ_x	Ψ	ϑ_X	ϑ_0
–	[s]	[m]	[m]	[m/s ²]	[stop.]	[stop.]	[stop.]	[stop.]
37	5,00	346,48	16,10	2,91	16,51	7,99	1,917	19,77
38	5,25	363,66	18,59	2,57	14,69	8,52	1,901	19,69
39	5,50	380,82	21,22	1,93	11,12	8,91	1,874	19,57
40	5,75	397,97	23,95	1,29	7,47	9,18	1,855	19,49
41	6,00	415,10	26,74	0,64	3,75	9,31	1,842	19,43
Drugi zakręt – w przeciwną stronę – manewru S								
42	6,25	432,24	29,55	0,00	0,00	9,31	1,838	19,42
43	6,50	449,37	32,34	-0,64	-3,75	9,18	1,842	19,43
44	6,75	466,52	35,07	-1,29	-7,47	8,91	1,855	19,49
45	7,00	483,68	37,70	-1,93	-11,12	8,52	1,874	19,57
46	7,25	500,86	40,19	-2,57	-14,69	7,99	1,901	19,69
47	7,50	518,06	42,51	-2,91	-16,51	7,39	1,917	19,77
48	7,75	535,29	44,65	-2,94	-16,67	6,78	1,919	19,77
49	8,00	552,54	46,61	-2,94	-16,69	6,17	1,919	19,78
50	8,25	569,81	48,39	-2,94	-16,70	5,57	1,919	19,78
51	8,50	587,10	49,98	-2,94	-16,70	4,96	1,919	19,78
52	8,75	604,40	51,39	-2,94	-16,70	4,35	1,919	19,78
53	9,00	621,72	52,62	-2,94	-16,70	3,75	1,919	19,78
54	9,25	639,05	53,66	-2,94	-16,70	3,14	1,919	19,78
55	9,50	656,39	54,52	-2,94	-16,69	2,53	1,919	19,78
56	9,75	673,74	55,19	-2,94	-16,67	1,93	1,919	19,77
57	10,00	691,09	55,69	-2,91	-16,51	1,33	1,917	19,77
58	10,25	708,45	56,01	-2,57	-14,69	0,80	1,901	19,69
59	10,50	725,81	56,19	-1,93	-11,12	0,40	1,874	19,57
60	10,75	743,17	56,27	-1,29	-7,47	0,13	1,855	19,49
61	11,00	760,53	56,29	-0,64	-3,75	0,00	1,842	19,43
62	11,25	777,89	56,29	0,00	0,00	0,00	1,838	19,42

Oznaczenia kolumn tabeli 2 i tabeli 3:

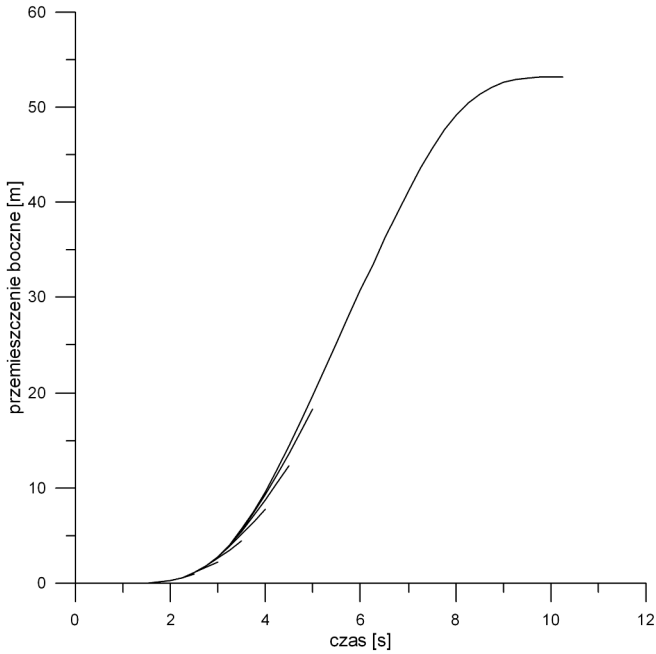
- x – przebyty dystans,
- y – przemieszczenie boczne śmigłowca,
- a_{ys} – przyspieszenie dośrodkowe śmigłowca,
- φ_x – przechylenie śmigłowca,
- Ψ – odchylenie śmigłowca,
- ϑ_X – przechylenie tarczy sterującej,
- ϑ_0 – skok ogólny.



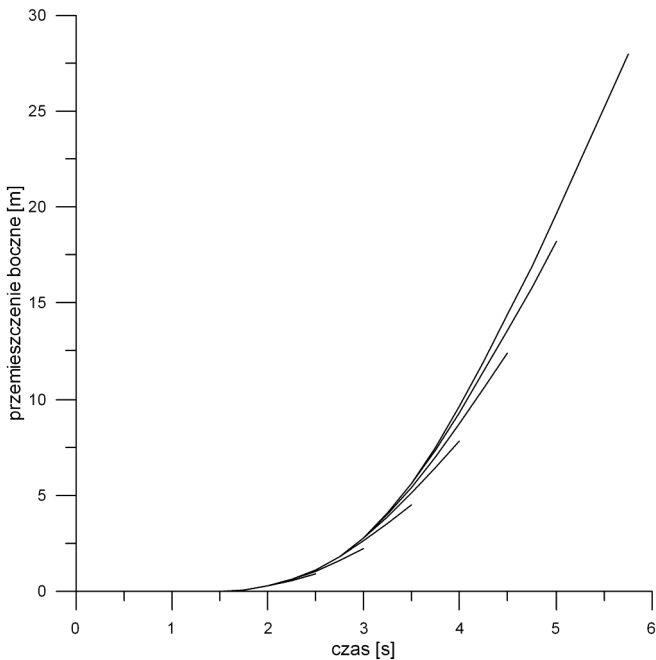
Rys. 10. Kąt przechylenia i wymagany ciąg wirnika nośnego w warunkach ustalonego zakrętu dla śmigłowca o masie $m = 5800$ kg przy prędkości $v = 50$ km/h



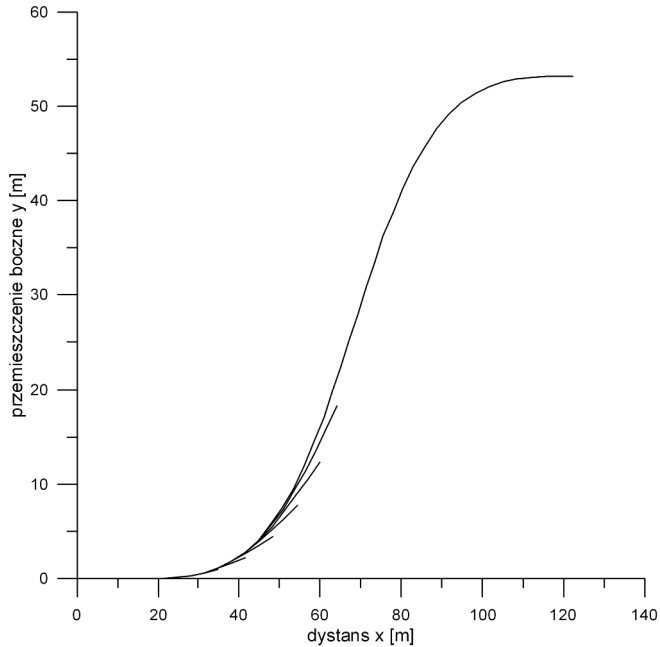
Rys. 11. Kąt przechylenia i wymagana moc niezbędna w warunkach ustalonego zakrętu dla śmigłowca o masie $m = 5800$ kg przy prędkości $v = 50$ km/h



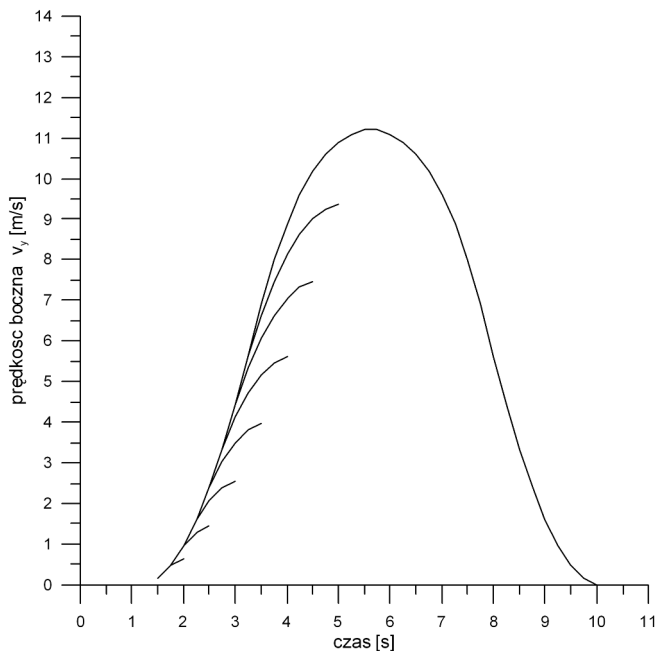
Rys. 12. Przebieg iteracji manewru S – bocznego omięcia przeszkody przez śmigłowiec w locie poziomym ze zmianą odchylenia, wymiar przeszkody (w lewo) $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg



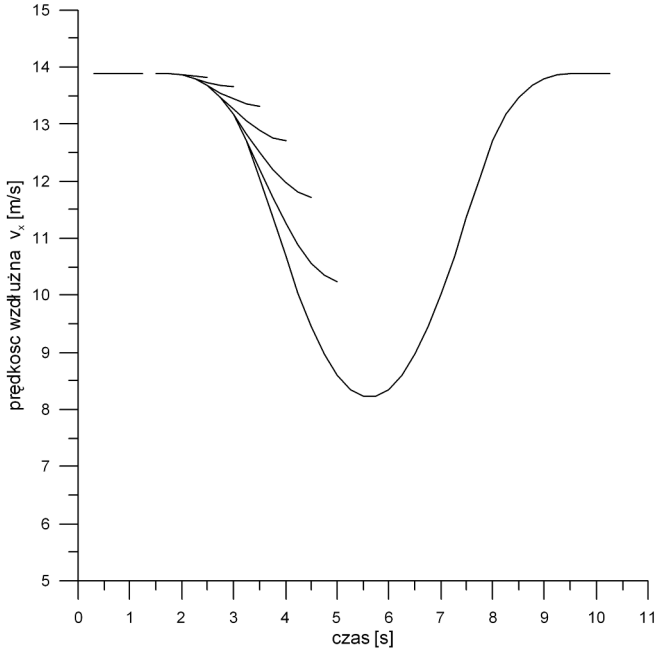
Rys. 13. Przebieg początkowej fazy iteracji manewru S – bocznego omięcia przeszkody przez śmigłowiec w locie poziomym ze zmianą odchylenia, wymiar przeszkody (w lewo) $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg



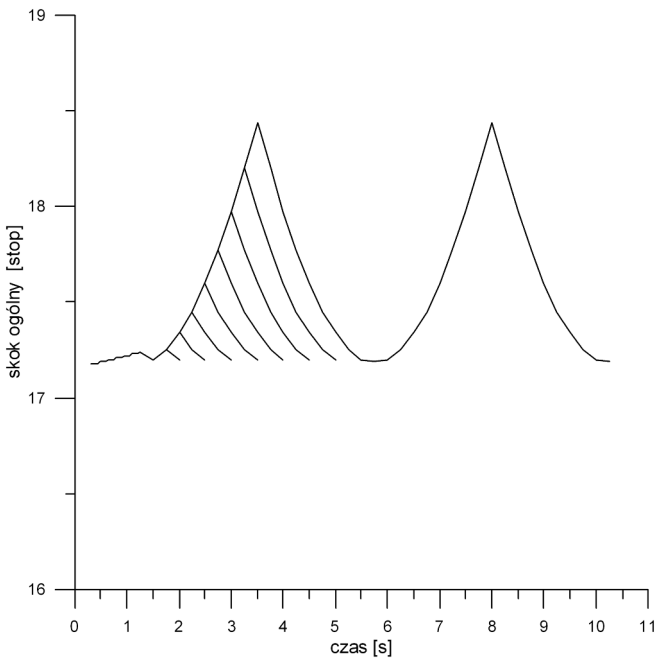
Rys. 14. Tor lotu śmigłowca w trakcie iteracji manewru S – bocznego omięcia przeszkody przez śmigłowiec w locie poziomym ze zmianą odchylenia, wymiar przeszkody (w lewo) $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg



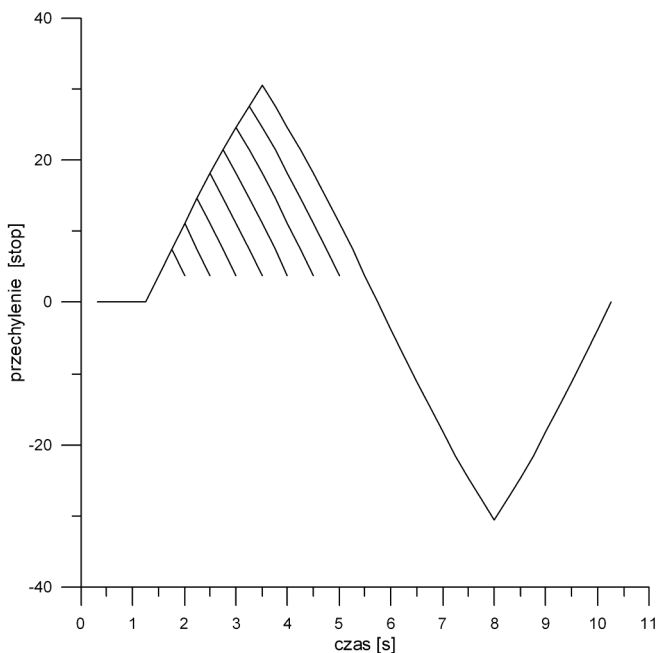
Rys. 15. Przebieg prędkości bocznej śmigłowca w trakcie iteracji manewru S – bocznego omięcia przeszkody w locie poziomym ze zmianą odchylenia, wymiar przeszkody (w lewo) $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg



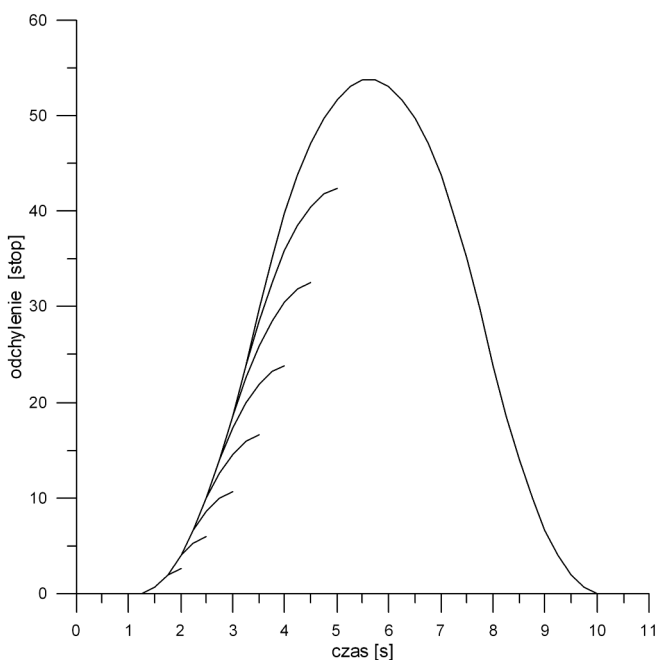
Rys. 16. Prędkość wzdłużna śmigłowca (zbliżanie się do przeszkody) w trakcie iteracji manewru S – bocznego omięcia przeszkody w locie poziomym ze zmianą odchylenia, wymiar przeszkody (w lewo) $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg



Rys. 17. Skok ogólny łopatek wirnika śmigłowca w trakcie iteracji manewru S – bocznego omięcia przeszkody w locie poziomym, wymiar przeszkody $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg



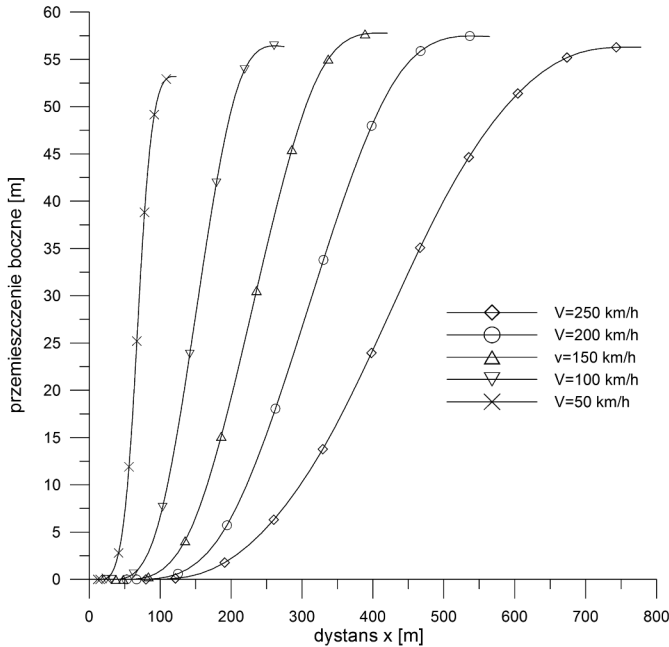
Rys. 18. Przechylenie śmigłowca w trakcie iteracji manewru S - bocznego omińnięcia przeszkody w locie poziomym, wymiar przeszkody (w lewo) $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg



Rys. 19. Odchylenie śmigłowca w trakcie iteracji manewru S - bocznego omińnięcia przeszkody w locie poziomym, wymiar przeszkody (w lewo) $y_{przeszk}$ = 46 m, prędkość lotu v = 50 km/h, masa śmigłowca m = 5800 kg

Tabela 4. Dystans manewru S w zależności od prędkości lotu i masy śmigłowca

Lp.	Masa śmigłowca [kg]	Prędkość lotu [km/h]	Graniczny kąt przechylenia [stop.]	Kąt przechylenia w manewrze [stop.]	Dystans manewru [m]	Rodzaj ograniczenia
1.	5600	50	47,57	30,54	122,42	moc silników
2.	5800	50	45,67	30,54	122,42	moc silników
3.	6400	50	39,55	30,54	122,42	moc silników
4.	6400	100	45,31	30,32	274,54	moc silników
5.	6400	150	42,64	30,49	420,16	ciąg wirnika
6.	6400	200	33,78	30,31	564,44	ciąg wirnika
7.	6400	250	17,21	16,70	777,89	ciąg wirnika



Rys. 20. Dystans wymagany do wykonania manewru omięcia przeszkody w manewrze S w zależności od prędkości lotu, masa śmigłowca $m = 6400$ kg, wymiar przeszkody $y_{przesz} = 46$ m

5. UWAGI

Opracowano radarowe urządzenie służące do wykrywania przeszkody oraz określenia jej odległości od śmigłowca. Przetestowano blok pomiarowo-rejestrujący we współpracy z radarowym detektorem przeszkód.

Rozbudowano program symulacyjny wprowadzając możliwość wyznaczenia dystansu niezbędnego do wykonania manewru omijania przeszkody.

Uwzględniając stały wymiar rozległości przeszkody można stwierdzić, że dominującym czynnikiem mający wpływ na wielkość dystansu niezbędnego do realizacji manewru omijania przeszkody jest prędkość lotu śmigłowca.

W zakresie dużych prędkości lotu ($v = 250$ km/h) przy wzroście masy śmigłowca w trakcie przebiegu manewru S ujawnia się ograniczenie dopuszczalnego przechylenia śmigłowca ze względu na osiąganie krytycznej wartości ciągu przy wystąpieniu strefy oderwania na łopatach wirnika nośnego.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Rohling H., Meinecke M.M.: *Waveform Design Principles for Automotive Radar Systems*, CIE International Conference of Radar Proceedings, pp. 1-4, 2001.
- [2] Popowski S.: *Projekt bloku pomiarowo-rejestrującego oraz oprogramowanie predykcji manewru śmigłowca*, Opracowanie BO2/PK/10/029, Instytut Lotnictwa, wydanie wewn., Warszawa, 2010.
- [3] Stanisławski J.: *Symulacyjne wyznaczanie dystansu niezbędnego do manewru przelotu śmigłowca ponad przeszkodą*, Opracowanie GR/0027/BP/2010, Instytut Lotnictwa, wydanie wewn., Warszawa, 2010.

JAN DZIUPIŃSKI, STANISŁAW POPOWSKI, JAROSŁAW STANISŁAWSKI

HELICOPTER ANTICOLLISION AND DETECTING SYSTEM WITH FUNCTION FOR PREDICTION OF OBSTACLES OMITTING MANOEUVRE

Abstract

Elements of system aiding the helicopter pilot to avoid the terrain obstacles at low flight conditions are presented. The system consists of radar for detection of obstacles, flight data recorder and simulation program for prediction the distance demanded for avoiding manoeuvre. The pilot action is modeled by calculating at each time step the helicopter accelerations possible to create without exceeding the flight limits.