

TESTOWANIE DZIAŁANIA ELEMENTÓW SYSTEMU ANTYKOLIZYJNEGO ŚMIGŁOWCA

JAROSŁAW STANISŁAWSKI
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Loty na małych wysokościach wymagają zwiększonej koncentracji załogi śmigłowca przy jednoczesnej kontroli parametrów lotu, nawigacji i obserwacji otoczenia. Zmniejszenie obciążenia załogi może być osiągnięte poprzez wprowadzenie pokładowego układu detekcji przeszkód i predykcji manewru wspomagającego działania pilota przy ocenie sytuacji. W skład proponowanego układu, może wchodzić: radarowy blok wykrywający przeszkody, zespół pomiarowy parametrów lotu, moduł obliczeniowy wyznaczający w czasie rzeczywistym realizację manewru ominięcia przeszkody z wyświetleniem na monitorze pokładowym podpowiedzi decyzji. Przedstawiono badania i testowanie elementów systemu ostrzegawczego wykrywającego przeszkody z funkcją przewidywania manewru przelotu śmigłowca ponad przeszkodą lub jej ominięcia. Zamieszczono wyniki naziemnych prób i pomiarów w locie radarowego detektora przeszkód i bloku rejestrującego z zastosowaniem sterowanego modelu śmigłowca. Przetestowano korzystając z danych symulacyjnych działanie programu predykcyjnego wyznaczającego tor lotu i sterowanie śmigłowcem w trakcie zbliżania się do przeszkody.

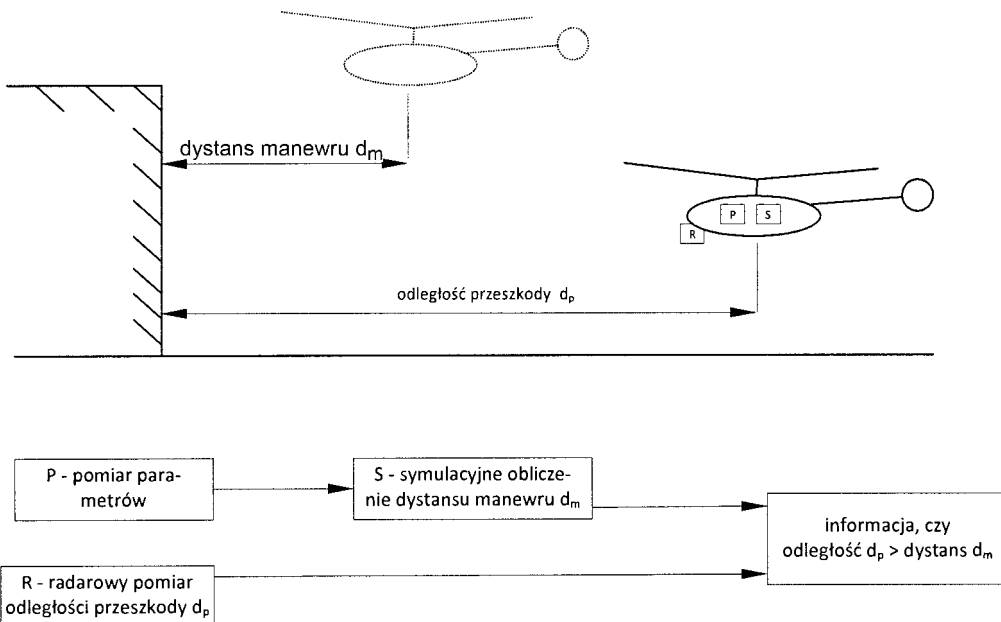
WSTĘP

Loty śmigłowców na małej wysokości stwarzają potencjalne zagrożenie zaistnienia zderzeń z przeszkodami terenowymi. Problematyka zachowania i zwiększenia bezpieczeństwa lotów śmigłowców jest jednym z głównych zadań konstruktorów oraz użytkowników wiroplątów. Statystyki dotyczące przyczyn wypadków śmigłowców [1] wskazują na duży udział czynnika ludzkiego. Zniszczenia maszyn i ofiary wśród personelu mogą być skutkiem kolizji z takimi obiektami, jak słupy, maszty, przewody. Niebezpieczeństwo zderzenia narasta w warunkach obniżonej widoczności (zamglenia, zmierzch), szczególnie w locie poniżej wierzchołków drzew. Dostarczenie dodatkowych informacji o pojawianiu się potencjalnie niebezpiecznej sytuacji może pomóc pilotowi w podejmowaniu właściwych decyzji. Takie zadanie może wypełnić pokładowy system (rys. 1) obejmujący radarowy układ wykrywający przeszkody w połączeniu z blokiem pomiarowym parametrów lotu oraz modułem obliczeniowym wyznaczającym dystans niezbędny do ominięcia lub wzniesienia się ponad przeszkodę. Układ radarowy będzie wykrywał obecność przeszkody przed śmigłowcem oraz określał jej odległość od lecącego śmigłowca. Funkcją bloku pomiarowego będzie rejestracja parametrów lotu oraz bieżące przesyłanie pakietu danych do modułu obliczeniowego, którego symulacyjne oprogramowanie

umożliwi w wyprzedzeniu czasowym określanie dystansu niezbędnego do przeprowadzenia manewru omijania przeszkody lub przebiegu manewru przelotu nad przeszkodą. Informacja o wykryciu przeszkody oraz przy zmniejszającej się odległości, wskazanie konieczności rozpoczęcia manewru mogą być przedstawione w formie graficznej na monitorze. Wspomaganie działania pilota może przyczynić się do zwiększenia marginesów bezpieczeństwa w lotach śmigłowców w pobliżu ziemi.

W detekcyjnym systemie antykolizyjnym śmigłowca zastosowano głowicę radarową detektora przeszkód (GRDP), w której do funkcji modułu nadawczo-odbiorczego wykorzystano układ firmy Innosent [2] pracujący z częstotliwością 24 GHz. Głowica radarowego detektora przeszkód jest źródłem informacji o odległości i prędkości przeszkód pojawiających się na torze lotu śmigłowca. Dane te są odbierane i wykorzystywane przez blok pomiarowo-rejestrujący systemu antykolizyjnego śmigłowca. Do realizacji układu pomiarowego przyjęto platformę sprzętową opartą na procesorze ARM9 firmy Samsung mini 2440 umożliwiającą rejestrację sygnałów z bloku inercyjnego IMU (Inertial Measurement Unit), odbiornika GPS 5Hz, czujników ciśnienia statycznego i dynamicznego oraz danych z radarowego detektora przeszkód.

Opracowano symulacyjny model lotu śmigłowca umożliwiający predykcyjne wyznaczanie toru lotu i wymagane sterowania w manewrze przeskoku ponad przeszkodą lub jej ominięcia bokiem [3], [4]. Porównanie odległości do przeszkody z predykcyjnie wyznaczonym dystansem manewru pozwoli określić zalecane przeprowadzenie manewru w przypadku napotkania przeszkody.



Rys. 1. Schemat systemu ostrzegającego o przeszkodzie

OPIS PROGRAMU SYMULACYJNEGO

Modelując sterowany lot śmigłowca przyjęto następujące założenia:

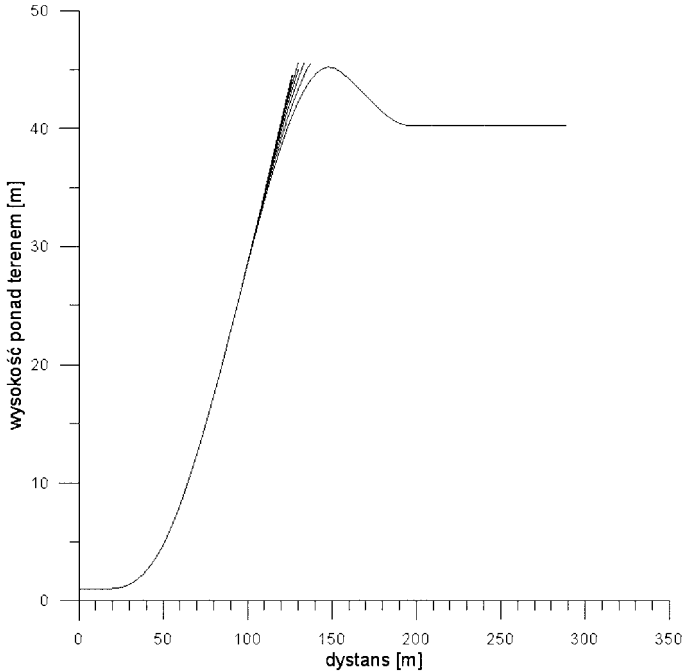
- śmigłowiec traktowany jest jako punkt materialny przy pominięciu równowagi momentów względem osi poprzecznej i podłużnej,
- założono, że pochylenie i przechylenie kadłuba śmigłowca w przybliżeniu równe jest odpowiednio pochyleniu i przechyleniu wektora ciągu wirnika,
- wychylenia układu sterowania (tarczy sterującej) wyznaczano przy pominięciu odkształceń łopat wirnika,
- manewr przeskoku lub ominięcia przeszkody podzielono na składowe odcinki ze zróżnicowanymi regułami sterowania oraz wymaganymi parametrami lotu,
- uwzględniono zwłokę czasową reakcji pilota na rozpoczęcie manewru,
- wprowadzono ograniczenia realizacji manewru uwzględniające parametry konstrukcyjne i eksploatacyjne takie, jak: maksymalne wychylenia sterownic, realizowane tempo sterowania, dopuszczalne przechylenia śmigłowca, czas akceleracji silnika.

W programie obliczeniowym dla zadanego początkowego stanu lotu wyznaczane są składowe ciągi wirnika zapewniające równowagę, obliczana jest moc niezbędna do lotu oraz wychylenia tarczy sterującej i skok ogólny. W kolejnych krokach czasowych określa się wartości prędkości i przemieszczenia śmigłowca oraz podobnie, jak dla stanu początkowego ciągu wirnika, moc, położenie sterownic. Cykl obliczeń symulacyjnych toru lotu śmigłowca w kroku czasowym Δt obejmuje procedury pozwalające wyznaczyć:

- chwilową równowagę śmigłowca,
- moc niezbędną do lotu,
- położenie tarczy sterującej względem wału wirnika,
- wartość ciągu krytycznego wirnika nośnego,
- zmiany położenia i prędkości śmigłowca po upływie czasu Δt .

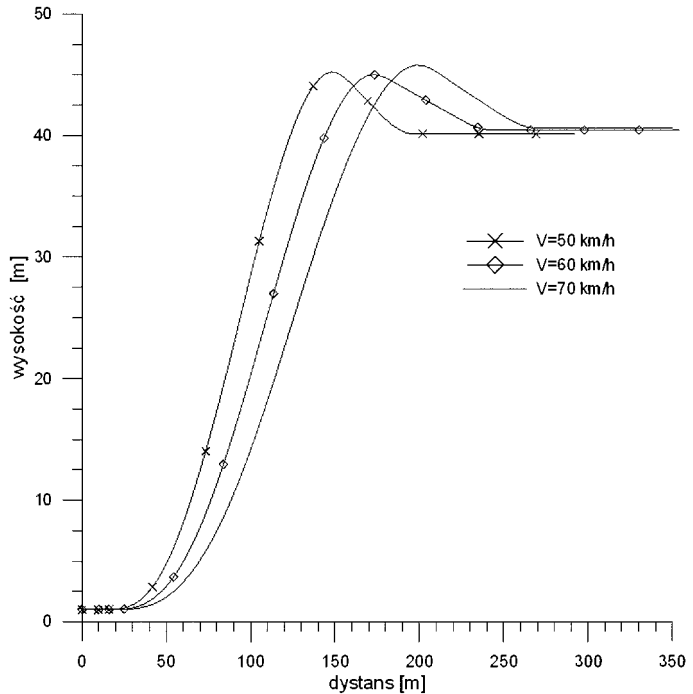
W kolejnych krokach czasowych symulacji manewru dla każdego rodzaju uwzględnianego ograniczenia (moc silnika, tempo sterowania, wychylenia sterownic) wyznaczano możliwe do zrealizowania wartości przyrostów składowych przyspieszenia śmigłowca oraz odpowiadające im impulsy sterowania (zmiany wychylenia tarczy sterującej). Jako obowiązujące w kroku czasowym Δt przyjmowano najmniejsze impulsy sterowania spośród możliwych do wykonania przy uwzględnianych ograniczeniach.

Na rysunkach 2÷4 przedstawiono przykładowe wyniki obliczeń symulacyjnych dotyczących wielkości dystansów niezbędnych do przeprowadzenia manewru przeskoku lub ominięcia przeszkody.

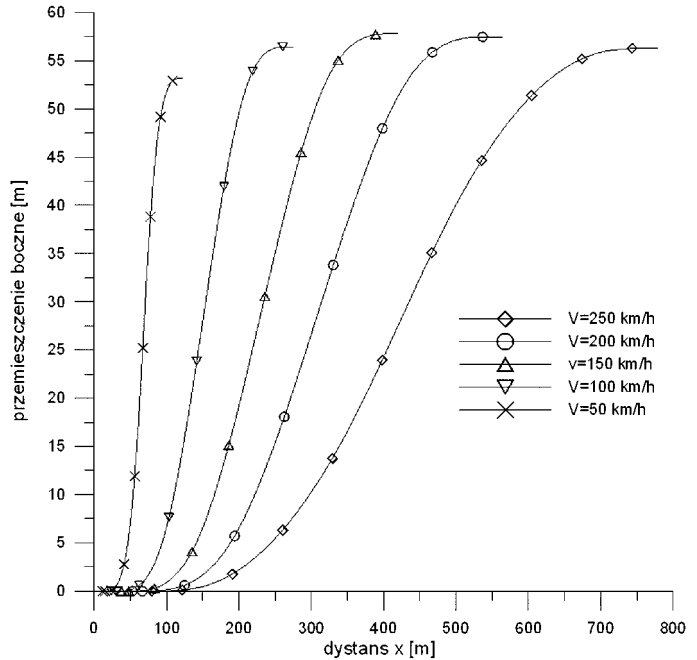


Rys. 2. Zmiany wysokości i wymagany dystans podczas wznoszenia nad rozległą przeszkodą o wysokości $h_{\text{przesz}} = 40$ m z zachowaniem pasma przewyższenia $h_{\text{ponad}} = 6$ m ponad przeszkodą, śmigłowiec Sokół o masie $m = 5800$ kg, wyrwanie skokiem ogólnym, manewr przy zachowaniu stałego kąta pochylenia. Kolejne próby realizacji manewru, coraz wcześniejsze zmniejszanie skoku ogólnego przed przeszkodą oraz zwiększenie skoku ogólnego przy wyrównaniu za przeszkodą. Warunki początkowe: prędkość lotu $V = 50$ km/h, wysokość lotu nad terenem $h = 1$ m, zakończenie manewru na wysokości $h > 40$ m

Rys. 3. Zmiany wysokości i wymagany dystans podczas wznoszenia nad płaską przeszkodą o wysokości $h_{\text{przesz}} = 40$ m przy różnych prędkościach początkowych manewru z zachowaniem pasma przewyższenia $h_{\text{ponad}} = 6$ m ponad przeszkodą, stały kąt pochylenia w trakcie manewru, wyrwanie skokiem ogólnym. Śmigłowiec o masie $m = 5800$ kg, początkowa wysokość lotu nad terenem $h = 1$ m, zakończenie manewru na wysokości $h > 40$ m



Rys. 4. Dystans wymagany do wykonania manewru ominięcia przeszkody w manewrze S w zależności od prędkości lotu, masa śmigłowca $m = 6400$ kg, wymiar przeszkody $y_{przesz} = 46$ m



TESTOWANIE ELEMENTÓW SYSTEMU

Badania testowe działania radaru prowadzono początkowo w statycznych warunkach naziemnych, a następnie w locie po zabudowie modułu radarowego i bloku pomiarowo-rejestrującego na sterowanym radiem modelu śmigłowca Benzin Trainer.

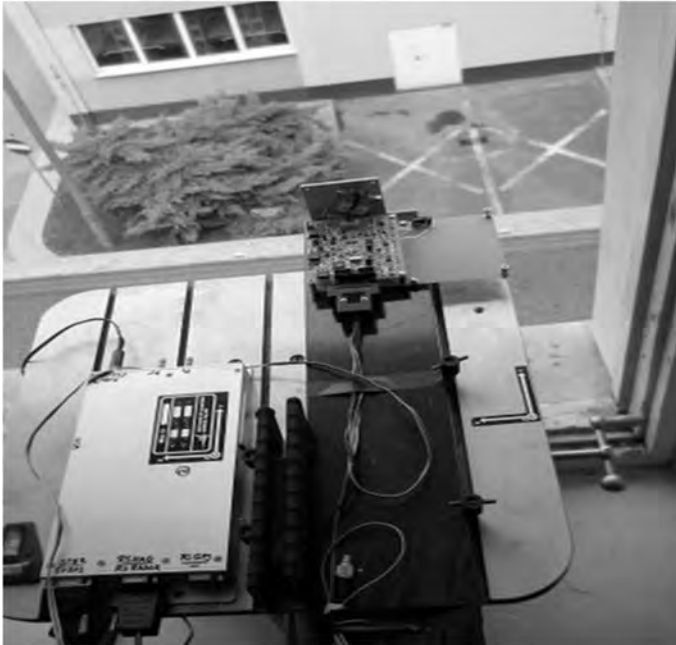
W badaniach naziemnych poprawność działania radaru oceniano na podstawie porównania radarowego wskazania odległości obiektu ze znaną wartością rzeczywistą. W przypadku badań w locie początkowo zespół antenowy zabudowano w sposób umożliwiający emisję wiązki w kierunku lotu. Następnie w celu określenia zasięgu pomiaru radarowego zmieniono położenie anteny, aby przy pionowym kierunku wiązki radar pracował w funkcji radiowysokościomierza. Wskazania radaru dotyczące wysokości śmigłowca ponad terenem porównywano z rejestrowanymi pomiarami wysokości według systemu GPS. Przeprowadzono też testy zespołu radarowego w wersji z dwoma antenami zabudowanymi przy różnym kącie pochylenia osi promieniowania.

Badania działania radaru obejmowały:

- pomiar odległości między ścianami budynków wykonywany na poziomie trzeciego piętra, dystans między ścianami $L_1 = 21$ m (rys. 5÷8),
- sprawdzenia pomiaru odległości obiektów o różnym rodzaju powierzchni: ściana budynku, drzewo iglaste, rotunda z siatki metalowej, metalizowanej płyty wzorcowej o powierzchni około 1 m^2 (rys. 9÷13),
- lot sprawdzający działanie radaru po zabudowie na śmigłowcu przy poziomym kierunku wiązki (rys. 14, 15),
- loty testujące działanie bloku radarowego w funkcji radiowysokościomierza (rys. 16,17).

PRÓBY NAZIEMNE JEDNOANTENOWEGO BLOKU RADAROWEGO

Podczas próby pomiaru odległości między ścianami budynków zespół nadawczo-odbiorczy radaru umieszczono w otwartym oknie na trzecim piętrze budynku. Naprzeciw w odległości 21 m znajdowała się równoległa ściana nieco wyższego, sąsiedniego budynku. Podstawa montażowa radaru (rys. 5) została umieszczona na platformie pomiarowej z możliwością rejestracji ustawienia jej kąta pochylenia. W trakcie testowego pomiaru odległości ściany sąsiedniego budynku zmieniano kąt pochylenia platformy pomiarowej z przytwierdzonym zespołem anten radaru.

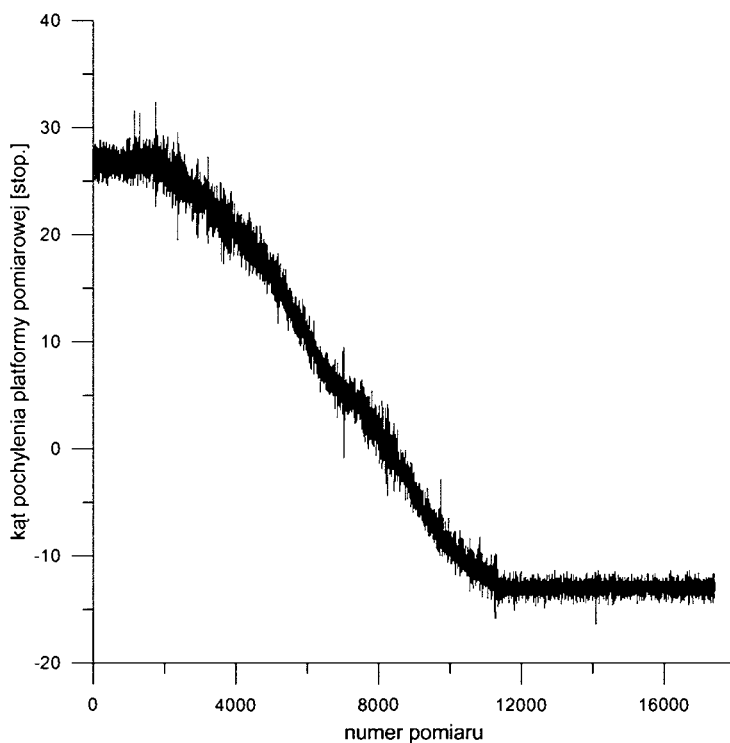


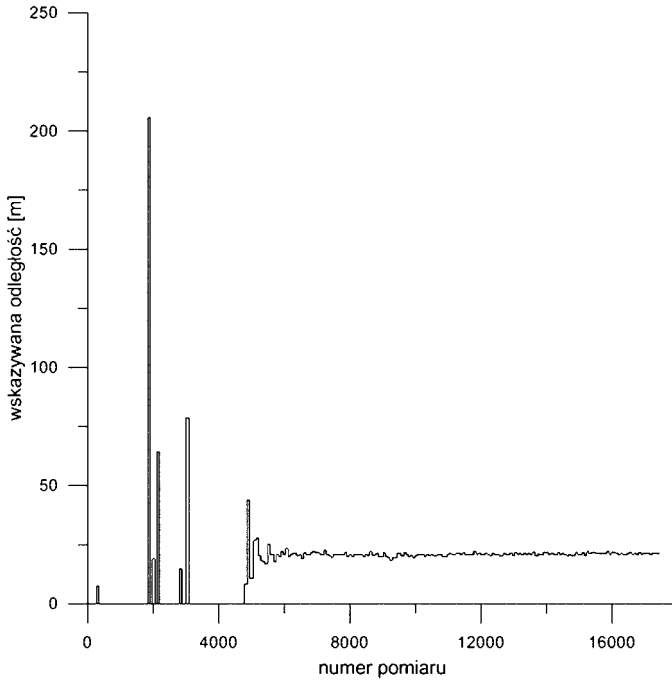
Rys. 5. Antena radaru i blok pomiarowo-rejestrujący w czasie testu

W teście poprawności wskazań radaru w zależności od pochylenia osi wiązki promieniowania zmniejszanie kąta pochylenia platformy pomiarowej rozpoczęto od wartości przekraczającej kąt rozwarcia wiązki promieniowania emitowanego przez zespół antenowy (rys. 6). Prawidłowe wskazania odległości ściany budynku pojawiają się powyżej pomiaru o numerze 5000 (rys. 7), kiedy kąt pochylenia platformy, a tym samym osi wiązki wynosi około 12° . Na rysunku 8 przy dokładniejszej podziale przedstawiono przebieg zmian wskazań odległości ściany sąsiedniego budynku oscylujący wokół wartości rzeczywistej $L_1 = 21$ m. Należy zaznaczyć, że pokazywany zmienny przebieg wskazań odległości dotyczyły dwóch nieruchomych obiektów (powyżej pomiaru 12000). Poziom zmian wskazań odległości mieści się w deklarowanym przedziale rozdzielności pomiaru (tab. 1). Przy zmianach kąta pochylenia platformy pomiarowej poprawne wskazania odległości uzyskano w przedziale kątów $\pm 12^\circ$ odpowiadającym kątowi rozwarcia emitowanej wiązki radarowej.

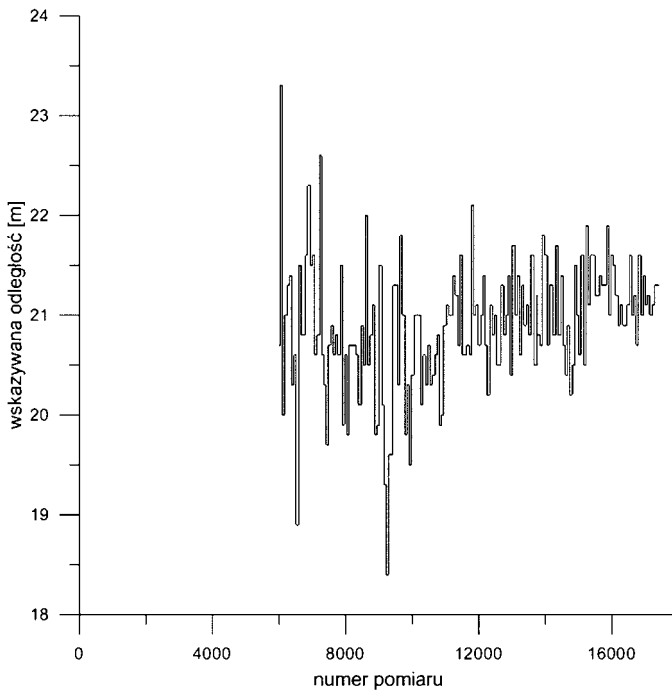
Tab. 1. Parametry detektora radarowego

Parametr	Jednostki	Wartość
Pomiar odległości	m	do 200
Rozdzielczość odległości	m	3
Pomiar prędkości	m/s	od 0 do 50
Rozdzielczość prędkości	m/s	6
Obszar skanowania – azymut	deg	12
Obszar skanowania – elewacja	deg	25
Cykl pomiarowy	ms	ok. 250
Częstotliwość pracy głowic	GHz	24

**Rys. 6. Zmniejszanie kąta pochylenia platformy pomiarowej w trakcie testu pomiaru odległości ściany budynku**

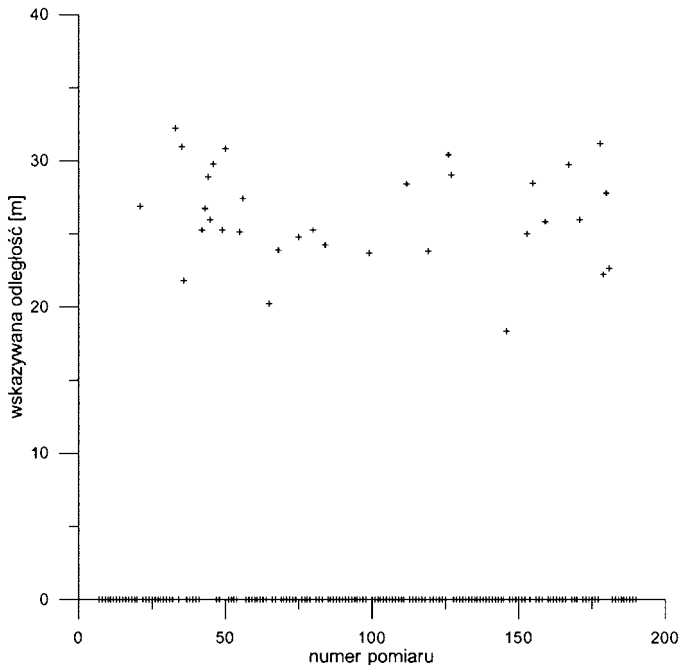


Rys. 7. Wskazywana przez zespół radarowy odległość ściany budynku, zwiększony zakres skali odległości pokazujący początkowe błędne wskazania

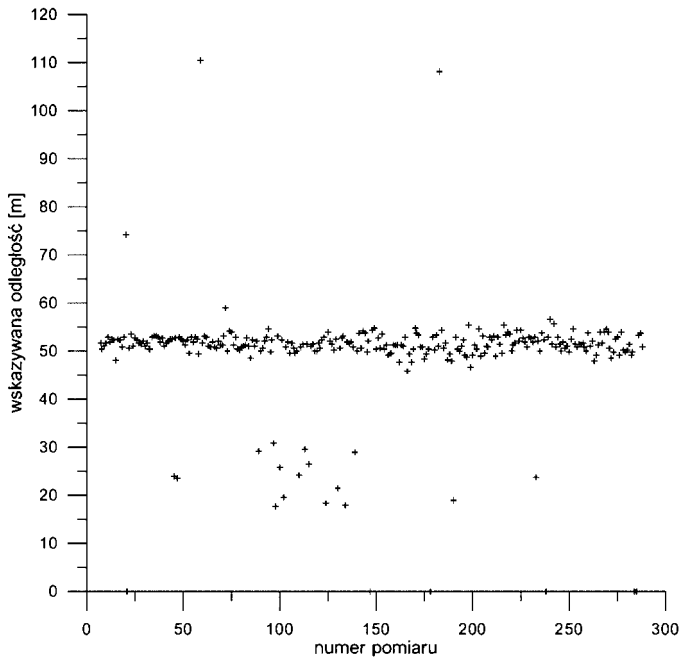


Rys. 8. Wskazywana odległość ściany sąsiedniego budynku -fragment rejestracji, przy powiększonej skali osi pionowej, pokazujący osiąganą dokładność pomiaru

Przy porównaniu uzyskanych wskazań odległości dla obiektów o różnym rodzaju powierzchni można stwierdzić znacznie obniżoną liczbę prawidłowych pomiarów dystansu w przypadku pojedynczych drzew (rys. 9). Przy naziemnych pomiarach odległości dużych obiektów, jak ściany budynków (rys. 10) lub konstrukcji z metalowej siatki (rotunda rys. 11, 12) uzyskano wskazania dystansu pokrywające się w zasadzie z wartościami rzeczywistymi, przy większym rozrzucie wyników dotyczącym siatki rotundy. Można uważać, że graniczny rozrzut wyników pomiaru odległości uzyskano w przypadku metalizowanej płyty wzorcowej o powierzchni około 1 m^2 (rys. 13), gdzie stopniowo zwiększano dystans płyty co 5 m (20 m, 25 m, 30 m, 35 m). Bezpośrednio za płytą na odcinku kilkudziesięciu metrów nie było innych obiektów, wystąpiły jednak pojedyncze echa od dalej położonych przeszkód.



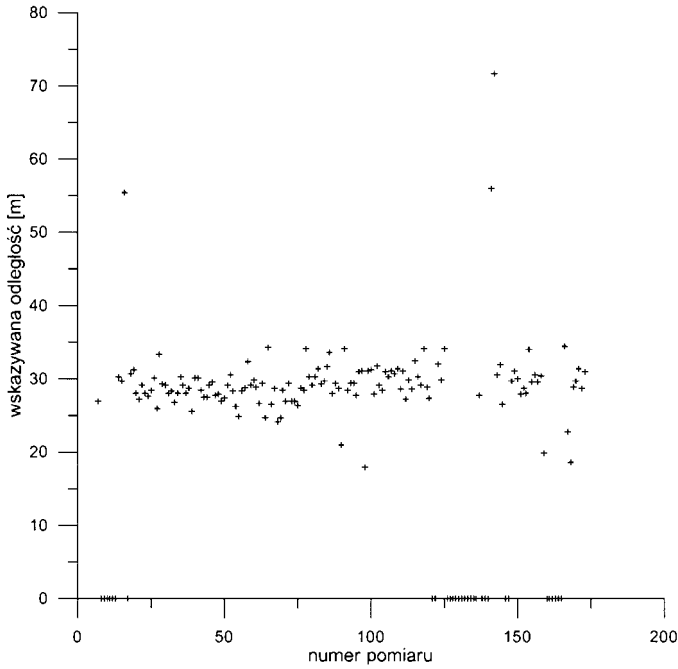
Rys. 9. Test działania radaru, pomiar odległości drzewa iglastego przy antenie utrzymywanej około 1 metra nad gruntem, rzeczywista odległość drzewa $L_{rz} = 24,0 \text{ m}$



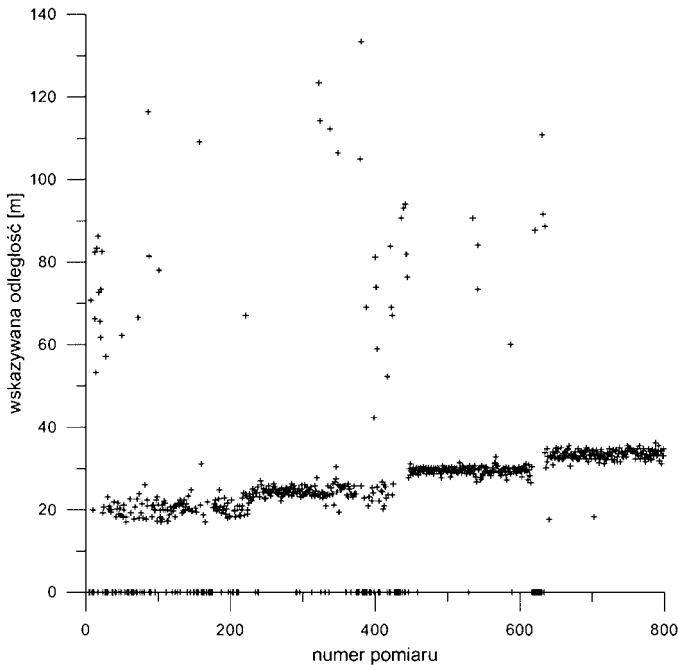
Rys. 10. Test działania radaru, pomiar odległości od ściany budynku, oś wiązki radiowej prostopadła do ściany rzeczywista odległość $L_{rz} = 52$ m



Rys. 11. Widok rotundy siatki metalowej



Rys.12. Test działania radaru, pomiar odległości siatki rotundy przy antenie utrzymywanej około 1 metra nad gruntem rzeczywista odległość bliższej siatki $L_{rz} = 27,0$ m

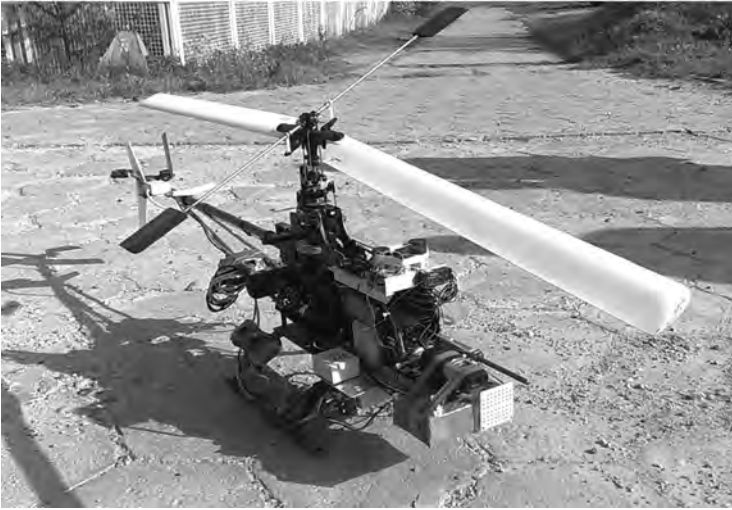


Rys. 13. Test radaru, pomiary dystansu płyty wzorcowej. Płyta ustawiano kolejno w odległości 20, 25, 30 i 35 metrów. Widoczne błędne wskazania pochodzące od dalej położonych obiektów oraz wyzerowane wskazania od bliskiego gruntu

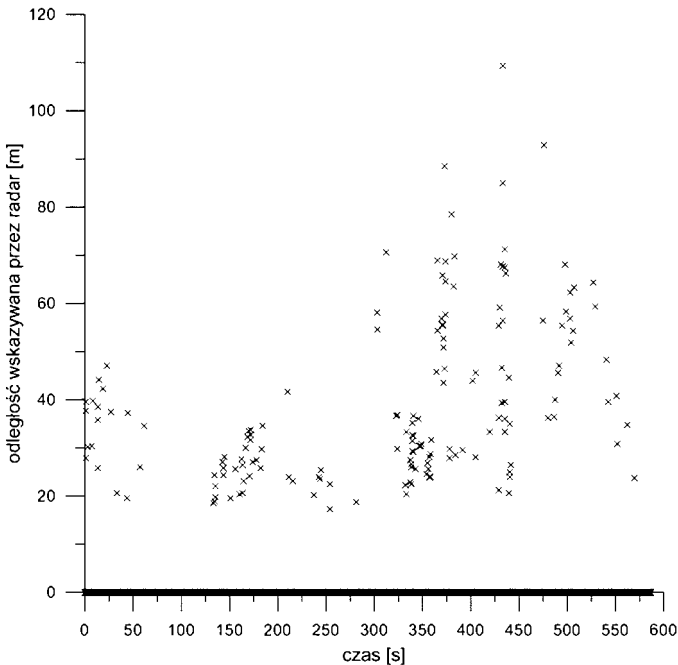
TESTY RADARU W LOCIE – WSKAZANIA ODLEGŁOŚCI BUDYNKU

Test działania modułu radarowego po zabudowie na sterowanym radiem śmigłowcu Benzin Rainer przeprowadzono przy antenie emitującej wiązkę promieniowania w kierunku lotu (rys. 14).

Na rysunku 15 przedstawiono wskazywane odległości przeszkód w czasie lotu wykonanego w warunkach zbliżonych do zawisu. W przedziale czasu 120÷180 s oraz 330÷370 s śmigłowiec znajdował się przed ścianą budynku w odległości 20÷30 m. Przeważają wskazania o wartości zerowej, co wynika z programowego ograniczenia wpływu bliskości ziemi.



*Rys. 14. Śmigłowiec z aparaturą, z przodu pojedyn-
cza antena radaru*

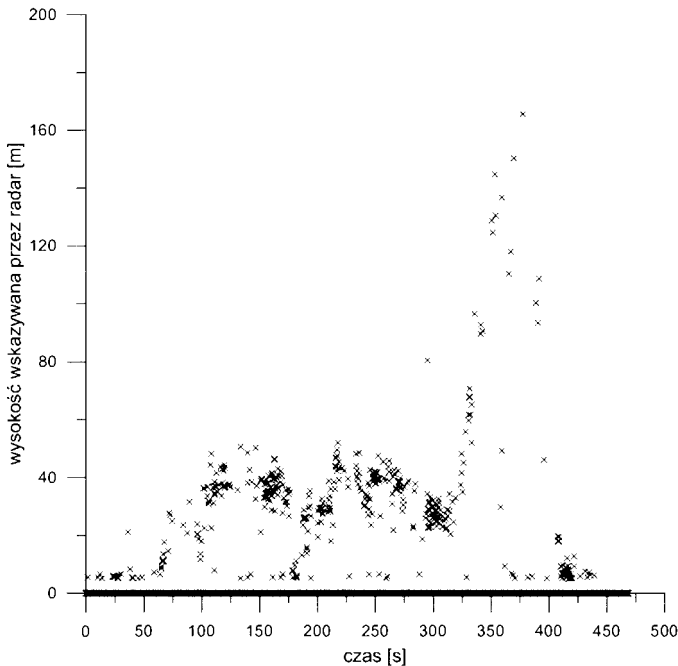


*Rys. 15. Odległość przeszkody
wskazywana przez radar w cza-
sie lotu testowego po zamonta-
wania na śmigłowcu Benzin
Trainer*

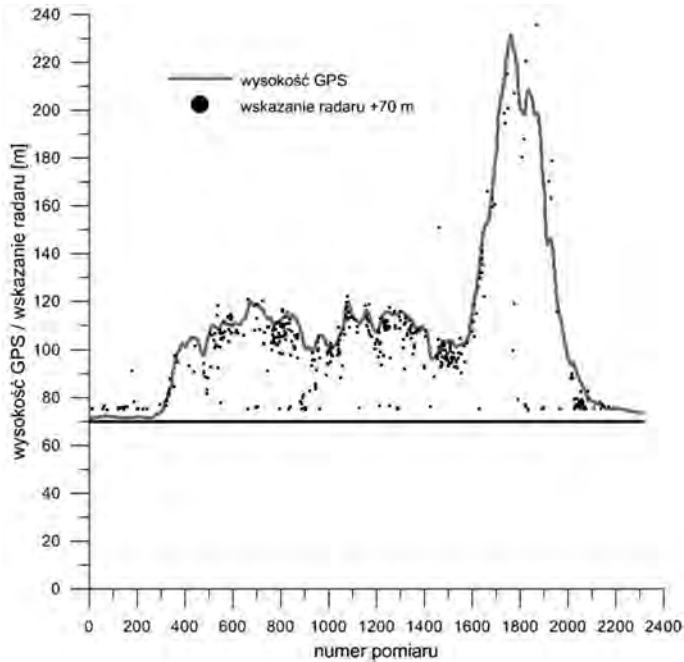
TEST RADARU W FUNKCJI RADIOWYSOKOŚCIOMIERZA

W celu określenia zasięgu poprawności działania radaru zdecydowano się sprawdzić jego działanie w funkcji radiowysokościomierza przy zabudowie anteny radaru umożliwiającej emisję wiązki promieniowania w kierunku do dołu. Wskazania radaru porównano z pomiarami wysokości lotu według systemu GPS.

Maksymalne wskazanie radarowe wysokości lotu ponad terenem osiągniętej w trakcie lotów testowych wynosiło 165,7 m (rys. 16). Porównanie wysokości lotu śmigłowca według GPS oraz pomiarów radarowych po uwzględnieniu wysokości terenu nad poziomem morza przedstawiono na rysunku 17. Uzyskanie większych wysokości lotu było ograniczone ze względu na zmniejszające się możliwości oceny przez operatora położenia przestrzennego śmigłowca i utrzymania kątów przechylenia oraz pochylenia w zakresie umożliwiającym odbiór przez antenę radaru fal odbitych od powierzchni ziemi. Otrzymano wskazania radaru działającego w funkcji radiowysokościomierza odpowiadające zmianom wysokości lotu według pomiarów systemem GPS.



Rys. 16. Wysokość lotu nad terenem wskazywana przez radar w czasie testowania w funkcji radiowysokościomierza



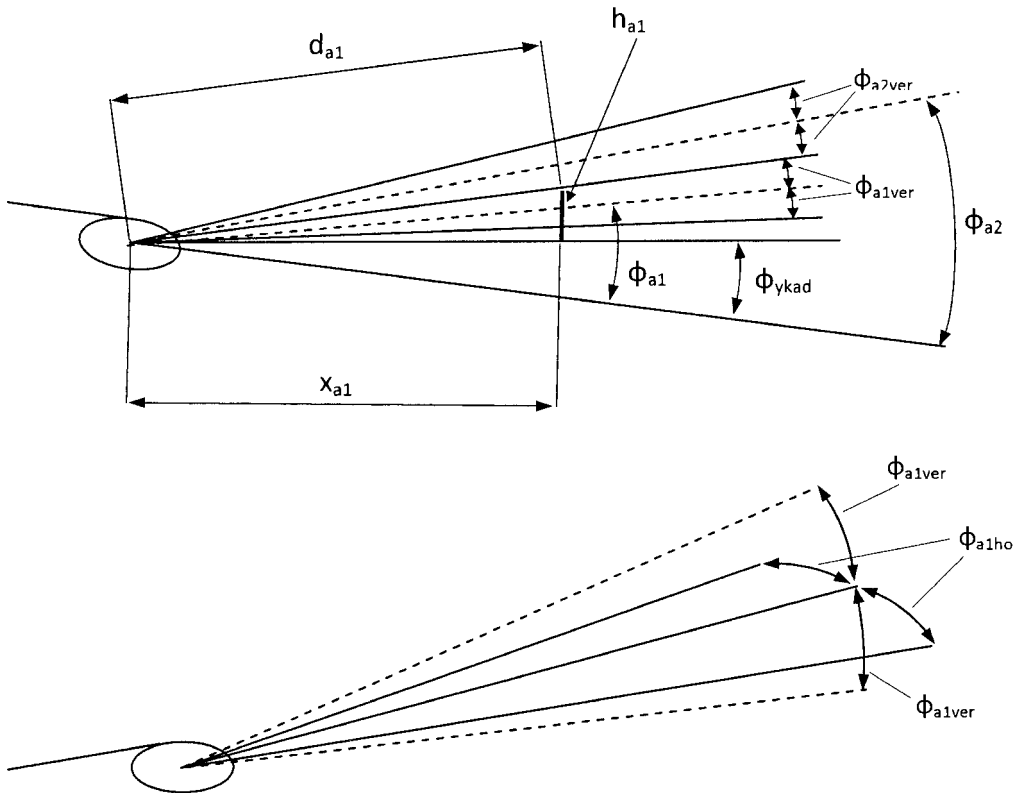
Rys. 17. Porównanie pomiaru wysokości lotu według GPS oraz wskazań radaru działającego jako radiowysokościomierz. Wskazanie radaru powiększone o wysokość terenu 70 m

TESTY OPROGRAMOWANIA SYMULACYJNEGO I PODPOWIEDZI DECYZJI

Zadaniem oprogramowania symulacyjnego jest dostarczenie informacji wspomagającej podjęcie decyzji przez pilota o wykonaniu manewru w przypadku wykrycia przeszkody przed śmigłowcem. Do realizacji tego zadania opracowano zmodyfikowaną wersję programu obejmującego procedury predykcyjnego, w przyspieszonej skali czasu, wyznaczania dystansu niezbędnego do wykonania manewru przeskoku ponad przeszkodą oraz poziomych, bocznych manewrów S w prawo i w lewo dla zadanych warunków lotu i wymiarów przeszkody.

Wskazania detektora radarowego dotyczące odległości przeszkody od śmigłowca nie pozwalają na uzyskanie jednoznacznej informacji o wymiarach przeszkody w obszarze wiązki promieniowania anteny radaru.

Stąd jako wymiar przeszkody przyjęto oszacowanie granic potencjalnie niebezpiecznego obszaru, w którym na pewno znajduje się przeszkoda. Wielkość granic obszaru niebezpiecznego jest zależna od odległości przeszkody od śmigłowca oraz kątów rozwarcia (azymuty i elewacji) wiązki promieniowania anteny radaru (rys. 18).



Rys. 18. Schemat geometrii kątów wiązek promieniowania anten radaru i granic obszaru potencjalnie niebezpiecznego

Przy oszacowaniu granic obszaru niebezpiecznego przyjęto następujące założenia:

- odległość mierzona w poziomie od przeszkody do śmigłowca dla wskazań anteny 1 i 2 jest określona następująco:

$$\begin{aligned}x_{a1} &= d_{a1} \cdot \cos(\varphi_{a1} + \varphi_{ykad}), \\x_{a2} &= d_{a2} \cdot \cos(\varphi_{a2} + \varphi_{ykad}),\end{aligned}$$

gdzie φ_{ykad} – kąt pochylecia kadłuba względem poziomu, (-) przy nosku śmigłowca pochylonym do dołu

- wysokość przeszkody (obszaru potencjalnie niebezpiecznego) powyżej wysokości lotu śmigłowca wynosi:

$$\begin{aligned}h_{a1} &= x_{a1} \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{a1} + \varphi_{ykad} + \varphi_{a1ver}), \\h_{a2} &= x_{a2} \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{a2} + \varphi_{ykad} + \varphi_{a2ver}),\end{aligned}$$

- wymiar boczny przeszkody (oszacowanie w poziomie)

$$\begin{aligned}y_{a1} &= x_{a1} \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{a1hor}), \\y_{a2} &= x_{a2} \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{a2hor})\end{aligned}$$

uwaga – w wersji testowej programu przyjęto dodatkowe zróżnicowanie wymiarów przeszkody:

$$\begin{aligned}\text{w lewo } y_{pl} &= y_{a1} \\ \text{w prawo } y_{pr} &= y_{a1} \cdot 0,75\end{aligned}$$

- wysokość przeszkody liczona od poziomu terenu wynosi

$$h_{prze} = h_{a1} + h_{lot}$$

- przyjęto uznawać, że obie anteny wykryły tę samą przeszkodę, jeśli wskazania ich odległości różnią się mniej niż 5 m, jako wysokość obszaru niebezpiecznego przyjmowana jest większa wartość spośród h_{a1} i h_{a2}
- dwie przeszkody traktowane są jako blisko położone, jeśli czas przebycia odległości między nimi przy prędkości lotu V jest mniejszy niż 1 s

$$\frac{|x_{a2} - x_{a1}|}{V} < 1,$$

wówczas jako granica wysokości przyjmowana jest wyższa przeszkoda, ale położona w bliższej odległości spośród x_{a1} i x_{a2} .

Dla znanych parametrów lotu i oszacowanych wymiarów przeszkody program symulacyjny umożliwia wyznaczenie dystansu niezbędnego do wykonania manewru przeskoku oraz manewru omijania bocznego. Porównanie dystansu manewru i odległości do przeszkody przedstawione w formie numerycznej i graficznej może dostarczać informację o możliwości kontynuowania lotu lub konieczności rozpoczęcia manewru.

Działanie programu przetestowano wykorzystując wyznaczone symulacyjnie dane dotyczące toru lotu śmigłowca obejmującego odcinek lotu poziomego oraz fazę wznoszenia na zadaną wysokość przed przeszkodą. Obliczenia symulacyjne przeprowadzono dla śmigłowca o masie $m = 5800$ kg lecącego w warunkach początkowych z prędkością $V = 50$ km/h na wysokości $h = 1$ m ponad terenem. Do bloku danych testowych wprowadzono symulowane wskazania dotyczące odległości wykrywanych przeszkód ulegających zmianie zgodnie z prędkością lotu śmigłowca.

Schemat graficznego przedstawienia wyników działania programu symulacji manewrów i podpowiedzi decyzji oraz pomocniczych informacji w kolejnych fazach lotu pokazano na rysunkach 19÷26.

Zobrazowanie wyników działania programu symulacyjnego składa z kilku elementów i obejmuje:

- wykres toru lotu manewru (dla przeskoku), pomocniczo wyświetlany jest tor symulowanego lotu,
- dane i wyniki numeryczne:
 - odległości przeszkód wskazywane przez anteny,
 - oszacowanie wysokości przeszkody (h),
 - dystans potrzebny do przeskoku (dx)
 - wskazówka dotycząca decyzji (np.: leć dalej),
- prostokątny wskaźnik przedstawiający dla manewru przeskoku procentowy udział w odniesieniu do odległości śmigłowca od przeszkody:
 - dystans niezbędny do przeskoku – pole czerwony,
 - dystans dalszego lotu do zalecanego momentu rozpoczęcia manewru – kolor zielony,
- lampkowy wskaźnik w formie trzech kół informujący o dopuszczalności manewru kolor zielony – manewr możliwy, kolor czerwony – manewr niemożliwy śmigłowiec zbyt blisko przeszkody:
 - po lewej wskaźnik dla poziomego manewru S w lewo,
 - w środku wskaźnik dla manewru pionowego przeskoku,
 - po prawej wskaźnik dla poziomego manewru S w prawo,

- pod poszczególnymi wskaźnikami wyświetlany jest w dystans niezbędny do wykonania manewru,
- suwak wyboru chwili czasu dla odczytu danych symulowanego lotu śmigłowca,
- formularz kontroli przebiegu symulacji i gromadzenia wyników dla wyświetlanego przypadku.

Na rysunku 19 przedstawiono sytuację, kiedy przed śmigłowcem nie zostały wykryte przeszkody. Działanie programu ograniczyło się do wczytania rekordu danych. Wyświetlony został tor symulowanego lotu. Pionowo opadające prawe zbocze wykresu celowo zadane dla sygnalizacji symulowanego toru danych wejściowych. Położenie śmigłowca na skali poziomej zaznaczoną krótką pionową linią. Przy braku przeszkód wszystkie pola wskaźników wyświetlono w kolorze zielonym.

Przypadek wykrycia przeszkody przedstawiono na rysunku 20. Dla przeszkody wykrytej w odległości 400 m przy uwzględnieniu kąta wiązki promieniowania anteny, wysokość obszaru potencjalnie niebezpiecznego oszacowano jako $h = 84,3$ m. W sytuacji, kiedy przeszkodę wykrywa zespół anteny 1, przy jednoczesnym braku wykrycia przeszkody przez zespół anteny 2 o podniesionej wyżej osi promieniowania, można stwierdzić, że wysokość przeszkody jest mniejsza od wysokości obszaru uznanego za niebezpieczny. Wyznaczony dystans niezbędny do wykonania przeskoku wynosi $dx = 219,8$ m. Oszacowanie szerokości obszaru niebezpiecznego w lewo i w prawo wynosi odpowiednio $ypl = 42$ m i $pp = 31,5$ m. Dystans niezbędny do wykonania manewru bocznego S w lewo i w prawo wynosi $xdy_{szm_le} = 122,4$ m oraz $xdy_{szm_pr} = 117,2$ m. Wskaźniki kołowe przyjmują kolor zielony, dystanse wszystkich manewrów są mniejsze od chwilowej odległości śmigłowca od przeszkody. Wskaźnik prostokątny przyjmuje częściowo barwę czerwoną w proporcji odpowiadającej dystansowi manewru do odległości od przeszkody oraz barwę zieloną odpowiadającą proporcji pozostałego dystansu lotu do punktu rozpoczęcia manewru przeskoku. Wskazówka dotycząca dalszego działania wyświetlana jest w formie napisu: *leć dalej*. W górnej części formularza wyświetlany jest w kolorze niebieskim tor przewidywanego manewru przeskoku. Pionową granicę obszaru niebezpiecznego traktowaną jako wysokość przeszkody przedstawiono w formie pionowego odcinka wyświetlanego w kolorze żółtym (przy wydruku czarno-białym linia o jasno szarym odcieniu). Informacyjnie wyświetlany jest tor lotu śmigłowca odpowiadający wejściowym danym testowym.

Wskazania graficzne i wyniki programu predykcji manewru dla sytuacji kontynuowania lotu i zbliżania się do wykrytej przeszkody przedstawiono na rysunku 21. Po upływie pięciu sekund lotu śmigłowiec znalazł się w odległości $x_{a1} = 330,5$ m od przeszkody wykrywanej przez zespół anteny 1. Jednocześnie zespół anteny 2 wskazuje na wykrycie dalej położonej przeszkody w odległości $x_{a2} = 500,9$ m, której na ekranie odpowiada pionowa zielona linia. Wysokość strefy niebezpiecznej, oszacowana przy uwzględnieniu odległości x_{a1} , wynosi $h = 68,8$ m. W tym przypadku dystans manewru przeskoku uległ skróceniu do $dx = 198,1$ m. Przy odległości śmigłowca od przeszkody większej, niż dystans manewru, lot po prostej może być kontynuowany. Pola wskaźników lampkowych wyświetlane są na zielono informując o dopuszczalności manewru poziomego S oraz pionowego przeskoku nad przeszkodą. Na wskaźniku prostokątnym zmniejszył się zakres wyświetlany na zielono sygnalizując zbliżanie się do przeszkody.

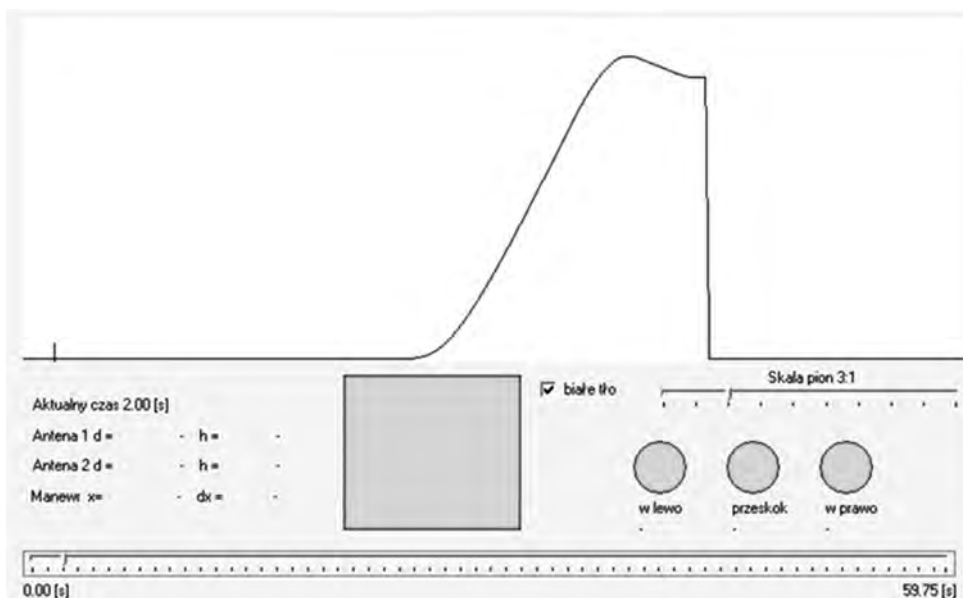
Na rysunku 22 pokazano wskazania dla sytuacji, kiedy odległość śmigłowca od przeszkody jest tylko nieznacznie większa od dystansu manewru. Dla czasu symulacji $t = 23,5$ s zespół antenowy 1 wskazuje, że bliższa przeszkoda znajduje się w odległości $x_{a1} = 139,6$ m. Oszacowanie wysokości strefy niebezpiecznej, biorąc pod uwagę odległość x_{a1} , wynosi $h_{a1} = 29,1$ m. Wyznaczony dystans konieczny do wykonania przeskoku w tych warunkach wynosi $dx = 137,0$ m i jest nieco mniejszy od odległości śmigłowca od przeszkody. W związku z tym na

prostokątnym wskaźniku zapasu odległości do momentu rozpoczęcia manewru przeskoku widoczny jest wąski pasek koloru zielonego odpowiadający dystansowi dozwolonego dalszego lotu po prostej. Dla oszacowanej rozległości przeszkody w lewo $y_{pl} = 17,7$ m i w prawo $pp = 11,0$ m dystanse odpowiednich manewrów bocznych S wynoszą 97,9 m, są mniejsze od odległości śmigłowca od przeszkody, stąd wszystkie wskaźniki kołowe utrzymują kolor zielony.

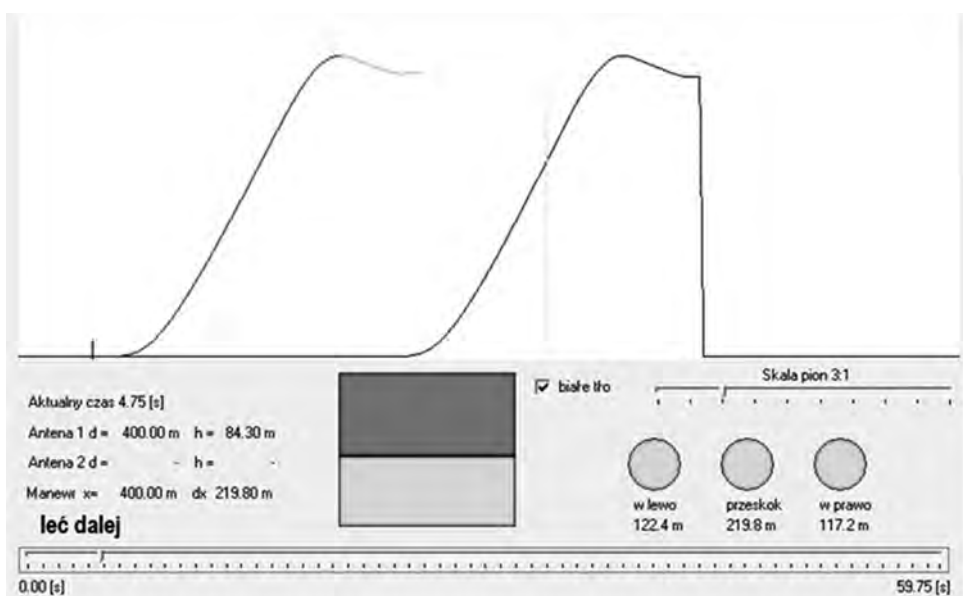
Na rysunku 23 przedstawiono sytuację podjęcia decyzji o rozpoczęciu manewru przeskoku. W stosunku do stanu pokazanego na rysunku 22 w kolejnym kroku czasowym symulacji przy $\Delta t = 0,25$ s śmigłowiec znalazł się w odległości od przeszkody $x_{a1} = 136,1$ m mniejszej niż dystans manewru $dx_{a1} = 137,0$ m wymagany do wzniesienia się ponad granicę strefy niebezpiecznej o wysokości $h = 28,3$ m. W tej sytuacji został wyświetlony komunikat *wykonuj przeskok*. Całe pole wskaźnika prostokątnego zabarwiając się na czerwono sygnalizuje konieczność rozpoczęcia manewru przeskoku ze względu na bliskość przeszkody. Podobnie środkowa lampka wyświetlająca wskazania dla manewru przeskoku przyjmuje kolor czerwony. Sąsiednie lampki odpowiadające manewrom bocznym pozostały w kolorze zielonym. W momencie podjęcia decyzji o przeskoku ponad przeszkodą w programie ulega zamrożeniu wysokość granicy strefy niebezpiecznej i nie ulega zmianie, aż do chwili czasu, kiedy śmigłowiec wzniesie się na większą wysokość.

Sytuację odpowiadającą początkowej fazie lotu wznoszącego pokazano na rysunku 24. Po upływie czasu $t = 2,75$ s od podjęcia decyzji o przeskoku śmigłowiec osiągnął w trakcie wznoszenia wysokość $h_{lot} = 4,4$ m. Przy wysokości przeszkody $h = 29,3$ m konieczne jest dalsze wznoszenie, stąd zostaje wyświetlony komunikat *trwa przeskok* wskazujący na potrzebę kontynuacji manewru. Informację dotyczącą kontynuacji przeskoku sygnalizuje także środkowy wskaźnik lampkowy przyjmując kolor pomarańczowy. Wyznaczony predykcyjnie zalecany sposób przeprowadzenia manewru wyświetlono w formie alfanumerycznej podając wartości skoku ogólnego, prędkości pionowej, pochylenia kadłuba i wychylenia tarczy sterującej dla wyprzedzenia czasowego $t_{wyp} = 1,5$ s w stosunku do chwili bieżącej. Na prostokątnym wskaźniku pojawia się wąski pasek zielony wynikający z działania algorytmu określającego chwilowe oszacowanie wysokości strefy niebezpiecznej na podstawie dystansu do przeszkody i kąta elewacji wiązki anteny. Przy zamrożeniu wysokości przeszkody dla początkowego momentu przeskoku wskazanie zielonego paska na prostokątnym polu o możliwości lotu po prostej jest ignorowane, a jako wskazówka działania ukazuje się komunikat *trwa przeskok* przy jednoczesnym pomarańczowym kolorze środkowej lampki. Zmiana koloru na czerwony lampki lewej informuje, że śmigłowiec znalazł się zbyt blisko przeszkody ($x_{a1} = 97,9$ m), żeby wykonać manewr boczny S w lewo wymagający większego dystansu $xdy_{szm_le} = 98,5$ m.

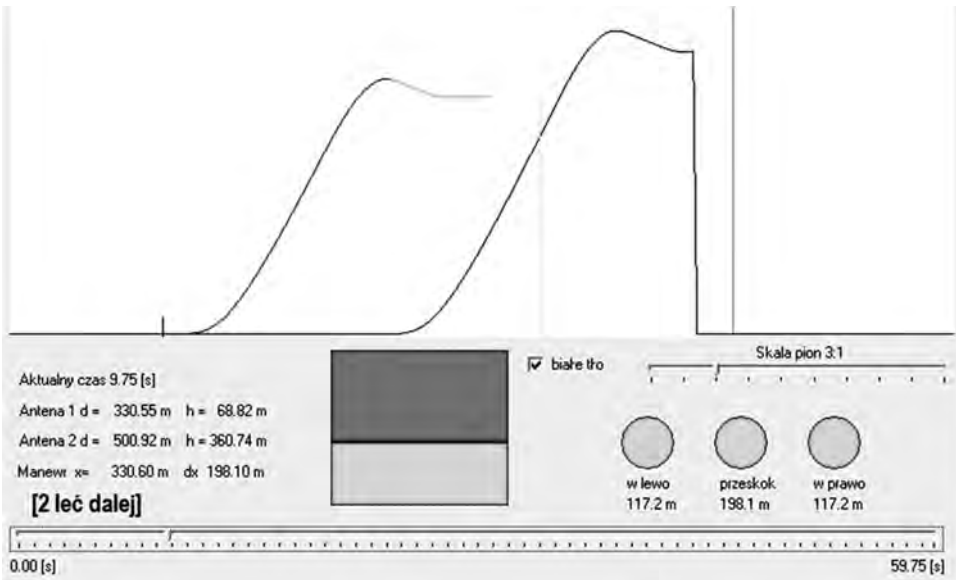
Na rysunku 25 przedstawiono końcową fazę wykonywania manewru przeskoku. Śmigłowiec znajdując się w odległości $x_{a1} = 52,8$ m od przeszkody na wysokości $h_{lot} = 25,4$ m nie wznosił się jeszcze ponad wysokość przeszkody $h = 29,3$ m. Wyświetlany jest komunikat *trwa przeskok*, czemu towarzyszy pomarańczowy kolor środkowej lampki odpowiadającej manewrowi przeskoku. Przewidywane z wyprzedzeniem czasowym $t_{wyp} = 1,5$ s wartości parametrów manewru zalecają zmniejszenie skoku ogólnego łopaty wirnika oraz prędkości wznoszenia śmigłowca. Na rysunku 26 pokazano moment kończący manewr przeskoku, kiedy śmigłowiec osiąga wysokość (29,5 m) wyższą od przeszkody (29,3 m). Wyświetlany jest komunikat *leć dalej*.



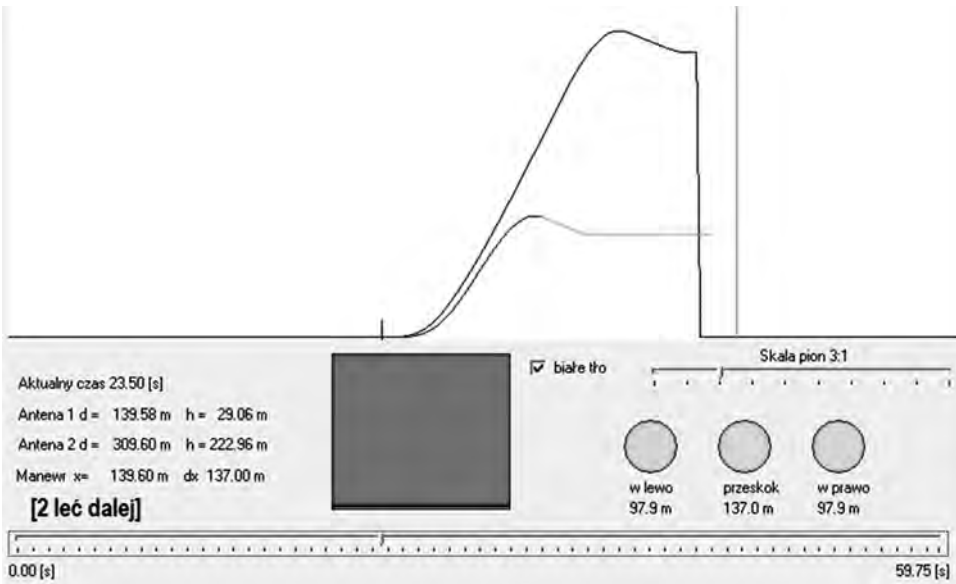
Rys. 19. Schemat graficznego przedstawienia wyników programu symulacji manewrów i podpowieści decyzji. Obraz dla stanu lotu bez obecności przeszkody przed śmigłowcem



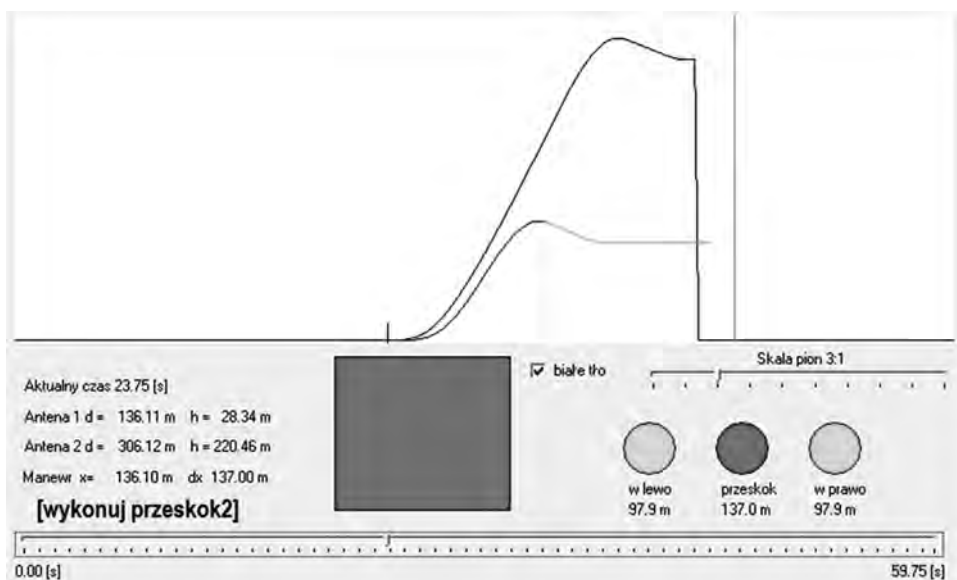
Rys. 20. Wskazania po wykryciu przeszkody w dużej odległości przed śmigłowcem



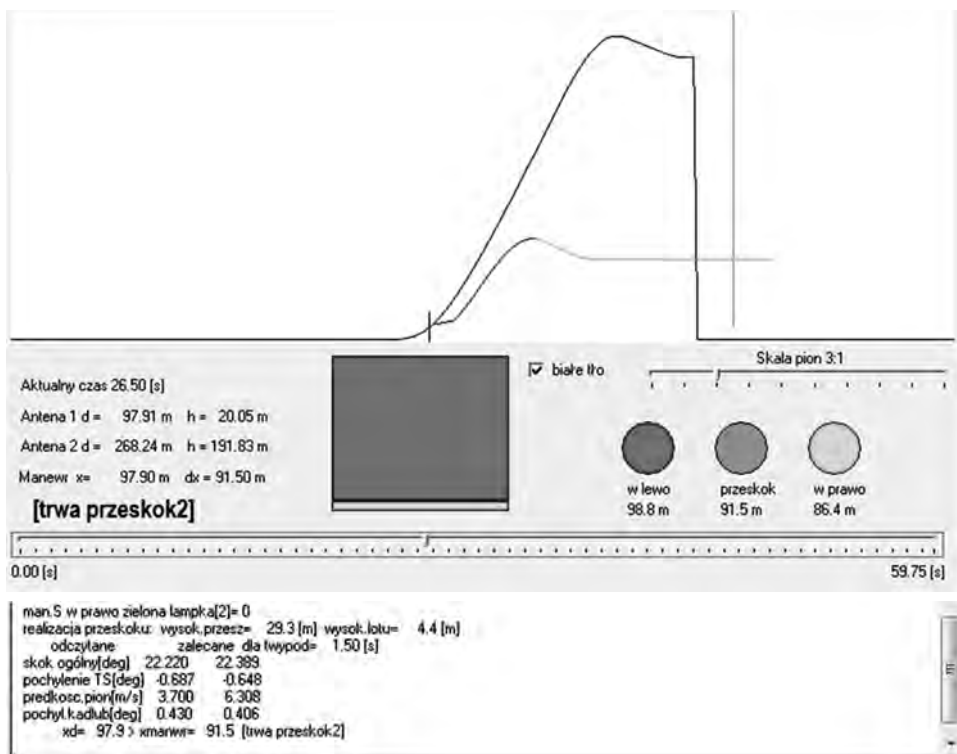
Rys. 21. Wskazania po zbliżeniu się do pierwszej przeszkody i wykryciu drugiej w dalszej odległości



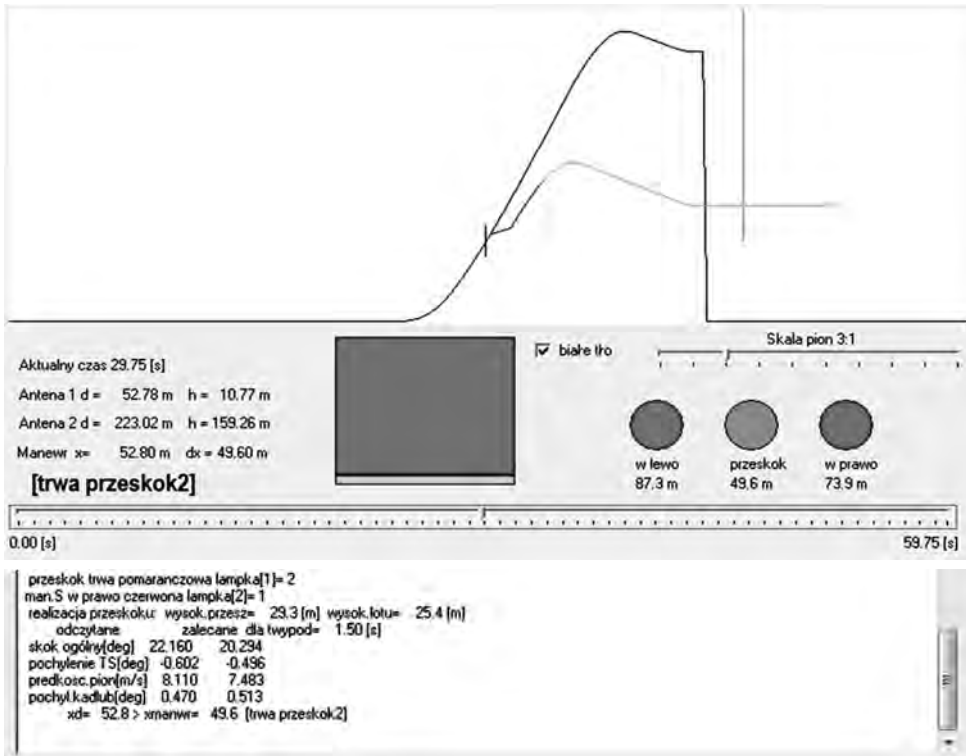
Rys. 22. Wskazania dla sytuacji, kiedy odległość od przeszkody jest tylko nieznacznie większa od dystansu manewru



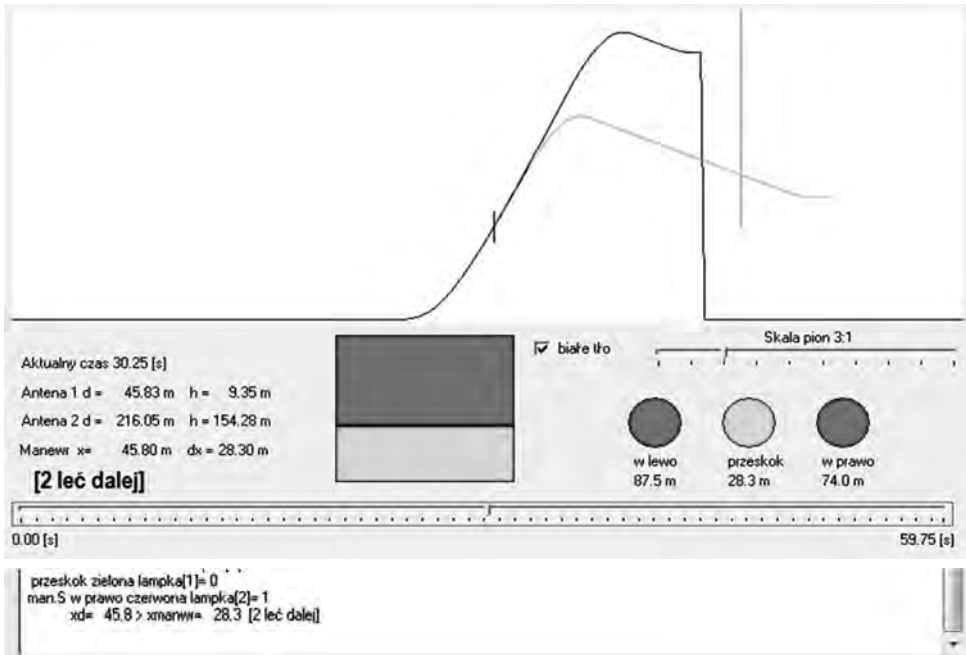
Rys. 23. Wskazania w sytuacji zaraz po podjęciu decyzji o przeskoku, kiedy odległość przeszkody stała się mniejsza od dystansu manewru



Rys. 24. Wskazania dla przypadku początkowej fazy przeskoku, kiedy narasta wysokość lotu



Rys. 25. Sytuacja w końcowej fazie przeskoku, kiedy przy dużej prędkości wznoszenia zalecane jest zmniejszenie skoku ogólnego



Rys. 26. Przelot ponad przeskoką

TESTY DZIAŁANIA DWUANTENOWEGO ZESPOŁU RADAROWEGO

Wprowadzenie dwuantenowego zespołu nadawczo-odbiorczego do bloku radarowego miało na celu umożliwienie dokładniejszego określenia wysokości wykrywanej przeszkody. Płaszczyzny anten zabudowano pod różnym kątem względem pionu, oś wiązki promieniowania jednej z anten miała pokrywać się z poziomą montażową stolika (śmigłowca), oś wiązki drugiej anteny została podniesiona względem poziomu o 24° . Dokładniejsze określenie wysokości przeszkody może zachodzić w sytuacji, kiedy antena o poziomej osi wiązki wykryje obiekt przed śmigłowcem, natomiast początkowo antena o podniesionej osi promieniowania nie będzie wskazywać przeszkody w tej samej odległości (rys. 27, 28). Przy przeszkodzie zbyt niskiej, żeby została wykryta z dalszej odległości przez antenę o podniesionej osi promieniowania, w miarę zbliżania się śmigłowca sygnał o wykryciu przeszkody powinien pojawić się w danych pomiarowych obu zespołów anten. Przy znanej odległości, kiedy obie anteny po raz pierwszy wykryły przeszkodę możliwe jest oszacowanie jej wysokości.

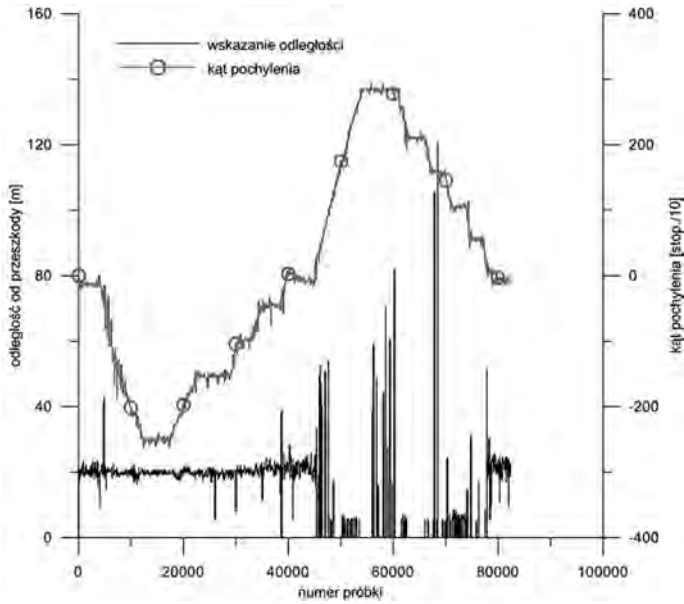
Po przeprowadzeniu wstępnych testów naziemnych radar z dwoma zespołami anten zamontowano na śmigłowcu. Loty próbne przeprowadzono w rejonie Wilanowa. W kolejnych dwóch lotach stwierdzono przerwy w łączności odbiorników systemu GPS, na co istotny wpływ mogły mieć drgania oraz zakłócenia wywołane przez pracujący silnik spalinowy śmigłowca Benzin.

Trudno ocenić poprawność wskazań obu zespołów anten w trakcie lotu ze względu na brak rejestracji GPS. W celu sprawdzenia działania radaru, GPS i bloku rejestracji w warunkach terenowych bez wpływu zakłóceń od modelu śmigłowca Benzin przeprowadzono testowe, naziemne pomiary odległości wybranych różnych obiektów.

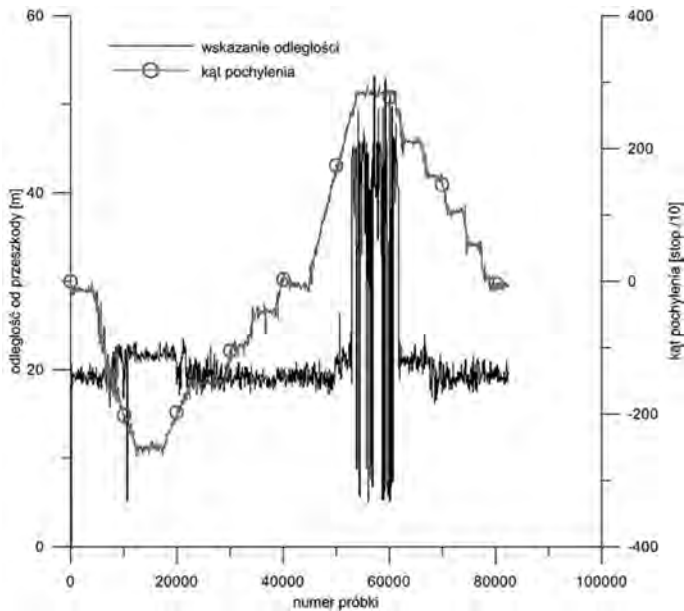
Na rysunkach 29 i 30 przedstawiono zmianę wskazywanej odległości w czasie pieszego przejścia do ściany kilkupiętrowego budynku. Dla wskazań anteny poziomej (rys. 30) widoczny jest spadek dystansu w miarę zbliżania się do budynku. W chwili początkowej odległość wynosiła 120 m. Na rysunku 29 pokazano wskazania odległości budynku wyznaczone przez zespół anteny o wstępnie podniesionej osi promieniowania. Można stwierdzić, że wyraźne skupienie wskazywanego dystansu występuje dopiero od około 60 sekundy rejestracji, co odpowiada sytuacji, kiedy ściana budynku znalazła się w wiązce promieniowania anteny. Na rysunku 31 pokazano prędkość pieszego zbliżania się do budynku określaną przez zespół anteny poziomej.

Na rysunkach 33÷40 przedstawiono wskazania anten radaru w teście naziemnym dla odległości od kilku rodzajów przeszkód: przewodów linii wysokiego napięcia, słupa nośnego linii przesyłowej (rys. 32a), kępy drzew (rys. 32b). Z otrzymanych rejestracji wynika, że detektor radarowy nie jest w stanie wykrywać przewody linii wysokiego napięcia (rys. 33 i 34).

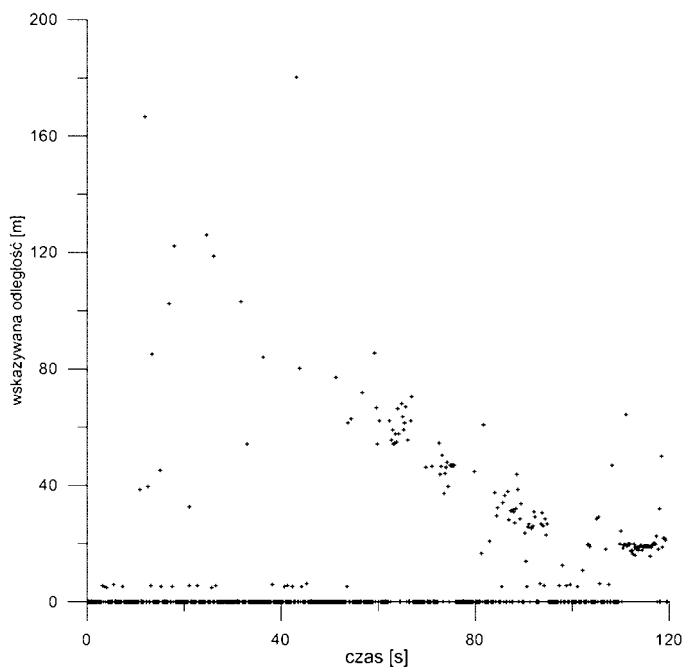
Uzyskane wyniki pomiarów w trakcie naziemnych testów radaru i bloku pomiarowego pozwoliły stwierdzić, że nie uległy one uszkodzeniu w trakcie lotów próbnych. Pomiary odległości były zgodne z rzeczywistymi dystansami.



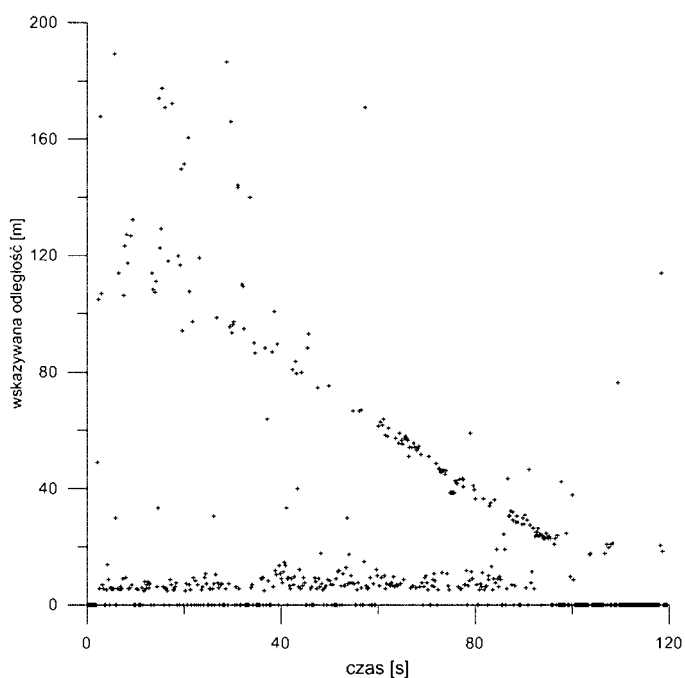
Rys. 27. Test działania zespołu dwóch anten, odległość budynku T, antena zabudowana z wstępnie podniesioną osi promieniowania



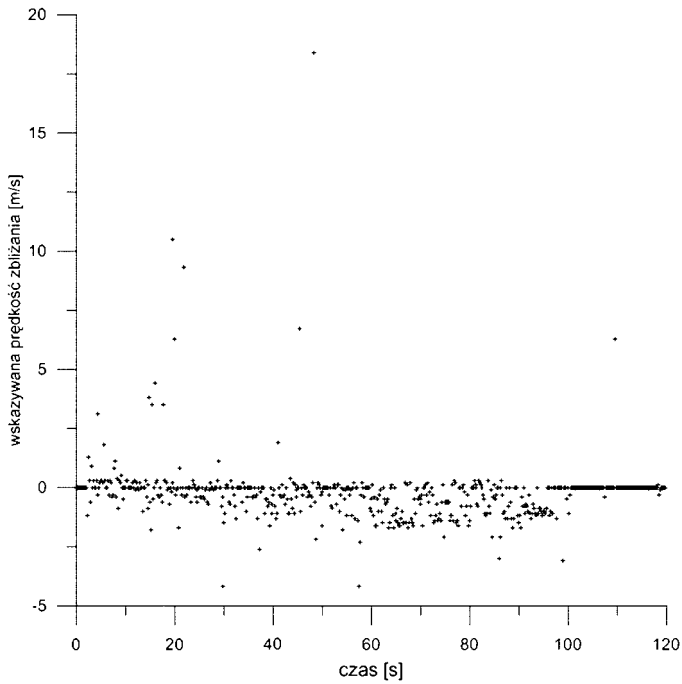
Rys. 28. Test działania zespołu dwóch anten, odległość budynku T, antena o poziomej zabudowie osi wiązki



Rys. 29. Zespół dwuantenowy: odległość ściany budynku wskazywana przez antenę o podniesionej osi promieniowania podczas pieszego zbliżania się



Rys. 30. Zespół dwuantenowy: odległość ściany budynku wskazywana przez antenę o poziomej osi promieniowania podczas pieszego zbliżania się



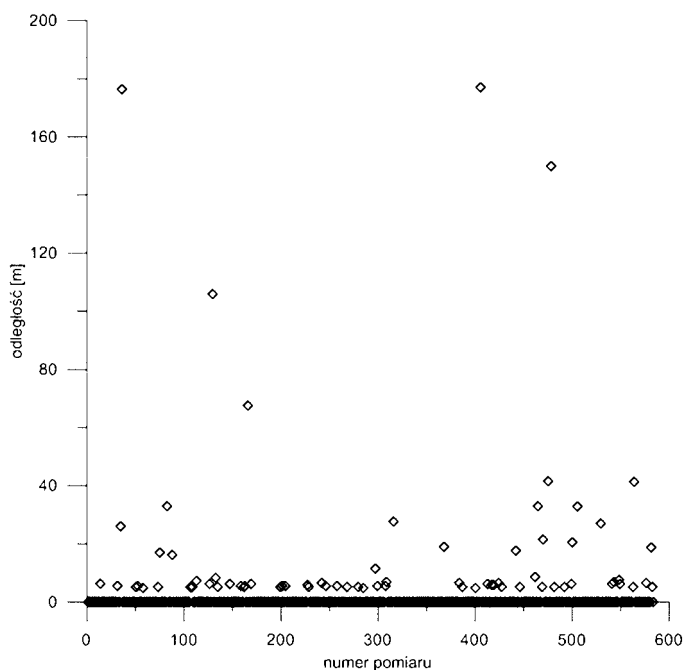
Rys. 31. Prędkość pieszego zbliżania się do ściany budynku parkingu wskazywana przez antenę o poziomej osi promieniowania



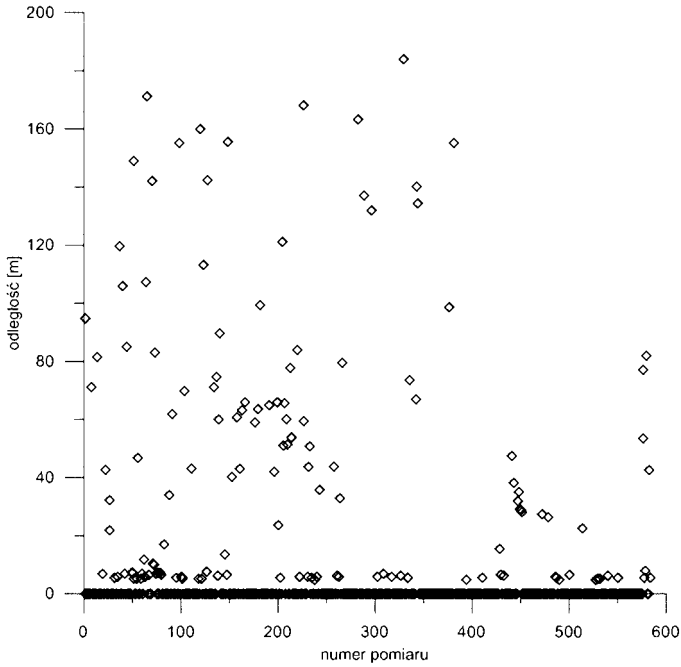
Rys. 32a. Widok linii energetycznej wykorzystanej w testach radaru (wskazania radaru – patrz rys. 33÷36)



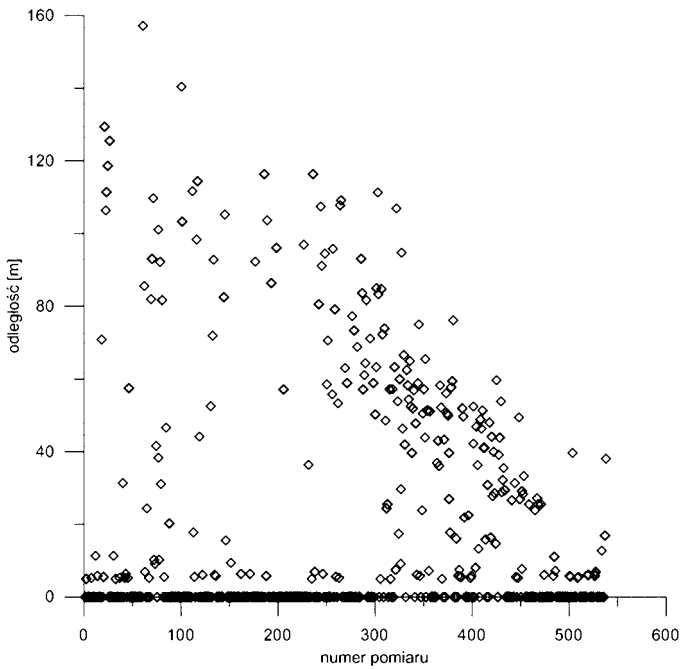
Rys. 32b. Kępa drzew – radarowe wskazania odległości (patrz rys. 37 i 38)



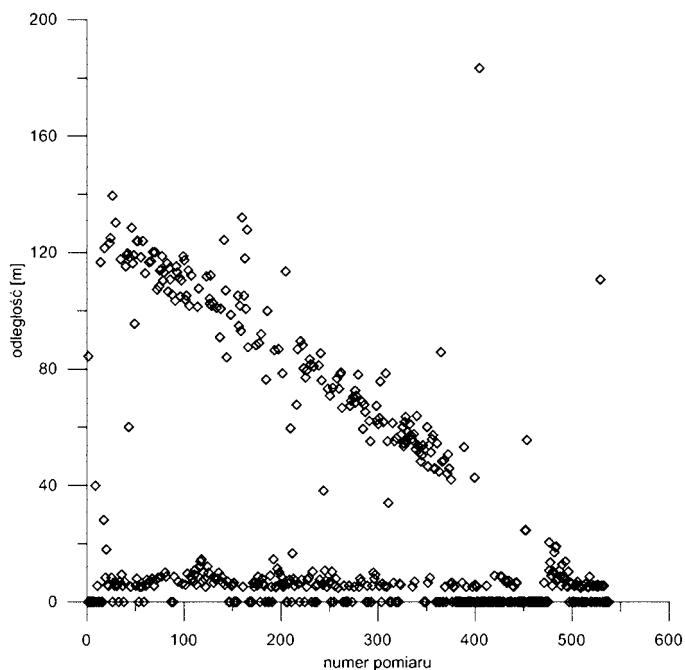
Rys. 33. Naziemny pomiar odległości w trakcie marszu w kierunku przewodów linii wysokiego napięcia, zespół dwuantenowy, oś anteny podniesiona.



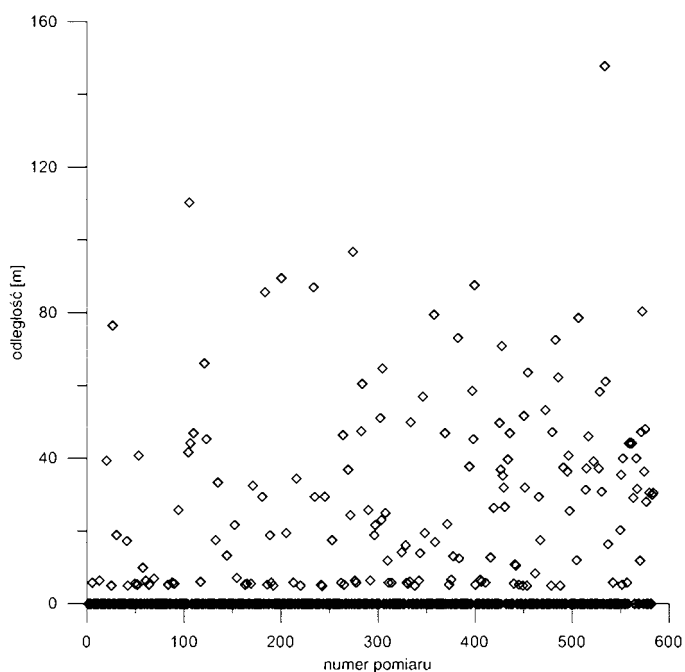
Rys. 34. Naziemny pomiar odległości w trakcie marszu w kierunku przewodów wysokiego napięcia, zespół dwuantenowy, pozioma oś stożka promieniowania



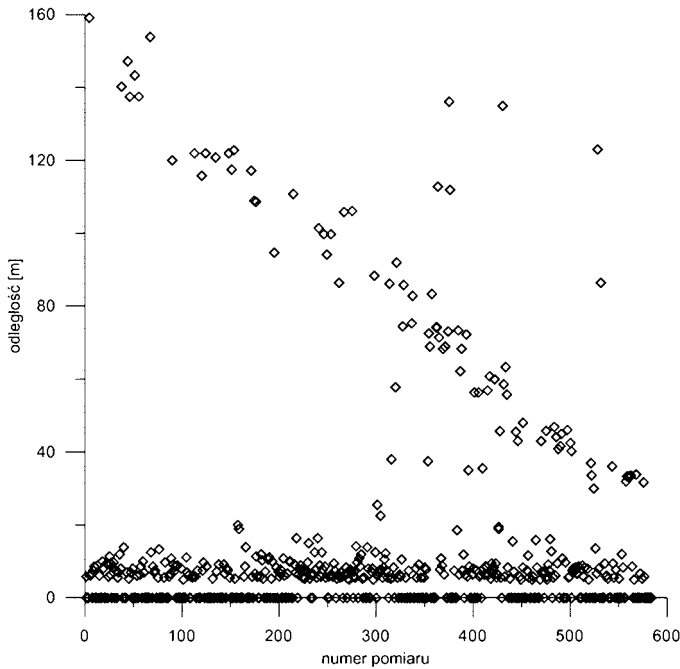
Rys. 35. Pomiar odległości w czasie zbliżania się do słupa linii wysokiego napięcia, zespół dwuantenowy, oś anteny podniesiona



Rys. 36. Pomiar odległości w czasie zbliżania się do słupa linii wysokiego napięcia, zespół dwuantenowy, pozioma oś emisji anteny



Rys. 37. Naziemny pomiar odległości przy podejściu do kępy drzew, zespół dwuantenowy, podniesiona oś stożka promieniowania



Rys. 38. Naziemny pomiar odległości przy podejściu do kępy drzew, zespół dwuantenowy, pozioma oś stożka promieniowania

WNIOSKI

W ramach pracy nad ostrzegawczym systemem antykolizyjnym śmigłowca wykonano radarowy detektor przeszkód, blok pomiarowo-rejestrujący oraz opracowano oprogramowanie do oceny możliwości omińnięcia lub przelotu śmigłowca ponad przeszkodą.

Przygotowano oprogramowanie do predykcyjnego przedstawiania dystansu niezbędnego do wykonania manewrów w miarę zbliżania się śmigłowca do wykrytej przeszkody.

W testach radaru potwierdzono zasięg wykrywanych przeszkód wynoszący około 200 m osiągnięty przy zastosowaniu modułu nadawczo-odbiorczego firmy Innosent pracującego w paśmie 24 GHz. W próbach stwierdzono możliwość wykrywania przeszkód o różnym charakterze powierzchni: budynki, słupy linii energetycznych, ściana lasu, kępa drzew. Zastosowana częstotliwość pracy radaru jest zbyt niska do wykrywania przewodów linii wysokiego napięcia. Prze-testowano współpracę zespołu radarowego z blokiem pomiarowo-rejestrującym w warunkach naziemnych oraz z wykorzystaniem sterowanego radiowo modelu śmigłowca Benzin napędzanego silnikiem spalinowym. W warunkach lotu przy zamontowaniu anteny w pozycji o pionowej osi emitowania radar wypełniał funkcję radiowysokościomierza pozwalając na porównanie wskazań radaru z wysokością lotu. Podczas kolejnych lotów wystąpiły silne zakłócenia systemu GPS prawdopodobnie związane z poziomem drgań generowanych przez tłokowy silnik modelu śmigłowca. Wpływ pracującego silnika dał się także zauważyć na wskazania radaru.

Do testowania oprogramowania predykcyjnego wyznaczania manewrów omijania przeszkód oraz graficznej prezentacji sytuacji wykorzystano dane symulujące lot śmigłowca w kierunku przeszkody. Do obliczeń wykorzystano dane śmigłowca Sokół. Ocena możliwości realizacji manewru i zmian niezbędnego dystansu przedstawiano w miarę zbliżania się śmigłowca do przeszkody.

Przeprowadzone symulacje wskazują, że system antykolizyjny dla śmigłowca o masie około 6400 kg przy prędkości lotu powyżej 200 km/h wymaga zastosowania zespołu radarowego o zdolności wykrywania przeszkód w odległości rzędu 700÷800 m. Dla mniejszych prędkości lotu charakterystycznych dla warunków lotu NOE przy zasięgu radaru wynoszącym około 200 m zachowany jest margines kilku sekund na wykonanie manewru uniknięcia przeszkody.

W opracowanym radarowym detektorze przeszkód czas analizy odbieranych sygnałów umożliwił przesyłanie do rejestratora wskazań dotyczących odległości przeszkód z częstotliwością około 5 Hz. Uzyskiwane czasy obliczeń programu predykcyjnego na komputerze stacjonarnym wynosiły 60÷70 ms. Zastosowanie dwóch zespołów antenowych o różnym położeniu osi emitowanej wiązki pozwala uzyskać informacje do oszacowania wysokości wykrytej przeszkody.

Wydaje się, że w celu uzyskania możliwości oceny kształtu przeszkody konieczne byłoby zastosowanie bardziej złożonego zespołu antenowego obejmującego kilka anten o małym kątowym obszarze skanowania dla pojedynczej wiązki. Sekwencyjne sterowanie emisją poszczególnych wiązek (wiązka ołówkowa $1^{\circ}\div 2^{\circ}$ w azymucie i elewacji) pozwoli uzyskać wskazania występowania przeszkody w przestrzeni przed śmigłowcem podzielonej na rozgraniczne małe sektory.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Harris F. D., Kasper E. F., Seler L. E. (2000). *U.S. Civil Rotorcraft Accidents 1963 Through 1997*. NASA TM-2000-209597.
- [2] Innosent Innovative Sensor Technology. Standard Products. Version; 2008-01-29.
- [3] Stanisławski J. (2011). *Symulacyjne określanie parametrów przelotu śmigłowca nad przeszkodą*. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 219, s. 297-314.
- [4] Stanisławski J. (2011). *Symulacja omijania przeszkody w locie manewrowym śmigłowca*. Warszawa. Instytut Lotnictwa. Opracowanie GR/0006//BP/2011.

TESTS OF ELEMENTS OF HELICOPTER ANTICOLLISION SYSTEM

Abstract

Helicopter flights at low altitude demand increased pilot attention divided for controlling flight parameters, navigation and observation of terrain obstacles. The onboard system detecting the obstacles and predicting the distance necessary to perform the maneuver of flying above or sideways the obstacle could help to reduce pilot workload. The proposed system consists of radar detecting obstacles, unit for flight parameters measurement and recording, unit computing the predicted maneuver and display monitor. The elements of anticollision system were tested at ground and flight condition using radio controlled helicopter model. Results of prediction program and proposition of information display were presented.