

AERODYNAMIKA ŚMIGŁOWCOWA W INSTYTUCIE LOTNICTWA – OSIĄGNIĘCIA I MOŻLIWOŚCI BADAWCZE

dr inż. **Wojciech KANIA**
mgr inż. **Tadeusz CZECHYRA**
dr inż. **Wieńczysław STALEWSKI**
Instytut Lotnictwa

W artykule przedstawiono rozwój technik badawczych aerodynamiki śmigłowców i przegląd badań eksperymentalnych i obliczeniowych w tej dziedzinie zrealizowanych w Zakładzie Aerodynamiki Instytut Lotnictwa. W tunelu aerodynamicznym T3 o przestrzeni pomiarowej 5m, przeprowadzono badania charakterystyk aerodynamicznych śmigłowców Mi-2 i PZL Sokół w układzie kadłub-wirnik nośny oraz wirnika nośnego śmigłowca IS-2 z zachowaniem podobieństwa dynamicznego łopaty. Przeprowadzono także badania kadłuba śmigłowca SW-4 PZL Świdnik dla optymalizacji usterzenia pionowego i poziomego. Omówiono rozwój metod i programów obliczeniowych CFD i przedstawiono najważniejsze osiągnięcia w zakresie projektowania aerodynamicznego i badań eksperymentalnych profili łopat wirnika nośnego i śmigła ogonowego w tunelu transsonicznym N-3. Zaprezentowano realizowane obecnie i planowane w ramach projektów badawczych i celowych, grantów europejskich oraz prac własnych, badania eksperymentalne i obliczeniowe poświęcone aerodynamicznie śmigłowców.

1. WPROWADZENIE

Rzecz polskiej techniki śmigłowcowej zapoczątkowano w Instytucie Lotnictwa jeszcze pod koniec lat 40. ubiegłego wieku. W roku 1948 rozpoczęto prace nad doświadczalnym jednomiejscowym śmigłowcem SP-GIL z dwułopatowym wirnikiem nośnym w układzie Hillera. Od roku 1950 na śmigłowcu SP-GIL wykonano ponad 350 lotów, z których zdobyte doświadczenie wykorzystano w budowie wielozadaniowego śmigłowca BŻ-4.

Zasadniczym elementem śmigłowca jest wirnik nośny, który w decydujący sposób wpływa na osiągi, hałas i drgania śmigłowca, a także na bezpieczeństwo lotu. Wzajemna interferencja pól przepływu generowanych przez łopaty wirnika nośnego prowadzi do znacznego skomplikowania i silnych niestacjonarności opływu wirnika i szerokiego zakresu warunków opływu jego łopat. Począwszy od opływu z małymi prędkościami na dużych kątach natarcia łopaty powracającej do przepływów transsonicznych dla niewielkich kątów natarcia na łopacie nacierającej. Dlatego też w opływie wirnika nośnego mamy do czynienia z szerokim spektrum różnorodnych skomplikowanych zjawisk fizycznych. Najistotniejszymi z punktu widzenia osiągow, hałasu, drgań i bezpieczeństwa lotu śmigłowca są:

- występowanie niestacjonarnych fal uderzeniowych na końcowe łopaty nacierającej, mogących powodować oderwanie przepływu
- dynamiczne przeciągnięcie (oderwanie przepływu) na łopacie powracającej.
- interferencja łopaty wirnika ze śladem wirowym spływającym z poprzedzającej łopaty.

Do poznania tych złożonych zjawisk fizycznych i spełnienia w procesie projektowania śmigłowca stawianych wymagań oraz rozwoju techniki śmigłowcowej niezbędnym narzędziem okazały się być modelowe badania eksperymentalne w tunelach aerodynamicznych.

2. ROZWÓJ EKSPERYMENTALNEJ BAZY BADAWCZEJ I AKTUALNE MOŻLIWOŚCI BADAŃ AERODYNAMICZNYCH ŚMIGŁOWCÓW W INSTYTUCIE LOTNICTWA

W pierwszej połowie lat 1970 w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa zaprojektowano i zbudowano stoisko do badań modelowych wirników nośnych i śmigłowców w największym w kraju do dnia dzisiejszego tunelu aerodynamicznym T-3 o średnicy przestrzeni pomiarowej 5 m (rys. 1÷3). Idea stoiska zawiera się w umieszczeniu osobno modelu kadłuba śmigłowca i modelu wirnika nośnego na dwu aerodynamicznych wagach tensometrycznych w konfiguracji odwrotnej. Równolegle zaprojektowano i przeprowadzono kalibracje dwu tensometrycznych wag aerodynamicznych. Początkowo były to wagi czteroskładowe. Wdrożenie stoiska śmigłowcowego do badań w tunelu T-3 oraz opracowanie metodyki pomiarów i walidację przeprowadzono w badaniach modelu śmigłowca Mi-2 w skali 1:6 [1].

Na przełomie lat 1970/80 stoisko śmigłowcowe zostało zmodernizowane pod kierunkiem mgr. inż. Jana Koźniewskiego [4]. Zaprojektowano i wykonano nowe sześcioskładowe wagi tensometryczne dla modeli wirnika nośnego i kadłuba. Dla pełnej symulacji sterowania wirnikiem nośnym zaprojektowano i wdrożono do badań urządzenie pomiarowo-sterujące, przedstawione na rysunkach 4 i 5, umożliwiające zdalne sterowanie (z kabiny pomiarowej tunelu)

wirnikiem nośnym. Do pomiarów i zbierania danych wdrożono system pomiarowo-rejestrujący CAMAC. Dane pomiarowe przekazywane były z elementów wirujących przy pomocy kolektora szczotkowego [2, 3].

W badaniach tunelowych z opisywanym stoiskiem śmigłowcowym stosowane jest podobieństwo liczby Macha końcówki łopaty wirnika nośnego. Badania realizowane są przy zachowaniu podobieństwa dynamicznego łopat modelu wirnika nośnego o średnicy do 2.5 m. W roku 1995 przeprowadzono modernizację układu pomiarowo-rejestrującego, którego głównymi elementami obecnie są:

- 16-kanalowy system telemetryczny z wzmacniaczem firmy MANNER,
- 16-kanalowy wzmacniacz tensometryczny (firmy ESAM) i indukcyjny (firmy HOTTINGER),
- 32-kanalowa karta A/D (ESA) i 16 kanałowe karty Advantech PC 816 A/D,
- komputer PC z oprogramowaniem DasyLab.

Schemat blokowy układu pomiarowego i automatycznej rejestracji wyników pomiarów przedstawiono na rysunku 6.

Możliwości badawcze stoiska śmigłowcowego w tunelu aerodynamicznym T3 w zawisie i w locie postępowym obejmują:

- pomiary charakterystyk aerodynamicznych izolowanych modeli kadłuba i wirnika nośnego oraz układu wirnik/kadłub w zakresie sił i momentów

$$P_x = P_y = \pm 490 \text{ N},$$

$$T = 3730 \text{ N}, M_x = M_y = 215 \text{ Nm},$$

$$M_z = \pm 170 \text{ Nm}$$
- obciążenia aerodynamiczne kadłuba od nadmuchu wirnika,
- siły w popychaczach łopat wirnika,
- giętkie i skrętne kąty ugięć łopat wirnika nośnego,
- kąty wahań (pionowe i poziome) łopat w funkcji azymutu,
- deformacje sprężystych elementów głowicy,
- badania wpływu ziemi na mierzone parametry.

Stoisko umożliwia także zdalne sterowanie:

- prędkością obrotową i kątem pochylenia modelu wirnika nośnego,
- prędkością przepływu w przestrzeni pomiarowej tunelu,
- skokiem ogólnym (-6° do 14°) i okresowym ($\pm 6^\circ$) modelu wirnika nośnego.

Stoisko śmigłowca może być także wykorzystywane w badaniach modeli śmigieł ogonowych.

Drugim obiektem badawczym, który służy rozwojowi techniki śmigłowcowej jest tunel dużych prędkości N-3. Jest to tunel nieciągłego działania typu wydmuchowego o zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 1.2$ i przestrzeni pomiarowej $0.6 \times 0.6 \text{ m}$. Od drugiej połowy lat 1970 prowadzone są w nim badania charakterystyk aerodynamicznych profili stosowanych w łopatach wirnika nośnego i śmigła ogonowego. Dla oceny wiarygodności uzyskiwanych rezultatów prowadzone są okresowo badania kalibracyjne, w których wykorzystywane są modele profilu NACA 0012 o różnych cięciwach od 140 mm do 200 mm. Porównania wybranych parametrów aerodynamicznych zmierzone w tunelu N-3 i w ponad 40 tunelach zagranicznych zaczerpnięte z pracy [35, 27], przedstawiono na rysunkach 7 i 8 oraz w tabeli 1.

Tab. 1. Obliczeniowe i eksperymentalne liczby Macha wzrostu oporu profili

| Profil | NACA0012 | ILH212 | ILH209 | VR-12 | VR-13 | VR-14 |
|------------------|----------|--------|--------|-------|-------|-------|
| M_{wo} oblicz. | 0.765 | 0.790 | 0.815 | 0.800 | 0.820 | 0.840 |
| M_{wo} eksp. | 0.775 | 0.795 | 0.825 | 0.805 | 0.812 | 0.835 |

Ostatnio możliwości badawcze w tunelu N-3 rozszerzono na badania charakterystyk profili oscylujących i wpływu liczby Macha na dynamiczne przeciągnięcie profilu (rys. 9).

Układ wymuszania oscylacji, przedstawiony na rysunku 10, umożliwia ruch oscylacyjny profilu jednoelementowego oraz dwuelementowego tj. profilu z klapką o niezależnych ruchach zasadniczej części profilu i klapki, co wykorzystywane będzie w badaniach sterowania opływem profilu łopaty wirnika dla zmniejszenia hałasu i poziomu drgań.

Możliwości układu wymuszającego oscylację obejmują:

- częstotliwości oscylacji profilu do 10 Hz,
- amplituda oscylacji profilu w zakresie kątów natarcia $\alpha = \pm 10^\circ$,
- częstotliwość oscylacji klapki do 12 Hz,
- amplituda oscylacji klapki w zakresie kątów wychyleń $\Delta\delta = \pm 15^\circ$.

Pomiary rozkładu ciśnienia na profilu realizowane są przez trzy 16 kanałowe elektroniczne przełączniki ciśnienia EPS-16HD firmy PSI umieszczone wewnątrz modelu (rys. 11).

3. MODELOWE BADANIA AERODYNAMICZNE PRODUKOWANYCH W KRAJU ŚMIGŁOWCÓW

Po wspomnianej powyżej pierwszej modernizacji stoiska śmigłowcowego, w pierwszej połowie lat 1980 przeprowadzono modelowe badania aerodynamiczne dwu silnikowego, wielozadaniowego śmigłowca PZL Sokół z czterołopatowym wirnikiem nośnym [2, 3, 6]. Badany model wykonany w skali 1:6 z zachowaniem dynamicznego podobieństwa łopat w trakcie badań na stoisku śmigłowcowym w tunelu T-3 przedstawiono na rysunku 12.

Przeprowadzone w tunelu T-3 badania obejmowały:

- badania charakterystyk aerodynamicznych i stateczności podłużnej kadłuba,
- badania aerodynamiczne wirnika nośnego,
- badania aerodynamiczne modelu układu wirnik nośny kadłub i wzajemnej interferencji,
- badania rozkładu obciążeń aerodynamicznych (ciśnień) na kadłubie z wpływem nadmuchu wirnika nośnego.

W drugiej połowie lat 1980 podjęto badania modelowe wirnika nośnego bezprzegubowego o uproszczonej konstrukcji zaprojektowanego w WSK Świdnik w zawisie i w locie postępowym. Model przeszedł pomyślnie badania w zawisie, jednak w locie postępowym występowało uszkodzenie łopat i dalsze prace badawcze zostały przerwane [5].

Prace badawcze lekkiego, jednosilnikowego śmigłowca SW-4 PZL Świdnik ograniczone były do badań charakterystyk aerodynamicznych modelu kadłuba w skali 1:3.7, przedstawionym na rysunku 13. Celem tych badań była optymalizacja pionowego i poziomego uderzenia [7].

Obszerne prace badawczo-rozwojowe w zakresie aerodynamiki przeprowadzono przy projektowaniu dwumiejscowego jednosilnikowego śmigłowca IS 2 realizowanym we

współpracy Instytut Lotnictwa i PZL Świdnik S.A. w ramach projektu celowego (rys. 14). Zaprojektowano numerycznie nowoczesne profile ILH 212 i ILH 209 łopat wirnika nośnego o ulepszonych własnościach aerodynamicznych. Przeprowadzono badania charakterystyk tych profili w tunelu dużych prędkości N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 0.86$. Profil ILH 212 o grubości 12% zastosowano w zasadniczej części łopaty a profil ILH 209 o grubości 9% na końcówce łopaty.

W tunelu aerodynamicznym T1 o przestrzeni pomiarowej $\phi 1.5$ przeprowadzono badania charakterystyk aerodynamicznych i wizualizację opływu modelu kadłuba w skali 1:8.5 (rys. 15). W rezultacie przeprowadzonych badań opracowano modyfikację bryły kadłuba w obszarze przejścia kabina-belka ogonowa poprawiającą własności aerodynamiczne kadłuba. Uzyskano istotne zmniejszenie o około 25% minimalnego oporu badanego modelu kadłuba oraz blisko 25% redukcję ujemnej wartości współczynnika siły nośnej modelu kadłuba w zakresie przelotowych kątów natarcia [13]. Ze względu na małą skalę modelu i tym samym niską wartość liczb Reynolda w tych badaniach, rezultaty to winny być potwierdzone badaniami w dużej skali na stoisku śmigłowcowym w tunelu aerodynamicznym T-3.

Ze względów bezpieczeństwa osób poruszających się wokół śmigłowca i dla poprawy osiągnięć w śmigłowcu IS-2 zastosowano otunelowane śmigło ogonowe. Przeprowadzono szerokie badania modelowe tego śmigła [8]. Na zmodyfikowanym stoisku śmigłowcowym (rys. 16), zbadano wpływ grubości obudowy, prędkości końca łopaty, przesunięcia i skoszenia płaszczyzny śmigła względem otunelowania na sprawność i ciąg śmigła. Przeprowadzono także pomiary natężenia dźwięku pracującego śmigła ogonowego.

W tunelu aerodynamicznym T-3 na stoisku śmigłowcowym zbadano charakterystyki aerodynamiczne modelu w skali 1:3.2 wirnika nośnego śmigłowca IS-2 (rys. 17). Badania te obejmowały także wpływ zniekształceń geometrycznych konturu profilu łopaty symulujących niedokładności wykonawstwa łopat na osiągi wirnika nośnego [8, 12].

4. BADANIA I PROJEKTOWANIA AERODYNAMICZNE PROFILI ŁOPAT WIRNIKA NOŚNEGO I ŚMIGŁA OGNOWEGO

Od szeregu lat realizowane są obszerne programy badawcze dla rozwoju nowoczesnych technologii aerodynamicznych wirnika nośnego śmigłowca. Ich celem jest poprawa własności eksploatacyjnych śmigłowców: zwiększenie prędkości przelotowej, zmniejszenie kosztów operacyjnych i zużycia paliwa, redukcji hałasu i drgań, na którą ostatnio kładzionych jest szczególnie nacisk ze względów środowiskowych. W badaniach tych szeroko są wykorzystywane najnowsze osiągnięcia aerodynamiki, w tym szczególnie numerycznej mechaniki płynów (CFD) szeroko obecnie stosowanej w projektowaniu śmigłowców, przede wszystkim wirników nośnych. Rezultaty tych programów badawczych znajdują odbicie w nowo projektowanych i produkowanych śmigłowcach, zarówno cywilnych, jak i wojskowych. Ilustrują to przykładowo takie śmigłowce, jak: AH-64 Apache, Mi-26, S-76 Spirit, WG-13 Lynx, EH-101, Mi-38, Bo-108, BK-117, NH-90, P-120L, EC-120, EC-135, MD-900, WG-30, Bell 430, BV-360, Tiger PAH 2, EC-145, EC-155, EC-725, EC-635, S-70, S-92 i inne.

W procesie projektowania, bądź modernizacji wirnika śmigłowca należy przebadać wpływ parametrów łopaty na

uzyskiwane charakterystyki osiągowo, Do najważniejszych z nich należą: promień i skrócenie łopaty, obrys łopaty ze szczególnym uwzględnieniem jej końcowego fragmentu, oraz rozkład grubości profili wzdłuż łopaty. Zasadniczym elementem rozważanego procesu jest dobór profili, z których budowana łopata, gdyż optymalne ukształtowanie ich powierzchni oraz rozmieszczenie wzdłuż łopaty umożliwia znaczną poprawę osiągnięć wirnika [14]. Należy tu podkreślić, że we wszystkich wymienionych powyżej nowoczesnych śmigłowcach i wielu innych (patrz – Dodatek 1), zastosowano specjalne projektowane dla nich profile, objęte ochroną prawną.

Pierwsze prace badawcze w Instytucie Lotnictwa w obszarze aerodynamiki profili śmigłowcowych dotyczyły badań eksperymentalnych modeli profili NACA 23012 i NACA 23012 M dla WSK Świdnik pod koniec lat 1970 [15]. Przeprowadzono badania charakterystyk aerodynamicznych tych profili w tunelu aerodynamicznym N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 0.86$. Zbadano także wpływ wychylenia klapki na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 23012. Równoległe prowadzono prace nad opracowaniem własnych programów komputerowych do obliczeń numerycznych opływu profili. Programy te użyto następnie w projektowaniu nowych profili o ulepszonych własnościach aerodynamicznych istotnych z punktu widzenia zastosowań śmigłowcowych [16]. Profil ILH 40 stanowił modyfikację profilu NACA 23012, natomiast profil ILHC-7 zaprojektowano wychodząc z korzystnego dla zawisu rozkładu ciśnienia. Następnie charakterystyki aerodynamiczne obu tych profili zostały zbadane w tunelu aerodynamicznym N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 0.9$ [17]. Uzyskane rezultaty potwierdziły poprawę wybranych parametrów aerodynamicznych w stosunku do profili NACA serii 230.

W latach 80. i 90. rozbudowano własne oprogramowanie do projektowania aerodynamicznego profilu śmigłowcowych wdrażając programy:

- CODA – oprogramowanie typu CAD pozwalające na projektowanie geometryczne profili lotniczych oraz wyznaczające i prezentujące geometryczne własności profili, obejmujące: wstępne definiowanie grubości, szkieletowej i krzywizny profili oraz analizę gładkości i wygładzenia konturu profili [21],
- INV – program rozwiązujący odwrotne zagadnienia wyznaczając geometrię profilu dla zadanego rozkładu ciśnienia, bazujący na metodzie panelowej (przepływu nielepki i nieściśliwy) co pozwalało na szybkie wyznaczenie (1-3 min) profilu o zadanym rozkładzie ciśnienia [19,20],
- HCZMAX – program dwumiarowej analizy ściśliwego opływu profili ze sprężeniem przepływu nielepkiego i warstwy przyściennej oraz analizę oderwania i modelowaniem oddziaływania tego oderwania, co umożliwia wyznaczenie także współczynnika C_{zmax} [18],
- H – zmodyfikowany program B/G/K transsonicznego opływu profili bazujący na metodzie pełnego potencjału z uwzględnieniem warstwy przyściennej umożliwiający szybkie wyznaczanie liczby Macha wzrostu oporu [22].

Wykorzystując powyższe programy obliczeniowe w połowie lat 90. zaprojektowano dwa profile ILH 212 o grubości 12% i ILH 209 o grubości 9% dla części zasadniczej i końcówki łopaty wirnika nośnego śmigłowca IS-2 [23].

W procesie wielokryterialnego projektowania przyjęto szczegółowe kryteria, które powinny być spełnione przez projektowany profil:

- wysoka wartość współczynnika $C_{Z_{max}}$ dla liczby Macha $M = 0.4$ w celu opóźnienia oderwania na łopacie odchodzącej i zmniejszenia drgań dla dużych prędkości lotu,
- wysoka wartość liczby Macha wzrostu oporu M_{wo} dla współczynnika $C_z = 0$ oraz mała wartość współczynnika oporu w zakresie transsonicznym dla zmniejszenia mocy niezbędnej w locie postępowym i redukcji impulsowego hałasu typu HSI,
- wysoka wartość doskonałości aerodynamicznej C_z/C_x dla warunków zawisu tj. liczby Macha $M = 0.6$ i współczynnika $C_z = 0.6 \div 0.7$ dla zmniejszania mocy niezbędnej w zawisie i poprawy sprawności zawisu,
- mała wartość współczynnika momentu dla zerowego współczynnika siły nośnej C_{mo} w zakresie małych liczb Macha w celu zmniejszenia obciążeń w systemie sterowania i redukcji skręcenia łopaty – współczynnik $C_{mo} \geq -0.01$.

W badaniach eksperymentalnych w tunelu aerodynamicznym N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 0.86$ stwierdzono poprawę powyższych parametrów aerodynamicznych w stosunku do profilu NACA 23012 [24,25]. Warto podkreślić kilkunasto procentowy wzrost współczynnika $C_{Z_{max}}$ dla $M = 0.4$ profilu ILH 212 i osiągnięcie wysokiej liczby Macha wzrostu oporu M_{wo} dla $C_z = 0$ równej 0.795.

Ograniczeniem w uzyskaniu większego przyrostu współczynnika $C_{Z_{max}}$ projektowanego profilu dla liczby Macha $M = 0.4$ był program INV, który konstruował profil tylko dla nieściśliwego rozkładu ciśnienia. Konstrukcyjny nieściśliwy rozkład ciśnienia uzyskiwano stosując poprawkę Prandtla–Glauerta na ściśliwość. Dla uniknięcia tego przybliżenia wdrożono komercyjny program MSES [26]. Jest to program analizy i projektowania profili oparty na rozwiązaniu równań Eulera z uwzględnieniem silnego wzajemnego oddziaływania warstwy przyściennej, posiadający następujące możliwości obliczeniowe:

- obliczenia opływu profilu i współczynników aerodynamicznych, w tym współczynnika $C_{Z_{max}}$ oraz w zakresie transsonicznym włączenie z wystąpieniem fali uderzeniowej,
- wyznaczenie geometrii profilu o zadanym rozkładzie ciśnienia w zakresie nielepkich przepływów ściśliwych.

W celu zwiększenia korzystnych efektów poprawy własności aerodynamicznych projektowanych profili opracowano program optymalizacyjny profilu OPT oparty na algorytmach genetycznych [27]. W programie tym określane były nie rozkłady ciśnienia a współczynniki aerodynamiczne, jakie powinien posiadać projektowany profil. Zagadnienie polegało na wyznaczeniu profilu, dla którego funkcja celu wiążąca wybrane współczynniki aerodynamiczne osiąga maksimum. Problem optymalizacyjny rozwiązywano na bazie tzw. algorytmów genetycznych. Do wyznaczenia funkcji celu stosowano programy obliczeniowe: HZMAX (współczynnik $C_{Z_{max}}$) i H (własności transsoniczne).

Pod koniec lat 1990 w ramach projektu badawczego zaprojektowano rodzinę profili łopaty wirnika nośnego i profil łopaty śmigła ogonowego nowej generacji. W procesie projektowania wykorzystywano wyżej wspomniane programy

obliczeniowe: MSES, HZMAX, H, CODA, OPT. W oparciu o warunki różnych stanów lotu i osiągowość stosowanych obecnie nowoczesnych profili śmigłowcowych ustalono cele i kryteria projektowania profili dla wybranych przekrojów łopaty wirnika nośnego. Dotyczą one współczynnika $C_{Z_{max}}$ dla liczby Macha $M = 0.4$, liczby Macha wzrostu ogonu dla $C_z = 0$, doskonałości aerodynamicznej w warunkach zawisu oraz bliskiej zeru wartości współczynnika momentu.

W efekcie procesu projektowania numerycznego opracowano rodzinę profili łopaty wirnika nośnego ILH 3XX o grubościach 12%, 9% i 8%, których własności porównano na rysunku 18 na gruncie numerycznym, z profilami rodziny VR 12-14, jednej z najlepszych wśród nowoczesnych profili śmigłowcowych. Porównanie wykazało poprawę parametrów aerodynamicznych zaprojektowanych profili ILH 3XX w stosunku do profili VR. Dla potwierdzenia osiągniętych efektów numerycznego projektowania przeprowadzono badania eksperymentalne profilu ILM 312 o grubości 12% w tunelu aerodynamicznym N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 0.86$.

Na rysunku 19 porównano uzyskane w tunelu N-3 rezultaty $C_{Z_{max}}$ profilu ILH 312 i konwencjonalnych profili NACA w zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 0.7$. Należy podkreślić znaczny wzrost współczynnika $C_{Z_{max}}$ profilu ILH 312 w stosunku do profili konwencjonalnych. Porównania eksperymentalnych rezultatów współczynnika $C_{Z_{max}}$ i liczby Macha wzrostu oporu profilu ILH 312 z innymi znanymi nowoczesnymi profilami łopat wirnika nośnego o grubości 12% między innymi z OA 212 i 312, DM-H2 i H4, VR7 i VR12, przedstawiono na rysunku 20÷21. Analizując także inne parametry aerodynamiczne profilu ILH 312 stwierdzono, że postawione cele projektowe zostały osiągnięte [27].

Zasadniczym celem dla projektowanego profilu łopaty śmigła ogonowego było uzyskanie wysokiej wartości współczynnika $C_{Z_{max}}$ w zakresie liczb Macha $M = 0.5 \div 0.6$ przy możliwie wysokim poziomie doskonałości aerodynamicznej C_z/C_x profilu. Ograniczenia momentowe były w tym przypadku łagodniejsze, ze względu na mniejszą podatność łopaty śmigła ogonowego na skręcanie. W iteracyjnym procesie projektowania i optymalizacji stosowano głównie konstrukcyjną opęję programu MSES i program optymalizujący OPT wykorzystujący algorytmy genetyczne. Przeprowadzono eksperymentalne badania modelu profilu ILT 212 w tunelu aerodynamicznym ILT 212 w zakresie liczb Macha $M = 0.3 \div 0.7$ [27]. Uzyskane rezultaty współczynnika $C_{Z_{max}}$ profilu ILT 212 porównano na rysunku 22 z klasycznymi profilami NACA 2312 i NACA 0012 badanymi w tym samym tunelu. W stosunku do profilu NACA 23012 szeroko używanego w łopatach śmigła ogonowego współczynnika $C_{Z_{max}}$ jest większy o 18% dla liczby Macha $M = 0.5$ a w zakresie $M = 0.55 \div 0.6$ nawet o około 40%. Przy tym profil ILT 212 charakteryzuje wysoką doskonałością aerodynamiczną znacznie większą niż profilu NACA 23012.

W przedstawionych powyżej pracach projektowania numerycznego profili śmigłowcowych wszystkie stosowane programy obliczeniowe bazowały na rozwiązaniach przepływów ustalonych. Nie uwzględnianie niestacjonarności opływu profili łopat wirnika nośnego, która jest charakterystyczną cechą rzeczywistego opływu tych profili stanowi ograniczenie możliwości dalszej poprawy własności

aerodynamicznych profili istotnych z punktu widzenia zastosowania ich w wirniku nośnym.

Dla uwzględnienia w projektowaniu profili śmigłowcowych niestacjonarności przepływu koniecznym był dalszy rozwój programów obliczeniowych CFD i optymalizacyjnych. W latach 2002-2004 w ramach projektu badawczego rozbudowano bazę obliczeniową udoskonalając program optymalizujący OPT bazujący na algorytmach genetycznych i opracowano program dla obliczeń niestacjonarnych profili w przepływie transsonicznym [28, 29]. Do obliczeń dwuwymiarowych wprowadzono analizę warstwy przyściennej [30]. Opracowano pakiet oprogramowania optymalizacji profilu wykorzystujący sprzężenie algorytmów genetycznych z analizą przepływów niestacjonarnych uwzględniającą warstwę przyścienną [31].

Powyższy pakiet zastosowano do wielokryterialnej optymalizacji wspomnianego wyżej profilu ILH 312. Celem optymalizacji profilu ILH 312 było uzyskanie wzrostu niestacjonarnej sprawności profilu określonej jako $C_Z^*/(C_XM)^*$ przy ograniczonych zmianach innych parametrów aerodynamicznych tego profilu. W rezultacie otrzymano profil ILH 312 OP, którego zależności parametru C_XM wskazującego na moc niezbędną w funkcji azymutu położenia łopaty porównano z wyjściowym profilem ILH 312 na rysunku 24. Optymalny profil ILH312OP charakteryzuje się mniejszymi wartościami parametru C_XM oraz wzrostem niestacjonarnej sprawności $C_Z^*/(C_XM)^*$ o około 6% przy niewielkim tylko zmniejszeniu współczynnika C_{Zmax} .

5. OBLICZENIA NUMERYCZNE AERODYNAMIKI ŚMIGŁOWCÓW

Wspomniane wyżej numeryczne programy obliczeniowe CFD dotyczyły przepływów dwuwymiarowych. Opracowany w Zakładzie Aerodynamiki w drugiej połowie lat 1990 program PANEL 3D umożliwił obliczenia trójwymiarowe przepływów nielekkih w zakresie małych liczb Macha. Wykorzystany został w obliczeniach obciążeń aerodynamicznych kadłuba śmigłowca IS-2 (rys. 25).

W obliczeniach trójwymiarowych wykorzystywane są także programy komercyjne bazujące na rozwiązaniu równań Naviera-Stokesa dla lepkich nieustalonych przepływów: SPARC i FLUENT. Program SPARC wykorzystywany był w analizie numerycznej możliwości redukcji hałasu impulsowego HSI poprzez osłabienie intensywności fal uderzeniowych na końcowe łopaty wirnika nośnego dzięki zastosowaniu profili rodziny ILH 3XX.

Przeprowadzono obliczenia zmienności ciśnienia w czasie w ustalonych punktach na łopacie i na zewnątrz łopaty. Przykładowe rezultaty zmienności ciśnienia w wybranym punkcie przepływu w pobliżu końcówki łopaty, charakterystyczne dla impulsowego hałasu HSI, przedstawiono na rysunku 26 porównując trzy wirniki o różnych końcówkach łopat: dwa o stałej grubości profilu 12% od nasady do końcówki (o różnych profilach NACA 0012 i ILH 312) oraz o trapezowej końcówce o zmiennej grubości profilu ILH 3XX od 12% do 8% na końcówce łopaty. Wprowadzenie nowoczesnego profilu ILH 312 zmniejsza amplitudę piku podciśnienia, redukując impulsowy hałas HSI. Znaczącą redukcję tych amplitud uzyskują się stosując końcówkę łopaty o zmniejszającej się grubości.

Program FLUENT posiada opcję umożliwiającą modelowanie opływu wirnika nośnego śmigłowca. Stosowany model „disc actuator” umożliwia wyznaczenie globalnych osiągnięć wirnika i struktury śladu wtórnego. Wykorzystując ten program przeprowadzono wstępne badania obliczeniowe opływu wirnika nośnego podczas lądowania z punktu widzenia występowania tzw. pierścienia wirowego [33] (rys. 27).

6. REALIZOWANE I PLANOWANE PRACE BADAWCZE AERODYNAMIKI ŚMIGŁOWCÓW

Realizowane i planowane prace badawcze skupiają się w trzech obszarach:

- badania podstawowe i rozwojowe dotyczące metod sterowania opływem mogące być zastosowane w technice śmigłowcowej,
- prace badawczo-rozwojowe ukierunkowane na rozwój nowoczesnych technologii aerodynamicznych wirników nośnych i śmigieł ogonowych,
- rozwój bazy badawczej obliczeniowej i eksperymentalnej.

W ramach projektów badawczych, grantów europejskich i prac własnych realizowane są obecnie następujące prace:

- eksperymentalne i numeryczne badania sterowania przepływem przy pomocy pulsacyjnego strumienia wylotowego dla małych prędkości
- eksperymentalne badania sterowania oderwaniem przepływu spowodowanym falą uderzeniową przy pomocy oscylacji klapki,
- numeryczne projektowanie eksperymentalnego wirnika nośnego z zastosowaniem nowoczesnej rodziny profili ILH 3XX i walidacyjne badania w tunelu T3 na stoisku śmigłowcowym.
- numeryczna symulacja występowania pierścienia wirowego w fazie lądowania śmigłowca,
- trójwymiarowa metoda projektowania i optymalizacji aerodynamicznej łopaty wirnika nośnego,
- studium badawcze aktywnego sterowania klapką przy pomocy piezoelektryków dla poprawy osiągnięć wirnika nośnego.

Planowane prace badawcze i rozwojowe obejmują:

- nowoczesny pięciopłatowy wirnik nośny dla poprawy osiągnięć i redukcji hałasu śmigłowca,
- numeryczne i eksperymentalne badania granic występowania pierścienia wirowego wirnika nośnego,
- optymalizacja aerodynamiczna rodziny profili wirnika nośnego bazująca na niestacjonarnych obliczeniach i algorytmach genetycznych,
- stacjonarne i niestacjonarne badania tunelowe optymalizowanych profili wirnika nośnego,
- modernizacja stoiska śmigłowcowego w tunelu aerodynamicznym T3 dla badań aeroakustycznych, wizualizacji przepływu, badań stateczności wirnika i aktywnego sterowania łopat wirnika oraz zwiększania możliwości badań modeli wirnika o średnicy do 4 m.



Rys. 1. Tunel aerodynamiczny T-3 o przestrzeni pomiarowej 5 m w Instytucie Lotnictwa



Rys. 2. Stoisko śmigłowe do badań aerodynamicznych

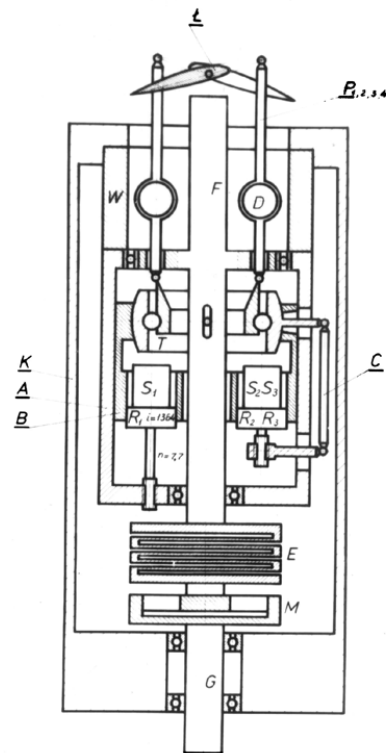


Rys. 3. Stoisko śmigłowe w tunelu aerodynamicznym ϕ 5 m



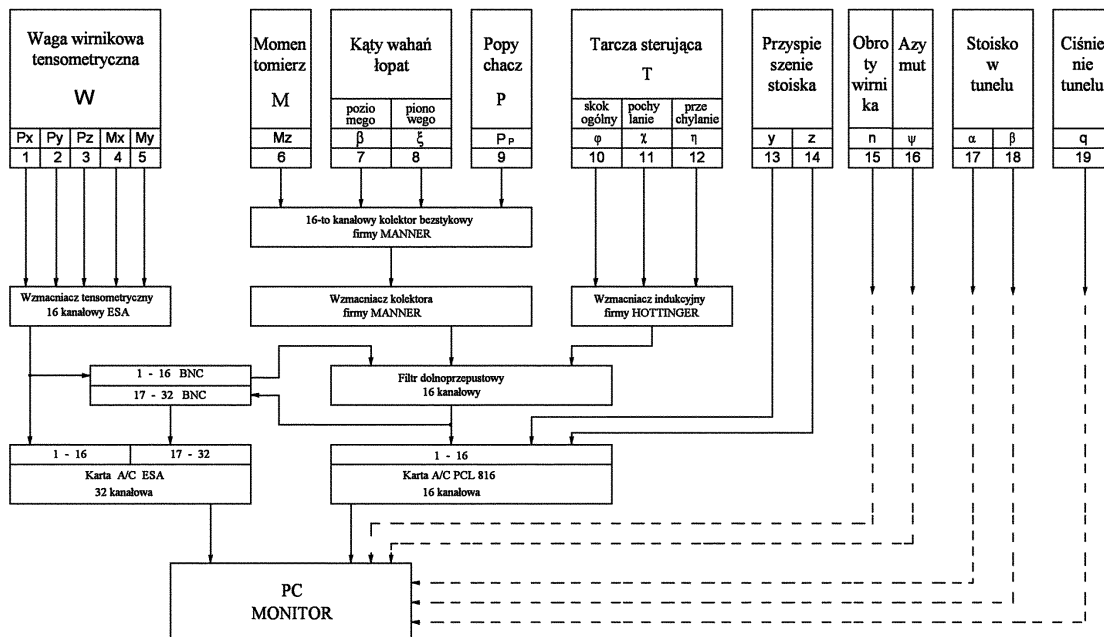
Rys. 4. Urządzenie pomiarowo-sterujące PS do symulacji sterowania modelem wirnika nośnego

SCHEMAT JEDNOSTKI
POMIAROWO-STERUJĄCEJ „PS”



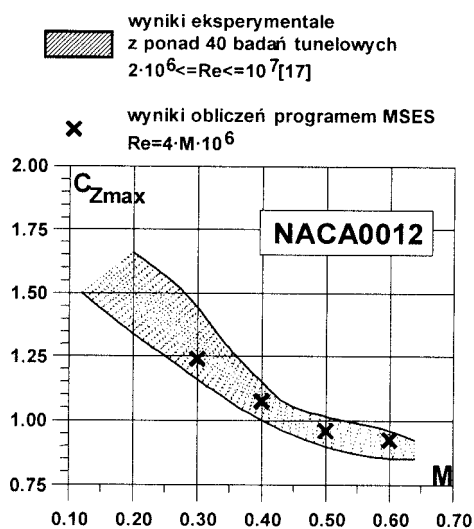
- | | |
|---|--|
| W-5 ciałowa waga | B-tuleja prześuwna sterowania skokiem ogólnym łopaty |
| M-momentomierz | C-popychacze przestawiania tarczy sterującej |
| P _{2,3,4} -popychacze sterowania łopatami | A-obudowa mechanizmów sterowania skokiem łopaty |
| D-dynamometry na popychaczach | E-element elastyczny |
| T-tarcza sterująca | F-wał wirnika |
| S ₁ -silnik sterowania skokiem ogólnym łopaty | G-wał napędu |
| S ₂ , S ₃ -silniki sterowania okresowego łopaty | K-korpus jednostki PS |
| R ₁ , R ₂ , R ₃ -reduktory silników | Ł-łopaty wirnika |

Rys. 5. Schemat urządzenia pomiarowo-sterującego PS

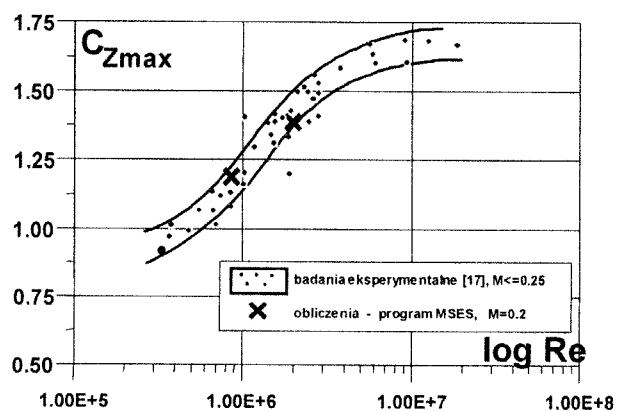


SCHEMAT BLOKOWY UKŁADU POMIAROWEGO I AUTOMATYCZNEJ REJESTRACJI WYNIKÓW POMIARÓW

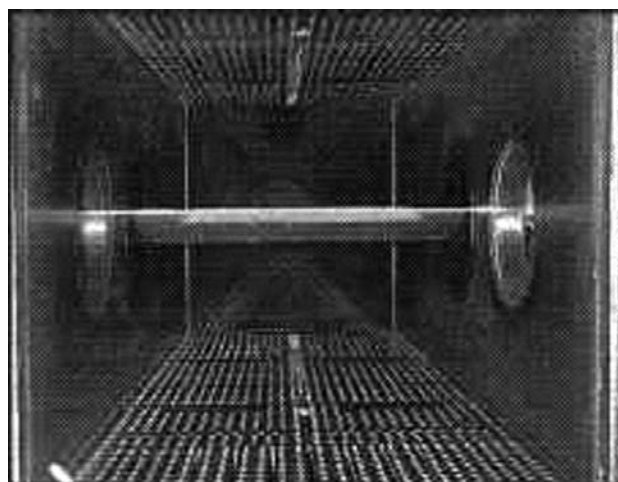
Rys. 6. Schemat blokowy układu pomiarowego i automatycznej rejestracji wyników pomiarów stoiska śmigłowcowego w tunelu aerodynamicznym T-3



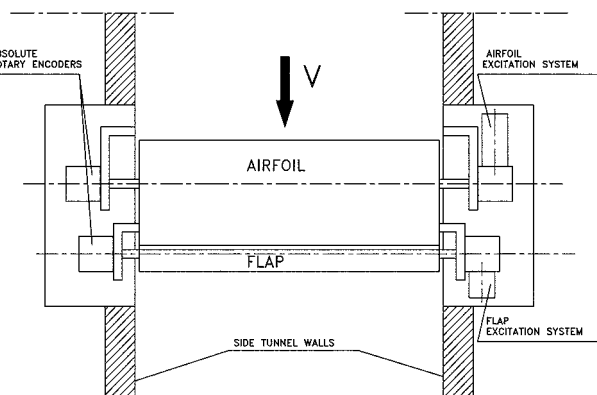
Rys. 7. Porównanie obliczeniowych (program MSES) i eksperymentalnych współczynników C_{zmax} profilu NACA 0012 w funkcji liczby Macha



Rys. 8. Porównanie obliczeniowych (program MSES) i eksperymentalnych współczynników C_{zmax} profilu NACA 0012 w funkcji liczby Reynoldsa w zakresie małych liczb Mach $M \leq 0.25$



Rys. 9. Model profilu NACA0012 zamocowany w tunelu N-3 do badań przeciągnięcia dynamicznego



Rys. 10. Schemat układu wymuszającego oscylację śmigłowego profilu z klapką w tunelu N-3



Rys. 11. Model profilu NACA0012 z czujnikami ciśnienia niestacjonarnego umieszczonymi w tunelu



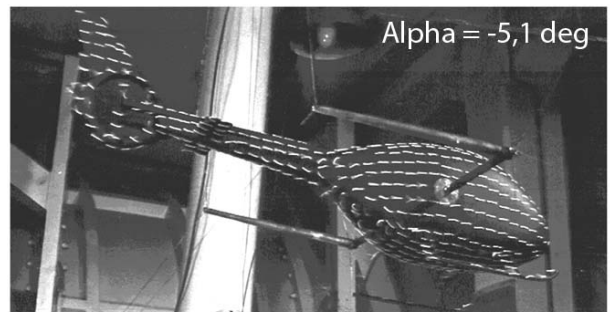
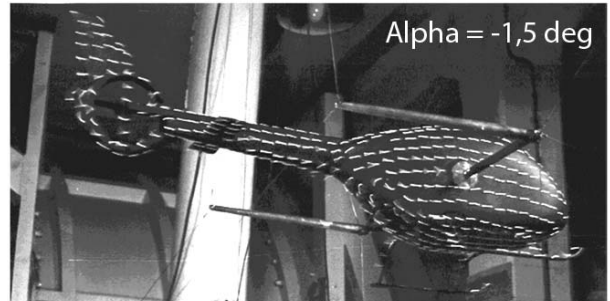
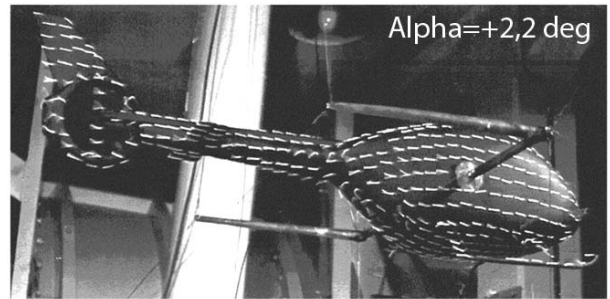
Rys. 12. Modelowe badania śmigłowca PZL Sokół z pracującym wirnikiem nośnym w tunelu T-3



Rys. 13. Model kadłuba śmigłowca SW-4 PZL Świdnik do badań na stoisku śmigłowcowym w tunelu T-3



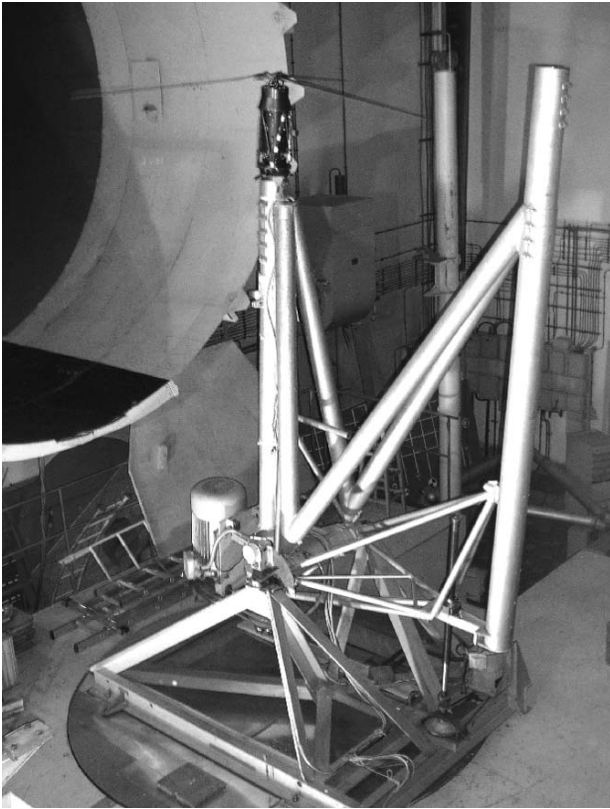
Rys. 14. Makietka dwumiejscowego, jednosilnikowego śmigłowca IS-2



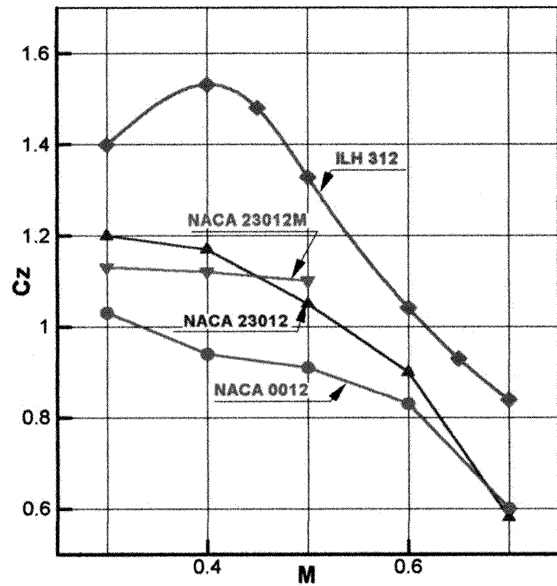
Rys. 15. Badania aerodynamiczne modelu kadłuba śmigłowca IS-2 w tunelu aerodynamicznym T-1 - wizualizacja opływu



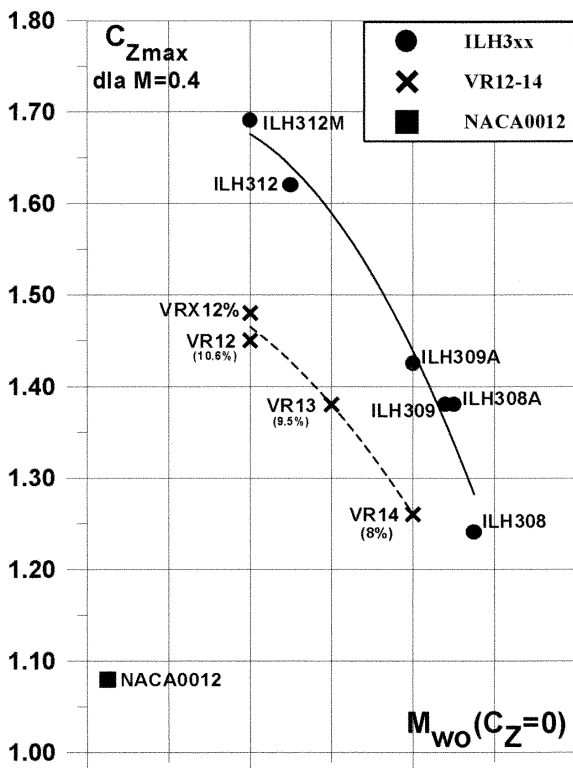
Rys. 16. Badania modelu wirnika nośnego śmigłowca IS-2 na stoisku śmigłowcowym w tunelu aerodynamicznym T-3



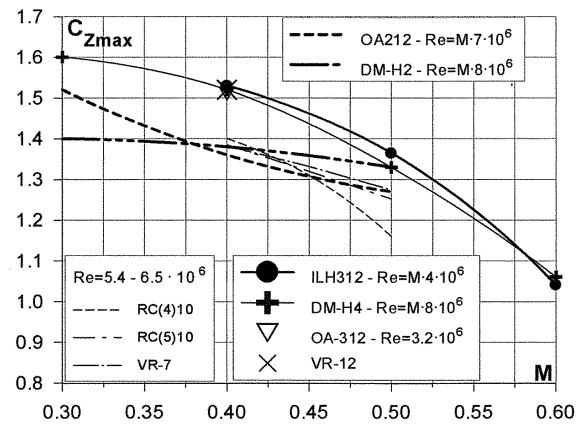
Rys. 17. Badania modelu wirnika nośnego śmigłowca IS-2 na stoisku śmigłowcowym w tunelu aerodynamicznym T-3



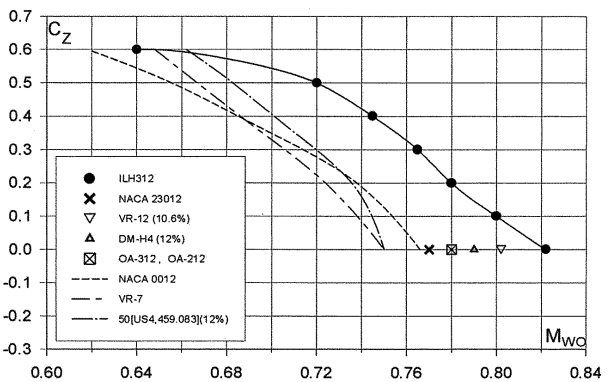
Rys. 19. Zależność współczynnika maksymalnej siły nośnej C_{zmax} w funkcji liczby Macha M dla profili ILH312, NACA0012, NACA23012 i NACA23012M. Wyniki badań eksperymentalnych w tunelu N-3 Instytutu Lotnictwa



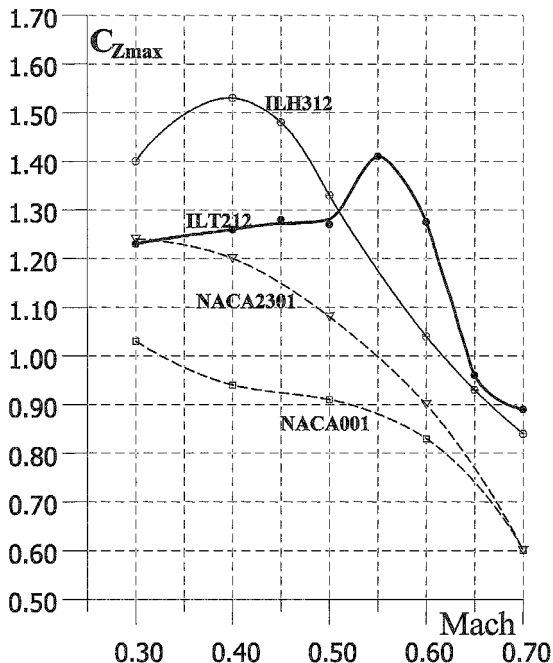
Rys. 18. Zależności współczynnika C_{zmax} dla $M = 0.4$ od liczby Macha wzrostu oporu M_{wo} dla rodzin profili ILH3XX i VR12-14. Wyniki obliczeń programem MSES i H



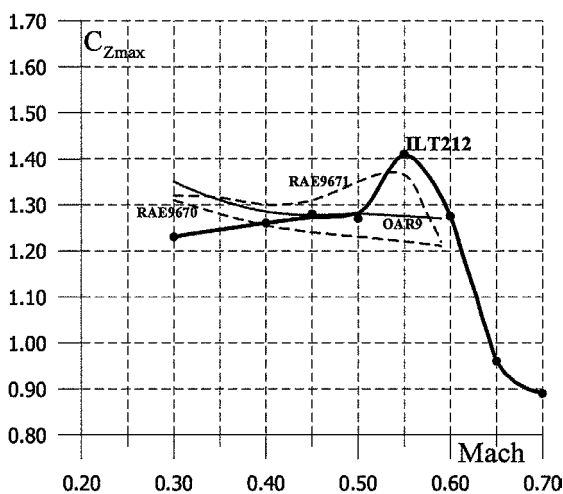
Rys. 20. Współczynnik maksymalnej siły nośnej C_{zmax} w funkcji liczby Macha dla nowoczesnych profili śmigłowcowych. Wyniki badań eksperymentalnych



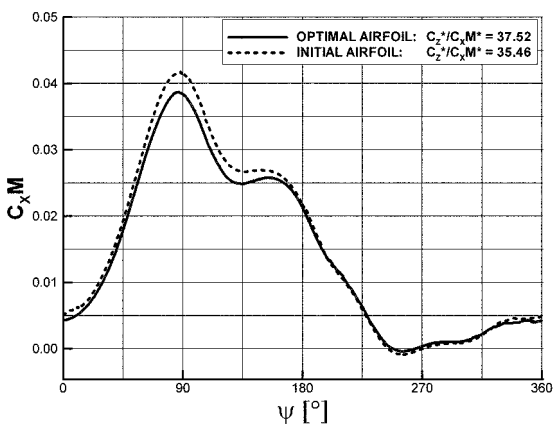
Rys. 21. Liczba Macha wzrostu oporu w funkcji współczynnika siły nośnej dla wybranych nowoczesnych profili śmigłowcowych. Wyniki badań eksperymentalnych



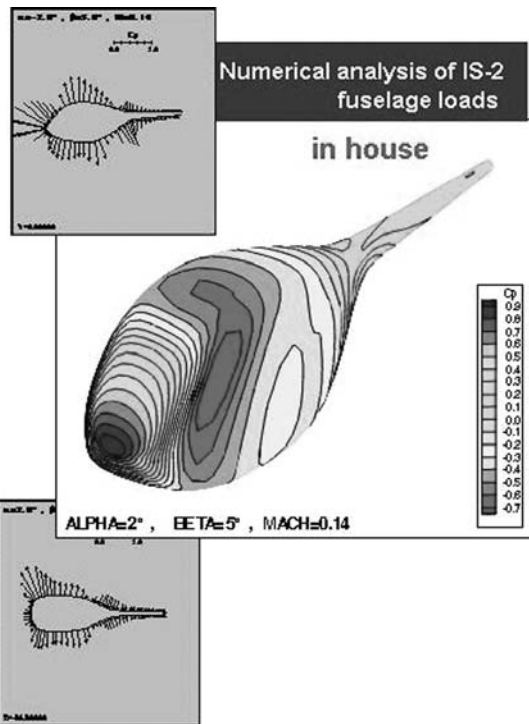
Rys. 22. Porównanie zależności współczynnika maksymalnej siły C_{zmax} od liczby Macha profilu śmigła ogonowego ILT212 z klasycznymi profilami NACA23012 i NACA0012 uzyskane w badaniach w tunelu N-3 Instytutu Lotnictwa



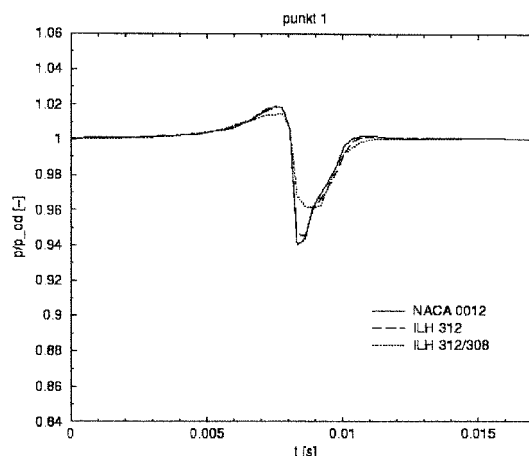
Rys. 23. Porównanie zależności współczynnika maksymalnej siły nośnej profilu śmigła ogonowego ILT212 z nowoczesnymi profilami śmigła ogonowego zaprojektowanymi w ośrodkach zagranicznych ONERA i RAE



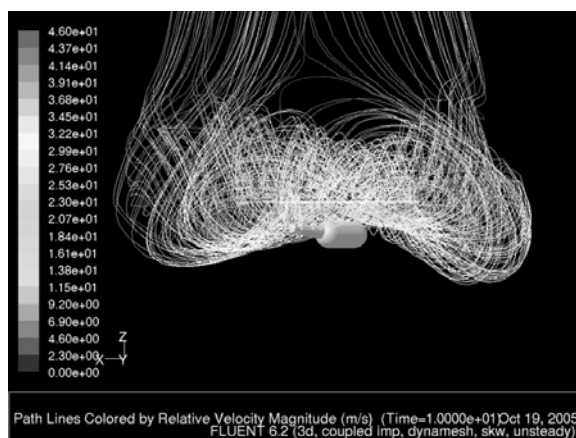
Rys. 24. porównanie zależności parametru $C_x M$ w funkcji azymutu łopaty wirnika nośnego optymalizowanego profilu ILH312OP z profilem ILH312



Rys. 25. Rozkład obciążeń aerodynamicznych na kadłubie śmigłowca IS-2 wyznaczony obliczeniowo programem PANEL3D



Rys. 26. Zmienność ciśnienia w ustalonym punkcie przepływu poza łopatą w pobliżu końcówki w czasie obrotu wirnika dla trzech łopat wirnika nośnego: o profilach NACA0012, ILH312 (stała grubość końcówki) oraz o zmiennej grubości końcówki od ILH312 do ILH308



Rys. 27. Rezultaty obliczeń występowania pierścienia wirowego podczas lądowania śmigłowca uzyskane przy pomocy programu FLUENT

DODATEK 1

Zestawienie nowoczesnych profili stosowanych w łopatach wirnika nośnego produkowanych śmigłowców

W obecnie produkowanych śmigłowcach większość wytwórców stosuje własne profile łopat wirnika nośnego, które zostały specjalnie w tym celu zaprojektowane i przebadane. Poniżej przedstawimy zestawienie tych profili w układzie: oznaczenie profilu nasady i zasadniczej części łopaty/oznaczenie profilu końcówki łopaty, podając śmigłowce w których te profile są stosowane[34]

A. Eurocopter

1. Profile OA 211/OA 209 lub O 207 w śmigłowcach: AS 350 B2, AS 355, AS 366, AS 555, AS 565 oraz EC 130 i EC 135,
2. Profile OA 312/OA 309 lub OA 409 lub OA 407 w śmigłowcach: EC 120, EC 225, EC 725 Cougar, NH 90,
3. Profile OA 415 lub OA 312/OA 409 lub OA 407 w śmigłowcu EC 145,
4. Profile DM-H 3/ DM-H4 w śmigłowcach: EC 135; EC 635, EC 665 – Tiger
Uwaga: Profile OA opracowano w ONERA a profil DM-H 3 i 4 w DLR

B. Sikorsky

1. Profile S.C. 1095/ SC 1095 w śmigłowcach: S-61 (łopata kompozytowa), S-65 E Super Stallion, S-80 Super Stallion, S-80 Sea Dragon,
2. Profile SC 1095 i SC 1095 R 8 w części zasadniczej /S.C. 1095 śmigłowcach S-70 HH-60 Night Hawk, S-70 SH Sea Hawk, S-70 UH-60 Black Hawk, S-75 ACAP, S-76,
3. Profile SC 2110 / SSC-A09 w śmigłowcach S-70 UH-60 M Black Hawk, S-70 Wide Chord Blade, S-92 Helibus.

C. Bell/Boeing

1. Profile Bingham 12%/Bingham 8% w śmigłowcu Bell 205 UH 1 (new blades),
2. Profile Wortmann FX69-H-083/ Bingham 8% w śmigłowcach Bell 206 LM, Bell 409 YAH-63,
3. Profile Wortmann FX69-H-98/ Bingham 8% w śmigłowcach Bell 209AH-1J Sea Cobra, Bell 209 AH-1T Improved Sea Cobra, Bell 209AH-1W Super Cobra, Bell 209 King Cobra, Bell 214 A i 214 Bell 214 ST,
4. Profile Wortmann FX71-H-080/ Bingham 8% w śmigłowcach Bell 222, Bell 230, Bell 292 ACAP,
5. Profile Boeing VR-7/Boeing VR8 i VR9 w śmigłowcach Bell 209 AH 1ECobra (K747 blades), Bell 209AH 1F Cobra (K747 blades), Bell 209AH-1S Cobra (K747 blades), Boeing 179 YUH-61,
6. Profile Boeing VR-7/ Boeing VR-8 w śmigłowcach Boeing 107CH-46E Sea Kinght, Boeing 414 CH-47D Chinook, Kawasaki CH-47J,
7. Profile Boeing VR-7/Wortmann FX 71-H-080 w śmigłowcach Bell 209 AH-1W Viper (680 rotor system), Augusta-Bell 412 Griffon, Bell 230, Bell 249 Hueycobra, Bell 427,
8. Profile Narramore/Narramore w śmigłowcach Bell 209AH-1Z, Bell 212 UH-1Y, Bell 609,

9. Profile Boeing VR-7/Narramore 8% w śmigłowcach Bell 400 TwinRanger, Bell 406 OH-58D Kiowa, Bell 407, Bell 427,
10. Profile Narramore 12.5% /Narramore 6% w śmigłowcu Bell 430,
11. Profile Boeing VR12/Boeing VR15 w śmigłowcu Boeing 360,
12. Profile Boeing VR12/Sikorsky SSC-A09 w śmigłowcu Boeing-Sikorsky RAH-66 Comanche,
13. Profile HH-02/NACA 64 A006 w śmigłowcu Boeing AH-64 Apache,
14. Profile HH-10/HH-06 w śmigłowcu Boeing 900 Explorer.

D. Westland

1. Profile NPL 9615/NPL 9660 w śmigłowcach Westland 30, Westland Lynx (early blades),
2. Profile NPL 9618/NPL 9615 (NPL 9617) w śmigłowcu Westland Lynx,
3. Profile RAE 9648/RAE 9645 (RAE 9643) w śmigłowcu Westland (BERP Blades).

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Kotliński J., Czechyla T., Siwicki I., Oko J., Dankowski K.:** *Badania aerodynamiczne wpływu pracującego wirnika na kadłub śmigłowca Mi-2*. Instytut Lotnictwa, wyd. wew. Nr46/PA/74/B Warszawa 1974.
- [2] **Czechyla T.:** *Badania modelowe śmigłowca W-3 etap 3A. Pomiar współczynników aerodynamicznych na modelu kadłuba śmigłowca z nadmuchem dynamicznie podobnego modelu wirnika W-3*. Instytut Lotnictwa, wyd. wew. Nr2/RA/81/B Warszawa 1981.
- [3] **Narkiewicz J.:** *Badania modelowe śmigłowca W-3 etap 3B. Badania aerodynamiczne modelu przegubowego wirnika śmigłowca W-3*. Instytut Lotnictwa, wyd. wew. Nr7/RA/82/B Warszawa 1982.
- [4] **Koźniewski J.:** *Tunelowe badania modeli śmigłowców*. Technika Lotnicza i Astronautyczna 1983, t. XXXVIII, nr 10-11.
- [5] **Brykański J.:** *Badania modelowe wirnika uproszczonej konstrukcji etap 2C. Badania aerodynamiczne modelu wirnika uproszczonej konstrukcji w wersji podstawowej*. Instytut Lotnictwa, wyd. wew. Nr 11/RA/86/B Warszawa 1986.
- [6] **Narkiewicz J.:** *Badania modeli wirników nośnych śmigłowców w tunelu aerodynamicznym*. Prace Instytutu Lotnictwa 1988, nr 112-113, s. 108-130.
- [7] **Czechyla T.:** *Badanie aerodynamiczne modelu kadłuba śmigłowca SW-4 w tunelu ϕ 5m bez nadmuchu wirnika*. Instytut Lotnictwa, wyd. wew. Nr 12/BA/89/B Warszawa 1989.
- [8] **Romicki M., Czechyla T.:** *Badania otunelowanego śmigła ogonowego śmigłowca*. Prace Instytutu Lotnictwa 2002, nr 168/169.
- [9] **Czechyla T., Narkiewicz J.:** *Modeling of the influence of blade cross-section disturbances on performance of helicopter rotor*. Proceedings of 28th European Rotorcraft Forum, paper 77Bristol UK, 2002.

- [10] **Czechyra T., Bibik P., Narkiewicz J.:** *Experimental and numerical investigation of the influence of airfoil disturbance on rotor performance.* 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, September 2003.
- [11] **Czechyra T.:** *Badanie wpływu zaburzeń kształtu powierzchni nośnych na osiągi statków powietrznych.* Instytut Lotnictwa nr 85/BA/04/P, wydanie wew., Warszawa 2004.
- [12] **Czechyra T.:** *Eksperymentalne badania wpływu zaburzeń kształtu profili łopat na obciążenie modelu wirnika nośnego śmigłowca w zawisie.* Prace Instytutu Lotnictwa 2004, nr 177-178, s. 86-92.
- [13] **Wysocki Z.:** *Wstępne studium badawcze możliwości poprawy charakterystyk aerodynamicznych modelu lekkiego śmigłowca IS-2 w tuneli ϕ 1.5 m.* Sprawozdanie I Lot. Nr 120/BA/96/D, 1996 r.
- [14] **Leishman J. G.:** *Principles of Helicopter Aerodynamics.* Cambridge Aerospace Series, Cambridge University Press, 2000 r.
- [15] **Skowroński J.:** *Eksperymentalne badania profile NACA 23012M, NACA 230/2 oraz NACA 0012 w zakresie dużych prędkości.* Sprawozdanie I Lot. Nr 18/RA/79, 1979 r.
- [16] **Kania W., Witkowska M., Czyżewski K.:** *Numeryczna konstrukcja nowych ulepszonych profili śmigłowcowych.* Sprawozdanie I Lot. Nr 5/RA/81/B, 1981 r. **Kania W., Antosiewicz M.:** *Development of fan Airfoil of High Lift/ Drag Ratio and Low Moment Coefficient for Subsonic Flow.* Arch. Mech. Nr 1/2, 1987 r.
- [17] **Kania W.:** *Badania tunelowe charakterystyk aerodynamicznych nowych profili śmigłowcowych w tunelu N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.3-0.9$.* Sprawozdanie I Lot. Nr 8/RA/82/B, 1982 r.
- [18] **Rokicki J., Szydelski M.:** *Numeryczna analiza współczynników aerodynamicznych profilu z symulacją efektów oderwania przepływu.* Sprawozdanie I Lot. Nr 23/BA/90/H, 1990 r. - Żóltak J., Modyfikacja programu CZMAX dla profili o tępej krawędzi spływu., Opracowanie wewnętrzne PDP.
- [19] **Stalewski W.:** *Numeryczna metoda modyfikacji profilu bazująca na rozwiązaniu zagadnienia odwrotnego.* Materiały 8 Konferencji Mechaniki Cieczy i Gazów, 1988 r.
- [20] **Stalewski W.:** *Konstrukcja profilu o rozkładzie ciśnienia najbliższym zadanemu.* Sprawozdanie I Lot. Nr 24/BA/90/H, 1990 r.
- [21] **Stalewski W.:** *CODA – program wspomagający projektowanie wieloelementowych profili lotniczych.* Sprawozdanie I. Lot. 136/BA/97/D, 1997 r.
- [22] **Bauer F., Garabedian P., Korn D., Jamenson A.:** *Supercritical wing section II.* Springer-Verlag, 1975 r.
- [23] **Kania W., Stalewski W.:** *Projektowanie i badania numeryczne profili łopaty wirnika nowej generacji.* Sprawozdanie I Lot. 103/BA/94/D, 1994 r.
- [24] **Kania W.:** *Badania tunelowe charakterystyk aerodynamicznych zmodyfikowanego profilu ILHX4A1-12M(ILH212) do śmigłowca IS-2.* Sprawozdanie I Lot. 117/BA/95/D, 1995 r.
- [25] **Krzyśiak A.:** *Badania charakterystyk aerodynamicznych profilu ILHX4A1-9M1 (ILH209) końcówki łopaty śmigłowca IS-2.* Raport I. Lot. 137/ZLBA/98/D, 1998 r.
- [26] **Drela M. A.:** *User's Guide to MSES 2.7.* MIT Computational Aerospace Science Laboratory, November 1994 r.
- [27] **Kania W., Stalewski W.:** *Studium badawcze łopaty wirnika nośnego i śmigła ogonowego śmigłowca o nowoczesnej aerodynamice.* Sprawozdanie I Lot. Nr 34/BA/99/D, 2000.
- [28] **Stalewski W.:** *Optymalizacja profili lotniczych oparta na algorytmach genetycznych.* Sprawozdanie I Lot. Nr 53/BA/02/P, 2002 r.
- [29] **Stalewski W.:** *Numeryczna symulacja dwumiarowego niestacjonarnego przepływu transsonicznego w oparciu o równania pełnego potencjału.* Sprawozdanie I Lot. Nr 57/BA/02/P, 2002 r.
- [30] **Stalewski W.:** *Obliczeniowa analiza dwuwymiarowej warstwy przyściennej.* Sprawozdanie I Lot. Nr 74/BA/03/P, 2003 r.
- [31] **Stalewski W.:** *Pakiet oprogramowania zagadnienia optymalizacyjnego na bazie sprzężenia algorytmów genetycznych z analizą opływu niestacjonarnego.* Sprawozdanie I Lot. Nr 77/BA/03/P, 2003 r.
- [32] **Stalewski W.:** *Numeryczna optymalizacja profili śmigłowcowych oparta na algorytmie genetycznym i analizie opływu niestacjonarnego.* Sprawozdanie I Lot. Nr 88/BA/04/P, 2004 r.
- [33] **Stalewski W., Dziubiński A.:** *Badania obliczeniowe występowania pierścienia wirowego.* Forum Wiroplątowe, Warszawa 2005 r.
- [34] **Lednicer D.:** *The Incomplete Guide to Airfoil Usage.* 2000 r.
- [35] **McCroskey W. J.:** *A Critical Assessment of Wind Tunnel Results the NACA0012 Airfoil.* AGARD CP Nr 429, 1987 r.

ROTORCRAFT AERODYNAMICS
AT INSTITUTE OF AVIATION – ACHIEVEMENTS
AND RESEARCH
CAPABILITIES

Summary

A review of the experimental and numerical researches on a rotorcraft aerodynamics conducted at Aerodynamic Department of the Institute of Aviation is presented. A need for experimental wind tunnel test has been identified for understanding very complicated flowfield over rotorcraft and design rotorcraft successfully. There are two main facilities at Institute of Aviation for experimental testing on a rotorcraft aerodynamics. The development of the experimental facilities and their capabilities of a rotorcraft model simulation test are briefly described. The low – speed wind tunnel T-3 with 5 m test section equipped with special helicopter test rig used to aerodynamic test of a helicopter model. The aerodynamic characteristic measurements of the Mi-2 and PZL Sokół helicopter models in fuselage rotor configuration and the IS-2 rotor model alone have been conducted. The optimization of the vertical and horizontal tails for the SW-4 PZL Świdnik helicopter have been performed. The development of the CFD tools and main achievements of the aerodynamic design of the advanced airfoil families of rotor and tail rotor blades are discussed. The experimental results, obtained in the transonic wind tunnel N-3, of the ILH 3XX airfoils family of a rotor blade and the ILT 212 airfoil of a tail rotor blade are presented. Currently conducted and planned within research and applied grants experimental and numerical works on rotorcraft aerodynamics are presented.

АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА
В ИНСТИТУТЕ АВИАЦИИ – ДОСТИЖЕНИЯ
И ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ

Резюме

В статье представлено развитие исследовательской техники аэродинамики вертолетов и обзор экспериментальных и расчетных исследований в этой области в Отделе Аэродинамики Института Авиации. В аэродинамической трубе ТЗ с рабочей частью размером 5 м, проведены исследования вертолетов Ми-2 и ПЗЛ Сокол в системе фюзеляж-несущий винт и несущего винта вертолета СВ-4 ПЗЛ Свидник для оптимизации горизонтального оперения. Обсуждено развитие методов и расчетных программ CFD и представлены наиболее важные достижения в области аэродинамического проектирования и экспериментальных исследований профилей лопастей несущего винта и хвостового винта в трансзвуковой трубе N-3. Представлены осуществляемые в настоящее время и предусмотренные в рамках исследовательских и целевых проектов европейских грантов, а также собственных тем, экспериментальные и расчетные исследования касающиеся аэродинамики вертолетов.