

## BADANIA DOŚWIADCZALNE I NUMERYCZNE PROFILI O ZMIENNEJ STRZAŁCE UGIĘCIA DO ZASTOSOWAŃ DLA BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

MARTA MARCINIUK

*Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej,  
e-mail: marta.marciniuk@pwr.edu.pl*

PAWEŁ PISKUR

*Akademia Marynarki Wojennej im. Bohaterów Westerplatte, Wydział Mechaniczno-Elektryczny,  
e-mail: p.piskur@amw.gdynia.pl*

ŁUKASZ KISZKOWIAK

*Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa,  
e-mail: lukasz.kiskowiak@wat.edu.pl*

ŁUKASZ MALICKI

*Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej,  
e-mail: lukasz.malicki@pwr.edu.pl*

KRZYSZTOF SIBILSKI

*Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej,  
e-mail: krzysztof.sibilski@pw.edu.pl*

KATARZYNA STRZELECKA

*Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej,  
e-mail: katarzyna.strzelecka@pwr.edu.pl*

STANISŁAW KACHEL

*Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa,  
e-mail: stanislaw.kachel@wat.edu.pl*

W artykule omówiono szereg metod lądowania bezzałogowych statków powietrznych (BSP) oraz możliwość zastosowania w BSP profili o zmiennej strzałce ugięcia, w celu poprawy ich osiągnięć aerodynamicznych oraz zmniejszenia ryzyka uszkodzeń płatowca podczas lądowania bez podwozia. Przedstawiono analizę możliwości zastosowania skrzydła o zmiennej strzałce ugięcia profilu do bezzałogowych statków powietrznych (BSP) klasy mikro. Omówiono również wyniki przeprowadzonych wstępnych badań eksperymentalnych i numerycznych sześciu profili o różnym wychyleniu krawędzi spływu. Badania eksperymentalne zostały przeprowadzone w tunelu hydrodynamicznym z wykorzystaniem metody PIV (ang. Particle Image Velocimetry) do wyznaczenia prędkości płynu w warstwie przyściennej badanych profili. Symulacje numeryczne z wykorzystaniem oprogramowania OpenFOAM zostały przeprowadzone w celu porównania rozkładu prędkości i wstępnego wyznaczenia współczynników sił aerodynamicznych. Analiza wyników badań pokazuje, że profile o zmiennej strzałce ugięcia przy mniejszych wychyleniach poprawiają własności aerodynamiczne profilu, a przy większych mają możliwość generowania wysokich wartości oporu, co może przyczynić się do zmniejszenia długości fazy przyziemienia i potencjalnie zmniejszyć ryzyko uszkodzenia bezzałogowego statku powietrznego podczas lądowania.

*Słowa kluczowe:* profile o zmiennej strzałce ugięcia, Particle Image Velocimetry (PIV), obliczenia numeryczne (CFD), bezzałogowe statki powietrzne (BSP)

## 1. Wstęp

Profile o zmiennej strzałce ugięcia są jednym z tematów podejmowanych w lotnictwie komunikacyjnym ze względu na swoje unikalne możliwości dostosowywania kształtu i ugięcia profilu do aktualnej fazy lotu, a także do aktualnego rozkładu obciążeń występujących na skrzydle [1]. Koncepcja skrzydeł o zmiennej strzałce ugięcia jest znana od początków lotnictwa, jednak rozwój materiałów na przestrzeni ostatnich lat [2] spowodował ponowne zainteresowanie badaczy tym tematem i pojawienie się różnych rozwiązań technicznych dla skrzydeł o zmiennej strzałce ugięcia [3-5]. Równoległe do tworzenia nowych rozwiązań technicznych prowadzone są badania aerodynamiczne na wysokich i niskich liczbach Reynoldsa. Udowodniono, że inteligentne skrzydła ze zmienną strzałką ugięcia poprawiają osiągi aerodynamiczne samolotów [6, 7]. Majid i Jo [8] w swojej pracy opublikowali wyniki badań przeprowadzonych na niskiej liczbie Reynoldsa. Uzyskali oni 18,7% wzrost doskonałości dla skrzydła o zmiennej strzałce ugięcia, w porównaniu do skrzydła z konwencjonalną mechanizacją. Zastosowania praktyczne dla załogowych statków powietrznych badała NASA w projektach z wykorzystaniem samolotu komercyjnego [9, 10].

Jednak temat skrzydeł zmiennokształtnych wykracza poza samoloty załogowe. Jedną z najprężniej rozwijanych gałęzi lotnictwa są obecnie bezzałogowe statki powietrzne (BSP) zarówno dla zastosowań wojskowych, jak i cywilnych. BSP mogą zapewnić wsparcie dla służb i wojska w ograniczonym lub niebezpiecznym dla człowieka obszarze działań [11]. Możliwości ich zastosowania są szerokie, również w sektorze cywilnym. BSP mogą być wykorzystywane do patrolowania lasów, tworzenia map fotogrametrycznych, fotografii, dostarczania produktów, obserwacji pól, sprawdzania infrastruktury punktowo-liniowej, etc. [12]. Jednym z kluczowych zagadnień jest rozwój aerodynamiki BSP w celu zapewnienia większej siły nośnej, większego zasięgu, ale w szczególności możliwości odzyskiwania statku powietrznego bez podwozia [13]. Obecnie stosowane metody lądowania BSP są obciążone ryzykiem uszkodzenia statku powietrznego [14]. Michalska i inni [15] w swojej pracy opublikowali wyniki badań, z których wynika, że 63% BSP doznaje uszkodzeń w trakcie eksploatacji, z czego 72% w trakcie lotu, z naciskiem na fazę lądowania. Najczęściej uszkodzonymi elementami są winglety (59%) i kamery obserwacyjne (33%). W tym miejscu należałoby się odnieść do najczęściej wykorzystywanych metod lądowania BSP. Postanowiono skupić się na metodach lądowania BSP bez podwozia, jako że z definicji są one obciążone najwyższym ryzykiem uszkodzenia statku powietrznego podczas lądowania, szczególnie w terenie przygodnym.

Jedną z najpopularniejszych metod lądowania BSP bez podwozia jest lądowanie na brzuchu. Przykładami takiego rozwiązania mogą być statki powietrzne firmy Delair [16-18], jak również polski Warmate [19] czy FlyEye [20, 21] produkowane przez WB Group. FlyEye dodatkowo prezentuje przykład BSP z problemem uszkodzeń głowicy obserwacyjnej. Jest ona zamontowana zwykle pod kadłubem, co zapewnia lepsze możliwości obserwacyjne, jednak stwarza problem w trakcie lądowania. W przypadku FlyEye zastosowano odczepianą głowicę obserwacyjną, która jest zrzucana na spadochronie przed lądowaniem, a statek powietrzny ląduje na brzuchu [22]. W przypadku BSP wyposażonych we wrażliwą elektronikę istnieje ryzyko uszkodzenia jej w trakcie lądowania na dużej prędkości (jak to jest obecnie wykonywane) nie tylko samego statku powietrznego, ale również zamontowanego modułu. Rozwiązania takie jak w przypadku FlyEye umożliwiają zmniejszenie tego ryzyka, jednak nie wykluczają go całkowicie. Interesujące rozwiązanie zaprezentowała firma Flyfocus w swoim Polarisie [23]. Statek powietrzny ma głowicę obserwacyjną zamontowaną pod kadłubem, dodatkowo posiada usterzenie motylkowe skierowane w dół. Podczas podejścia do lądowania BSP wykonuje manewr pół beczki, a następnie ląduje na plecach. Dodatkowo do zmniejszenia prędkości podejścia używany jest ciąg wsteczny i zwiększenie kąta szybowania.

Kolejnym rozwiązaniem technicznym jest lądowanie BSP w siatce. W tym przypadku stosowanych jest wiele zazębiających się rozwiązań. Pierwszym typem lądowania w siatce jest kla-

syczne odzyskiwanie BSP poprzez siatkę rozpiętą pomiędzy dwoma pylonami [24]. Rozwiązanie to ma zastosowanie głównie na okrętach, a przykładem może być BSP Pioneer i praca Hongyu Nie i innych [25], którzy badali tę metodę lądowania na łodzi. Lądowanie w siatce stwarza jednak pewne problemy logistyczne na lądzie, zwłaszcza w trudnym terenie, gdzie należałoby dowieźć pylony i przygotować stanowisko do odzyskiwania BSP. Kolejnym problemem tej metody są warunki atmosferyczne. Jak przedstawiono w pracy Jouvet i innych [26], silne porywy wiatru, a także boczny wiatr mogą skutecznie uniemożliwić automatyczne podejście BSP do wyznaczonego punktu, tak aby został bezpiecznie odzyskany poprzez siatkę. W takim przypadku problematyczna jest zmiana orientacji siatki i kierunku podejścia BSP do lądowania. Innymi wariacjami lądowania w siatce mogą być lądowanie w siatce na poruszającym się samochodzie [27], czy lądowanie w wózku z siatką na torze [28].

Rozwiązaniem, od którego obecnie powoli się odchodzi, jest system odzyskiwania za pomocą liny rozpiętej na dźwigu i haka. Statek powietrzny przechwytuje linę wyniesioną na pewną wysokość przez dźwig, która następnie, ślizgając się po krawędzi natarcia w kierunku końcówki skrzydła, jest blokowana przez hak na końcówce skrzydła. Potem następuje faza ruchu wahadłowego BSP w przód i w tył na linie [25, 29, 30]. Rozwiązanie to jest stosowane w szczególności na okrętach, z uwagi na to, że na lądzie jest wiele bezpieczniejszych metod odzyskiwania BSP i na lądzie za każdym razem należy przetransportować dźwig na miejsce lądowania BSP. Wariacją odzyskiwania za pomocą liny jest rozwiązanie przedstawione przez Mads Friis Bornebuscha i Tor Arne Johansen [31]. Lina rozpięta pomiędzy dwoma wielowirnikowcami jest przechwytywana przez hak zwisający na linie z BSP. BSP wytraca prędkość postępową i zawisa na haku pomiędzy wirnikowcami, następnie wirnikowce obniżają pułap, aż do bezpiecznego odzyskania BSP na ziemi. To rozwiązanie posiada nie tylko problemy logistyczne, ale również ekonomiczne, ponieważ istnieje potrzeba dodatkowych dwóch wirnikowców, których koszt rośnie wraz z masą BSP, który chcemy odzyskiwać.

Istnieje wiele różnych metod odzyskiwania BSP za pomocą lądowania w torze. Jedna została wspomniana powyżej przy omawianiu lądowania w siatce. Lądowanie w torze ma zastosowanie głównie na okrętach, przy ograniczonej przestrzeni i możliwości zastosowania stacjonarnych elementów przechwytyjących, jak pylony. Istnieje kilka różnych metod przechwytywania BSP za pomocą toru. BSP podczas podejścia może wysuwać hak, który przechwytuje linę rozpiętą na mocowaniu toru, które znajduje się na wysuniętym w górę pylonie, a wózek zamontowany na torze wytraca prędkość postępową [29]. Rozwiązanie to napotyka problemy związane z precyzyjnym podejściem BSP do toru, kontrolą ruchu wahadłowego podczas wytracania prędkości postępowej, itd. [25]. Inną metodą jest zastosowanie toru magnetycznego przedstawione przez Ładyżyńską-Kozdraś i innych [32]. W założeniu rozwiązanie to zostało zaprojektowane do zastosowania na okrętach do automatycznego startu i lądowania BSP. Wózek znajdujący się na torze magnetycznym ma za zadanie utrzymywać BSP na wskazanym kierunku podczas startu i lądowania oraz nadawać lub wytracać prędkość BSP.

Kolejnym popularnym rozwiązaniem lądowania BSP bez podwozia jest zastosowanie spadochronu. Spadochron może być wystrzelony balistycznie, grawitacyjnie lub wyciągany za pomocą pilocika [33, 34]. Firma MantaAir zaproponowała połączenie lądowania na spadochronie i na poduszce powietrznej. W jednym BSP zamontowany jest nie tylko spadochron, lecz także poduszka powietrzna pompowana przed uderzeniem w ziemię [35]. Rozwiązanie to pozwala zapobiec uszkodzeniom BSP podczas uderzenia w ziemię, jednak zasadniczo zwiększa masę statku powietrznego i zmniejsza masę użyteczną BSP. MantaAir proponuje także rozwiązanie ze znacznych rozmiarów poduszką powietrzną umieszczoną na ziemi, która dodatkowo na rozpiętą siatkę w celu przechwytywania nadlatującego BSP.

Ostatnią omawianą w niniejszym rozdziale metodą lądowania jest lądowanie z przeciągnięciem. Istnieje wiele metod wykonania takiego manewru, lecz jego główne fazy zakładają podejście, dynamiczne zwiększenie kąta natarcia w celu wytracenia prędkości i przyziemienie [36].

Przykładem może tutaj być BSP firmy AeroVironment – Puma AE RQ-20B, bezzałogowiec startujący z ręki i lądujący na głębokim przeciągnięciu [37]. Zwykle do przyziemienia potrzebne jest podwyższenie, ponieważ podczas zwiększania kąta natarcia statek powietrzny ze skrzydłem stałym, wytracając prędkość postępową, zwiększa swoją wysokość. Tuż przed przeciągnięciem kąt natarcia jest zmniejszany i lądowanie odbywa się poprzez przyziemienie na minimalnej prędkości postępowej [38]. Problemem takiego rozwiązania jest konieczność precyzyjnego wykonania manewru, ponieważ przeciągnięcie na zbyt dużej wysokości może doprowadzić do zniszczenia statku powietrznego. Podejście ze zbyt dużą lub zbyt małą prędkością również spowoduje nieprecyzyjne wykonanie manewru i nie osiągnięcie żądanej wysokości podczas przyziemienia, co może się skończyć znacznymi zniszczeniami konstrukcji. Nagendran i inni [39] w swojej pracy przedstawili propozycję inspirowanych ptakami nóg dla BSP. Autorzy po fazie zwiększenia kąta natarcia określili moment zrównania prędkości kinetycznych, postępowej i wznoszącej, a następnie fazę zmniejszenia kąta natarcia, lądowania na nogach i dyssypację energii kinetycznej poprzez ugięcie nóg. Inną metodą techniczną lądowania z przeciągnięciem zaproponowano na Uniwersytecie w Bristolu [40]. Autorzy opracowali BSP ze zmiennym kątem natarcia części skrzydła, co oznacza, że część skrzydła obraca się wokół zadanej osi bez konieczności obrotu kadłuba. Wychylenie skrzydła powoduje gwałtowny wzrost oporu, zwiększenie kąta natarcia i wytracenie prędkości postępowej.

Przedstawiony krótki przegląd obecnie stosowanych metod lądowania bezzałogowych statków powietrznych bez podwozia wskazuje, że metody te są obarczone ryzykiem uszkodzenia statku powietrznego albo problemami logistycznymi. Istnieje zatem potrzeba dalszego rozwijania koncepcji lądowania BSP bez podwozia, aby umożliwić lądowanie statków powietrznych klasy micro w trudnym terenie i zmiennych warunkach atmosferycznych. Rozwiązaniem mogą się okazać skrzydła o zmiennej strzałce ugięcia. W niniejszej pracy przedstawiono wstępne badania sześciu profili o różnym stopniu ugięcia. Wykonano badania eksperymentalne i numeryczne opracowanych geometrii. Badania eksperymentalne zostały przeprowadzone przy użyciu metody anemometrii obrazowej (Particle Image Velocimetry – PIV). Symulacje numeryczne zostały wykonane w formie dwuwymiarowej w celu porównania uzyskanych rozkładów prędkości. Wyniki zostały porównane i opracowano wstępne charakterystyki przygotowanych geometrii na zerowym kącie ustawienia.

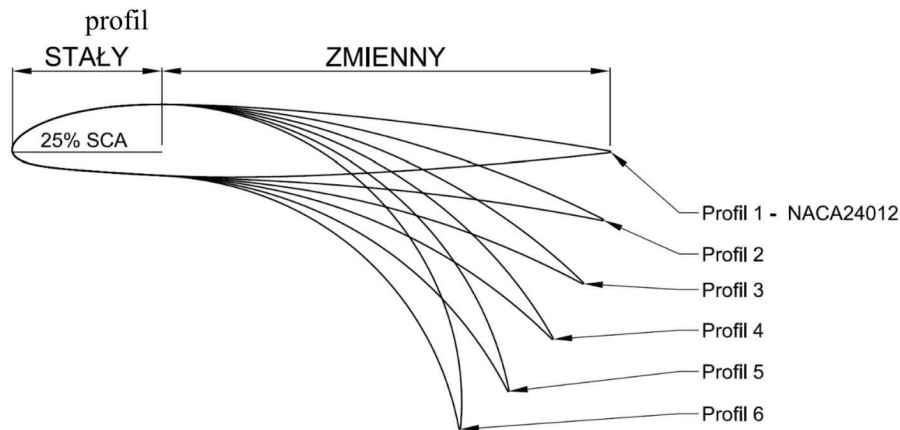
## 2. Materiały i metody badawcze

### 2.1. Profile o zmiennej strzałce ugięcia

Przygotowano sześć geometrii na bazie profilu NACA24012 (rys. 1). Tylna część profilu (75% SCA) została wychylona dla każdego profilu kolejno o większy kąt, co powodowało zmiany kąta natarcia profili. Zmianę długości cięciw i początkowych kątów natarcia przedstawiono w tabeli 1. Przednia część profilu do odległości 25% SCA od noska profilu pozostała niezmienna. Z powodu zmiennego początkowego kąta natarcia dla poszczególnych geometrii do badań przyjęto nazwę „kąt ustawienia”. Kąt ustawienia profilu odpowiada kątowi między linią poprowadzoną od noska profilu po niezmienną część cięciwy aż do punktu położonego na 25% SCA profilu NACA24012 (profil 1) a kierunkiem napływu strugi.

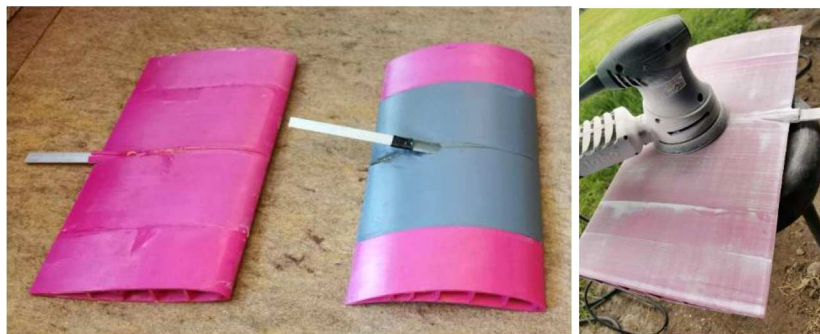
**Tabela 1.** Charakterystyka geometrii przygotowanych profili

Parametr	Profil					
	1	2	3	4	5	6
Długość cięciwy [mm]	250	249	246	240	231	221
Początkowy kąt natarcia [°]	0	7	13	19	26	32



Rys. 1. Przygotowane geometrie profili o zmiennej strzałce ugięcia

Kolejnym etapem prac było przygotowanie trójwymiarowych modeli skrzydeł z dwuwymiarowych geometrii profili. Modele trójwymiarowe zostały podzielone na części odpowiednie dla drukarki 3D, następnie zostały wydrukowane z materiału PLA, sklejone w kompletne modele skrzydeł razem z mocowaniem przystosowanym do tunelu hydrodynamicznego (rys. 2). W celu uzyskania gładkiej powierzchni modele zostały poddane obróbce lakierniczej. Została nałożona szpachla natryskowa, następnie modele zostały wyszlifowane i pomalowane. Kolor farby wybrano w taki sposób, by nie odbijał światła lasera i nie powodował prześwieleń w trakcie badań eksperymentalnych (rys. 3).

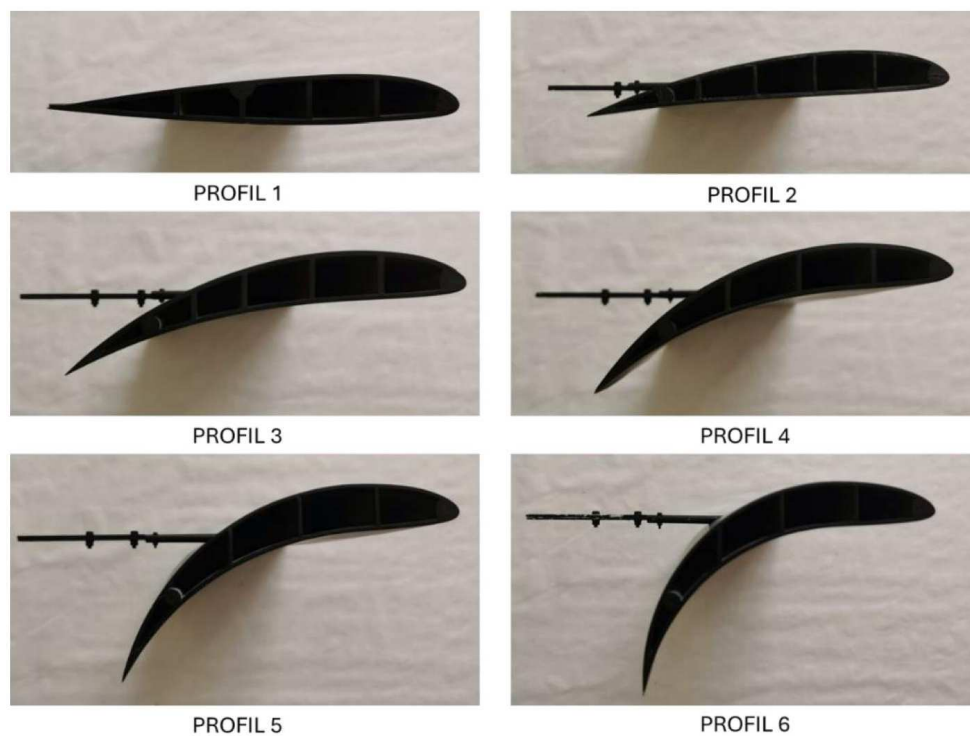


Rys. 2. Od lewej: sklejone profile po wydrukowaniu, Profil 1 w trakcie obróbki

## 2.2. Badania eksperymentalne

Badania eksperymentalne na przygotowanych modelach zostały wykonane w tunelu hydrodynamicznym firmy Rolling Hills Research Company (rys. 4) w laboratorium Wojskowej Akademii Technicznej. Przestrzeń pomiarowa tunelu ma kształt prostopadłościanu o długości 1,83 m, szerokości 0,61 m i głębokości 0,915 m [41, 42]. Tunel wodny mieści około 25 m<sup>3</sup> wody i znajduje się w pomieszczeniu o stałej temperaturze i wilgotności powietrza.

Do badań wykorzystano technologię anemometrii obrazowej (Particle Image Velocimetry – PIV). Stanowisko badawcze zostało przedstawione na rys. 5. Cząstki szklane o średnicy około 10 mikrometrów otoczone srebrem zostały dodane do wody w tunelu hydrodynamicznym, a następnie podświetlone dwoma laserami liniowymi ustawionymi w jednej płaszczyźnie. Kamera rejestrowała przepływające cząstki z częstotliwością 250 klatek na sekundę, a do ostatecznego rozkładu średniej prędkości w badanym obszarze wykorzystano 500 następujących po sobie klatek. W celu zminimalizowania obszaru zacienionego wokół badanej geometrii zastosowano dwa

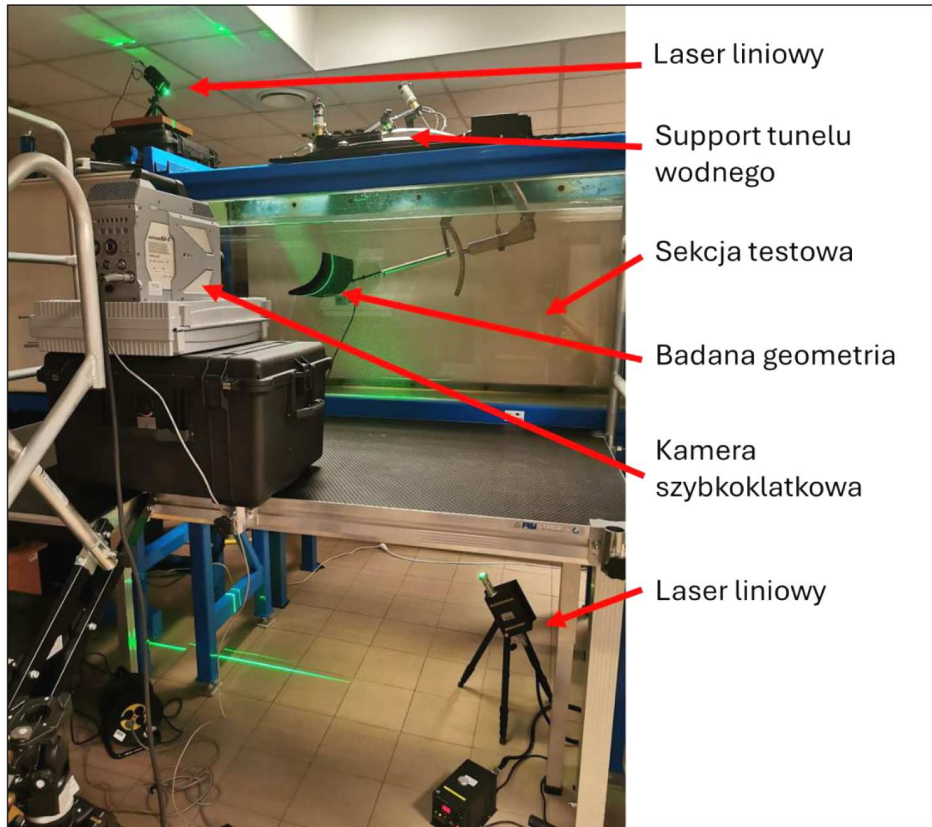


Rys. 3. Przygotowane geometrie do badań w tunelu wodnym

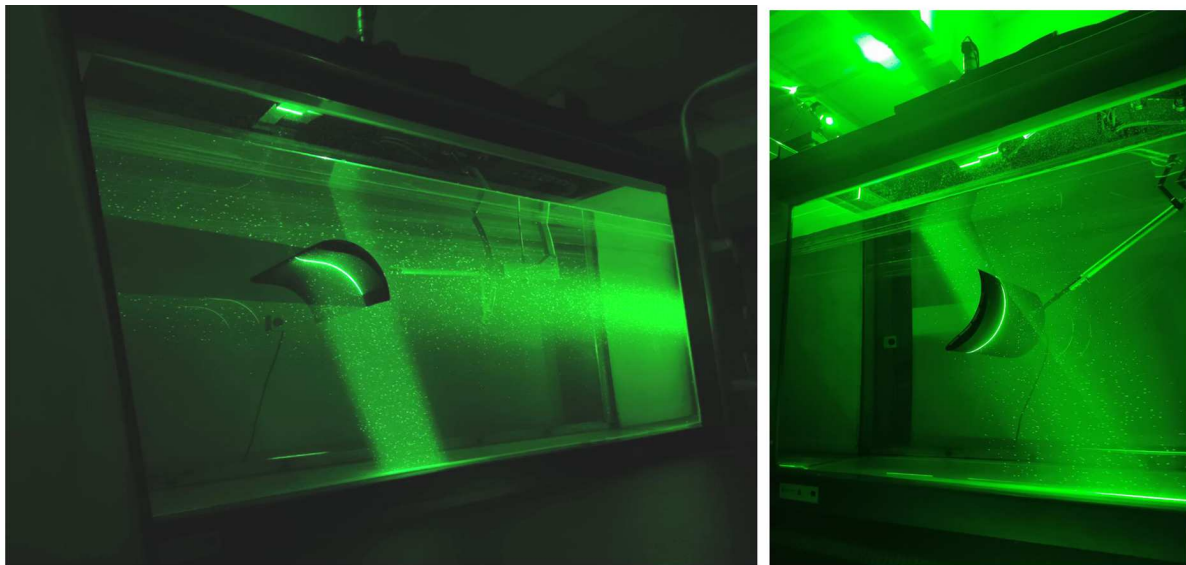


Rys. 4. Tunel wodny w laboratorium Wojskowej Akademii Technicznej

ustawienia laserów. Jedno z laserami nad i pod przestrzenią testową, drugie z jednym laserem z tyłu, drugim pod przestrzenią testową (rys. 6). Umożliwiło to odpowiednie doświetlenie cząstek wokół każdej badanej geometrii. Parametry przepływu zostały przedstawione w tabeli 2.



Rys. 5. Stanowisko badawcze



Rys. 6. Sekcja testowa tunelu w trakcie badań. Prezentacja dwóch ustawień laserów

Tabela 2. Parametry przepływu podczas badań w tunelu wodnym

Parametr	Wartość
Temperatura wody	$t = 26^{\circ}\text{C}$
Lepkość kinematyczna	$\nu = 8,71 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$
Prędkość przepływu	$v = 0,0762 \text{ m/s}$ (3 in/s)
Liczba Reynoldsa dla profilu 1	$\text{Re} = 21\,900$

### 2.3. Model matematyczny i symulacje numeryczne

W przeprowadzonych symulacjach numerycznych zastosowano równanie Naviera-Stokesa w stanie ustalonym dla płynu nieściśliwego

$$(\mathbf{u} \cdot \nabla)\mathbf{u} = -\nabla \frac{p}{\rho} + \nu \nabla^2 \mathbf{u} \quad (2.1)$$

oraz równanie ciągłości wyrażone wzorem

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (2.2)$$

gdzie:  $\mathbf{u}$  – wektor wypadkowy prędkości płynu,  $\rho$  – gęstość płynu,  $p$  – ciśnienie dynamiczne,  $\nu$  – lepkość kinematyczna.

Termin grawitacji został pominięty w równaniu (2.1) w celu uniknięcia zakłóceń w przepływie [43]. Dokonano dyskretyzacji równań (2.1) i (2.2) przy użyciu metody objętości skończonych (Finite Volume Method – FVM). Do przeprowadzenia symulacji numerycznych użyto oprogramowania OpenFOAM v8. Zastosowano model turbulencji  $k$ - $\omega$  SST (Shear Stress Transport) w stanie ustalonym. Forma konwekcyjna powyższego modelu wyrażona jest równaniami (2.3) [44, 45]

$$\begin{aligned} \nabla \cdot (\mathbf{u}k) &= \frac{P}{\rho} - \beta^* \omega k + \nabla \cdot [(\nu + \sigma_k v_t) \nabla k] \\ \nabla \cdot (\mathbf{u}\omega) &= \frac{\gamma}{\mu_t} P - \beta \omega^2 + \nabla \cdot [(v + \sigma_\omega v_t) \nabla \omega] + 2(1 - F_1) \frac{\sigma_\omega^2}{\omega} \nabla k \nabla \omega \end{aligned} \quad (2.3)$$

gdzie:  $k$  – turbulentna energia kinetyczna,  $\omega$  – szybkość dyssypacji turbulencji,  $v_t$  – lepkość turbulentna wirów,  $\nu$  – lepkość kinematyczna,  $v_t$  – turbulentna lepkość kinematyczna,  $\sigma_k, \sigma_\omega$  – turbulentna liczbą Prandtla odpowiednio dla  $k$  i  $\omega$ ,  $P$  – termin produkcji,  $F_1$  – funkcja mieszania.

Znane są wartości zmiennych  $\beta, \beta^*, \gamma, \sigma_k, \sigma_\omega$  oraz  $\sigma_{\omega 2}$ , które są wartościami stałymi.

W kodzie źródłowym oprogramowania zdefiniowano współczynniki siły nośnej, oporu i momentu podłużnego w następujący sposób [46]

$$C_L = \frac{F_L}{A_{ref} p_d} \quad C_D = \frac{F_D}{A_{ref} p_d} \quad C_M = \frac{M}{A_{ref} l_{ref} p_d} \quad (2.4)$$

oraz

$$p_d = \frac{\rho_{ref} \mathbf{u}^2}{2} \quad p_k = \frac{p_d}{\rho} \quad (2.5)$$

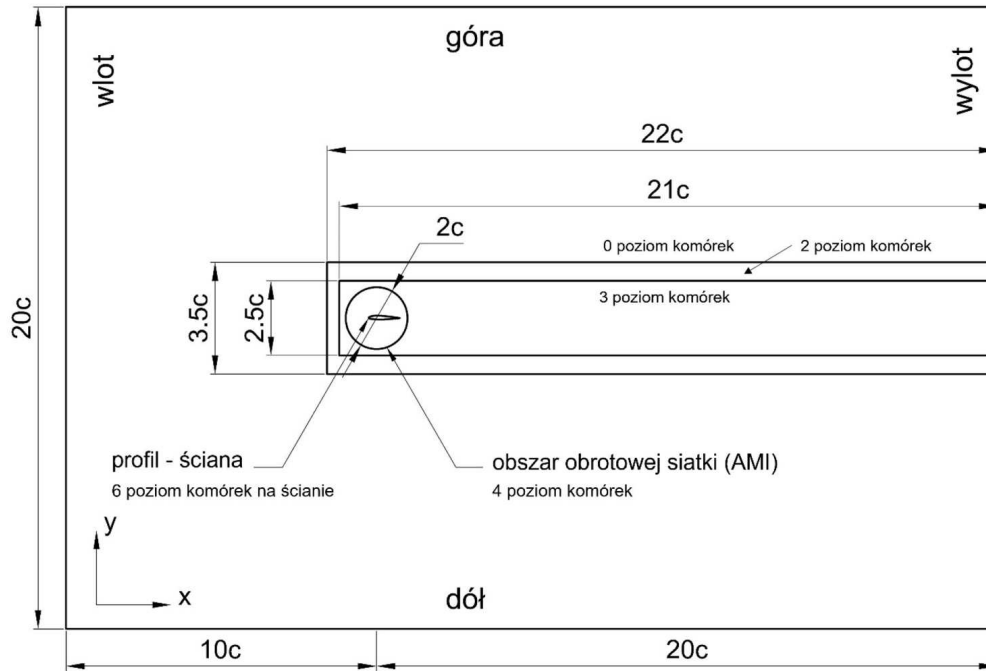
gdzie:  $F_L$  – siła nośna,  $F_D$  – siła oporu,  $M$  – moment pochylający,  $A_{ref}$  – powierzchnia nośna,  $l_{ref}$  – długość charakterystyczna,  $p_d, p_k$  – odpowiednio ciśnienie dynamiczne i kinematyczne,  $\rho_{ref}$  – gęstość referencyjna płynu.

Przypadki symulacji w warunkach nieściśliwych rozwiązywane są przy pomocy ciśnienia kinematycznego dla równań (2.4) [46].

Domena obliczeniowa została zaprojektowana w kształcie prostokąta dla symulacji dwuwymiarowych, a jej wielkość odniesiono do średniej cięciwy aerodynamicznej (SCA), na rysunku 7 oznaczonej jako  $c$ .

Wielkość domeny obliczeniowej została odniesiona do długości cięciwy profilu 1 przedstawionej w tabeli 1. Przed profilem domena obliczeniowa miała długości cięciwy, a za profilem 20 długości cięciwy. Nad i pod profilem ustalono wartość 10 długości cięciwy. Zmiana kąta ustawienia profilu została zrealizowana dzięki zastosowaniu obszaru obrotowej siatki (Arbitrary Mesh





Rys. 7. Domena obliczeniowa i warunki brzegowe dla przeprowadzonych symulacji

Interface – AMI), co umożliwiło zachowanie niezmiennych warunków brzegowych na wlocie dla wszystkich symulacji. Środek układu współrzędnych został ustalony w punkcie 25% SCA profilu dla każdej geometrii. Obszar obrotowej siatki miał średnicę  $2c$ , aby umożliwić odpowiednie zagęszczenie komórek wokół profilu. Do tworzenia siatki numerycznej wykorzystano narzędzie SnappyHexMesh. Siatka numeryczna podlegała kilkukrotnemu zagęszczeniu w obszarze spodziewanej turbulencji. Każdy poziom zagęszczenia miał ustalony obszar przejściowy na 7 komórek. Wyjściowa długość komórki wynosiła  $0,01$  m. W obszarze AMI komórki siatki numerycznej miały wielkość  $0,05$  m (poziom 5 zagęszczenia komórek), a sylwetka profilu została odwzorowana zagęszczeniem komórek poziomu 6, co odpowiada długości ścianki komórki  $1,56 \cdot 10^{-4}$  m. W celu odwzorowania warstwy przyściennej stworzono 25 warstw wokół geometrii profilu, gdzie grubość pierwszej warstwy wynosiła  $7,862 \cdot 10^{-7}$  m, co pozwoliło zachować wartość parametru bezwymiarowej odległości od ściany  $y+$  poniżej 1 dla każdego przypadku. Ostatecznie stworzona dwuwymiarowa siatka numeryczna składała się z około 3 370 000 komórek. Na rys. 8 przedstawiono kluczowe sekcje siatki numerycznej dla profilu 1.

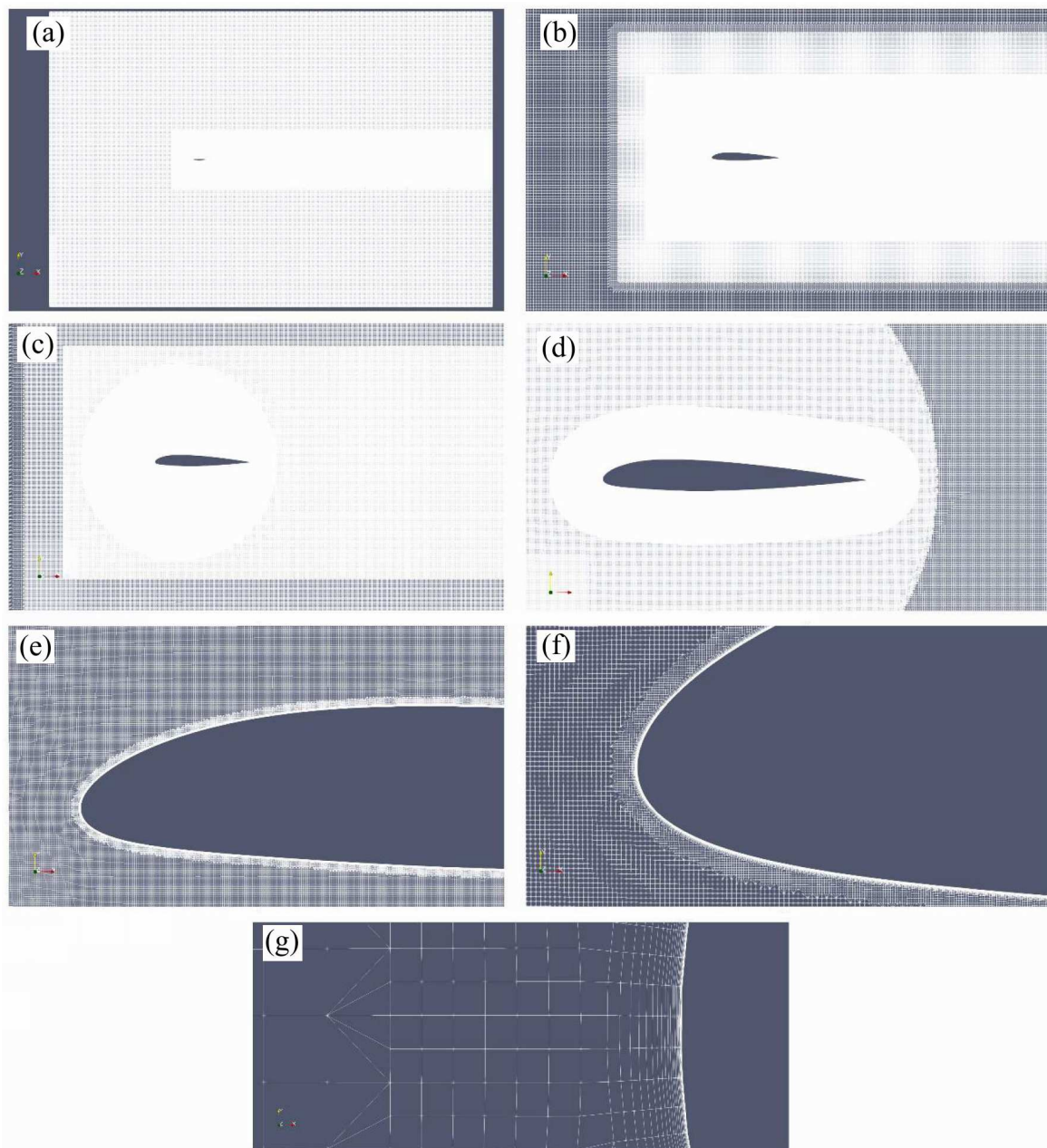
Symulacje numeryczne zostały przeprowadzone w środowisku dwuwymiarowym w przepływie w stanie ustalonym. Przepływ określono jako nieściśliwy ze względu na niską prędkość przepływu. Jako płyn wykorzystano wodę w temperaturze  $26,3^{\circ}\text{C}$ . Płyn był jednofazowym, niereakcyjnym i nieściśliwym płynem Newtonowskim. Charakterystyka przepływu została przedstawiona w tabeli 3, a parametry przepływu dokładnie odpowiadały parametrom określonym w trakcie eksperymentu w tunelu wodnym.

W celu obliczenia początkowych wartości  $k$  i  $\omega$  dla modelu turbulencji wykorzystano równania (2.7) [47]

$$(u_x, u_y) = (\mathbf{u} \cos \alpha, \mathbf{u} \sin \alpha) \quad (2.6)$$

oraz

$$k = \frac{3}{2}(uI)^2 \quad \omega = \frac{\sqrt{k}}{\sqrt[4]{C_{\mu}L}} \quad \omega_{wall} = \frac{6v}{\beta_1 y^2} \quad (2.7)$$



Rys. 8. Prezentacja kluczowych obszarów siatki numerycznej profilu 1: (a) domena obliczeniowa, (b) poziomy zagęszczenia 0, 2 i 3, (c) poziom zagęszczenia 3 i obszar AMI, (d) obszar AMI i obszar zagęszczenia wokół geometrii poziomu 6, (e) zbliżenie na przednią część profilu, (f) zbliżenie na krawędź natarcia, (g) zbliżenie na utworzone warstwy na krawędzi natarcia profilu w warstwie przyściennej

gdzie:  $I$  – intensywność turbulencji,  $L$  – odniesienie skali długości,  $y$  – odległość normalna do ściany,  $C_\mu$ ,  $\beta_1$  – stałe.

W tabeli 4 przedstawiono warunki brzegowe dla przeprowadzonych symulacji. W celu automatycznego zakończenia symulacji zastosowano kryterium zbieżności dla prędkości  $u_x, u_y \leq 1 \cdot 10^{-6}$ , ciśnienia kinematycznego  $p \leq 1 \cdot 10^{-6}$  oraz turbulentnej energii kinetycznej i współczynnika rozpraszania  $k, \omega \leq 1 \cdot 10^{-6}$ . W przypadku, gdyby te kryteria nie zostały spełnione, zostało ustawione dodatkowe kryterium zatrzymania symulacji po 35 000 iteracji.

**Tabela 3.** Charakterystyka przepływu

Parametr	Wartość
Typ symulacji	dwuwymiarowa w stanie ustalonym
Płyn	Newtonowski, jednofazowy, nieściśliwy
	woda w temperaturze 26,3°C
Gęstość wody	$\rho = 996,784 \text{ kg/m}^3$
Lepkość kinematyczna płynu	$\nu = 8,71 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$
Prędkość przepływu	$v = 0,0762 \text{ m/s}$
Liczba Reynoldsa dla profilu 1	$Re = 21\,900$
Długość charakterystyczna dla profilu 1 (ciężiwa profilu)	$c = 0,25 \text{ m}$

**Tabela 4.** Warunki brzegowe dla przepływu wokół geometrii

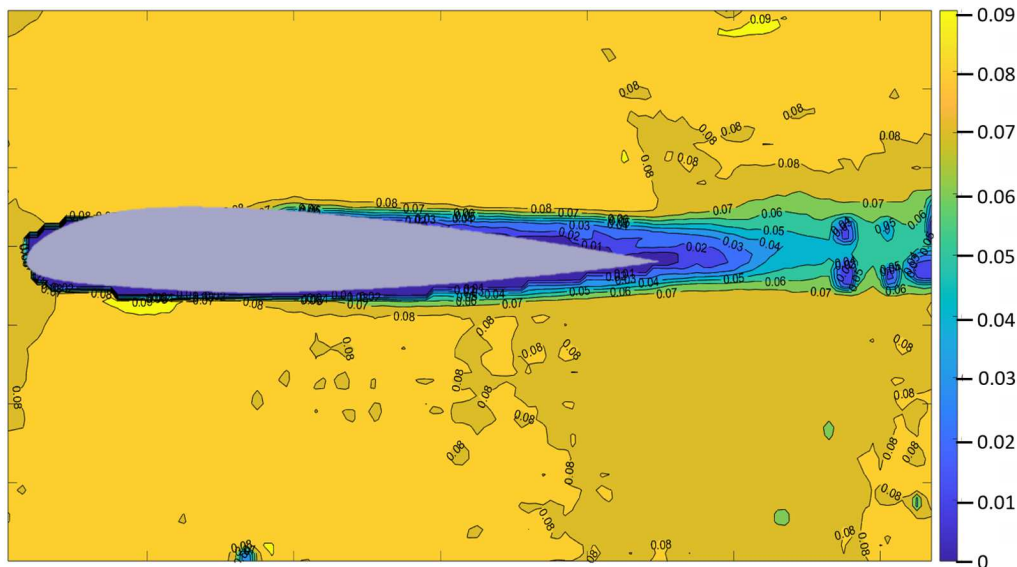
Warunek brzegowy	$\mathbf{u}$ [m/s]	$p$ [m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	$v_t$ [m <sup>2</sup> /s]	$k$ [m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	$\omega$ [1/s]
Wlot	$u_x = 0,0762$	$\partial p / \partial n = 0$	model $k$ - $\omega$	$\partial k / \partial n = 0 \wedge$ $k = 8,71 \cdot 10^{-7}$	$\partial \omega / (\partial n) = 0 \wedge$ $\omega = 0,0077$
Wylot	$\partial \mathbf{u} / \partial n =$ $u_x = 0,0762$	$p = 0$	model $k$ - $\omega$	$\partial k / \partial n =$ $= 8,71 \cdot 10^{-7}$	$\partial \omega / \partial n = 0 \wedge$ $\omega = 0,0077$
Ściana góra/dół	warunek cykliczny	warunek cykliczny	warunek „empty”	warunek cykliczny	warunek cykliczny
Ściana prawa/lewa	warunek „empty”	warunek „empty”	warunek cykliczny	warunek „empty”	warunek „empty”
Interfejs AMI	warunek cykliczny	warunek cykliczny	warunek cykliczny	warunek cykliczny	warunek cykliczny
Profil	$\mathbf{u} = \mathbf{0}$	$\partial p / \partial n = 0$	funkcja $v_{t\,wall}$	funkcja $k_{wall}$	funkcja $\omega_{wall}$

### 3. Wyniki

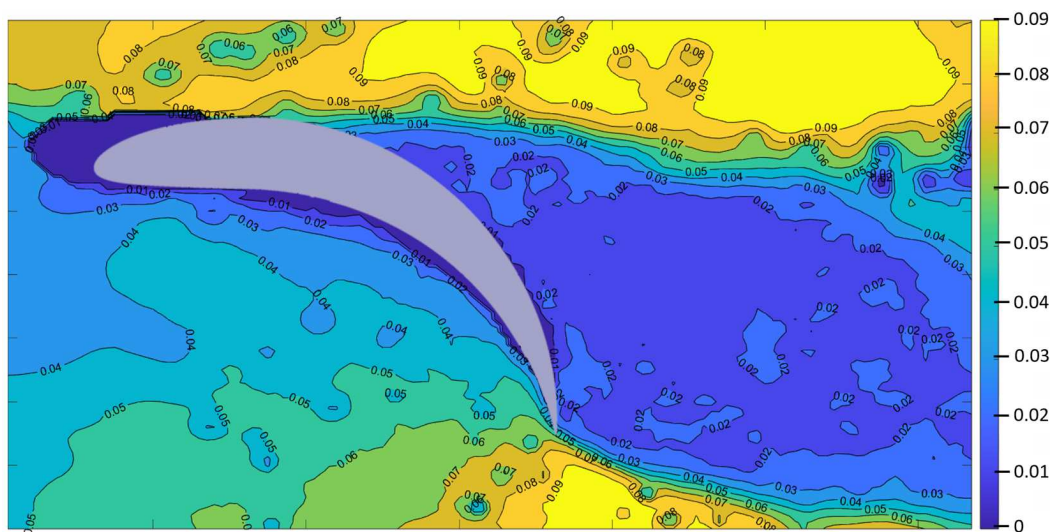
Wyniki uzyskane podczas eksperymentów w tunelu wodnym posłużyły do utworzenia średnich rozkładów prędkości wokół badanych geometrii, które później zostały wykorzystane jako walidacja dla modelu numerycznego. Charakterystyka płynu i środowisko przepływu w symulacjach numerycznych dokładnie odwzorowywało warunki w tunelu hydrodynamicznym. Ze względu na niską liczbę Reynoldsa, która wynikała z przeprowadzenia badań w wodzie, widoczne są różnice na przedstawionych poniżej rozkładach prędkości, jednak wyniki są zbliżone i umożliwiły walidację modelu numerycznego. Różnice wynikają również z faktu, że wynik eksperymentalny jest średnią z 500 klatek, a wynik numeryczny jest wartością dyskretną.

Na rysunkach 9 i 10 przedstawione zostały przykładowe rozkłady średniej prędkości uzyskane metodą PIV. W metodzie PIV światło lasera podświetla cząstki w płynie, których ruch rejestrowany jest kamerą. W obszarach, gdzie nie dociera światło lasera, występuje tzw. „shadow region”, który jest wycinany z obszaru objętego kamerą w trakcie opracowywania wyników i nie jest brany pod uwagę w trakcie obliczeń. Obszar ten nie jest idealnym odwzorowaniem profilu, dlatego nałożono geometrie profilu na powyższe wyniki. Zaznaczyć trzeba, że geometria ta jest nałożona jedynie w celu lepszego odwzorowania profilu na wyniku PIV, a nie do analizy punktu oderwania warstwy przyściennej. Na obu powyższych przykładach po prawej stronie widać również pole drobnych wirów na granicy obszaru poddanego obliczeniom. Zawirowania te po-

wstały w wyniku zaburzeń przepływu w okolicy mocowania modelu do suportu tunelu wodnego i zostały pominięte w procesie analizy wyników.



Rys. 9. Wynik PIV. Rozkład średniej prędkości wokół profilu 1

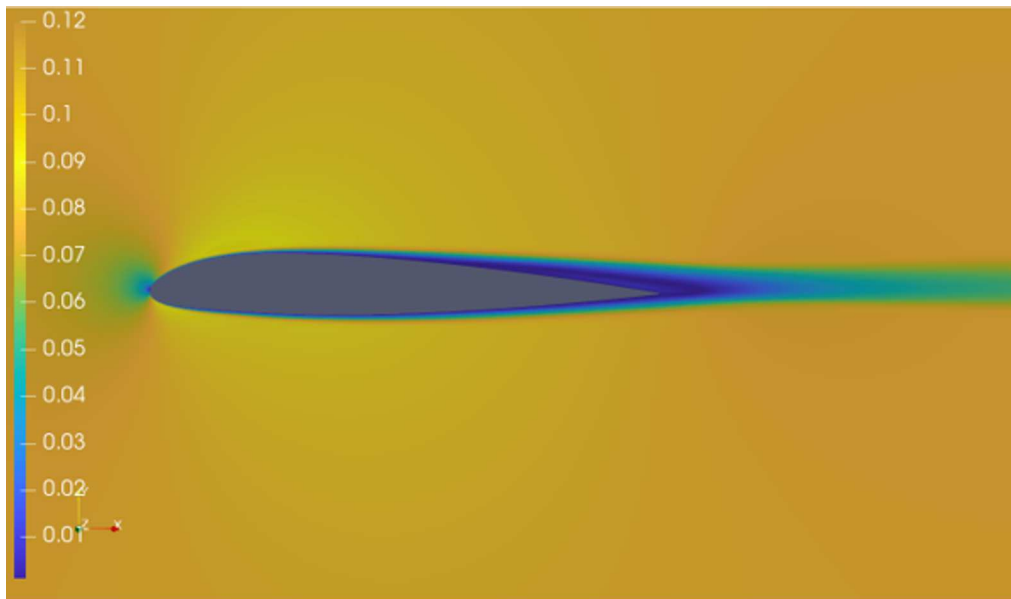


Rys. 10. Wynik PIV. Rozkład średniej prędkości wokół profilu 6

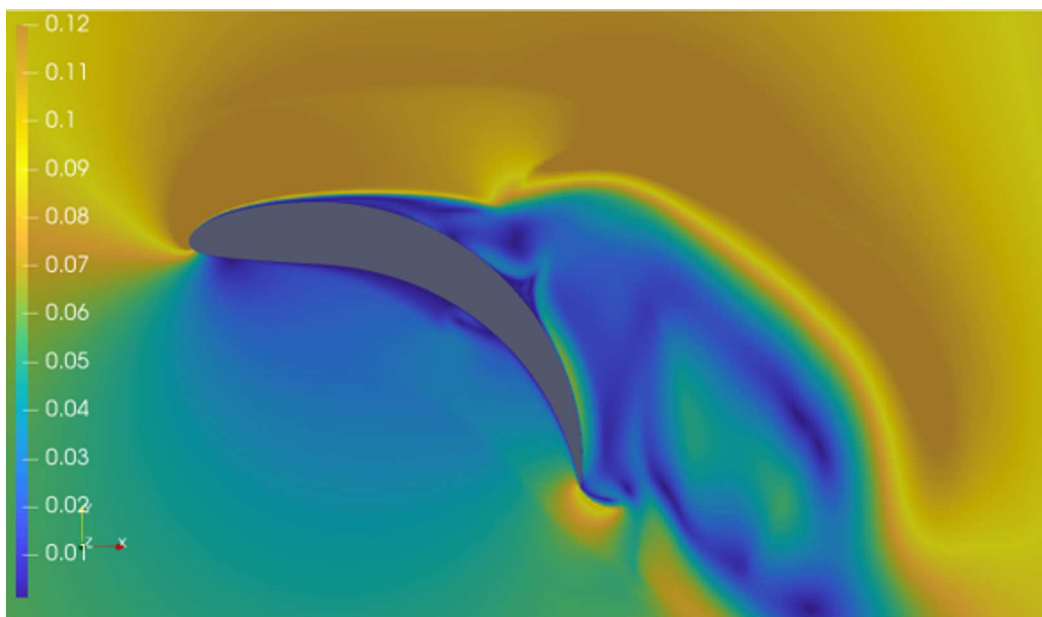
Przykładowe rozkłady prędkości uzyskane w procesie postprocessingu symulacji numerycznych przedstawiono na rys. 11 i 12.

Porównując wyniki przedstawione na rysunkach 11 i 12, widzimy że rozkłady prędkości są zbliżone. Na rys. 12 obszar struktur wirowych fluktuuje ze względu na głębokie oderwanie. Z tego powodu obszar obniżonej prędkości za profilem przesunięty jest do dołu. Porównywalne są miejsca występowania obniżonej i zwiększonej prędkości, jak i same wartości prędkości. Zaznaczyć należy, że w wynikach CFD prędkość jest nieco wyższa w porównaniu do wyniku PIV. Może to być również efekt uśrednienia wyniku eksperymentalnego, a chwilowe wartości prędkości mogą być wyższe – jak wskazują wyniki numeryczne.

Symulacje numeryczne zostały przeprowadzone w celu uzyskania współczynników sił. W tabeli 5 wyszczególniono wartości uzyskanych współczynników. Na rys. 13a przedstawiono charakterystyki współczynników siły nośnej, siły oporu oraz momentu podłużnego w zależności od



Rys. 11. Wynik CFD. Rozkład prędkości wokół profilu 1



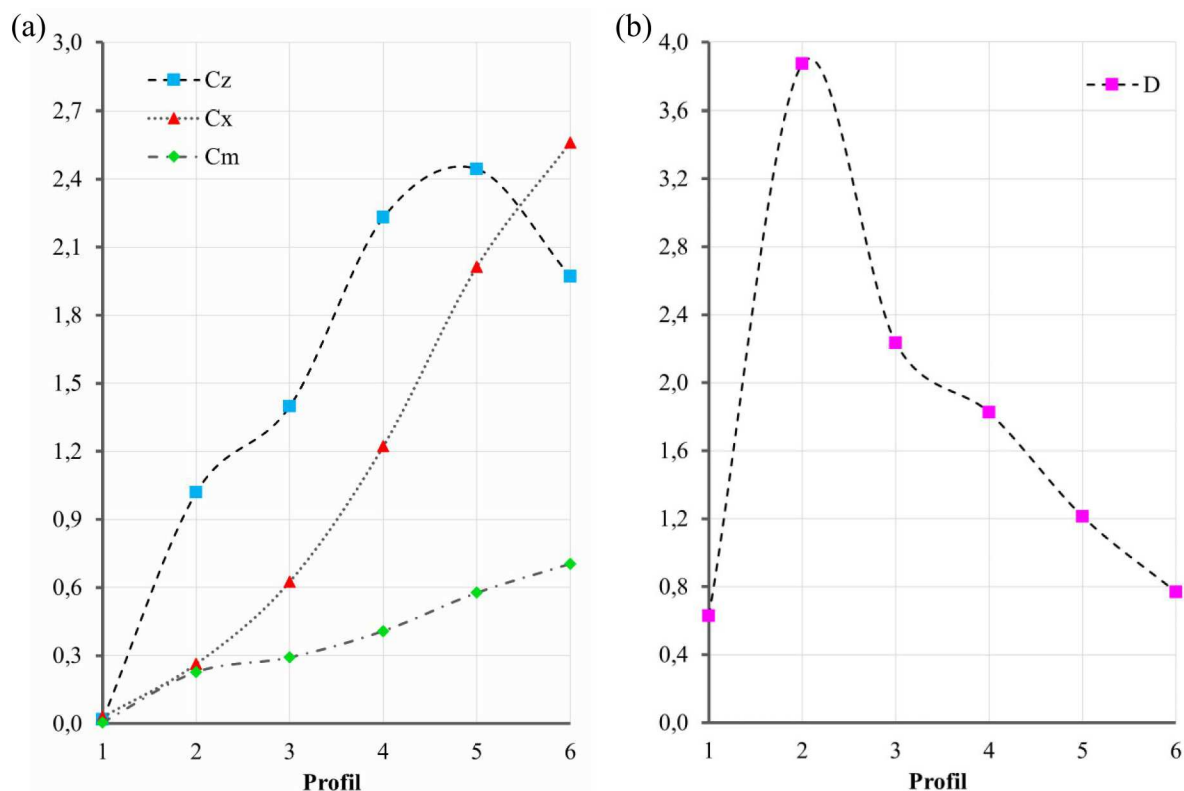
Rys. 12. Wynik CFD. Rozkład prędkości wokół profilu 6

badanej geometrii. Kąt ustawienia dla każdej geometrii był stały i wynosił  $0^\circ$ . Na rys. 13b przedstawiono charakterystykę doskonałości w zależności od strzałki ugięcia profilu (w zależności od badanego profilu).

Uzyskane wyniki potwierdzają hipotezę, że profil zmiennokształtny może generować znaczne wartości oporu w miarę zwiększania strzałki ugięcia. Współczynnik siły oporu wykazuje prawie liniowy wzrost w miarę zwiększania strzałki ugięcia. Przy jednoczesnym wzroście współczynnika momentu podłużnego stwierdzić można, że w miarę zwiększania strzałki ugięcia na tym samym kącie ustawienia profil będzie wykazywał niestateczność statyczną i miał tendencję do zwiększania kąta ustawienia. Charakterystyka współczynnika siły nośnej wskazuje, że nawet duże wychylenia profilu mogą generować wysokie wartości współczynnika siły nośnej. Z analizy charakterystyki doskonałości wynika jednak, że najbardziej optymalne są niewielkie wychylenia

**Tabela 5.** Wyniki ilościowe symulacji numerycznych

Profil	Wsp. siły nośnej $c_z$	Wsp. siły oporu $c_x$	Wsp. momentu podłużnego $c_m$	Doskonałość $D$
- 1	0,0186	0,0296	0,0047	0,63
2	1,0193	0,2632	0,2270	3,87
3	1,3994	0,6259	0,2917	2,24
4	2,2312	1,2223	0,4082	1,83
5	2,4449	2,0139	0,5768	1,21
6	1,9709	2,5618	0,7049	0,77



Rys. 13. (a) Charakterystyki współczynników siły nośnej  $c_z$ , siły oporu  $c_x$  i momentu podłużnego  $c_m$  w zależności od badanego profilu. (b) Charakterystyka doskonałości  $D$  w zależności od badanego profilu

(największą doskonałość zanotowano dla profilu 2). Dla większych wychyleń profilu w miarę zwiększania strzałki ugięcia wzrost współczynnika siły oporu przewyższa wzrost współczynnika siły nośnej i doskonałość maleje liniowo.

#### 4. Wnioski i uwagi końcowe

W niniejszej pracy zaprezentowano przekrój najpopularniejszych metod lądowania bezzałogowych statków powietrznych bez podwozia. Wyszczególniono najważniejsze wady obecnych rozwiązań. Postawiono hipotezę, że skrzydło o zmiennej strzałce ugięcia może generować wysokie wartości oporu i przyczynić się do zmniejszenia prędkości przyziemienia, a w konsekwencji zmniejszenia ryzyka uszkodzenia BSP bez podwozia w trakcie lądowania. Przedstawiono wyniki wstępnych badań nad sześcioma profilami o zmiennej strzałce ugięcia. Przygotowane geometrie składały się z nieziennej przedniej części profilu i zmiennej tylnej, która była zginana o coraz

większy kąt, aż do pełnego wychylenia. Badania przeprowadzono przy użyciu dwóch metod badawczych: eksperymentalnej i numerycznej. Eksperyment przeprowadzono w tunelu hydrodynamicznym przy użyciu metody PIV. Symulacje numeryczne zostały zrealizowane w oprogramowaniu OpenFOAM w sposób dwuwymiarowy. Z obydwu metod uzyskano rozkłady prędkości wokół badanych geometrii. Posłużyły one do walidacji modelu obliczeniowego, z którego pozyskano również współczynniki siły nośnej, siły oporu i momentu podłużnego. Badania przeprowadzono dla jednego kąta ustawienia i sporządzono charakterystyki aerodynamiczne w zależności od badanego profilu (w zależności od strzałki ugięcia). Wyniki wskazują, że wzrost strzałki ugięcia powoduje znaczne wzrosty współczynników siły nośnej i siły oporu, jednak charakterystyka doskonałości pokazuje, że najkorzystniejsze wyniki pod kątem aerodynamicznym osiągają profile o niewielkim ugięciu linii szkieletowej. Dla większych strzałek ugięcia profilu wzrost oporu przewyższa wzrost siły nośnej i doskonałość maleje liniowo. Pod kątem zmniejszenia prędkości przyziemienia i skrócenia długości dobiegu samolotu bezzałogowego wzrost oporu jest korzystny, a otrzymane wyniki obiecujące. Autorzy stworzyli geometrie, które mogą nie tylko zwiększyć osiągi aerodynamiczne, ale również produkować znaczne wartości oporu, co przekłada się na zmniejszenie prędkości podejścia do lądowania i przyziemienia [48]. Zmniejszenie prędkości przyziemienia może znacząco przyczynić się do zmniejszenia ryzyka uszkodzenia BSP podczas lądowania, zwłaszcza w trudnym terenie i zmiennych warunkach atmosferycznych.

Wobec uzyskania obiecujących wyników, planuje się kontynuować badania na pozostałych kątach ustawienia profili w celu uzyskania pełnych charakterystyk aerodynamicznych przygotowanych geometrii. Planowane jest również przygotowanie zaprojektowanych profili w formie skrzydeł dla samolotu bezzałogowego klasy micro i przeprowadzenie badań w tunelu aerodynamicznym na wyższej liczbie Reynoldsa.

## Bibliografia

1. MOENS F., Augmented aircraft performance with the use of morphing technology for a turboprop regional aircraft wing, *Biomimetics*, **4**, 3, 64, 2019
2. AHMAD D., RAFIC M.A., A multiaxial fracture of ecoflex skin with different shore hardness for morphing wing application, *Polymers*, **15**, 6, 1526, 2023
3. JOO J.J., *et al.*, Variable camber compliant wing-design, *23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference*, 2015
4. MARKS CH.R., *et al.*, Variable camber compliant wing-wind tunnel testing, *23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference*, 2015
5. YOKOZEKI T., AYA S., YOSHIYASU H., Development and wind tunnel test of variable camber morphing wing, *22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference*, 2014
6. ANYOJI M., *et al.*, Experimental study of owl-like airfoil aerodynamics at low Reynolds numbers, *Journal of Flow Control, Measurement and Visualization*, **6**, 3, 185-197, 2018
7. BARDERA R., RODRIGUEZ-SEVILLANO A.A., BARROSO E., Numerical and experimental study of aerodynamic performances of a morphing micro air vehicle, *Applied Mechanics*, **2**, 3, 442-459, 2021
8. MAJID T., JO B.W., Comparative aerodynamic performance analysis of camber morphing and conventional airfoils, *Applied Sciences*, **11**, 22, 10663, 2021
9. NGUYEN N., *et al.*, Development of variable camber continuous trailing edge flap for performance adaptive aeroelastic wing, *SAE AeroTech Congress and Exhibition*, No. ARC-E-DAA-TN25273, 2015
10. TING E., *et al.*, Optimization of variable-camber continuous trailing-edge flap configuration for drag reduction, *Journal of Aircraft*, **55**, 6, 2217-2239, 2018

11. OLEJNIK A., *et al.*, The use of unmanned aerial vehicles in remote sensing systems, *Sensors*, **20**, 7, 2003, 2020
12. SINGH J., *et al.*, Real-time heuristic framework for safe landing of UAVs in dynamic scenarios, *ArXiv Preprint*, arXiv:2209.04805, 2022
13. SHEPSHELOVICH M., UAV wing design-a new challenge, *Journal of Aerospace Sciences and Technologies*, 93-113, 2005
14. GAUTAM A., SUJIT P.B., SARIPALLI S., A survey of autonomous landing techniques for UAVs, *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, IEEE, 2014
15. MICHALSKA A., MICHALSKI D., SAVCHUK S., Reliability of unmanned aerial vehicles: winglets' issue, *Aviation and Security Issues*, 2023
16. <https://delair.aero/delair-commercial-drones-2/dt46-long-range-made-easy-2-2/>, Delair DT46 (dostęp: 08.2024)
17. <https://delair.aero/delair-commercial-drones-2/dt26x-surveillance/>, Delair DT26E Surveillance (dostęp: 08.2024)
18. [https://delair.aero/wp-content/uploads/2020/12/EN-Datasheet\\_DT26E\\_tactical\\_2020-12-1.pdf](https://delair.aero/wp-content/uploads/2020/12/EN-Datasheet_DT26E_tactical_2020-12-1.pdf), Delair DT26E Tactical (dostęp: 08.2024)
19. <https://www.wbgroup.pl/produkt/system-amunicji-krazacej-warmate/>, WB Group Warmate (dostęp: 08.2024)
20. <https://www.wbgroup.pl/produkt/bezalogowy-system-powietrzny-klasy-mini-flyeye/>, WB Group FlyEye (dostęp: 08.2024)
21. [https://www.wbgroup.pl/app/uploads/2017/06/flyeye\\_eng\\_large\\_21q03.pdf](https://www.wbgroup.pl/app/uploads/2017/06/flyeye_eng_large_21q03.pdf), WB Group FlyEye (dostęp: 08.2024)
22. <https://www.truppendienst.com/themen/beitraege/artikel/flyeye-and-manta-uav-made-in-poland>, FlyEye and MANTA – UAV made in Poland (dostęp: 08.2024)
23. <https://flyfocus.pl/product/polaris/>, Flyfocus Polaris (dostęp: 08.2024)
24. KIM H.J., *et al.*, Fully autonomous vision-based net-recovery landing system for a fixed-wing UAV, *IEEE/ASME Transactions On Mechatronics*, **18**, 4, 1320-1333, 2013
25. NIE H., *et al.*, Fully automated control system for recovery of fixed-wing UAV, *2021 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO)*, IEEE, 2021
26. JOUVET G., *et al.*, High-endurance UAV for monitoring calving glaciers: Application to the inglet field breeding and eqip sermia, Greenland, *Frontiers in Earth Science*, **7**, 206, 2029
27. MUSKARDIN T., *et al.*, Landing of a fixed-wing uav on a mobile ground vehicle, *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, IEEE, 2016
28. GOLDIE V., DOWNEY L.H., *Unmanned aerial vehicle(UAV) recovery system*, US 8464981 B2, United States Patent and Trademark Office, 18 June 2013
29. DENG Z., *et al.*, Rope-hook recovery controller designed for a flying-wing uav, *Aerospace*, **8**, 12, 384, 2021
30. ZHU Y., *et al.*, Research on recovery technology of ship-borne fixed-wing UAV, *Third International Conference on Mechanical, Electronics, and Electrical and Automation Control (METMS 2023)*, **12722**, SPIE, 2023
31. BORNEBUSCH M.F., JOHANSEN T.A., Autonomous recovery of a fixed-wing UAV using a line suspended between two multicopter UAVs, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **57**, 1, 90-104, 2020
32. ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., *et al.*, Take-off and landing magnetic system for UAV carriers, *Journal of Marine Engineering and Technology*, **16**, 4, 298-304, 2017



33. <https://www.uavos.com/wp-content/uploads/2021/08/1629367004777930.pdf>, Drone Parachute Systems (dostęp: 08.2024)
34. <https://fruitychutes.com/files/help/Recovery-Bundle-Users-Guide.pdf>, Fruity Chutes Recovery Bundle Users Guide (dostęp: 08.2024)
35. [https://manta-air.com/uav\\_safety\\_and\\_recovery\\_systems/](https://manta-air.com/uav_safety_and_recovery_systems/), UAV Safety & Recovery (dostęp: 08.2024)
36. THOMAS P.R., *et al.*, Fixed-wing approach techniques for complex environments, *The Aeronautical Journal*, **119**, 1218, 999-1016, 2015
37. [https://www.avinc.com/images/uploads/product\\_docs/PumaAE\\_Datasheet\\_2017\\_Web\\_v1.1.pdf](https://www.avinc.com/images/uploads/product_docs/PumaAE_Datasheet_2017_Web_v1.1.pdf), Puma AE RQ-20B (dostęp: 08.2024)
38. CROWTHER W., Perched landing and takeoff for fixed wing UAV's, *Symposium on Unmanned Vehicles for Aerial, Ground and Naval Military Operations*, Conference, Ankara, Turkey, 2000
39. NAGENDRAN A., CROWTHER W., RICHARDSON R., Biologically inspired legs for UAV perched landing, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, **27**, 2, 4-13, 2012
40. <https://newatlas.com/drone-perch-uav-landing-bristol-university/47349/>, Fixed-wing drone learns to land like a bird (dostęp: 08.2024)
41. KERHO M., KRAMER B., Five-component balance and computer-controlled model support system for water tunnel applications, *Rolling Hills Research Corporation (RHRC)*, El Segundo, CA, USA, 2009
42. ANIMUS R.H.R.C., Research water tunnel specification, El Segundo California, *User's Manual*, 2009
43. ANDERSSON B., *et al.*, *Computational Fluid Dynamics for Engineers*, Cambridge University Press, 2011
44. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html>, Model turbulencji  $k-\omega$  SST Mentera (dostęp: 07.2024)
45. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/v2112/doc/guide-turbulence-ras-k-omega-sst.html>, Model turbulencji  $k-\omega$  SST w OpenFOAM (dostęp: 07.2024)
46. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-fos-forces-forcecoeffs.html>, Współczynniki sił w OpenFOAM (dostęp: 07.2024)
47. MCCROSKEY W.J., A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil, No. A-87321, 1987, (dostęp: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19880002254>, 07.2024)
48. MARCINIUK M. *et al.*, Aerodynamic analysis of variable camber-morphing airfoils with substantial camber deflections, *Energies*, **17**, 8, 1801, 2024

### **Experimental and computational research on morphing camber airfoils for Unmanned Aerial Vehicles usage**

The work presents a brief review of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) landing methods. The possibility of implementing morphing airfoils to UAVs in order to improve their aerodynamic efficiency and decrease the risk of damaging the aircraft during landing was discussed. The investigation of six camber morphing geometries was undertaken. The research was conducted both experimentally and computationally. Experiments were performed using the Particle Image Velocimetry (PIV) in a hydrodynamic tunnel for the velocity distribution around tested geometries to obtain. Numerical simulations were calculated in OpenFOAM software in a two-dimensional way. From numerical simulations, the velocity distribution and coefficients of lift force, drag and pitching moment were established. The results show higher aerodynamic efficiency of the camber morphing airfoil on low camber deflections than for NACA24012 airfoil, and the possibility of camber morphing airfoil to create significant amounts of drag for high camber deflections. This innovative solution could reduce the approach velocity, shorten the landing distance and decrease the risk of damaging the micro UAVs during landing in a rough terrain or difficult weather conditions.