

ZASTOSOWANIE METODY ODWROTNEJ W CELU ZWIĘKSZENIA MOŻLIWOŚCI POMIAROWYCH METODY ANEMOMETRII OBRAZOWEJ (PIV)

WIT STRYCNIEWICZ

Zakład Aerodynamiki, Centrum Nowych Technologii, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa,
wit.strycniewicz@ilot.edu.pl

Streszczenie

W pracy przedstawiono koncepcję zwiększenia możliwości pomiarowych metody anemometrii obrazowej (Particle Image Velocimetry - PIV) poprzez zastosowanie do pomiaru wyniku symulacji numerycznej w procesie analizy danych pomiarowych. Badania przeprowadzono w celu weryfikacji następującej hipotezy: uzyskanie zgodności wyniku pomiaru metodą PIV oraz wyniku numerycznej symulacji przepływu umożliwi wyznaczenie parametrów przepływu, będących poza zakresem pomiarowym metody PIV. W ramach pracy przeprowadzono testy numeryczne, w których dokonano estymacji parametrów przepływu wokół profilu NACA0009. Identyfikacji podległa prędkość przepływu strumienia niezaburzonego. W celu sprawdzenia poprawności zaproponowanej procedury estymacji parametrycznej, algorytm przetestowano na symulowanych danych pomiarowych. Wyniki badań testowych dowodzą poprawności opracowanych procedur oraz stanowią przyczynek do rozpoczęcia pracy nad nową metodyką analizy wyników pomiarów metodą PIV.

Słowa kluczowe: metody odwrotne, aerodynamika doświadczalna, numeryczna mechanika płynów, CFD, anemometria obrazowa, PIV.

1. WPROWADZENIE

Zastosowanie metody anemometrii obrazowej (ang. Particle Image Velocimetry, PIV) w badaniach tunelowych umożliwia bezinwazyjny pomiar prędkości oraz wizualizację przepływu powietrza w formie wektorowego pola prędkości. Pomiar z zastosowaniem nowoczesnych systemów PIV charakteryzują się coraz większą częstotliwością oraz rozdzielczością przestrzenną, umożliwiając dzięki temu badanie złożonych zjawisk przepływowych. Przykładem mogą być badania czasowych i przestrzennych skali turbulencji za pomocą systemu PIV o dużej częstotliwości pomiaru [1]. Innym przykładem mogą być badania, niedawno prowadzone w Instytucie Lotnictwa, z wykorzystaniem metody anemometrii obrazowej, w wyniku których uzyskano obraz pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca [2].

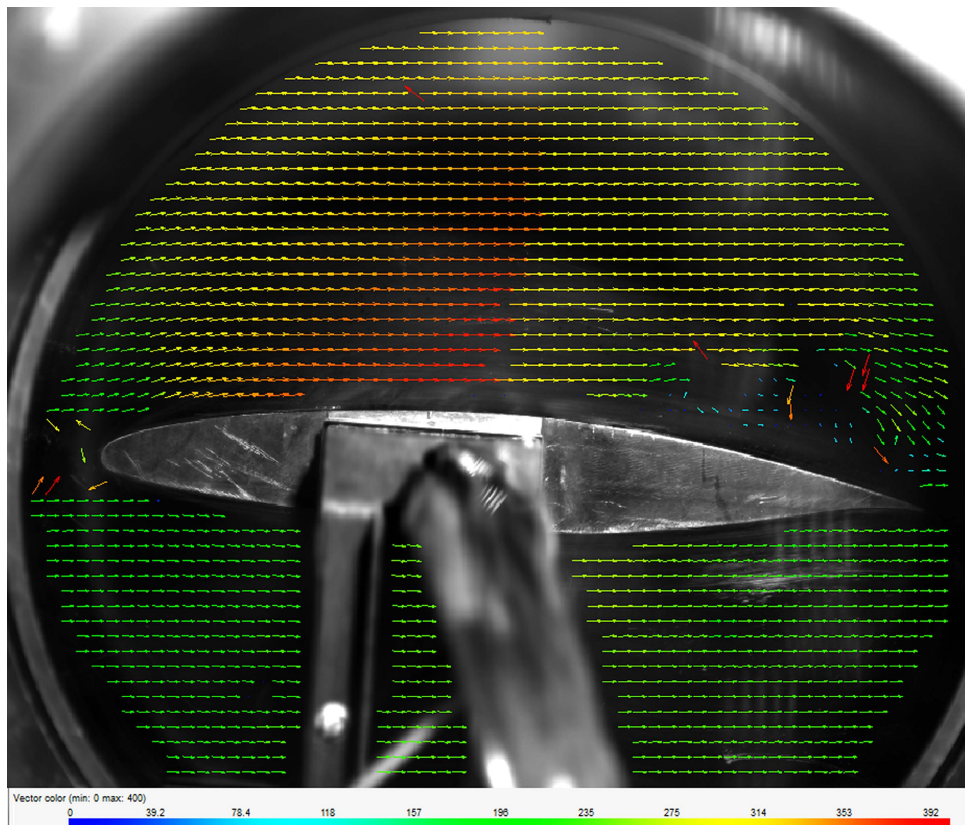
Przyczyny zwiększenia możliwości pomiarowych systemów PIV na przestrzeni ostatniego dwudziestolecia podzielone mogą być na dwie grupy. Do pierwszej grupy należeć będą postępy techniki laserowej prowadzące do zwiększenia dostępności impulsowych laserów o wysokiej mocy oraz dużej częstotliwości generacji impulsów. Kolejnym bardzo ważnym czynnikiem jest zastosowanie cyfrowych kamer o dużej rozdzielczości i liczbie zbieranych klatek na sekundę. Niezwykle istotnym dla rozwoju metody PIV jest również postęp techniki komputerowej pozwalający na implementację zaawansowanych algorytmów przetwarzania obrazów. Do drugiej grupy zaliczyć można rozwój nowych metod analizy danych, a w szczególności próby ulepszenia algorytmów korelacyjnych [3][4] oraz wprowadzanie nowych metod przetwarzania (post-processing) wektorowych map prędkości [5].

Pomimo ciągłego zwiększania możliwości pomiarowych oraz rosnącego zainteresowania środowisk badawczych, również spoza głównego nurtu aerodynamiki i mechaniki płynów [6], badacze wciąż spotykają się z szeregiem ograniczeń. Pierwszym, na które należy zwrócić uwagę jest ograniczenie obszaru pomiarowego, którego wielkość jest uzależniona w głównej mierze od mocy lasera oraz zastosowanej optyki. Drugim szczególnie istotnym w badaniach aerodynamicznych problemem jest ograniczenie, a wielu przypadkach brak możliwości pomiaru rozkładu prędkości w warstwie przyściennej, w wyniku odbicia wiązki laserowej od powierzchni ciała, wokół którego przepływ jest badany.

Przykładowy wynik pomiaru metodą PIV w tunelu dużych prędkości N-3 wchodzącego w skład Laboratorium Badań Aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa przedstawiony jest na Rysunku 1. Widoczny jest brak danych pomiarowych w przed krawędzią natarcia oraz w bezpośredniej bliskości powierzchni profilu. W podanym przykładzie zastosowanie post-processingu opartego na filtrach medianowych w celu eliminacji błędnych danych (pojedyncze czerwone wektory widoczne na rysunku, których zwrot i kierunek jest sprzeczny z fizyką zjawiska) spowodowałoby wygładzenie gradientu prędkości towarzyszącemu fali uderzeniowej. Prezentowany wynik uzyskany został poprzez analizę obrazów cząstek za pomocą komercyjnego oprogramowania Dynamic Studio firmy Dantec Dynamic.

Numeryczna Mechanika Płynów (NMP, ang. Computational Fluid Dynamics, CFD) na przestrzeni ostatnich dziesięcioleci stała się równoprawnym narzędziem badawczym z metodami aerodynamiki doświadczalnej oraz analizą teoretyczną. Uzyskanie wiarygodnych wyników stało się możliwe dzięki rozwojowi algorytmów rozwiązania podstawowych równań mechaniki płynów wykorzystywanych w komercyjnych pakietach obliczeniowych oraz wykorzystaniu znacznej mocy obliczeniowej nowoczesnych komputerów. Przykładem mogą być numeryczne badania charakterystyk aerodynamicznych kadłuba śmigłowca z uwzględnieniem wpływu wirnika [7] oraz opancerzenia [8], numeryczne badania nad zjawiskiem pierścienia wirowego (ang. Vortex Ring State, VRS) [9][10][11] oraz zagadnienia związane z bezpieczeństwem lotu śmigłowców [12][13] a także prace prowadzone w celu wspomagania procesu projektowania skrzydła samolotu szkolno-bojowego [14].

Obniżenie kosztów oraz czasu wdrożenia nowych technologii uzyskane dzięki zastosowaniu komercyjnych pakietów obliczeń CFD skutkuje obecnie przeniesieniem głównego ciężaru prac badawczo-rozwojowych (ang. Research & Development, R&D) z badań eksperymentalnych na symulację numeryczną, czego przykładem może być sześciokrotnie większa liczba testów numerycznych w stosunku do testów tunelowych w procesie projektowania skrzydła samolotu



Rys. 1. Wektorowe pole prędkości obrazujące przepływ wokół profilu w tunelu dużych prędkości N-3 Instytutu Lotnictwa. Liczba Macha równa 0,7, kąt natarcia 4° . Skala prędkości w [m/s]. Nad górną powierzchnią profilu widoczny gradient prędkości związany z występowaniem fali uderzeniowej. [30]

Boeing 787 Dreamliner. Współczesne badania aerodynamiczne, podejmowane przez instytucje naukowe oraz przemysłowe jednostki badawczo-rozwojowe, planowane się z jednoczesnym wykorzystaniem zalet trzech równoprawnych elementów współczesnej aerodynamiki: teoretycznej mechaniki płynów, eksperymentu oraz badań numerycznych [15].

Przykładem równocześnie prowadzonych badań numerycznych oraz doświadczalnych mogą być badania prowadzone w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa w ramach europejskiego programu badawczego TFAST, badania w ramach projektu MOSUPS [16][17], a także opracowanie nowych wiroplątowych konstrukcji lotniczych [18][19][20][21][22][23] oraz komercyjne badania prowadzone w Centrum Nowych Technologii dla producenta podzespołów silników lotniczych.

Kolejnym krokiem, stanowiącym integrację badań eksperymentalnych oraz numerycznych jest rozwijana obecnie koncepcja badań hybrydowych. Przykładowo, prace prowadzone przez Japońską Agencję Kosmiczną (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) mają na celu budowę hybrydowego tunelu aerodynamicznego (Digital/Analog – Hybrid Wind Tunnel [24]). Główną ideą projektu jest zwiększenie wiarygodności, poprzez bezpośrednie porównanie z wynikiem modelowanego eksperymentu, oraz dokładności pomiaru współczynników aerodynamicznych

dzięki wprowadzeniu procedury pomiarowej integrującej eksperymentalną oraz numeryczną mechanikę płynów. Opracowany system składa się z tunelu aerodynamicznego dużych prędkości oraz superkomputera (JAXA Supercomputer System). Głównymi zaletami zaproponowanej metodyki jest możliwość optymalizacji prób tunelowych, a także korekcji interakcji pomiędzy ścianami tunelu oraz mocowaniem modelu, w oparciu o wyniki symulacji numerycznej. Uzyskane wyniki pomiarów tunelowych, zgodnie z opracowywaną metodyką, mogą posłużyć do udoskonalenia siatki obliczeniowej. W ogólności integracja pomiarów tunelowych oraz modelowania numerycznego przepływu w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego pozwala na zwiększenie dokładności wyznaczenia współczynników aerodynamicznych [24][25].

Zastosowanie rozwiązań łączących zalety metod doświadczalnych oraz numerycznych w badaniach aerodynamicznych może prowadzić do poprawienia dokładności oraz wiarygodności uzyskiwanych wyników, a także rozszerzyć zakres pomiarowy metod badawczych. W prezentowanej pracy przedstawiono nową oryginalną koncepcję zastosowania metody odwrotnej w celu zwiększenia możliwości pomiarowych metody anemometrii obrazowej. Na podstawie analizy zagadnienia obejmującej przedstawione powyżej dostępne w tematyce publikacje [24][25][31] przedstawiono następującą hipotezę: rozwiązanie zagadnienia odwrotnego poprzez uzyskanie zgodności wyniku pomiaru metodą PIV oraz wyniku symulacji metodą numerycznej mechaniki płynów umożliwi wyznaczenie parametrów przepływu będących poza zakresem pomiarowym metody PIV. W pracy przedstawiono wyniki testowych badań numerycznych przeprowadzonych w celu weryfikacji proponowanej metodyki.

2. OPIS METODYKI

2.1. Sformułowanie zagadnienia

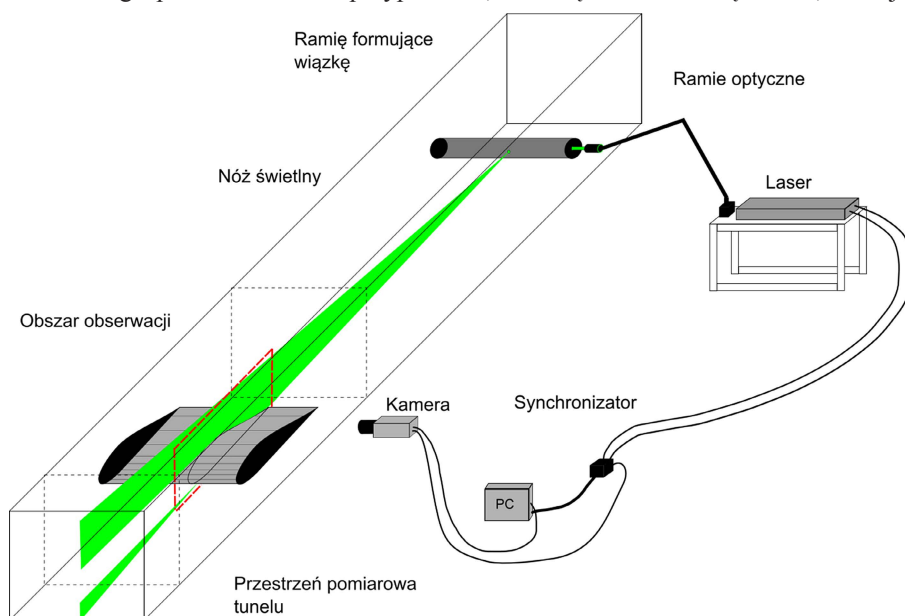
Anemometria obrazowa (ang. Particle Image Velocimetry, PIV) jest metodą do wyznaczenia przemieszczeń układów poruszających się cząstek [26]. Głównym zastosowaniem metody PIV jest bezinwazyjny pomiar prędkości przepływu płynów. Wynikiem pomiaru jest wektorowe pole prędkości badanego przepływu. Metodyka pomiaru metodą PIV polega na rejestracji obrazów cząstek znacznikowych wprowadzonych do przepływu. Cząstki, których właściwości dobrane są tak, aby podążały zgodnie z przepływem, oświetlane są wąską płaszczyzną świetlną (nożem świetlnym). Następnie światło rozproszone przez cząstki rejestrowane jest za pomocą kamery na kolejnych klatkach. Kolejnym krokiem jest dokonanie analizy korelacyjnej pomiędzy parami obrazów wykonanymi w czasie t oraz $t+dt$. Znajomość średnich przemieszczeń grup cząstek oraz odstępu czasowego dt pozwala na określenie zwrotu, kierunku oraz wartości wektorów prędkości w każdym punkcie badanego obszaru oświetlonego przez noż świetlny. Istotnym aspektem jest dobór odstępu czasowego dt pomiędzy kolejnymi obrazami. Właściwy dobór tego parametru pozwala dokonać pomiaru prędkości pełnego zakresu prędkości występujących w przepływie.

Nowoczesny system anemometrii obrazowej PIV stosowany do badań przepływu w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego powinien składać się z lasera impulsowego dużej mocy, zestawu soczewek cylindrycznych do formowania noża świetlnego, kamery cyfrowej z matrycą charakteryzującą się dużą rozdzielczością oraz niskim poziomem szumu, zestawu obiektów o dużej jasności,

generatora posiewu, synchronizatora odpowiedzialnego za przesyłanie impulsów wyzwających oraz komputera sterującego. Jednostka sterująca (najczęściej komputer klasy PC) musi być wyposażona w specjalistyczne oprogramowanie oraz zestaw kart wejścia/wyjścia (I/O) umożliwiający wysyłanie sygnałów sterujących pracą kamer oraz lasera, a także pobieranie i zapis zarejestrowanych obrazów. Przykładowy opis szczegółowej konfiguracji systemu PIV zastosowanego do pomiaru opływu wirnika śmigłowca w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego znajduje się w pracy [2].

Obecnie metoda PIV jest szeroko stosowana w badaniach w tunelach niskich prędkości. Jednakże pomiar rozkładu prędkości w przestrzeni pomiarowej tunelu dużych prędkości jest bardziej wymagającym zadaniem. Głównymi trudnościami jakie napotykają badacze jest dobór cząstek znaczkowych oraz sposób dystrybucji posiewu, jak również utrudnienia wprowadzenia noża świetlnego oraz ograniczenie dostępu optycznego dla kamer wynikające z budowy przestrzeni pomiarowej tunelu transonicznego [27]. Wprowadzenie noża świetlnego do przestrzeni pomiarowej wymaga często ingerencji w istniejącą strukturę tunelu. Na Rysunku 2 widnieje przykładowa adaptacja tunelu dużych prędkości w celu umożliwienia pomiarów metodą anemometrii obrazowej. Nóż świetlny formowany jest z wykorzystaniem zestawu soczewek znajdujących się w ramieniu umieszczonym w znacznej odległości od przestrzeni pomiarowej. Rozwiązanie to wymaga zapewnienia znacznej sztywności ramienia oraz zastosowania lasera o dużej mocy. Kamera posiada dostęp optyczny do przestrzeni pomiarowej poprzez wzierniki umieszczone na ścianach komory pomiarowej.

Praktyka wielu grup badawczych pokazuje iż uzyskanie wiarygodnych wyników pomiaru PIV w tunelu dużych prędkości staje się obecnie standardem. Jednakże, pomimo tego, pomiar opływu wokół modelu, w przypadku ograniczonego dostępu optycznego, w wielu przypadkach nie jest możliwy. Przykładowo rozwiązanie proponowane na Rysunku 2 nie pozwala na pomiar prędkości na nosku badanego profilu. W wielu przypadkach, w związku z budową tunelu, istnieje bardzo



Rys. 2. Schemat systemu pomiarowego PIV stosowanego w celu wizualizacji przepływu w tunelu dużych prędkości. [Strychniewicz, 2014]

ograniczona liczba wariantów wprowadzenia noża świetlnego do przestrzeni pomiarowej. Sytuacja ta może skutkować uzyskaniem niepełnych wyników pomiaru. Dodatkowo ograniczony dostęp optyczny dla kamer ogranicza często wielkość badanego obszaru. W celu uzupełniania brakujących miejsc mapy wektorowej stosuje się post-processing [5], jednakże w przypadku dużej liczby brakujących wektorów, bądź obecności dużych gradientów zastosowanie metod, opartych między innymi na filtrach medianowych, powoduje powstanie błędów pomiarowych.

W pracy przedstawiono koncepcję metodyki zwiększenia obszaru pomiarowego metody PIV opartą na zastosowaniu rozwiązania zagadnienia odwrotnego. W związku z przewidywanym docelowym zastosowaniem metodyki w pomiarach wizualizacyjnych w tunelu dużych prędkości, testy numeryczne algorytmu przeprowadzone zostały z zastosowaniem numerycznego modelu przepływu w zamkniętej komorze pomiarowej. Symulacja obejmowała opływ wokół profilu lotniczego umieszczonego w komorze pomiarowej.

2.2. Zagadnienie odwrotne

Metody odwrotne polegają na pomiarze wielkości fizycznych w celu estymacji nieznanymi wielkościami występujących w modelu fizycznym badanego zjawiska. Przykładowo w odwrotnych zagadnieniach wymiany ciepła przeprowadza się pomiary temperatury, w celu wyznaczenia nieznanego strumienia ciepła [28]. W ogólności więc, w klasycznym podejściu znana jest przyczyna danego zjawiska i dokonywany jest pomiar jego efektu, podczas gdy w przypadku rozwiązania zagadnienia odwrotnego dokonuje się estymacji nieznanymi parametrów modelu badanego zjawiska na podstawie znajomości wyniku pomiaru określonej wielkości. Zastosowanie metod odwrotnych umożliwia zwiększenie ilości mierzonych parametrów, a w wielu przypadkach jest jedyną możliwą metodą pomiarową [29]. Przykładowo, w związku z nagrzewaniem aerodynamicznym pokrycia ochronnego załogowej kapsuły wchodzącej z przestrzeni kosmicznej w atmosferę ziemską, bezpośredni pomiar temperatury nie jest możliwy do przeprowadzenia za pomocą czujników umieszczonych na powierzchni osłony. Wobec tego czujniki temperatury umieszczone są pod osłoną, a temperatura osłony jest wyznaczana poprzez analizę odwrotną opartą na estymacji parametrów analitycznego modelu wymiany ciepła w osłonie.

W proponowanej metodyce wyznaczenie nieznanymi parametrów przepływu odbywa się poprzez uzgodnienie wyniku pomiaru metodą PIV oraz wyniku numerycznej symulacji przepływu. Rozwiązanie zagadnienia odwrotnego polega na minimalizacji funkcjonu w następującej postaci:

$$S(P) = \sum_{i=1}^I [Y_i - V_i(P)]^2 \quad (1)$$

gdzie: S – jest normą średniokwadratową, P – jest wektorem estymowanych parametrów, V_i – jest wynikiem numerycznej symulacji przepływu uzyskany dla danego wektora estymowanych parametrów, Y_i – jest wektorowym polem prędkości uzyskany doświadczalnie za pomocą metody PIV. W niniejszej pracy dane doświadczalne zostały wygenerowane za pomocą symulacji numerycznej. Uzyskane tablice danych pomiarowych Y_i odpowiadały formatowi typowych danych pomiarowych PIV.

W niniejszej pracy estymacja wieloparametryczna odbywa się za pomocą algorytmu optymalizacyjnego Levenberga-Marquardta. Ideą metody Levenberga-Marquardt'a jest połączenie metody największego spadku w okolicy wartości początkowej procedury iteracyjnej oraz metody Gaussa w okolicy minimum zwykłej normy średniokwadratowej. Wobec tego wyniki kolejnych estymacji wektora P wyznaczane są z wykorzystaniem następującej procedury iteracyjnej:

$$P^{k+1} = P^k + \left[\left(P^k \right)^T J^k + \mu^k \Omega^k \right]^{-1} \left(J^k \right)^T \left[Y - V \left(P^k \right) \right] \quad (2)$$

gdzie: k – jest numerem iteracji, μ^k – jest współczynnikiem tłumienia, Ω^k – jest macierzą jednostkową, J – jest macierzą współczynników wrażliwości postaci:

$$J = \frac{\partial V_i}{\partial P_i} \quad (3)$$

Szczegółowy opis iteracyjnej metody Levenberga-Marquardta znajduje się w pracy [28]. Warunek zatrzymania algorytmu ma następującą postać:

$$S(P) = \sum_{i=1}^I \left[Y_i - V_i(P) \right]^2 < \varepsilon \quad (4)$$

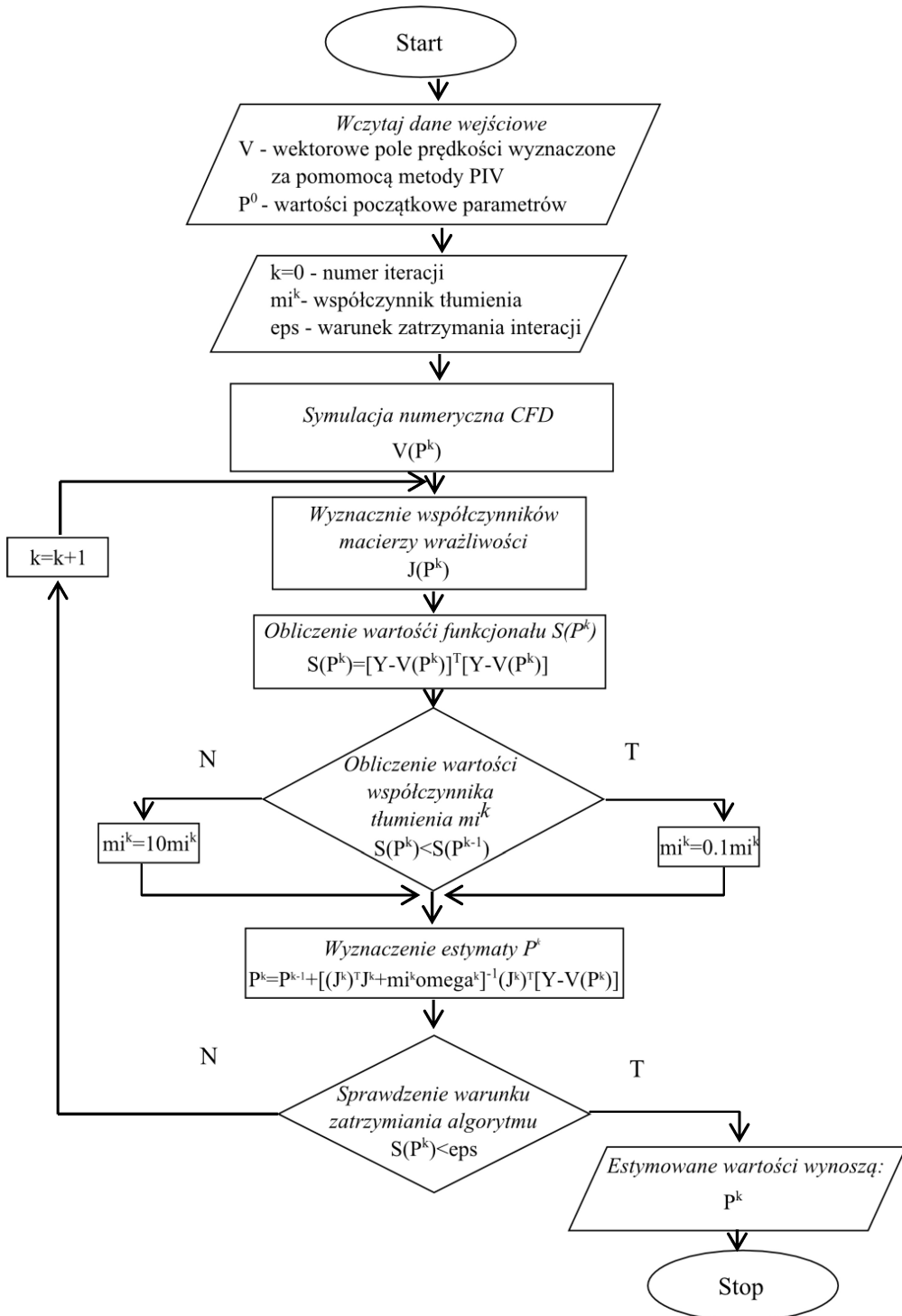
gdzie: ε – jest arbitralnie przyjętym parametrem. Program łączący algorytm optymalizacyjny oraz procedury wywołania modelu numerycznego zbudowany został w środowisku Matlab. Schemat blokowy opracowanego algorytmu przedstawiony został na rysunku 3.

2.3. Model numeryczny

Numeryczny model przepływu wykonany został w programie Comsol Multiphysics. Oprogramowanie to jest komercyjnym pakietem obliczeniowym, wykorzystującym metodę elementów skończonych. Pakiet Comsol Multiphysics dzięki dostępności licznych modułów obliczeniowych umożliwia jednoczesną symulację różnych klas oddziaływań fizycznych. W opisywanej pracy wykorzystany został moduł obliczeń przepływowych (Fluid Flow).

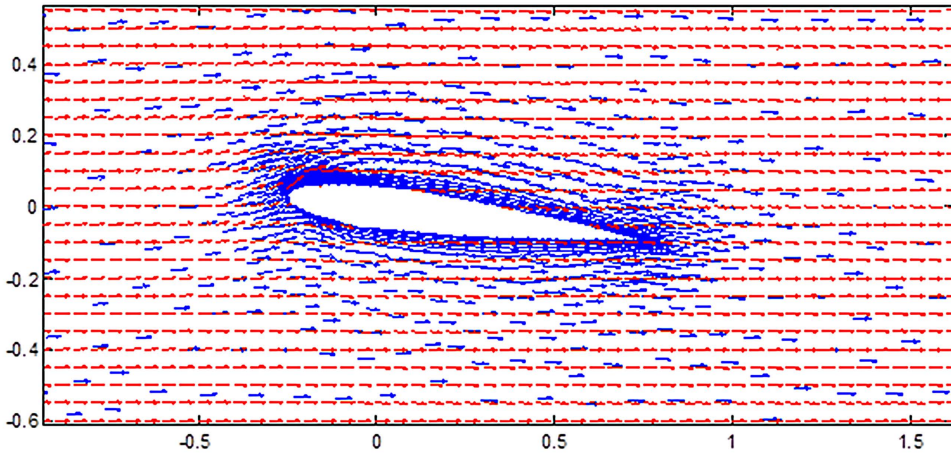
Obliczenia numeryczne polegały na symulacji dwuwymiarowego przepływu wokół profilu lotniczego NACA0009. Obszar obliczeniowy miał kształt prostokąta o wymiarach 2x3 m. Geometria profilu w postaci tablicy współrzędnych punktów obrysu profilu importowana została z pliku tekstowego. Punkty zostały obrócone w celu osiągnięcia kąta natarcia $\alpha=5^\circ$. Ciężarówka profilu wynosiła 1 m. Siatka obliczeniowa składała się z 5078 elementów trójkątnych, zagęszczonych podwójnie wokół profilu i pojedynczo w śladzie profilu. Widok geometrii modelu oraz siatki obliczeniowej przedstawiony został na Rysunku 4.

W symulacji przyjęto model turbulencji $k-\varepsilon$ oraz właściwości powietrza: gęstość $\rho=1,205 \text{ kg/m}^3$, lepkość dynamiczna $\mu=17,08 \cdot 10^{-6} \text{ Pa}\cdot\text{s}$. Przyjęto następujące warunki brzegowe: warunek wlotu (ang. *Inlet*) na krawędzi obszaru znajdującej się przed noskiem profilu, warunek swobodnego wypływu na krawędzi znajdującej się za krawędzią splywu (ang. *Outlet*) oraz warunki ściany (ang. *Wall*) na obrysie profilu oraz na górnej i dolnej krawędzi obszaru obliczeniowego. Wybrano stacjonarny tryb obliczeń. Przykładowy wyniki symulacji przepływu widnieje na Rysunku 5.

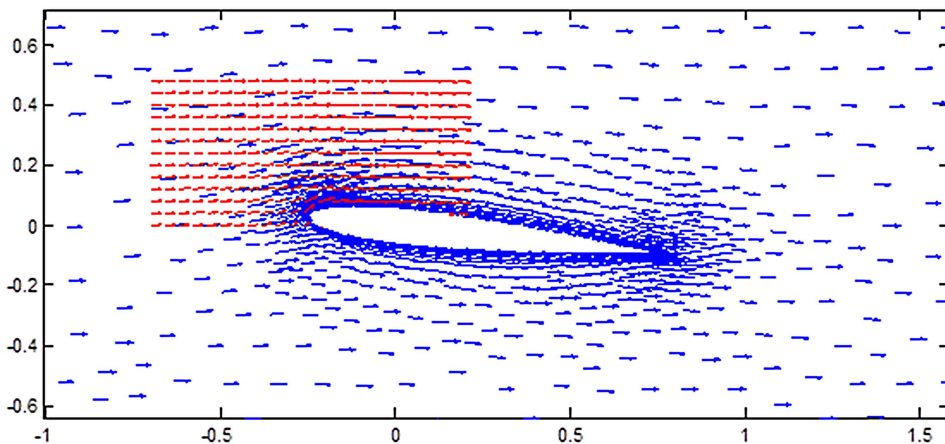


Rys. 3. Schemat blokowy opracowanego algorytmu. [Stryczniewicz, 2014]

w niniejszej pracy w celu interpolacji danych numerycznych wykorzystano funkcję *griddata* środowiska Matlab. Wektorowe pole prędkości uzyskane w ten sposób stanowiło tablicę danych Y_i , wprowadzoną jako dane wejściowe algorytmu optymalizacyjnego. Procedura testowa polegała na estymacji nieznannej prędkości strumienia niezaburzonego V_{inl} , dla różnych wartości początkowych. Przyjęto dwa przypadki testowe. W pierwszym, symulowany obszar pomiarowy PIV obejmował cały obszar obliczeniowy (Rysunek 6), natomiast w drugim obejmował wycinek nad krawędzią natarcia (Rysunek 7).



Rys. 6. Pierwszy przypadek testowy. Kąt natarcia profilu $\alpha=5$. W celu symulacji danych eksperymentalnych PIV nieregularna siatka węzłów modelu numerycznego (wynik numerycznej symulacji przepływu - kolor niebieski) interpolowana została do siatki prostokątnej (symulowane dane PIV - kolor czerwony). [Strycniewicz, 2014]



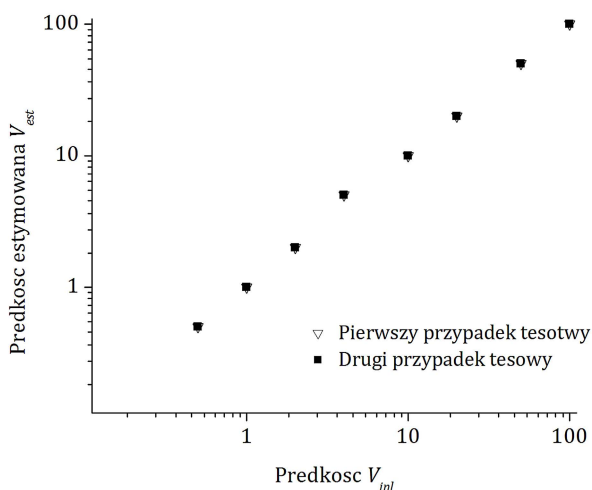
Rys. 7. Drugi przypadek testowy. Kąt natarcia profilu $\alpha=5^\circ$. W celu symulacji danych eksperymentalnych PIV nieregularna siatka węzłów modelu numerycznego (wynik numerycznej symulacji przepływu - kolor niebieski) interpolowana została do siatki prostokątnej (symulowane dane PIV - kolor czerwony). [Strycniewicz, 2014]

3. WYNIKI BADAŃ TESTOWYCH

W celu sprawdzenia procedury wyznaczenia nieznanego parametru przepływu, dokonano estymacji prędkości strumienia niezaburzonego V_{inl} na granicy obszaru odpowiadającej wlotowi do symulowanej komory pomiarowej. Wyniki testów przedstawione zostały w Tabeli 1, Dane te zostały przedstawione w formie wykresu na Rysunku 8.

Tabela 1. Wyniki przeprowadzonych testów numerycznych

Parametr modelowy	Parametry estymowane	
	Pierwszy przypadek testowy	Drugi przypadek testowy
V_{inl} [m/s]	V_{est} [m/s]	V_{est} [m/s]
0,1	0,100075	0,100553
0,5	0,500057	0,498561
1	1,000051	0,999659
2	2,000049	2,00021
5	5,000008	4,998155
10	9,999967	9,998467
20	19,99994	19,99888
50	49,99991	50,00323
100	100	100,0001



Rys. 8. Wynik przeprowadzonych testów numerycznych. Zależność prędkości strumienia niezaburzonego estymowanej V_{est} od zadanej prędkości modelowej V_{inl} . [Strzyżniewicz, 2014]

Przedstawione wyniki wykazują dużą zgodność pomiędzy wartością estymowanych parametrów oraz i estymatami w całym badanym zakresie. Dokładny wynik uzyskany został już po pierwszej iteracji. Jest to cecha charakterystyczna procesu optymalizacji opartego na metodzie Levenberga-Marquardta w przypadku estymacji jednego parametru.

4. PODSUMOWANIE

W pracy przedstawiono koncepcję nowej metodyki rozszerzenia możliwości pomiarowych metody anemometrii obrazowej (PIV). W szczególności możliwej do zastawiania w przypadku ograniczonego dostępu optycznego do przestrzeni pomiarowej oraz zjawiskiem odbicia światła od powierzchni modelu. Opisana w niniejszej pracy metodyka analizy wyników pomiaru metodą PIV z wykorzystaniem modelowania numerycznego (CFD) oraz technik odwrotnych ma na celu rozszerzenie zakresu pomiarowego oraz estymację wybranych parametrów przepływu. Główną tezą niniejszej pracy jest założenie, iż, uzgodnienie wektorowego pola prędkości będącego wynikiem pomiaru PIV oraz pola prędkości uzyskanego na drodze symulacji numerycznej, umożliwi estymację parametrów przepływu będących poza możliwościami pomiarowymi metody PIV.

W celu sprawdzenia słuszności przyjętych założeń przeprowadzono serię testów numerycznych. Procedura testowa opisana została w punkcie 2.4 niniejszej pracy. Wyniki, zawarte w tabeli 1 oraz przedstawione na Rysunku 8, Na uwagę zasługuje fakt, iż uzyskano podobną zgodność zarówno w przypadku, gdy symulowane dane wejściowe PIV obejmowały cały obszar obliczeniowy, jak również wycinek modelowanego obszaru. Dane eksperymentalne zaburzone zostały szumem pseudolosowym o niskim poziomie. W przypadku zastosowania technik odwrotnych poziom szumów sygnału wejściowego ma bardzo duży wpływ na uzyskanie poprawnego wyniku estymacji. Należy więc mieć na uwadze iż przeprowadzenie w kolejnym etapie pracy konieczne będzie przeprowadzanie testów sprawdzających wpływ większych wartości zaburzeń na wyniki estymacji.

Na uwagę zasługuje fakt, iż wyznaczenie poszukiwanej wartości z dużą dokładnością osiągnięte zostało już po pierwszej iteracji. W początkowej fazie procedury iteracyjnej Levenberga-Marquardta wyznaczenie estymat odbywa się metodą największego spadku co dla jednego parametru skutkuje wyznaczeniem estymaty z dużą dokładnością w pierwszej iteracji. Wobec tego, w przypadku wyznaczania jednego parametru o dużej wartości współczynnika wrażliwości, możliwe byłoby zastosowanie mniej skomplikowanego algorytmu. Jednakże wybór procedury iteracyjnej Levenberga-Marquardta podyktowany jest przewidywanym zastosowaniem opracowanej metodyki do jednoczesnej estymacji wielu parametrów charakteryzujących się znacznymi różnicami wartości współczynników wrażliwości.

Opracowanie metodyki wykorzystującej zalety metod doświadczalnych oraz numerycznych wpisuje się w ogólnościatowe trendy rozwoju badań aerodynamicznych. Integracja badań tunelowych oraz numerycznej mechaniki płynów na poziomie przekraczającym jedynie porównywanie wyników, przyczynić się może do poprawy jakości zarówno badań eksperymentalnych jak i numerycznych. Podobne podejście zastosowane może być w celu weryfikacji oraz optymalizacji modeli numerycznych. Przykładowo interakcja pomiędzy wynikami eksperymentalnymi oraz numerycznymi wykorzystywana może być w celu optymalizacji siatki obliczeniowej oraz doboru modelu turbulencji, pozwalającego najwierniej odwzorować rzeczywisty przepływ. W ramach tego podejścia wyniki symulacji numerycznych posłużyć mogą do planowania eksperymentu. Przykładami zastosowań podejścia integrującego badania doświadczalne oraz numeryczne są projekty hybrydowego tunelu, prowadzone przez Japońską Agencję Kosmiczną (JAXA) [23][24] oraz system wspomagający projektowanie konstrukcji lotniczych, opracowany przez Centrum Badawcze NASA w Langley (ang. Virtual Diagnostics Interface System)[30].

Uzyskanie odtworzenia parametrów będących poza zakresem pomiarowym (prędkości strumienia niezaburzonego symulowanych danych eksperymentalnych) upoważnia do stwierdzenia iż, możliwe jest zastosowanie technik odwrotnych opartych na połączeniu pomiarów doświadczalnych PIV oraz symulacji numerycznej w badaniach aerodynamicznych. Jednakże, należy mieć na uwadze, iż przeprowadzone badania mają charakter przyczynkowy i oparte zostały o eksperyment numeryczny, w którym modelowany był uproszczony przepływ dwuwymiarowy. Przeprowadzono procedurę estymacji tylko jednego parametru. Modelowano przepływ dla szeregu prędkości od 0,1 m/s do 100 m/s. W celu rozszerzenia ilości wyznaczanych parametrów oraz optymalnego planowania eksperymentów konieczne jest przeprowadzenie analizy współczynników wrażliwości estymowanych parametrów.

W zaproponowanej metodyce uzupełnienie danych eksperymentalnych PIV wynikami badań numerycznych wymagać będzie odpowiedniego przygotowania danych pochodzących z symulacji (pre-processingu). Konieczna jest zatem interpolacja wyników symulacji w celu uzyskania wartości wektorowego pola prędkości w tych punktach przestrzeni w których zaczepione się wektory danych PIV (porównaj Rys. 1. oraz Rys. 6 i 7). Gęstość wektorowego pola prędkości uzyskanego za pomocą metody anemometrii obrazowej wynika z przyjętego rozmiaru okien korelacji. Wobec tego w procedurze przygotowania danych PIV konieczne będzie uwzględnienie docelowej gęstości danych eksperymentalnych, stanowiących dane wejściowe algorytmu optymalizacyjnego.

Dalsze prace powinny obejmować wykorzystanie wyniku pomiaru metodą PIV w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego. Model numeryczny powinien być opracowany w programie dedykowanym do obliczeń przepływowych (CFD). Przykładowo wykorzystany może być w tym celu pakiet Ansys Fluent. Implementacja algorytmu optymalizacyjnego w przypadku zastosowania pakietu Ansys przeprowadzona może być z użyciem skryptów definiowanych przez użytkownika (ang. User Defined Functions - UDF). Konieczne jest, aby geometria komory pomiarowej oraz badanego obiektu została odwzorowana w modelu numerycznym z maksymalną dokładnością. Istotnym również jest dokonanie wyboru pomiędzy modelem dwuwymiarowym a trójwymiarowym. Zastosowanie modelu trójwymiarowego umożliwi wyznaczenie znacznie większej ilości parametrów z pojedynczego pomiaru PIV, jednakże wiarygodność estymacji parametrów znajdujących się poza płaszczyzną pomiarową PIV musi zostać poddana sprawdzeniu na drodze doświadczalnej, przykładowo za pomocą badań ciśnieniowych. W badaniach eksperymentalnych wykorzystany musi być obiekt o znanych charakterystykach. Przykładowo wykorzystany może zostać profil lotniczy będący obiektem badań ciśnieniowych i wizualizacyjnych w tunelu, którego model numeryczny został utworzony. Tunel aerodynamiczny musi posiadać zamkniętą komorę pomiarową oraz zostać przystosowany do pomiarów metodą anemometrii obrazowej.

Niedawne wdrożenie systemu PIV w tunelu dużych prędkości N-3, wchodzącego w skład Laboratorium Badań Aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa [32], umożliwi prowadzenie pomiarów metodą anemometrii obrazowej w zakresie liczby Macha od 0,4 do 1,1. Wyniki tych pomiarów posłużą mogą jako dane wejściowe opisywanej metodyki.

LITERATURA

- [1] Tanahashi, M., Hirayama, T., Taka, S., Miyauchi, T., 2008, "Measurement of fin scale structure in turbulence by time-resolved dual-plane stereoscopic PIV", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **29**, pp. 792-802.
- [2] Stryczniewicz, W., Surmacz, K., 2014, „Badania eksperymentalne stanu pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca metodą anemometrii obrazowej (PIV)”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **235**, pp. 17-27.
- [3] Pust, O., 2000, "PIV: Direct Cross-Correlation compared with FFT-based Cross-Correlation", *Proceedings of 10th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, Lisbon, Portugal.
- [4] Stryczniewicz, W., 2012, „Algorytm do wyznaczania wektorowego pola prędkości metodą anemometrii obrazowej”, *Problemy Mechatroniki*, **9**, pp. 41-54.

- [5] Garcia, D., 2010, "A fast all-in-one method for automated post-processing of PIV data", *Experiments in Fluids*, **50**, pp. 1247-1259.
- [6] Urban, J., Zloczewska, A., Stryczniewicz, W., Jonsson-Niedziolka, M., 2013, "Enzymatic oxygen reduction under quiescent conditions – the importance of convection", *Electrochemistry Communications*, **34**, pp. 94-97.
- [7] Stalewski, W., Zalewski, W., Żółtak, J., 2011, "Numerical Study of Helicopter Fuselage Aerodynamic Characteristics with Influence of Main Rotor", *Prace Instytutu Lotnictwa*, **218**, pp. 86-94.
- [8] Dziubiński, A., Grzegorzczak, K., Żółtak, J., 2011, "CFD Analysis of External Armour Influence on a Helicopter Aerodynamic Characteristics", *Prace Instytutu Lotnictwa*, **218**, pp. 20-27.
- [9] Grzegorzczak, K., 2009, „Analiza zjawiska pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **201**, pp. 52-66.
- [10] Grzegorzczak, K., 2013, "Analysis of influence of helicopter descent velocity changes on the phenomena of vortex ring state", *Postępy Nauki i Techniki*, **17**, 35-41.
- [11] Stalewski, W., Dziubiński, A., 2006, „Symulacja zjawiska pierścienia wirowego wokół wirnika śmigłowca w oparciu o rozwiązanie równań N-S z uproszczonym modelem wirnika w postaci powierzchni skoku ciśnienia”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **184-185**, pp. 65-71.
- [12] Dziubiński, A., Stalewski, W., Żółtak, J., 2008, „Przykłady zastosowania pakietu FLUENT w analizach bezpieczeństwa lotu śmigłowców”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **194-195**, pp. 146-157.
- [13] Grzegorzczak, K., 2012, „Symulacja lotu śmigłowca w bliskości granic użytkowania”, *Mechanika w Lotnictwie nr ML-XV*.
- [14] Żółtak, J., Kania, W., Adynowski, J., Bartler, T., Antosiewicz, M., 1993, „Numeryczne studium aerodynamicznego projektowania skrzydła nadkrytycznego samolotu szkolno – bojowego”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **132-133**.
- [15] Anderson, J.D. jr., 2011, *Fundamentals of aerodynamics*, 5th edition in SI units., McGraw-Hill, New York, ISBN 978-1-259-01028-6.
- [16] Lis M., Dziubiński A., Galiński C., Krysztofiak G., Ruchała P., Surmacz K., „Predicted flight characteristics of the inverted joined wing scaled demonstrator”, 29TH International Congress Of The Aeronautical Sciences ICAS 2014, St. Petersburg, Russia.
- [17] Bogdański, K., Miller, M., Rodzewicz, M., Ruchała, P., 2014, „Koncepcja i realizacja badań zespołu napędowego w tunelu aerodynamicznym”, *Mechanika w lotnictwie*, **132-133**, pp. 26-40.
- [18] Czyż, Z., Łusiak, T., Magryta, P., 2013, „Badania numeryczne CFD wpływu usterzenia na charakterystyki aerodynamiczne wiatrakowca”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **232**, pp. 3-14.
- [19] Stalewski, W., 2011, „Symulacja startu wiatrakowca w oparciu o program Fluent z modułem VBM”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **213**, pp. 155-170.
- [20] Krysztofiak, G., 2011, „Opis przygotowań i metodyka prowadzenia badań tunelowych wirników nośnych wiroplątów w ujęciu odwzorowania modelowego wahliwego wirnika wiatrakowca”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, pp. 227-233.
- [21] Stalewski, W., Zalewski, 2011, „Analiza obliczeniowa własności aerodynamicznych wirnika nośnego wiatrakowca w stanie lotu ustalonego (autorotacji)”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, pp. 269-279.
- [22] Stalewski, W., Zalewski, 2011, „Analiza wybranych stanów lotu wiatrakowca w oparciu o obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne jego komponentów”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, pp. 280-288.

- [23] Stalewski, W., Zalewski, 2011, Symulacja pracy wirnika nośnego wiatrakowca w początkowej fazie pionowego startu, Prace Instytutu Lotnictwa, nr **219**, s. 289-296.
- [24] Watanabe, S., Kuchi-ishi, S., Aoyama, T., 2010, "A prototype system towards EFD/CFD integration: digital/analog-hybrid wind tunnel", 27TH International Congress Of The Aeronautical Sciences ICAS2010, Nice, France, pp. 1173-1188.
- [25] Kasamatsu, S., Itoh, T., Watanabe, S., Kuchi-ishi, S., Yasue, K., 2011, "A Study on Visualization for EFD/CFD Integration", IEEE Pacific Visualization 2011, Hong Kong.
- [26] Raffel, M., Willert, C., Wereley, S. i Kompenhans, J., 2007, *Particle Image Velocimetry – A Practical Guide*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, ISBN 978-3-540-72307-3.
- [27] Scarano, F., 2008, *Overview of PIV in Supersonic Flows*, Particle Image Velocimetry edytorzy Schroeder A., Willert C.E. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, ISBN 978-3-540-73527-4.
- [28] Ozisik, M. N., Orlande, H. R. B., 2000, *Inverse Heat Transfer*, Taylor & Francis New York, ISBN 1-56032-838-X.
- [29] Stryczniewicz, W. Panas, A. J., 2014, „Zastosowanie metody odwrotnej do wyznaczania dyfuzyjności cieplnej materiału warstwy pokrycia próbki w badaniach metodą powierzchniowego wymuszenia impulsowego”, *Modelowanie Inżynierskie*, **21**, pp. 193-200.
- [30] Stryczniewicz, W., 2015, "An inverse problem solution for post-processing of PIV data", 10th Symposium on Flow Visualization and Image Processing, Neapol, Włochy.
- [31] Schwartz, R. J., Fleming, G. A., 2007, "Virtual Diagnostics Interface: Real Time Comparison of Experimental Data and CFD Predictions for a NASA Ares I-Like Vehicle", Proceedings of International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, Pacific Grove, United States.
- [32] Wiśniowski, W., 2014, "Specjalizacje Instytutu Lotnictwa – przegląd i wnioski", Prace Instytutu Lotnictwa, 235, pp. 7-16.

APPLICATION OF AN INVERSE METHOD FOR IMPROVEMENT OF THE MEASUREMENT CAPABILITY OF THE PARTICLE IMAGE VELOCIMETRY METHOD

Abstract

In the presented paper an application of the inverse method for improvement of the measurement capability of the Particle Image Velocimetry method have been discussed. The paper introduces a new approach for PIV data analysis. In a course of the research following thesis has been verified: fitting of the experimental PIV data and a direct numerical problem solution, will lead to determination of flow parameters unobtainable for PIV method. In order to verify the proposed methodology numerical tests has been performed. The parameters of the flow over NACA0009 airfoil has been estimated. The parameter of has been estimated with developed optimization algorithm. The presented results proved the feasibility of proposed methodology and contributes to development of new PIV data post-processing procedure.

Keywords: inverse methods, applied aerodynamics, Computational Fluid Dynamics, Particle Image Velocimetry, CFD, PIV.