

BADANIA W LOCIE ŚMIGŁOWCA MI-17-1V

MIROŚLAW NOWAKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Streszczenie

Badania w locie statków powietrznych przeprowadza się dla statków nowo produkowanych i modernizowanych lub będących na wyposażeniu lotnictwa Sił Zbrojnych a także dla innego sprzętu lotniczego.

Badania nowego sprzętu lotniczego przeprowadza się przed wprowadzeniem go do produkcji i eksploatacji. Celem tych badań jest określenie charakterystyk taktyczno-technicznych sprzętu lotniczego. W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych prowadzone były badania funkcjonalne wyposażenia zabudowanego na śmigłowcu oraz badania mające na celu określenie własności lotnych i osiąggów śmigłowca. Przeprowadzono szereg lotów próbnych, które wykonano zgodnie z opracowaną metodyką uwzględniającą przepisy JAR 29. Parametry lotu i sterowania śmigłowca zapisywane były podczas wykonywania lotów próbnych doświadczalnych za pomocą aparatury pomiarowo-rejestrującej. Ich późniejsza analiza pozwoliła na ocenę stateczności statycznej podłużnej i kierunkowej, sterowności i manewrowości oraz osiąggów zmodernizowanego śmigłowca. W referacie omówione zostaną wybrane badania w locie zmodernizowanego śmigłowca Mi-17-1V z podaniem związanej charakterystyki.

1. WSTĘP

Celem prezentowanych w niniejszym artykule badań w locie zmodernizowanego śmigłowca Mi-17-1V było określenie wpływu jego doposażenia na charakterystyki osiągowie (w tym ograniczenia eksploatacyjne) oraz własności lotne. Elementami doposażenia mającymi potencjalnie istotny wpływ na osiągi i własności lotne doposażonego śmigłowca Mi-17-1V jest jego opancerzenie oraz zamontowane rozpraszacze gazów wylotowych. Masa wspomnianego doposażenia znacznie przekraczająca 1000 kg istotnie zmniejsza udźwig użyteczny, a jego umiejscowienie przesunęło środek masy śmigłowca do przodu do wartości bliskich granicznie dopuszczalnym, co może prowadzić do pogorszenia takich własności lotnych jak stateczność czy też sterowność śmigłowca. Z kolei rozpraszacze gazów wylotowych powodują spadek mocy silników i wzrost zużycia paliwa, co prowadzi w efekcie do pogorszenia osiąggów śmigłowca głównie dotyczących prędkości wznoszenia i pułapu oraz zasięgu i długotrwałości.

Uwzględniając powyższe badania parametrów osiągowych dotyczyły głównie wyznaczenia:

- biegunowych wznoszenia oraz pułapu praktycznego;
- prędkości maksymalnych, ekonomicznych i optymalnych;
- zasięgu i długotrwałości lotu.

Natomiast własnościami lotnymi podlegającymi badaniom były:

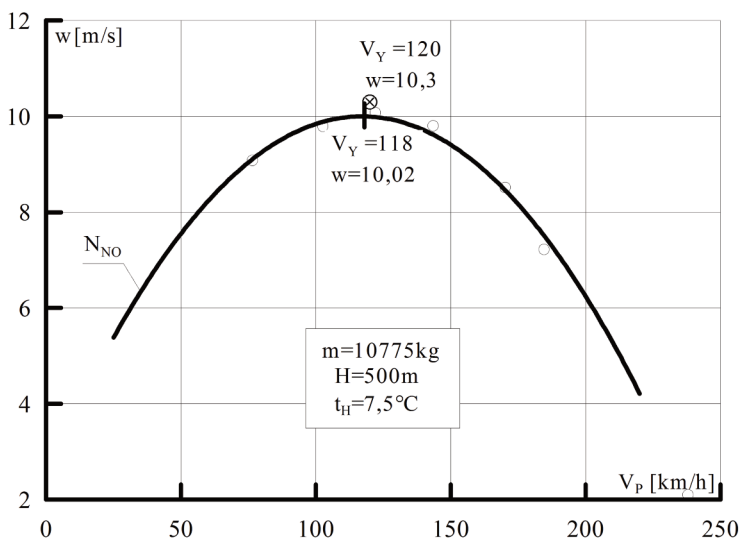
- stateczności podłużna i kierunkowa śmigłowca;
- sterowności i manewrowości śmigłowca.

Badania powyższych własności lotnych i osiągow śmigłowca realizowano i oceniano zgodnie z przepisami normatywnymi zawartymi w Joint Aircraft Requirement Part 29 (JAR 29).

2. BADANIA CHARAKTERYSTYK OSIĄGOWYCH

2.1. Biegunowe wznoszenia

Jednym z badań charakterystyk osiągowych było określenie biegunowych wznoszenia, umożliwiających z kolei wyznaczenie maksymalnych pionowych prędkości wznoszenia w badanego śmigłowca i odpowiadających im prędkości najlepszego wznoszenia V_Y . Próby badawcze w omawianym zakresie przeprowadzono na wysokościach barometrycznych H_b dla różnych wariantów śmigłowca. Badania dla danej wysokości polegały na realizacji na mocy nominalnej zespołu napędowego N_{NO} cykli ustalonych wznoszeń bez ślizgu z prędkościami przyrządowymi lotu V_p zmieniającymi się kolejno co $10 \div 15$ km/h w zakresie prędkości od 60 km/h do bliskich maksymalnym. Z zarejestrowanych zbiorów punktów pomiarowych otrzymano poszukiwane biegunowe wznoszenia $w = f(V_p)$, natomiast z warunku $dw/dV_p = 0$ określono prędkości przyrządowe najlepszego wznoszenia V_Y i maksymalne prędkości wznoszenia dla badanych wysokości i mas śmigłowca. Przykładowe wyniki badań w zakresie biegunowych wznoszenia przedstawiono w postaci graficznej dla śmigłowca Mi-17-1V na rys. 1. Ponadto na rysunku zamieszczono wartości prędkości najlepszego wznoszenia V_Y i maksymalne prędkości wznoszenia w wyznaczone z biegunowej na podstawie danych literaturowych [3] oznaczone symbolem \otimes . Jak wynika z przedstawionych danych prędkości najlepszego wznoszenia praktycznie nie uległy zmianie wskutek doposażenia śmigłowca, zaś maksymalne prędkości wznoszenia uległy zmniejszeniu o $3 \div 5\%$.

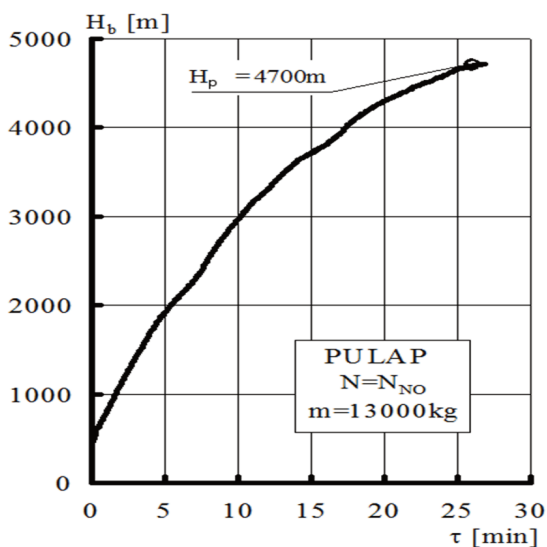


Rys. 1. Zależność prędkości wznoszenia w śmigłowca na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego od przyrządowej prędkości lotu V_p

2.2. Pułap praktyczny

Dla celów wyznaczenia charakterystyk pułapu praktycznego badanego śmigłowca tj. wielkość pułapu, czas wejścia na pułap i zużycie paliwa przeprowadzono loty badawcze. Wznoszenia na pułap realizowano dla maksymalnej masy startowej na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego do wysokości lotu odpowiadającej prędkości wznoszenia $w = 0,5 \text{ m/s}$, starając się utrzymać zadany, optymalny profil prędkościowo-wysokościowy lotu, określony na podstawie badania wznoszeń.

Wyniki lotu śmigłowca Mi-17-1V na pułap pokazano graficznie na rys. 2. Przedstawiono na nim otrzymane z zarejestrowanych danych przebiegi czasu wznoszenia τ w funkcji wysokości barometrycznej wznoszenia H_b . Jak wynika z zaprezentowanych wyników śmigłowiec Mi-17-1V osiągnął pułap praktyczny $H_p = 4700 \text{ m}$ w warunkach odpowiadających warunkom standardowym na tej wysokości o 100 m mniejszą od literaturowej [3] z wyłączoną instalacją ogrzewania wlotów.



Rys. 2. Zależność czasu wznoszenia τ w funkcji wysokości barometrycznej H_b

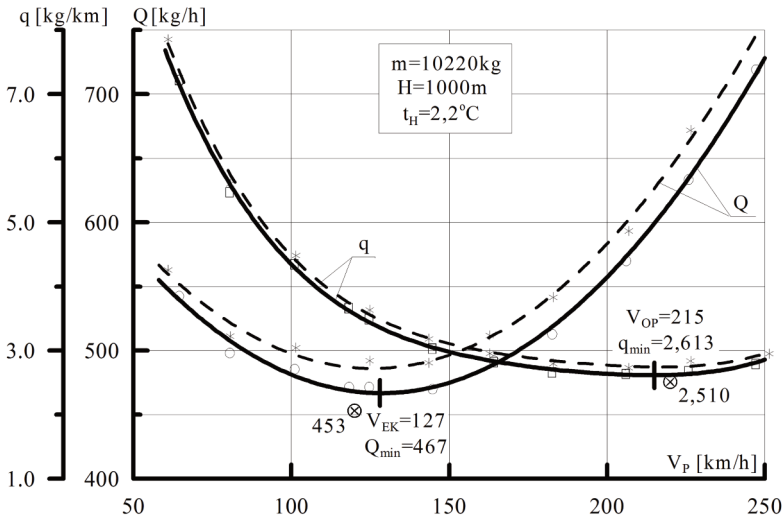
2.3. Zużycia paliwa. Prędkości maksymalne, ekonomiczne i optymalne

Badania zużycia paliwa realizowano w postaci serii, dla danej wysokości i masy, lotów ustalonych z prędkościami zmieniającymi się co $10 \div 15 \text{ km/h}$ w zakresie prędkości przyrządowych lotu V_p od ok. 60 km/h do maksymalnych. Omawiane loty przeprowadzono na wysokościach H_b , dla wariantu masowego śmigłowca oraz dla wyłączonej i włączonej instalacji przeciwooblodzeniowej wlotów do silników.

W wyniku badań otrzymano poszukiwane w badaniach charakterystyki masowych wydatków paliwa: godzinowego $Q = f(V_p)$ i kilometrowego $q = f(V_p)$ dla badanych wysokości barometrycznych H_b i wariantów masowych. Badając natomiast punkty przegięcia wyznaczonych przebiegów zużycia określono prędkości ekonomiczne V_{EK} oraz optymalne (przelotowe) V_{OP} , dla których uzyskiwane są odpowiednio minimalne godzinowe Q_{min} i kilometrowe q_{min} wydatki paliwa.

Przykładowe wyniki badań śmigłowca Mi-17-1V podano w formie graficznej na rys. 3. Symbole punktowe odpowiadają danym wyznaczonym z rejestracji prób, zaś linie ciągłe i przerywane będące aproksymacją tych danych stanowią poszukiwane charakterystyki zużycia

odpowiednio dla wyłączonej i włączonej instalacji ogrzewania wlotów. Ponadto na rysunku zamieszczono wyznaczone z otrzymanych charakterystyk wartości prędkości ekonomicznej V_{EK} i optymalnej V_{OP} z odpowiadającymi im wartościami minimalnymi zużycia. Symbolem \otimes oznaczono charakterystyczne prędkości i zużycia podane w danych literaturowych [3] dotyczących niedoposażonego śmigłowca.



Rys. 3. Zależności godzinowego Q i kilometrowego q zużycia paliwa śmigłowca od przyrządowej prędkości V_p lotu poziomego

Na podstawie zamieszczonych danych można stwierdzić po pierwsze, że włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej wlotów zwiększa minimalne kilometrowe zużycie paliwa q_{min} o 3-4%, co odpowiada danym literaturowym [3] określającym ww. różnicę na 3%. Po drugie wyznaczone w trakcie badań minimalne kilometrowe zużycia paliwa q_{min} z włączoną instalacją przeciwooblodzeniową wlotów są o 8-10% większe od odpowiadających im wartości literaturowych niedoposażonej wersji Mi-17-1V (dla wyłączonej instalacji). Należy przypuszczać, iż powyższy wzrost zużycia jest związany zasadniczo z doposażeniem badanej wersji śmigłowca w rozpraszacze gazów wylotowych.

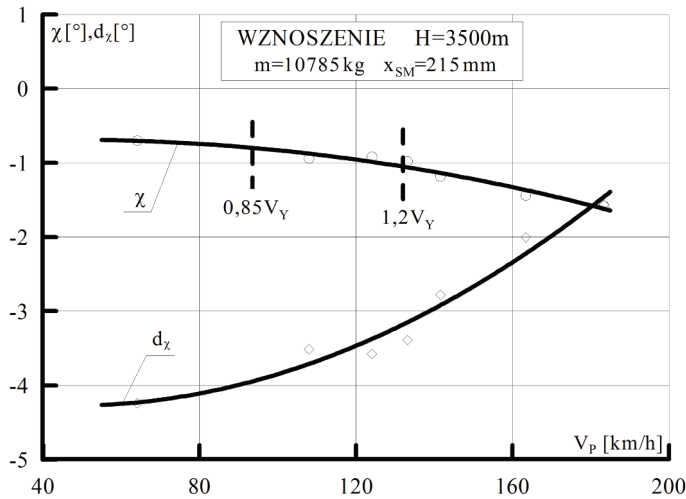
3. BADANIA WŁASNOŚCI LOTNYCH

3.1. Stateczność statyczna podłużna

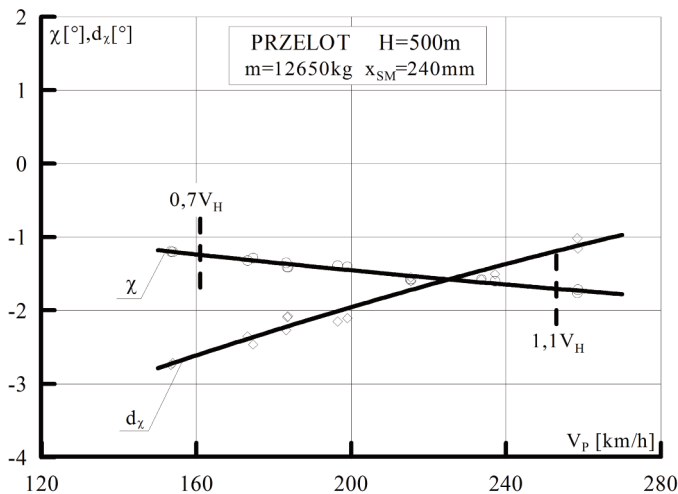
Badania stateczności statycznej podłużnej śmigłowca przeprowadzono, zgodnie z wymaganiami przepisów JAR-29, dla faz wznoszenia, przelotu, opadania autorotacyjnego podejścia do lądowania oraz dla lotu z małymi prędkościami do tyłu i do przodu z wpływem ziemi. Loty badawcze na wyznaczenie charakterystyk stateczności podłużnej realizowano na mocy zespołu napędowego (nominalnej N_{NO} lub niezbędnej) odpowiadającej danej fazie lotu na wysokości barometrycznej H_b w zakresie prędkości przyrządowych lotu V_p dla różnych wariantów masowych śmigłowca.

Na podstawie zarejestrowanych wartości kątów pochylenia tarczy sterującej χ (wychyleń sterownicy sterowania podłużnego d_χ), kątów skoku ogólnego wirnika nośnego φ_{WN} oraz prędkości lotu V_p wyznaczono zbiory punktów pomiarowych otrzymując krzywe równowagi podłużnej śmigłowca $\chi = f(V_p)$ oraz $d_\chi = f(V_p)$, charakteryzujące jego stateczność statyczną podłużną.

Przykładowe wyniki omawianych badań śmigłowca Mi-17-1V dla wznoszenia i przelotu przedstawiono w postaci graficznej na rys. 4 i 5. Dane badawcze uzyskane z prób oznaczono na wykresach symbolami, linie ciągłe stanowią poszukiwane przebiegi krzywych równowagi podłużnej śmigłowca, natomiast pionowe linie przerywane wyznaczają granice wymaganych przepisami zakresów prędkości. Przedstawione na rysunkach krzywe równowagi charakteryzują się ujemnymi wartościami pochodnych $\delta\chi/\delta V_p$ i odpowiednio dodatnimi wartościami pochodnych $\delta d_\chi/\delta V_p$ w żądanych zakresach prędkości V_p . Dla przyjętej w systemie pomiarowym konwencji znaków oznacza to, że do osiągnięcia prędkości lotu większej od prędkości wyważenia konieczny jest ruch sterownicy sterowania podłużnego do przodu (od siebie) i odwrotnie. Zgodnie z JAR-29 wykazanie powyższego zachowania badanego śmigłowca dowodzi jego stateczności statycznej podłużnej.



Rys. 4. Zależność kąta pochylenia tarczy sterującej χ i wychylenia drążka sterowego d_χ od przyrządowej prędkości lotu V_p dla wznoszenia



Rys. 5. Zależność kąta pochylenia tarczy sterującej χ i wychylenia drążka sterowego d_χ od przyrządowej prędkości lotu V_p dla przelotu

3.2. Stateczność statyczna kierunkowa

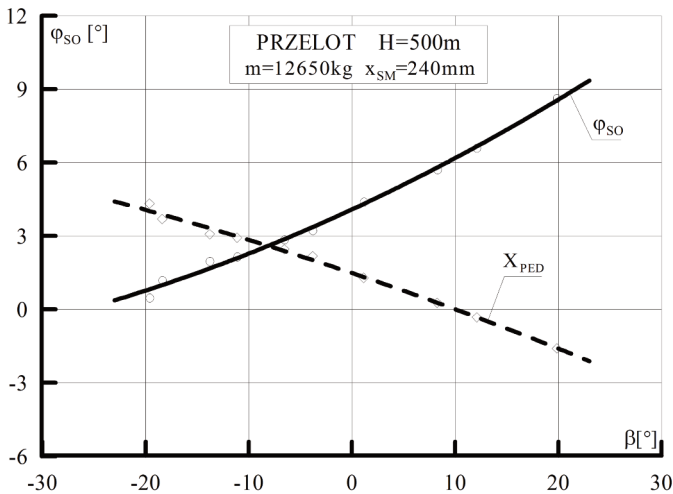
Badania stateczności statycznej kierunkowej śmigłowca przeprowadzono na kilku wysokościach H_b dla stanów:

- wznoszenia z prędkością lotu V_p odpowiadającą prędkości najlepszego wznoszenia V_Y i z użyciem mocy maksymalnej ciągłej;
- przelotu dla prędkości $0,9V_H$ (V_H – prędkość maksymalna na mocy maksymalnej ciągłej);
- autorotacji dla prędkości lotu równej V_Y i w warunkach autorotacji umownej (DRP w położeniu „mgz”);
- opadania silnikowego dla prędkości lotu $0,8V_H$, prędkości pionowej opadania równej – 1000 ft/min.

Próby badawcze polegały na realizacji serii, dla danej wysokości i masy, lotów ustalonych ze zmieniającymi się w każdej próbie co $\sim 5^\circ$ wartościami kątów ślizgu β aż do wielkości ślizgów odpowiadającym wychyleniom kulki zakrętomierza w prawo lub w lewo o jedną średnicę.

Przykładowe rezultaty badań dla przelotu śmigłowca Mi-17-1V na $H_b = 500$ m zaprezentowano na rys. 6. Dane uzyskane z prób oznaczono na rysunku symbolami, linia ciągła to krzywa równowagi kierunkowej śmigłowca $\varphi_{SO} = f(\beta)$, zaś linia przerywana przedstawia zależność wychylenia lewego pedału X_{PED} od kąta ślizgu. Dodajmy, że dodatnie wartości kątów β odpowiadają kierunkowi napływu strug powietrza z lewej strony śmigłowca, natomiast dodatnie wartości X_{PED} odpowiadają wychyleniu lewego pedału sterownicy kierunkowej do przodu.

Na podstawie przedstawionych przebiegów, do uzyskania lewego ślizgu konieczne jest wychylenie prawego pedału do przodu i odwrotnie oraz że wychyleniom pedału towarzyszy praktycznie równomierny przyrost kąta ślizgu śmigłowca. Na mocy wymagań JAR-29 powyższe zachowanie dowodzi stateczności statycznej kierunkowej badanego śmigłowca.



Rys. 6. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} i wychylenia pedałów X_{PED} od kąta ślizgu β śmigłowca w przelocie

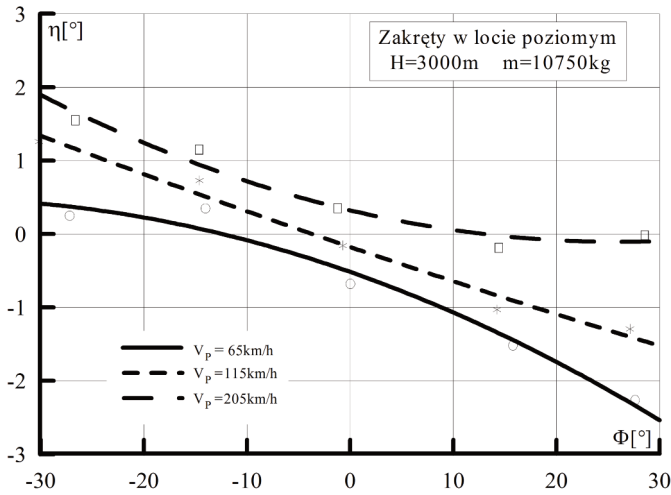
3.3. Sterowność i manewrowość

Badania w zakresie sterowności i manewrowości zgodnie z wymaganiami przepisów JAR-29, dla wszystkich przewidywanych w eksploatacji badanego śmigłowca stanów lotu obejmowały:

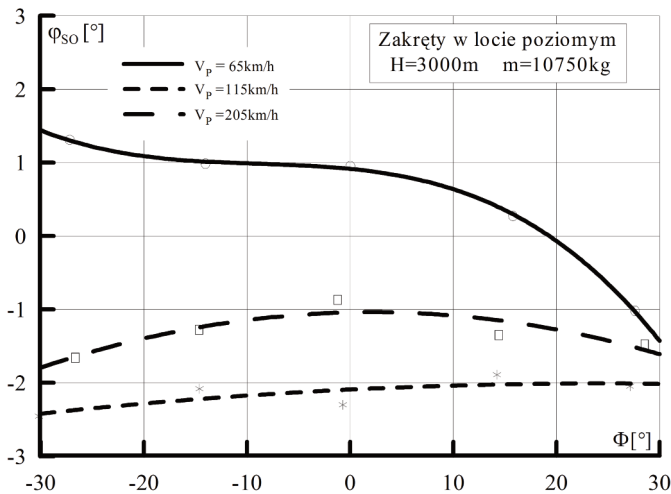
- zakręty z przechyleniami do $\pm 30^\circ$ w locie poziomym oraz do $\pm 20^\circ$ na wznoszeniu i w autorotacji dla różnych prędkości i wysokości lotu;

- przemieszczenia wzdłużne i boczne śmigłowca w zakresie dopuszczalnych prędkości lotu na wysokościach geometrycznych $H = 1,5$ m (z wpływem ziemi), $H = 8$ m (z częściowym wpływem ziemi) i $H = 15$ m (bez wpływ ziemi);
- starty i lądowania z różnymi masami i położeniami środka masy x_{SM} oraz z różnymi kierunkami i prędkościami wiatru;
- stany wprowadzenia śmigłowca do lotu autorotacyjnego oraz wyprowadzenia;
- loty manewrowe.

Przykładowe wyniki badań dotyczące sterowności w zakrętach przedstawiono w postaci przebiegów kąta przechylenia tarczy sterującej η i skoku śmigła ogonowego φ_{SO} w funkcji przechylenia Φ śmigłowca dla zakrętów w locie poziomym na wysokości $H_b = 3000$ m na rys. 7 i 8. Symbole na wykresach stanowią dane z prób, natomiast linie obrazują wyaprosymowane przebiegi sterowań dla poszczególnych prędkości.

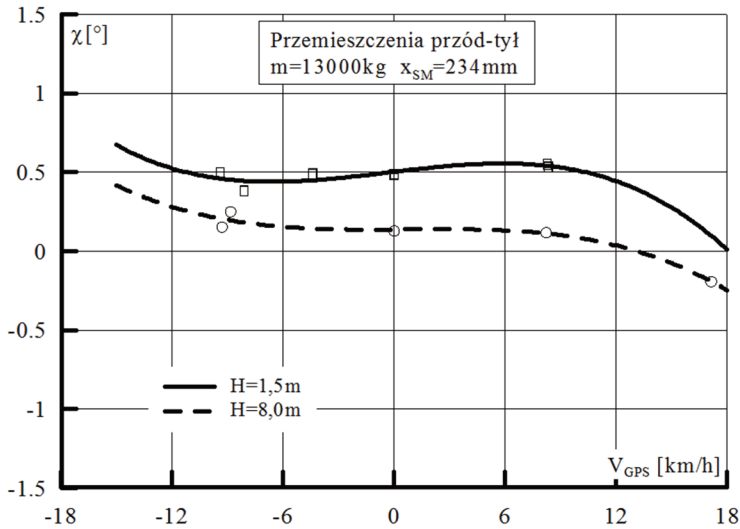


Rys. 7. Zależności kąta przechylenia tarczy sterującej η od kąta przechylenia Φ śmigłowca dla różnych prędkości lotu V_p podczas zakrętów w locie poziomym

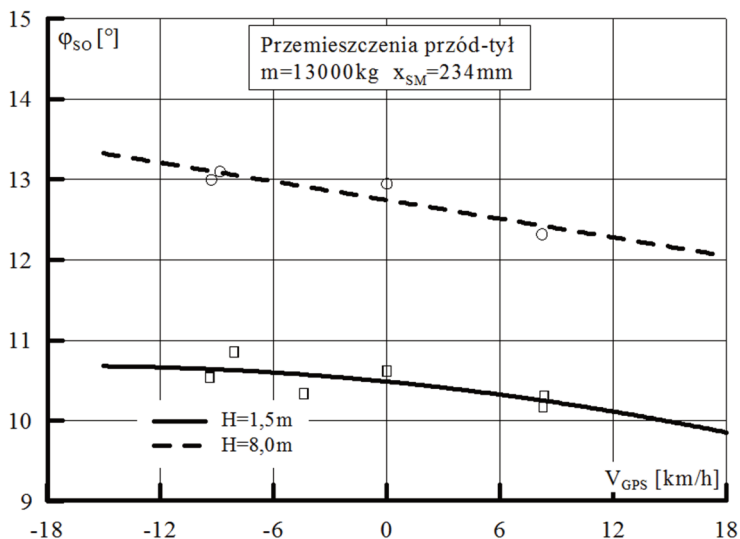


Rys. 8. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} od kąta przechylenia Φ śmigłowca dla różnych prędkości lotu V_p podczas zakrętów w locie poziomym

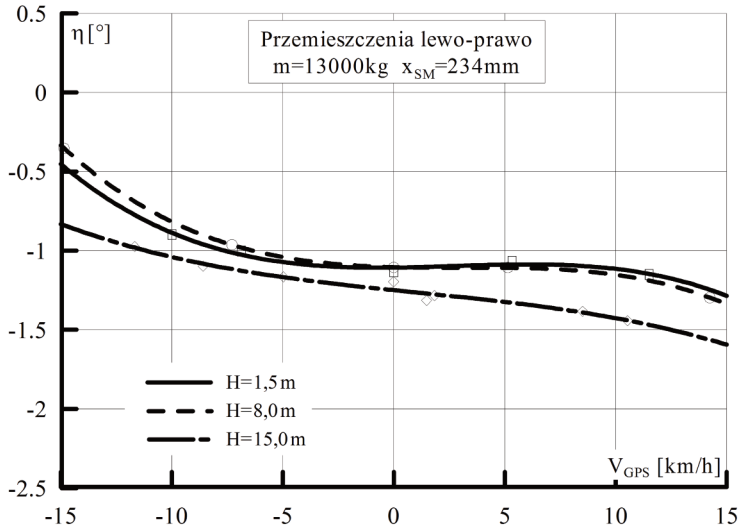
Z kolei wybrane rezultaty badań dotyczące sterowności w lotach przy ziemi przedstawiono w postaci przebiegów kąta pochylenia tarczy sterującej χ i skoku śmigła ogonowego φ_{SO} w funkcji prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} (wg GPS) dla przemieszczeń przód-tył oraz w postaci przebiegów kąta przechylenia tarczy η i skoku φ_{SO} dla przemieszczeń lewo-prawo odpowiednio na rys. 9÷12. Analogicznie jak wyżej symbole na wykresach stanowią dane z prób, natomiast linie ilustrują wyaprosymowane przebiegi sterowań dla poszczególnych wysokości badawczych.



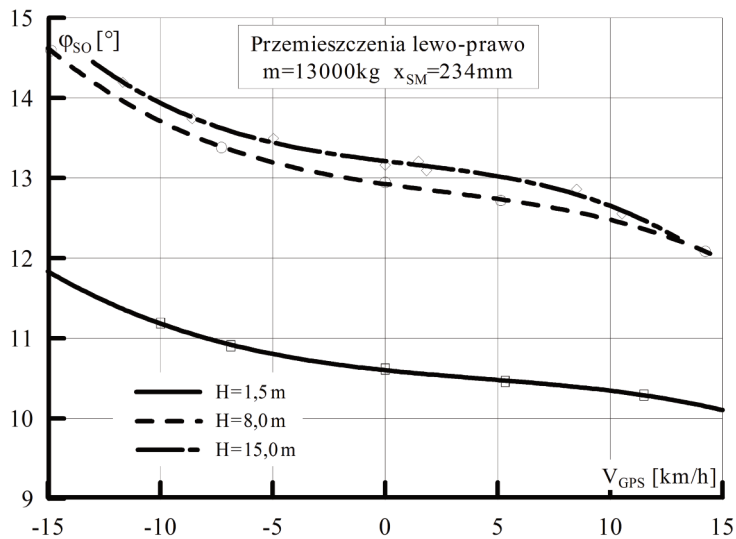
Rys. 9. Zależności kąta pochylenia χ tarczy sterującej od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń przód-tył



Rys. 10. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń przód-tył



Rys. 11. Zależności kąta przechylenia η tarczy sterującej od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń lewo-prawo



Rys. 12. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń lewo-prawo

Podsumowując wyniki badań w zakresie sterowności, na podstawie wykonanych prób badawczych ustalono, że we wszystkich przewidywanych eksploatacyjnie stanach lotu, nawet w przypadku najbardziej niekorzystnych dla danego manewru położenia środka masy i warunków otoczenia (prędkość i kierunek wiatru, turbulencja itp.), badany śmigłowiec dysponuje wystarczającymi zapasami sterowania.

Ponadto potwierdzono, że manewrowanie badanym śmigłowcem w zakresie przewidzianych eksploatacyjnie stanów lotu nie stwarza istotnych trudności absorbujących nadmiernie uwagi pilota, nie wymaga ponadprzeciętnych umiejętności pilotowania i w efekcie zapewnia odpowiednie zapasy bezpieczeństwa i własności manewrowe.

4. PODSUMOWANIE

W rezultacie przeprowadzonych badań w locie wyznaczono poprawione (wynikające z wpływu doposażenia) charakterystyki osiągowie i własności lotne badanego śmigłowca wymagane przez przyszłego użytkownika.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Praca zbiorowa: *Zbiór metodyk badań w locie doposażonego śmigłowca Mi-17-1V*, BT ITWL nr 3533/50, Warszawa, 2007.
- [2] Praca zbiorowa: *Zbiór raportów z badań w locie doposażonego śmigłowca Mi-17-1V nr 6104*, BT ITWL nr 3862/50, Warszawa, 2008.
- [3] *Rukowodstwo po ljetnoj eksploatacji wiertaljota Mi-8MTB*, cz. I i II, Ministerstwo Transportu Federacji Rosyjskiej, Moskwa, 1996.

MIROŚLAW NOWAKOWSKI

FLIGHT TESTS OF HELICOPTER MI-17-1V

Abstract

In-flight tests and measurements are usually performed for newly built or modernised aircraft utilised by the Polish Armed Forces. In the course of the in-flight tests the airborne equipment is investigated also.

New aeronautical designs are flight tested prior to their being introduced into production and then service. The testing work has been aimed at defining technical requirements and characteristics of aeronautical systems. What ITWL has been engaged in are both functional testing of devices/systems built in helicopters and tests intended to determine flying qualities and performance thereof. Numerous test flights have been flown in compliance with a newly developed methodology, with account taken of the Joint Airworthiness Requirements – JAR 29 – Large Rotorcraft. Helicopter flight data and control parameters have been recorded in the course of experimental test flights by means of the measuring and recording apparatus. The post-flight analyses of the recorded data have allowed then to assess longitudinal static stability and directional stability, dynamic stability, manoeuvrability and agility, and performance of modernised helicopter. The paper has been intended to discuss some selected flight tests of the upgraded Mi-17-1V helicopter with a brief account of specifications.