

Metodologia próby rozpędzania w locie poziomym do oceny osiągow śmigłowca

Irene Salmoiraghi, Andrea Castelli, Christopher Hyder,
Leonardo S.p.A. Helicopter Division, Cascina Costa di Samarate (VA), Włochy

Lorenzo Trainelli,
Politecnico di Milano, Department of Aerospace Science and Technology Mediolan, Włochy



Śmigłowiec AW-169 (źródło: domena publiczna)

Artykuł był prezentowany podczas XXXIV Sympozjum Society of Flight Test Engineers w Pradze, 4–6 czerwca 2025 r.

Tłumaczenie z języka angielskiego Jarosław Pytka przy udziale Piotra Kolobiusa, pilota doświadczalnego Leonardo PZL Świdnik.

Streszczenie

Określenie osiągow śmigłowca w locie poziomym ma fundamentalne znaczenie zarówno z punktu widzenia wymagań strategicznych, jak i certyfikacyjnych. Najczęściej stosowana metodyka badań osiągow w locie poziomym opiera się na realizacji rozległego zbioru precyzyjnie ustabilizowanych i wytrzymałych punktów pomiarowych. Pomiar wykonywane są w szerokim zakresie masy śmigłowca, wysokości oraz prędkości lotu. Procedura ta jest wysoce czasochłonna i może w istotny sposób wpływać na całkowity czas oraz koszty prowadzenia prób w locie. W niniejszej pracy zaproponowano alternatywną metodykę testu, ukierunkowaną na zwiększenie efektywności procesu wyznaczania

osiągow poprzez zastosowanie prób przyspieszania, umożliwiających szybkie pokrycie analizowanego zakresu badanych prędkości. W tym celu rozpatrzono dwie techniki badawcze: przyspieszanie w locie poziomym oraz quasiustalone przyspieszanie w locie poziomym. Na podstawie badań praktycznych stwierdzono, że technika przyspieszania w locie poziomym, powszechnie stosowana w przypadku wysokoosiągowych samolotów, nie znajduje zastosowania w śmigłowcach ze względu na fundamentalne różnice w logice sterowania. W konsekwencji jako potencjalną alternatywę, opracowano i przebadano nową metodykę quasiustalonego przyspieszania w locie poziomym. Proponowana metoda polega na realizacji powolnego przyspieszania w locie poziomym, co z wystarczającą dokładnością przybliża sekwencję kolejnych stanów ustalonych, wymaganych w klasycznych procedurach prób. Opracowanie oraz optymalizacja metodyki zostały przeprowadzone w oparciu o rozległe symulacje lotu oraz specjalnie opracowane procedury analizy danych pomiarowych. Końcowa

walidacja zaproponowanej metody oraz jej porównanie z wynikami uzyskanymi przy zastosowaniu tradycyjnej techniki prób zostały dodatkowo potwierdzone podczas rzeczywistej kampanii prób w locie.

Słowa kluczowe: śmigłowiec, osiągi w locie, próby w locie, metody badań

Wykaz symboli i skrótów:

E_h – wysokość energetyczna
 P_A – moc dostępna
 $P_{\Delta h}$ – składnik mocy związany ze zmianą wysokości lotu
 $P_{\Delta v}$ – składnik mocy związany ze zmianą prędkości lotu
 P_R – moc wymagana w locie poziomym
 P_S – nadmiar mocy właściwej
 V_H – maksymalna prędkość lotu poziomego
 V_T – rzeczywista prędkość lotu
 W – ciężar całkowity śmigłowca
 g – przyspieszenie grawitacyjne
 h – wysokość ciśnieniowa
 n – prędkość obrotowa wirnika nośnego
 t – czas
 δ – współczynnik ciśnienia powietrza
 σ – współczynnik gęstości powietrza
 ALT – wysokość lotu
 IAS – prędkość przyrządowa lotu
 FNPT – symulator procedur lotniczych i nawigacyjnych
 FTE – inżynier prób w locie
 FTI – aparatura do prób w locie
 FTT – technika prób w locie
 GW – ciężar całkowity śmigłowca
 KIAS – prędkość przyrządowa lotu wyrażona w węzłach
 MCP – maksymalna moc ciągu
 PWR – moc wymagana w locie poziomym
 SEP – nadmiar mocy właściwej
 TAS – prędkość lotu rzeczywista

Wprowadzenie

Próby w locie stanowią kluczowy element każdego programu lotniczego, od projektowania i rozwoju po weryfikację, kwalifikację i zatwierdzenie. Przebiegają zgodnie ze ściśle określonym programem, w ramach którego można wyróżnić cztery główne fazy: planowanie, wykonanie, analiza danych oraz raportowanie. Faza wykonania polega na lotach statku powietrznego zgodnie ze standardowymi metodologiami, zatwierdzonymi i uznanymi przez cywilne lub wojskowe władze lotnicze. Ponieważ jest to najbardziej kosztowna faza zarówno pod względem nakładów finansowych, jak i czasu, kluczowe znaczenie ma optymalizacja stosowanych metod. Ma to na celu zwiększenie efektywności kosztowo-czasowej przy zachowaniu wymaganej dokładności i wiarygodności uzyskiwanych danych.

Niniejsza praca koncentruje się na rozwoju i certyfikacji cywilnych śmigłowców, ze szczególnym uwzględnieniem osiągnięć w locie poziomym, przy czym końcowe wnioski mogą być również istotne w kontekście zastosowań wojskowych. Wyznaczenie osiągnięć śmigłowca w locie poziomym

w ramach prób w locie ma fundamentalne znaczenie z trzech zasadniczych powodów:

- wyznaczenie charakterystyk wznoszenia wymaganych do celów certyfikacyjnych;
- obliczenie maksymalnej dopuszczalnej prędkości w locie poziomym oraz uzyskanie danych operacyjnych niezbędnych do planowania misji (informacje te mogą być wykorzystane przez producenta do spełnienia określonych wymagań rynku lotniczego);
- ocena wpływu instalacji nowego wyposażenia na osiągi śmigłowca.

Celem pracy jest identyfikacja alternatywnych metod wyznaczania osiągnięć w locie poziomym, które umożliwią większą efektywność w porównaniu z obecnie stosowanymi technikami opartymi na ustalonych warunkach lotu. W ramach badań przeprowadzono dwie główne aktywności mające na celu ocenę skuteczności technik prób w locie (FTT), uwzględniających warunki lotu nieustalonego. Pierwsza dotyczyła możliwości zastosowania w śmigłowcach techniki poziomego przyspieszania, powszechnie stosowanej w wysokoosiągowych samolotach do wyznaczania mocy wymaganej w locie poziomym (PWR) oraz nadmiaru mocy właściwej (SEP). Druga aktywność obejmowała badanie przydatności powolnych (quasiustalonych) przyspieszeń i hamowań w locie poziomym w śmigłowcach w celu oceny PWR. W wyniku przeprowadzonych badań opracowano nową technikę testów w locie, która okazała się skuteczna i zdolna do zapewnienia znaczącej efektywności kosztowo-czasowej. Rozważano zastosowanie tej metodyki w dowolnym modelu śmigłowca firmy Leonardo S.p.A. W związku z tym, najpierw w symulatorze, a następnie w rzeczywistym obiekcie testowym przeprowadzono próby z użyciem śmigłowca AW169.

Wykorzystanie sztucznego środowiska lotu odegrało kluczową rolę w opracowaniu metodyki, umożliwiając zaznajomienie się z procedurami testowymi oraz optymalizację procedur pilotażu i analizy danych. Dokonano tego dzięki przeprowadzeniu wielu prób przy relatywnie niskich kosztach w porównaniu z lotem rzeczywistym.

Następnie została przeprowadzona pełna walidacja zaproponowanej metodyki w rzeczywistych warunkach lotu.

1. Aktualny stan wiedzy i technologii

1.1. Badanie osiągnięć nadmiaru mocy

Próby przyspieszeń w locie poziomym stanowią podstawową metodę badań eksperymentalnych służących do wyznaczania charakterystyk SEP dla wysokoosiągowych samolotów w całym zakresie obwiedni lotu, a w konsekwencji do określania:

- prędkości najlepszego kąta wznoszenia oraz prędkości największego wznoszenia na wszystkich poziomach wysokości;
- minimalnego czasu wznoszenia do osiągnięcia zadanej wysokości;
- minimalnego zużycia paliwa do osiągnięcia zadanej wysokości.

SEP definiuje się jako nadwyżkę mocy dostępnej P_A ponad moc wymaganą do ustalonego, prostoliniowego lotu poziomego P_R odniesioną do ciężaru całkowitego statku powietrznego, W :

$$P_s = \frac{P_A - P_R}{W} \quad (1)$$

W locie prostoliniowym:

$$P_s = \frac{dh}{dt} + \frac{V_T}{g} \frac{dV_T}{dt} \quad (2)$$

gdzie h jest wysokością lotu, a V_T to rzeczywista prędkość lotu.

Z równania (2) wynika, że dodatnia moc nadmiarowa jest wykorzystywana do wznoszenia i/lub przyspieszania, natomiast ujemna moc nadmiarowa (czyli niedobór mocy) prowadzi do zniżania i/lub wytracania prędkości.

Jak opisano w *Flight Test Manual U.S. Naval Test Pilot School* [1], istota metody próby przyspieszania w locie poziomym polega na wytrzymowaniu samolotu na prędkość o kilka węzłów większą od prędkości przeciągnięcia, a następnie rozpoczęciu przyspieszania w locie poziomym, aż do prędkości maksymalnej. Dokonuje się tego poprzez płynne, lecz szybkie przesunięcie dźwigni sterowania silnikiem do położenia pełnej mocy. W dalszej fazie utrzymuje się stałą wysokość lotu, wykorzystując wyłącznie sterowanie w kanale podłużnym. Przebieg próby przyspieszania kończy się w momencie, gdy przyspieszenie spadnie poniżej ustalonej wartości progowej, zazwyczaj 2 kn/min. Następnie stosowana jest odpowiednia procedura redukcji i analizy danych pomiarowych w celu wyznaczenia wysokości energetycznej E_h , zdefiniowanej jako:

$$E_h = h + \frac{V_T^2}{2g} \quad (3)$$

a następnie SEP wyznacza się poprzez różniczkowanie wysokości energetycznej E_h względem czasu. Surowe dane SEP są korygowane po uwzględnieniu standardowej masy (ciężaru) oraz standardowych warunków atmosferycznych. W efekcie uzyskuje się znormalizowane charakterystyki SEP w całym zakresie prędkości lotu na danej wysokości. Umożliwia to wyznaczenie prędkości odpowiadających największemu kątowni wznoszenia oraz największej prędkości wznoszenia.

1.2. Próby osiągnięć w locie poziomym

Próby osiągnięć w locie przelotowym zazwyczaj obejmują stany ustalone (dokładnie wytrzymowane) lotów poziomych obejmujących pełen zakres prędkości w okolicach zadanej wysokości. Testy te umożliwiają wyznaczenie istotnych wielkości, takich jak zużycie paliwa, PWR oraz innych parametrów. Dodatkowo można oszacować maksymalną prędkość lotu poziomego V_H .

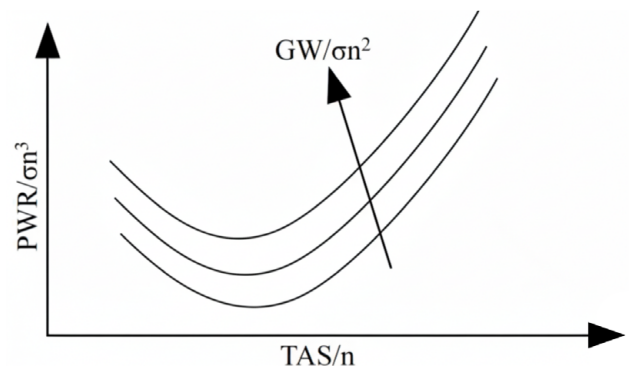
Szczegóły procedury mogą różnić się w zależności od kategorii statku powietrznego, na przykład w tzw. testach przy stałym W/δ i W/σ .

Powszechnie stosowana w przypadku śmigłowców technika polega na ustabilizowaniu śmigłowca na różnych prędkościach w locie poziomym przez co najmniej jedną minutę, od minimalnej prędkości docelowej do V_H , przy utrzymaniu stałej wysokości wyłącznie przy użyciu sterowania podłużnego. Przyrost prędkości między punktami testowymi może zmieniać się w zależności od prędkości, jednak należy wykonać minimalną liczbę punktów pomiarowych, aby uzyskać reprezentatywne wyniki.

Moc wymagana w locie poziomym jest funkcją masy całkowitej W , współczynnika gęstości σ (zdefiniowanego jako stosunek gęstości powietrza na wysokości testowej do gęstości powietrza na poziomie morza w standardowych warunkach), prędkości lotu V_H oraz prędkości obrotowej wirnika n . Aby zbadać zależność PWR od prędkości lotu, najprostszą i najbardziej efektywną metodą jest utrzymanie stałej prędkości obrotowej wirnika oraz stałego stosunku W/σ , co odpowiada utrzymaniu stałej masy odniesienia $W/(\sigma n^2)$.

W tym celu, w miarę zużywania paliwa, wysokość docelowa każdego punktu pomiarowego musi być wyliczona iteracyjnie, z uwzględnieniem szacowanej masy całkowitej. Próby przeprowadza się dla każdej istotnej konfiguracji oraz położenia środka ciężkości. Stosuje się określoną procedurę analizy danych i wyznacza krzywą „odniesionej” mocy wymaganej w locie poziomym $P_R/(\sigma n^3)$ jako funkcję „odniesionej” prędkości lotu V_T/n . Masa całkowita, moc wymagana oraz prędkość są odnoszone względem współczynnika gęstości powietrza oraz prędkości obrotowej wirnika, aby umożliwić porównywanie krzywych mocy odpowiadających różnym warunkom lotu.

Na końcu powtarza się testy dla wielu wartości $W/(\sigma n^2)$, aby objąć pełną obwiednię osiągnięć (zob. ryc. 1).



Ryc. 1. Typowe przebiegi odniesionej krzywej mocy

Opisana powyżej technika badań w stanie ustalonym dokładnie odwzorowuje warunki idealne (tj. ustalone), które muszą zostać spełnione w celu wyznaczenia krzywej mocy, jednak metoda ta jest bardzo czasochłonna. Z kolei manewry niestabilne wymagałyby bardziej zaawansowanych metod przetwarzania danych przy jednoczesnym skróceniu czasu lotu, co przekłada się na większą efektywność kosztową. Nie istnieje jednak odpowiednia dokumentacja dotycząca manewrów niestabilnych w kontekście wyznaczania mocy wymaganej w locie poziomym śmigłowców. Z podobną sytuacją mamy do czynienia w przypadku samolotów, z wyjątkiem krótkiego opisu prób powolnego rozpędzania

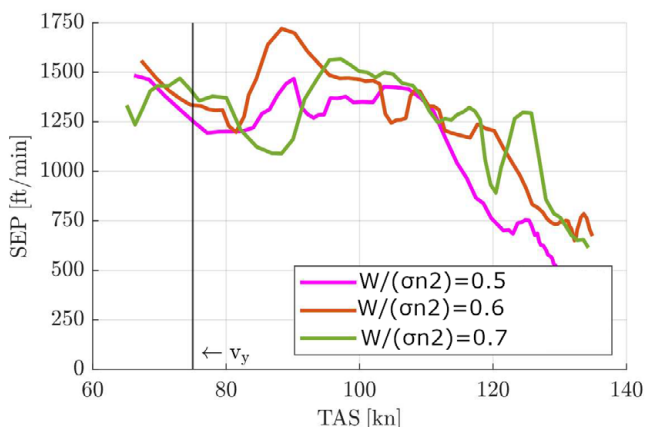
i wytracania prędkości jako uzupełnienia i/lub alternatywy dla badań w locie poziomym [2].

1.3. Próba rozpędzania w locie poziomym

W celu wyznaczenia krzywej mocy wymaganej na podstawie danych SEP przeprowadzono analizę wykonalności próby przyspieszania w locie poziomym pod kątem zastosowania do śmigłowców. Wykorzystanie tej techniki rozważono ze względu na jej potencjał ograniczania kosztów i czasu badań, co zaobserwowano podczas stosowania jej w badaniach samolotów.

Wykonano cztery sesje na symulatorze lotu AW169 *Flight and Navigation Procedures Trainer* (FNPT), z których każda obejmowała briefing przedlotowy, omówienie po locie oraz analizę danych. Dwie pierwsze sesje przeznaczono na zapoznanie się z metodyką prób i szkolenie przed trzecią sesją, podczas której przeprowadzono właściwe testy. Ostatnia sesja posłużyła do walidacji wyników uzyskanych wcześniej.

Ponieważ dla śmigłowców nie definiuje się prędkości przeciągnięcia, zmodyfikowano metodykę stosowaną w samolotach, narzucając umowną wartość prędkości początkowej. Z uwagi na przejściowe zmiany prędkości obrotowej wirnika głównego oraz konieczność wykonania rozpędzania przy stałej prędkości obrotowej wirnika, minimalną prędkość lotu ustalono na 60 kn. Wybór ten nie wpływa na poprawność wyników, a jedynie na zakres prędkości, dla którego określany jest SEP. Metodyka badań wymaga zakończenia rozpędzania w chwili ustabilizowania maksymalnej prędkości w locie poziomym. Ponieważ celem symulacji była analiza wykonalności, a nie wyznaczenie pełnej obwiedni SEP, rozpędzanie przerywano, gdy przyspieszenie spadało poniżej 10 kn/min, co pozwoliło istotnie skrócić czas badań. W związku z tym nie osiągnięto prędkości VH.

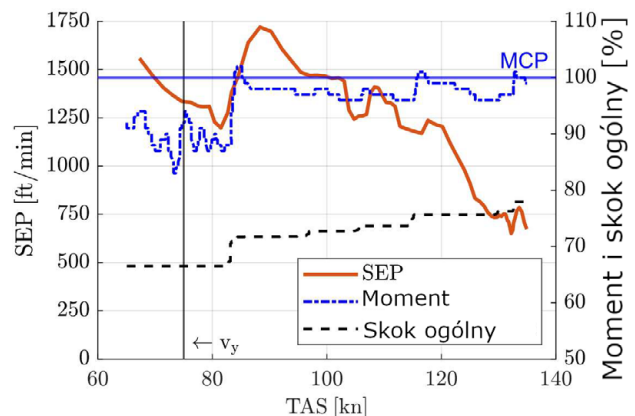


Ryc. 2. Krzywe SEP jako funkcja rzeczywistej prędkości lotu (TAS)

Próby przeprowadzono dla trzech różnych wartości $W/(\sigma n^2)$ z tolerancją ± 25 kg (typowa maksymalna masa startowa AW169 wynosi 4600–4800 kg). Na podstawie sygnałów rejestrowanych przez system FTI podczas lotu zastosowano specjalną procedurę analizy danych w celu wyznaczenia SEP w funkcji prędkości lotu. Wysokość energetyczną E_h obliczono zgodnie z [1] i poddano filtracji w celu ograniczenia niefizycznych pików w przebiegu SEP, który wyznaczano jako

pochodną czasową dE_h/dt . Uzyskane krzywe SEP przedstawiono na rysunku 2. Podane w pracy wartości $W/(\sigma n^2)$ zostały znormalizowane w odniesieniu do umownie przyjętej referencyjnej masy całkowitej. Okazało się, że przebieg SEP różni się od oczekiwanego i wykazuje wyraźnie nieregularny charakter.

Porównując krzywe SEP, momentu obrotowego i położenia dźwigni skoku ogólnego, jak pokazano na rysunku 3, dla $W/(\sigma n^2) = 0,6$ można wysnuć kilka interesujących wniosków. Przykładowo, zauważono, że ustawienie maksymalnej mocy ciągłej (MCP) nie zostało osiągnięte w całym przebiegu rozpędzania, jak można by się tego spodziewać po typowym samolocie. Jest to efekt odmiennej logiki sterowania w śmigłowcach. W rzeczywistości, aby utrzymać przyspieszenie w locie poziomym przy stałej wartości mocy, musi być stosowane zarówno sterowanie dźwignią skoku ogólnego, jak i drążkiem cyklicznym. Szybkie podniesienie dźwigni skoku ogólnego do 100% (co odpowiadałoby MCP) nie pozwala na utrzymanie wysokości przy użyciu samego drążka cyklicznego. Dlatego konieczne okazało się pogodzenie utrzymania MCP z zachowaniem stałej wysokości lotu. Zostało to osiągnięte poprzez stopniowe zwiększanie położenia dźwigni skoku ogólnego.

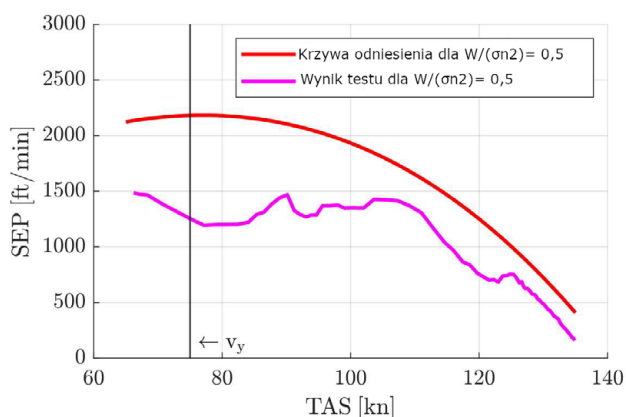


Ryc. 3. SEP, moment obrotowy i skok ogólny jako funkcja TAS przy $W/(\sigma n^2) = 0,6$

Co więcej, każda znacząca zmiana położenia dźwigni skoku ogólnego wiąże się ze znaczną zmianą momentu obrotowego. Zwiększenie skoku powoduje spadek prędkości obrotowej wirnika (ze względu na większy opór łopaty), co jest automatycznie kompensowane wzrostem mocy sterowanym przez silnik w celu utrzymania stałej prędkości wirnika.

Mając na względzie fakt, że moc jest wprost proporcjonalna do momentu obrotowego, można wyjaśnić, w jaki sposób sterowanie dźwignią skoku ogólnego wpływa na moment obrotowy. Ponadto moment ten maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu, nawet gdy pozycja dźwigni skoku ogólnego pozostaje stała. Moment obrotowy równoważy także siła nośna działająca na stateczniku pionowym, co wyjaśnia takie zachowanie maszyny. Podczas rozpędzania wzrost prędkości lotu powoduje wzrost siły nośnej na stateczniku pionowym, co generuje większy moment przeciwdziałający momentowi obrotowemu. W konsekwencji rejestrowany moment obrotowy maleje wraz ze wzrostem prędkości przy stałym położeniu dźwigni skoku ogólnego.

Z przyczyn opisanych powyżej moc nie mogła być ustawiona na poziomie MCP (ani żadnym innym stałym poziomie) w całym przebiegu rozpędzania. Mimo to uzyskana krzywa SEP została porównana z krzywą referencyjną dla $W/(\sigma^2) = 0,5$, jak pokazano na rysunku 4. Wyraźnie widać, że technika testu przyspieszenia w locie poziomym nie dostarcza dokładnych wyników, ponieważ SEP jest niedoszacowany i różni się pod względem zależności od rzeczywistej prędkości powietrza (TAS).



Ryc. 4. Porównanie krzywej referencyjnej SEP w funkcji rzeczywistej prędkości lotu (TAS) z krzywą uzyskaną w teście przyspieszenia w locie poziomym dla $W/(\sigma^2) = 0,5$

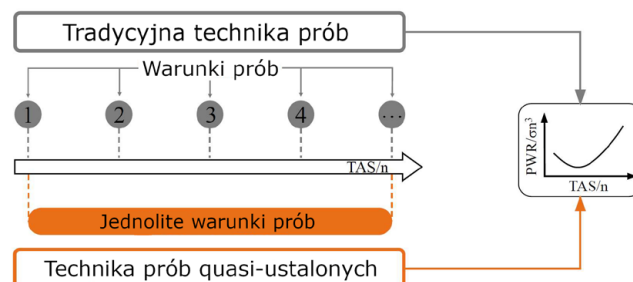
W rezultacie technika próby przyspieszenia w locie poziomym stosowana w samolotach do obliczania SEP nie znajduje raczej zastosowania w śmigłowcach, a dalsze działania, takie jak obliczanie krzywej mocy, zostały zaniechane.

3. Próba rozpędzania w locie poziomym w warunkach quasiustalonych

Technika badań w stanie ustalonym zapewnia bardzo wysoką dokładność wyników, jednak jest niezwykle czasochłonna. W związku z tym przeanalizowano nową metodologię badań w stanie quasiustalonym, służącą do oceny osiągnięć śmigłowca w locie poziomym. Schematyczne porównanie obu technik przedstawiono na rysunku 5. W odróżnieniu od techniki badań w stanie ustalonym, która wymaga wielu ustabilizowanych warunków, w nowym podejściu wykonuje się powolne przyspieszanie i hamowanie przy stałej wysokości lotu, aby szybciej pokryć cały zakres prędkości. Dzięki temu skraca się czas i obniża koszty prób w locie, przy jednoczesnym dążeniu do zachowania dokładności wyników.

Na etapie wstępnym przeprowadzono serię prób z wykorzystaniem symulatora lotu AW169, stosując tradycyjne podejście testowe w celu wyznaczenia referencyjnej krzywej mocy. Dodatkowo przeprowadzono kilka prób rozpędzania i hamowania w locie poziomym. Aby możliwie najlepiej przybliżyć warunki ustalone wymagane w klasycznej technice badań, zdecydowano się realizować te przeloty przy najmniejszym osiągalnym przyspieszeniu lub opóźnieniu (zmierzonym na poziomie $\pm 0,20$ kn/s). Metodologia ta nie była wcześniej testowana w Leonardo S.p.A., dlatego część

badań wstępnych poświęcono opracowaniu specyficznej techniki pilotowania, która umożliwiła uzyskanie wymaganego poziomu dokładności wyników.



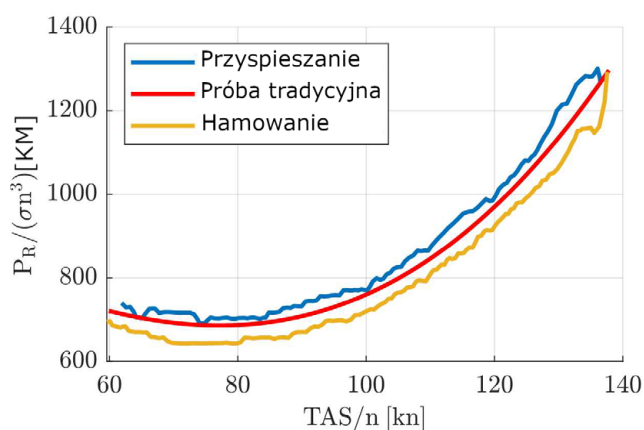
Ryc. 5. Porównanie tradycyjnej (ustalonej) i quasiustalonej metodologii testowania dla zadanej wartości $W/(\sigma^2)$

Użycie wskaźnika FD (Flight Director), w szczególności trybów ALT oraz IAS, okazało się najprostszym sposobem realizacji założeń próby. Tryb ALT utrzymuje zadaną wysokość odniesienia poprzez oddziaływanie na sterowanie skokiem ogólnym, dlatego został włączony w celu utrzymania docelowej wysokości testowej. Tryb IAS utrzymuje zadaną prędkość przyrządową poprzez oddziaływanie na sterowanie cykliczne. Ponieważ próba polega na przelocie z przyspieszaniem lub hamowaniem prędkości, tryb IAS został wykorzystany w nietypowy i całkowicie nowy sposób, mianowicie nie do utrzymywania stałej prędkości, lecz do przyspieszenia czy opóźnienia. W tym celu pilot operował przyciskiem trymera typu „beep”, umieszczonym na drążku sterowania cyklicznego, który może być wychylany w górę lub w dół w zależności od potrzeby zwiększenia lub zmniejszenia zadanej prędkości odniesienia. Poprzez systematyczne zwiększanie (względnie zmniejszanie) wartości prędkości odniesienia w trybie IAS uzyskano w przybliżeniu stałe przyspieszenie. Loty testowe realizowano w zakresie prędkości od 45 KIAS do około V_{H^*} przy czym ustabilizowane były jedynie warunki początkowe i końcowe. Takie ustabilizowane punkty narzucono w celu zapewnienia rozpoczęcia i zakończenia próby w stanie zbliżonym do idealnego (tj. jednonominutowy stan ustalony, wymagany w tradycyjnej technice badań). Aby zapewnić w przybliżeniu stałą wartość parametru $W/(\sigma^2) = 0,5$, w analizie wykorzystano wyłącznie dane odpowiadające stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego, czyli prędkości powyżej 60 kn. Inżynier prób w locie obliczał docelową wysokość ciśnieniową podczas lotu, tak aby lot odbywał się przy zadanym $W/(\sigma^2)$, określonym na etapie planowania. Dopuszczono tolerancję ± 25 kg dla parametru $W/(\sigma^2) = 0,5$. Rejestracja pełnych danych z przebiegu próby jest kluczowa, ponieważ procedura ich analizy wymaga uwzględnienia kompletnych przebiegów czasowych.

Rejestrowane parametry to głównie:

- prędkość przyrządowa (IAS),
- wysokość ciśnieniowa,
- temperatura powietrza zewnętrznego (OAT),
- moment obrotowy silnika,
- prędkość obrotowa wirnika nośnego,
- pozostała ilość paliwa,
- czas trwania próby.

Procedura analizy danych stosowana w tradycyjnej technice badań w stanie ustalonym została zaadaptowana do techniki z przyspieszaniem i hamowaniem prędkości, przy zachowaniu niezmięnionej postaci analizy matematycznej. Na podstawie przelotów z powolną zmianą prędkości wyznaczono krzywe zapotrzebowania mocy, które następnie porównano z krzywą referencyjną. Pierwszym istotnym wynikiem był wpływ przyspieszenia na przebieg krzywej mocy. Krzywa ta uzyskana podczas przelotu z przyspieszaniem okazała się zawyżona, natomiast krzywa mocy z hamowania prędkości była zaniżona w porównaniu z referencyjną wartością, co przedstawiono na rysunku 6.



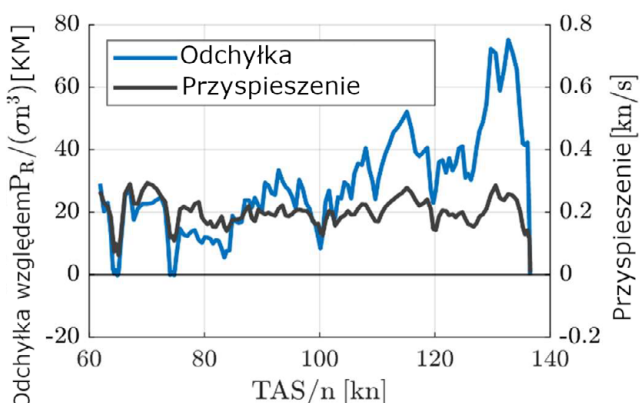
Ryc. 6. Porównanie krzywych mocy dla przyspieszania i hamowania dla $W/(\sigma n^2) = 0,5$

Ponadto wyznaczono odchyłkę jako różnicę pomiędzy krzywą mocy uzyskaną metodą quasiustaloną a referencyjną krzywą mocy PWR. Należy podkreślić, że odchyłki tej nie należy interpretować jako rzeczywistego błędu, ponieważ jest ona obliczana na podstawie danych eksperymentalnych, które z natury obciążone są niepewnością pomiarową. Jak przedstawiono na rysunku 7, dla przelotu z przyspieszaniem przebieg odchyłki jest bardzo zbliżony do krzywej przebiegu przyspieszenia, co wskazuje na bezpośredni wpływ wartości przyspieszenia na dokładność wyników. Każda zmiana prędkości postępowej, stanowiąca odstępstwo od idealnego warunku próby, powoduje odchylenie wyznaczonej krzywej mocy od krzywej referencyjnej.

Zerowa odchyłka została uzyskana przy prędkości V_{H^*} gdzie przyspieszenie/hamowanie prędkości dąży do zera w wyniku stabilizacji lotu. Ponieważ minimalna testowana prędkość wynosiła 45 KIAS, a analiza obejmowała dane powyżej 60 KIAS, przyspieszenie nie było zerowe przy minimalnej uogólnionej prędkości pokazanej na wykresach. Dodatkowo, choć przyspieszenie było w przybliżeniu stałe w trakcie próby, wartość odchyłki wzrosła wraz ze wzrostem v/n . Uśrednienie krzywych mocy uzyskanych podczas przyspieszania i hamowania prędkości znacząco zmniejszyło odchyłkę, co potwierdza skuteczność tej metody jako narzędzia matematycznego do uzyskania wiarygodnych wyników.

Szacunkowo czas lotu wymagany do realizacji testów metodą quasiustaloną przy średnim przyspieszeniu/opóźnieniu $\pm 0,20$ kn/s wynosił około 12 min, podczas gdy testy

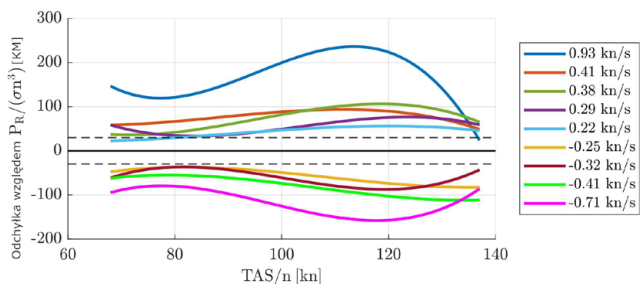
tradycyjne trwały średnio 48 min. Wraz ze wzrostem wartości średniego przyspieszenia/opóźnienia wzrosła efektywność czasowa testów.



Ryc. 7. Przebieg uogólnionej odchyłki mocy i przyspieszenia w zależności od uogólnionej prędkości postępowej

W dalszych próbach badano wpływ wyższych wartości przyspieszenia/opóźnienia ($\pm 0,20 - \pm 1,00$ kn/s) przy $W/(\sigma n^2) = 0,5$ na odchyłkę krzywej mocy względem referencyjnej, przy zachowaniu tej samej referencyjnej krzywej mocy uzyskanej dla czterech ustabilizowanych warunków między 60 KIAS a V_{H^*} .

Podobnie jak w fazie wstępnej, krzywe mocy uzyskane podczas przelotów z przyspieszaniem systematycznie przeszacowują wymaganą moc, natomiast podczas hamowania prędkości zaniżają ją. Odchyłki względem krzywej referencyjnej przedstawiono na rysunku 8, gdzie linie przerywane oznaczają dopuszczalne minimum i maksimum odchyłki. Limit ten został ustalony na ± 30 shp, aby zapewnić, że wartości odchyłki nie przekroczą 5% w całym zakresie prędkości. Wraz ze wzrostem wartości przyspieszenia lub opóźnienia rośnie również bezwzględna wartość odchyłki.



Ryc. 8. Odchylenie dopasowanych krzywych mocy w funkcji uogólnionej prędkości lotu przy różnych wartościach przyspieszenia

Uśrednienie przebiegów z przyspieszania i hamowania prędkości pozwoliło w ogólności znacząco zmniejszyć odchyłkę. Jednak przy analizie różnych kombinacji przyspieszenia i hamowania prędkości nie zaobserwowano wyraźnego trendu wartości odchyłki. Oznacza to, że choć uśrednianie może ją redukować, nie pozwala na jej bezpośrednią kontrolę. Z tego powodu rozważono alternatywne podejście.

Mając na uwadze fakt, że przyspieszanie/hamowanie prędkości stanowi odejście od idealnego stanu ustalonego, opracowano metodologię mającą na celu ograniczenie

wpływu przyspieszenia/hamowania na wyniki. Wychodząc od definicji SEP, wyprowadzono poniższą zależność:

$$P_R = P_A - W \frac{dh}{dt} - W \frac{V_T}{g} \frac{dV_T}{dt} \quad (4)$$

w myśl której moc można obliczyć jako dostępną moc skorygowaną o moc związaną ze zmianami wysokości $P_{\Delta h}$ i prędkości lotu $P_{\Delta V}$. Są one zdefiniowane jako:

$$P_{\Delta h} = W \frac{dh}{dt} \quad (5)$$

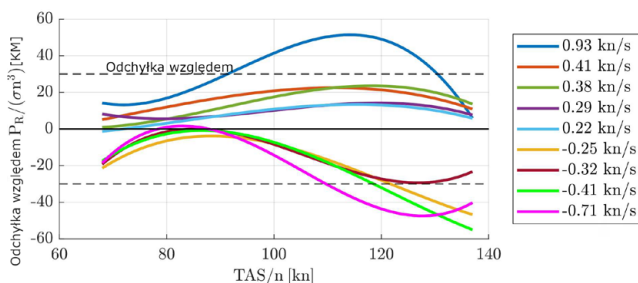
$$P_{\Delta V} = W \frac{V_T}{g} \frac{dV_T}{dt} \quad (6)$$

w taki sposób, że:

$$P_R = P_A - P_{\Delta h} - P_{\Delta V} \quad (7)$$

Procedura opracowania wyników, standardowo stosowana w firmie Leonardo S.p.A. dla prób w warunkach ustalonych, była wykorzystywana również w przedstawionych tu badaniach. W pierwotnej konfiguracji uwzględnia ona wyłącznie człon korekcyjny mocy $P_{\Delta h}$, ponieważ jest przeznaczona do analizy lotu przy ustalonej prędkości względem powietrza. Ponieważ wpływ przyspieszenia ma kluczowe znaczenie w technice quasiustalanej, procedura analizy danych została zmodyfikowana tak, by móc uwzględnić również moc związaną ze zmianami prędkości $P_{\Delta V}$. Wartości odchyłek mocy względem krzywej referencyjnej uzyskane przy użyciu nowego podejścia przedstawiono na rysunku 9. Widać wyraźną redukcję odchyłek w porównaniu z wynikami omówionymi wcześniej (rysunek 8). Mimo wprowadzenia składnika korekcyjnego $P_{\Delta V}$, można zaobserwować, że:

1. krzywe mocy dla przelotów z przyspieszaniem są nadal nieco przeszacowane, natomiast dla hamowania prędkości niedoszacowane;
2. przy stałym przyspieszeniu, względnie opóźnieniu, odchyłka na ogół rośnie wraz ze wzrostem prędkości;
3. wraz ze wzrostem wartości przyspieszenia lub opóźnienia wzrasta również odchyłka.



Ryc. 9. Przebieg odchyłki dopasowanej krzywej mocy po korekcie o moc związaną ze zmianami prędkości powietrza $P_{\Delta V}$ w zależności od uogólnionej prędkości lotu

Najbardziej prawdopodobną przyczyną tego zjawiska jest różna pozycja kadłuba śmigłowca (*pitch attitude*) obserwowana podczas testów. Zmiana kąta natarcia wpływa na współczynnik

oporu aerodynamicznego śmigłowca, co bezpośrednio oddziałuje na moc oporów lotu, a tym samym na wymaganą moc do lotu przy zadanej prędkości. To zjawisko mogłoby być lepiej widoczne i zrozumiałe dzięki szczegółowej analizie zależności współczynnika oporu od położenia śmigłowca, jednak aspekt ten nie był rozważany w niniejszej pracy.

W rezultacie opracowana procedura lotu wraz z procedurą analizy danych pozwoliła uzyskać dokładne krzywe mocy dla wartości przyspieszenia do 0,41 kn/s, podczas gdy próby wytracania prędkości zazwyczaj przekraczały dopuszczalny zakres odchyłek. Z tego powodu obecna definicja nowej techniki testów w locie nie obejmuje testów hamowania. Dodatkowo, zastosowanie najmniejszej wartości przyspieszenia (0,20 kn/s) jest wystarczające, aby uzyskać istotną oszczędność czasu (z 48 do 6 min), przy jednoczesnym wytworzeniu bardzo małych odchyłek krzywej mocy, co przedstawiono w Tabeli 1. Należy zauważyć, że w odróżnieniu od testów wstępnych, w nowej metodologii wymagany jest sześciominutowy lot testowy, ponieważ obecnie rozpatrywany jest tylko lot z przyspieszaniem.

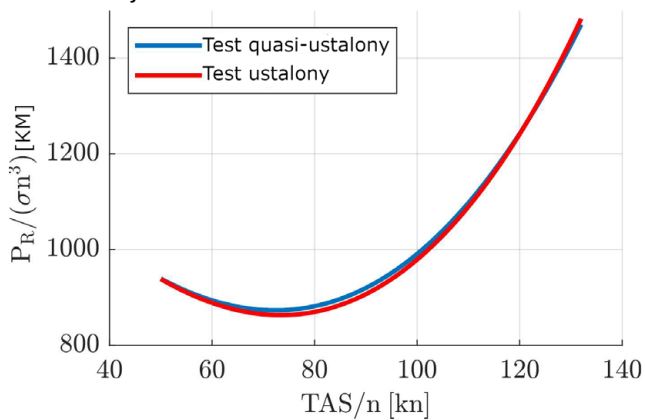
Tabela 1. Podsumowanie kluczowych symulowanych testów przyspieszania

| Średnie przyspieszenie [kn/s] | Średnie odchylenie [shp] | Czas trwania testu [min] | Zysk na czasie [%] |
|-------------------------------|--------------------------|--------------------------|--------------------|
| 0 | - | 48 | - |
| +0,41 | 17 | 3 | 94 |
| +0,38 | 15 | 4 | 92 |
| +0,29 | 10 | 5 | 90 |
| +0,22 | 8 | 6 | 88 |

Biorąc pod uwagę obiecujące wyniki uzyskane podczas symulacji lotu, zaplanowano i przeprowadzono sesję prób w locie. Celem było zweryfikowanie poprawności nowej metodologii w rzeczywistych warunkach lotu, gdzie obciążenie pilota zadaniami rośnie wykładniczo ze względu na warunki środowiskowe, ruch lotniczy, hałas itp. Dodatkowo, referencyjna krzywa mocy została wyznaczona przy użyciu techniki testu w stanie ustalonym. Ze względu na dostępność konkretnego egzemplarza testy przeprowadzono na śmigłowcu AW169 i wykonano je w innej konfiguracji od tej stosowanej w testach symulacyjnych. W związku z tym nie można przeprowadzić bezpośredniego porównania krzywych mocy uzyskanych w symulacji i w locie. Można natomiast porównać odchyłki, ponieważ odnoszą się one do odpowiadającej im krzywej referencyjnej. Do analizy zastosowano tę samą procedurę, która została opracowana i dopasowana do testów symulacyjnych. W związku z tym procedura obejmowała zarówno korekty $P_{\Delta h}$, jak i $P_{\Delta V}$ dla testu quasiustalowanego, a dla testów w stanie ustalonym jedynie korektę $P_{\Delta h}$. Porównanie krzywych mocy wyznaczonych za pomocą obu metod przedstawiono na rysunku 10.

Wyniki uzyskane w ramach prób w locie potwierdzają wyniki wstępne uzyskane na symulatorze lotu. Odchyłka wykazuje bardzo podobny przebieg do tego obserwowanego w testach symulacyjnych przy zbliżonej wartości

przyspieszenia, jak przedstawiono na rysunku 11, a jej wartości mieszczą się w dopuszczalnym zakresie ± 30 shp. Podobne średnie odchyłki uzyskano również w analizie zestawionej w Tabeli 2.

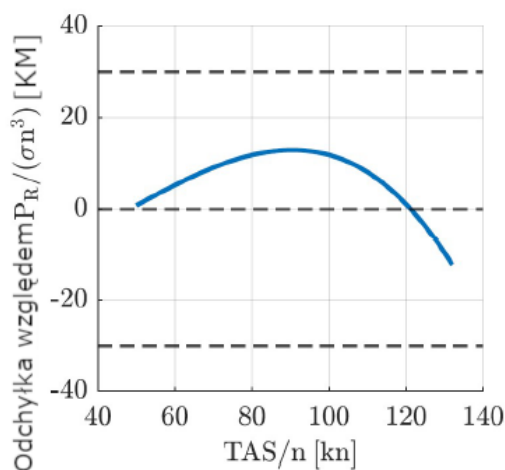
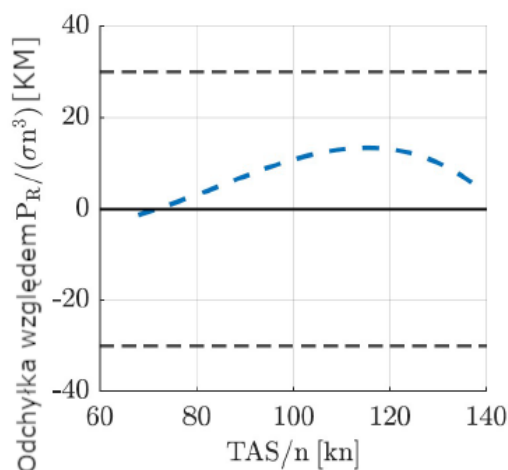


Ryc. 10. Porównanie dopasowanych krzywych mocy wyznaczonych podczas testów w locie metodą tradycyjną i quasiustaloną

Wyniki te pokazują, że opracowana metodologia testów quasiustalonych, rozwinięta w kontrolowanym środowisku symulatora, jest również stosowalna w locie i pozwala na dokładne odtworzenie referencyjnej krzywej mocy PWR. Dodatkowo, czas lotu potrzebny do przeprowadzenia testów pozostaje taki sam (6 min), co oznacza znaczącą oszczędność czasu lotu na poziomie 88% w porównaniu z tradycyjną metodologią.

Tabela 2. Porównanie wyników testu symulowanego z wynikami próby w locie

| | Średnie przyspieszenie [kn/s] | Średnie odchylenie mocy [shp] |
|-----------------|-------------------------------|-------------------------------|
| Test symulowany | +0,22 | 8 |
| Test w locie | +0,23 | 7 |



Ryc. 11. Odchyłka krzywej mocy quasiustalonej względem krzywej w stanie ustalonym (lewa strona: test symulowany przy 0,22 kn/s; prawa strona: test w locie przy 0,23 kn/s)

Podobnie jak w przypadku testów symulowanych, dokonano oceny zmienności $W/(\sigma n^2)$ podczas każdego lotu quasiustalonego, a zmiany w granicach ± 25 kg uznano za akceptowalne. W rezultacie test również spełnił wymagania dotyczące parametru $W/(\sigma n^2)$.

Kompletny zapis przebiegu próby z wykorzystaniem systemu FTI stanowi kluczowy element proponowanej procedury analizy danych. Procedura ta umożliwia wyznaczenie zależności $PR/(\sigma n^3)$ jako funkcji v_T/n w dowolnej chwili, z uwzględnieniem bieżących zmian wysokości lotu oraz prędkości względem powietrza. W rezultacie próby quasiustalone pozwalają na wyznaczenie ciągłej charakterystyki mocy w całym badanym zakresie prędkości lotu. Z kolei podejście tradycyjne dostarcza wartości $PR/(\sigma n^3)$ wyłącznie dla warunków ustalonych. W praktyce każdy przebieg przyspieszania odpowiada dużej liczbie stanów w przybliżeniu ustalonych, podczas gdy próby prowadzone metodą tradycyjną zapewniają jedynie ograniczoną liczbę takich punktów odniesienia.

W efekcie, w porównaniu z techniką tradycyjną, która wymaga wielokrotnego doprowadzania statku powietrznego do stanu ustalonego, obciążenie pilota jest znacznie mniejsze. Równocześnie zmniejsza się obciążenie inżyniera prób w locie, ponieważ próba realizowana jest na stałej wysokości, a wyznaczanie zmian wysokości niezbędnych do utrzymania stałej wartości $W/(\sigma n^2)$ nie wymaga stosowania procedur iteracyjnych. W rezultacie technika quasiustalona przynosi ogólną redukcję obciążenia załogi.

Wnioski

W celu zwiększenia efektywności kosztowo-czasowej badań osiągnięć śmigłowca w locie poziomym przeanalizowano dwie alternatywne techniki względem obecnie stosowanej metody prób w stanie ustalonym. Technika próby przyspieszenia w locie poziomym, zapożyczona z badań samolotów, nie zapewniła wystarczającej dokładności wyników.

Główną przyczyną jest tu odmienna aeromechanika oraz logika sterowania śmigłowcem. W związku z tym technika ta nie wydaje się efektywna i polecana.

Nowa metodyka quasiustalona polega na powolnym rozpędzaniu śmigłowca w locie poziomym, co stanowi przybliżenie wielu ustalonych stanów próbnych wymaganych w klasycznej technice prób w stanie ustalonym. Wykorzystując definicję nadwyżki mocy (SEP), opracowano odpowiednią procedurę analizy danych, która ma na celu ograniczenie wpływu przyspieszenia. Przeprowadzono próby dla różnych wartości przyspieszenia w celu oceny dokładności proponowanej metody. Dla uzyskania najwyższej dokładności zdecydowanie zaleca się stosowanie odpowiednich trybów FD (IAS oraz ALT) oraz stabilizację początkowych i końcowych warunków lotu.

W odróżnieniu od podejścia tradycyjnego, które dostarcza uogólnionych wartości mocy jedynie dla poszczególnych stanów ustalonych, metodyka quasiustalona pozwala na wyznaczenie ciągłej charakterystyki mocy. Dodatkowo obciążenie pilota podczas prób quasiustalonych jest znacznie mniejsze w porównaniu z próbami ustalonymi. Ponieważ procedura prób ustalonych jest czasochłonna, badania osiągnięć są zazwyczaj realizowane w specjalnie przeznaczonych do tego lotach. Natomiast podejście quasiustalone jest wyjątkowo efektywne pod względem kosztów i czasu, w związku z czym może być przeprowadzane w trakcie przelotów do lub z rejonu prób w ramach innych lotów badawczych.

Proponowana metodyka quasiustalona mogłaby być początkowo stosowana do oceny wpływu instalacji nowych

zespołów wyposażenia na osiągi śmigłowca, ponieważ umożliwia porównanie charakterystyk mocy wyznaczonych tą samą metodologią. Następnie, w celu dalszego dopracowania metodyki i oceny jej uniwersalności zaleca się przeprowadzenie bardziej intensywnych prób przy różnych wartościach uogólnionej masy na różnych modelach śmigłowców. Ostatecznie technika ta może zostać wdrożona do wyznaczania charakterystyk mocy dla nowych modeli śmigłowców i odegrać kluczową rolę w definiowaniu ich osiągnięć w przyszłości.

Dalsze kierunki rozwoju obejmują analizę wpływu kąta pochylenia podłużnego śmigłowca na resztkowe odchylenia charakterystyki mocy. Interesujące może być także zbadanie wpływu akwizycji danych przy niskiej częstotliwości próbkowania, z myślą o rozszerzeniu metodyki na śmigłowce produkcyjne, które nie są wyposażone w specjalistyczny system instrumentów pomiarowych do prób w locie.

Bibliografia:

- [1] Flight test manual no. 108 - Fixed-wing performance. U.S. Naval Test Pilot School, 1992. <https://www.scribd.com/document/118598616/USNTPS-FTM-108>.
- [2] Wayne M. Olson. (2000). *Aircraft performance flight testing. Technical information handbook*. Air Force flight test center, Edwards Air Force base, California.