Politechnika Częstochowska

Wydział Inżynierii Mechanicznej

PRACA DOKTORSKA

mgr inż. Karolina Gajewska

Sterowanie zjawiskiem oderwania warstwy przyściennej przy użyciu ciał nieopływowych

Promotor:

dr hab. inż. Renata Gnatowska, prof. PCz

Promotor pomocniczy:

dr hab. inż. Paweł Niegodajew, prof. PCz

Częstochowa, 2024

Podziękowania:

Serdeczne podziękowania kieruję do mojej Pani promotor dr hab. inż. Renaty Gnatowskiej, prof. PCz, oraz promotora pomocniczego Pana dr hab. inż. Pawła Niegodajewa, prof. PCz. - za poświęcony czas, cenne rady i pomoc w przygotowaniu pracy doktorskiej.

Dziękuje pracownikom Katedry Maszyn Cieplnych oraz doktorantom - za życzliwość oraz wszelką pomoc.

Chciałabym również podziękować mojemu Narzeczonemu Krzysztofowi Górze - za wsparcie i wyrozumiałość.

Dorobek naukowy autora

I. Publikacje naukowe w czasopismach

1. Niegodajew P., Gajewska K., Elsner W., Gnatowska R., Experimental investigation of flow characteristics around tandem arrangement of triangular and square cylinders, Journal of Fluids and Structures, 2024
2. Gajewska K., Gnatowska R., Advanced optical methods in analysis of flow around an airfoil with a circular microcylinder, Acta Physica Polonica A, 2024
3. Gnatowska R., Gajewska K., Blejchar T., Study of airfoil flow control with microcylinders using optical method, Acta Physica Polonica A, 2023
4. Gajewska K., Niegodajew P., Gnatowska R., Elsner W., Effect of the upstream cylinder shape on the flow around the downstream rectangular object in tandem configuration, Journal of Physics: Conference Series, 2022

II. Konferencje:

1. XXVI Fluid Mechanics Conference, Warszawa 2024
2. 29th International Polish-Slovak Scientific Conference, Machine Moddeling and Simulations, Złoty Potok 2024
3. Aplications of Physic in Mechanical and Material Engineering APMME, Częstochowa 2023

4. XXV Fluid Mechanics Conference, Rzeszów 2022

5. Conference on Power System Egineering, Pilsen, Czechy, 2021

6. Aplications of Physic in mechanical and Material Engineering APMME, Częstochowa 2021

Spis treści

Abstract **7**

Streszczenie **10**

Wykaz symboli i skrótów **13**

1 Wprowadzenie **16**

2 Przegląd literatury **19**

2.1. Turbiny wiatrowe 19

2.1.1. Historia turbin wiatrowych 21

2.1.2. Rodzaje turbin wiatrowych 23

2.2. Warstwa przyścienna i proces separacji przepływu 24

2.2.1. Separacja przepływu 25

2.2.2. Sterowanie warstwą przyścienną 27

2.3. Metody sterowania przepływem 28

2.3.1. Aktywne sterowanie przepływem 29

2.3.2. Pasywne sterowanie przepływem 30

2.4. Współczynniki aerodynamiczne 36

3 Cel i zakres pracy **39**

4 Techniki pomiarowe i stanowisko badawcze **41**

4.1. Anemometria obrazowa (PIV) 42

4.2. Waga aerodynamiczna 51

4.3. Stanowisko badawcze i obiekt badań 53

5 Wyniki badań eksperymentalnych **59**

5.1. Profil NACA 0012 60

5.2. Mikrocylindry o różnych kształtach i rozmiarach 64

5.3. Profil NACA 0012 z mikrocylindrem 72

5.3.1. Analiza wpływu mikrocylindra o przekroju kołowym na separację przepływu oraz parametry aerodynamiczne dla profilu NACA 0012 . . . 73

5.3.2. Analiza wpływu mikrocylindra o przekroju niecylindrycznym na separację przepływu oraz parametry aerodynamiczne profilu dla NACA 0012 . . . 100

5.3.3. Analiza pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej 116

5.3.4. Analiza wyników pomiarów uzyskanych metodą Volumetryczną PIV (3C3D PIV) 121

5.4. Wnioski z badań eksperymentalnych 124

6 Podsumowanie **128**

Spis rysunków **130**

Bibliografia **141**

Abstract

The flow around bluff bodies is a complex phenomenon that has been the subject of intensive research for some time, particularly in the context of wind turbine aerodynamics. Boundary layer separation, an undesirable effect in flow, leads to changes in velocity distribution and the formation of vortices. Despite extensive research on flow control, there remains a need to develop new solutions to optimize wind turbine profiles.

This study reviews the literature on flow around airfoil profiles and methods for controlling it, including the use of vortex generators and microcylinders. The development of wind energy as a renewable, low-emission CO_2 energy source focuses on optimizing wind turbines for power output and aerodynamic efficiency. Key challenges include managing power under varying wind conditions and minimizing dynamic loads that can lead to premature wear of turbines. To address these challenges, various flow control methods are employed, including both active and passive flow control. Passive flow control methods, such as research on micro-cylinders and bluff bodies, involve generating characteristic vortex structures that improve the aerodynamic properties of wind turbines.

This work presents experimental results concerning the control of boundary layer separation using bluff bodies (microcylinders). The studies were conducted on the NACA 0012 aerodynamic profile, a classic symmetric model. Advanced Particle Image Velocimetry (PIV) was used for precise measurement of velocity fields in the flow and analysis of boundary layer separation phenomena. Additionally, an aerodynamic balance was employed to calculate key aerodynamic coefficients, such as the lift coefficient C_L [-], the drag coefficient C_D [-], and aerodynamic efficiency L/D [-].

In the initial phase of the research, the focus was on analyzing the impact of the angle of attack on boundary layer separation. Angles of attack were examined in the range from 13° to 19° to identify the angle at which separation was most prominent and intense. After thorough investigation, an angle of attack of 17° was selected for further analysis. The next stage involved introducing microcylinders into the flow. Initially, circular cross-section microcylinders of various sizes d/c [-] were studied. Five sizes were analyzed: $d/c = 0,005, 0,010, 0,015, 0,020, 0,025$ [-] at different positions relative to the profile. This part of the research aimed to examine how variations in the position and size of the micro-cylinder affected boundary layer separation and aerodynamic coefficients. Following the analysis of these results, further studies were conducted on microcylinders of size $d/c = 0.015$ [-] but with different cross-sectional shapes (e.g., square and triangular). The purpose of changing the shape of the microcylinder was to investigate how the geometry of the microcylinder affected boundary layer separation. The results are presented as contour maps of normalized longitudinal velocity U_x/U_∞ [-], transverse velocity U_y/U_∞ [-], turbulent kinetic energy TKE/$(U_\infty)^2$ [-], and vortex evolution over time. Based on measurements with the aerodynamic balance, the lift coefficient C_L [-] and the aerodynamic drag coefficient C_D [-] which are crucial parameters describing the aerodynamic efficiency of the investigated configurations, were calculated. These results were further enriched by analyzing the surface area of the boundary layer separation bubble in cases where the addition of the microcylinder did not brought beneficial effects. This allowed for a precise determination of situations where the presence of the microcylinder did not improve aerodynamics, providing additional insights into optimal configurations.

The analysis revealed that microcylinders, despite their small size, played a significant role in controlling the flow around the NACA 0012 profile. The generation of local disturbances around the microcylinders prevented boundary layer separation on the profile surface, leading to flow stabilization and reduced aerodynamic drag. This phenomenon is particularly evident as reduced turbulent kinetic energy TKE/$(U_\infty)^2$ [-].

In practice, the use of microcylinders in aerodynamic designs, such as those found in aviation or automotive engineering, can lead to significant improvements in energy efficiency by reducing aerodynamic drag and enhancing flow stability around objects. Furthermore, understanding the impact of different microcylinder shapes on flow can provide valuable insights for further research and optimization in the design of aerodynamic components based

on specific engineering requirements.

Streszczenie

Przepływ wokół ciał opływowych jest złożonym zjawiskiem, które od dłuższego czasu stanowi przedmiot intensywnych badań, szczególnie w kontekście aerodynamiki turbin wiatrowych. W tym kontekście szczególnie istotne jest precyzyjne modelowanie i analiza tego przepływu, ponieważ od efektywności interakcji strumienia powietrza z łopatkami turbiny zależy nie tylko wydajność energetyczna, ale również stabilność i żywotność całego systemu. Oderwanie warstwy przyściennej prowadzi do niekorzystnych zmian w rozkładzie prędkości oraz powstawania strefy recyrkulacji. Mimo licznych badań nad kontrolą przepływu, wciąż istnieje potrzeba opracowania nowych rozwiązań, które umożliwią optymalizację profili turbin wiatrowych. W niniejszej pracy dokonano przeglądu literatury dotyczącego przepływu wokół profili lotniczych i turbin wiatrowych oraz metod jego kontrolowania, w tym zastosowania generatorów wirów i mikrocylindrów do opóźnienia oderwania warstwy przyściennej. Rozwój energetyki wiatrowej, jako odnawialnego źródła energii o niskiej emisji CO_2, koncentruje się na optymalizacji turbin wiatrowych pod kątem mocy wyjściowej i efektywności aerodynamicznej. Kluczowe wyzwania obejmują zarządzanie mocą przy zmiennych warunkach wiatrowych oraz minimalizację dynamicznych obciążeń, które mogą prowadzić do przedwczesnego zużycia turbin. W odpowiedzi na te wyzwania stosuje się różne metody kontrolowania przepływu, w tym zarówno aktywne, jak i pasywne sterowanie przepływem. Pasywne metody sterowania przepływem, takie jak badania nad mikrocylindrami i ciałami nieopływowymi, polegają na generowaniu charakterystycznych struktur wirowych, które poprzez wprowadzenie kontrolowanego zaburzenia w przepływie pozwalają opóźnić oderwanie warstwy przyściennej a tym samym poprawiają właściwości aerodynamiczne turbin wiatrowych.

W pracy przedstawiono wyniki prac eksperymentalnych poświęconych sterowaniu zjawiskiem oderwania warstwy przyściennej przy użyciu ciał nieopływowych (mikrocylindrów). Badania

przeprowadzono z wykorzystaniem profilu aerodynamicznym NACA 0012, który jest klasycznym modelem symetrycznym. W ramach badań nad aerodynamiką wykorzystano zaawansowaną technikę anemometrii obrazowej (PIV), która pozwalała na precyzyjny pomiar pól prędkości w przepływie oraz analizę zjawisk związanych z oderwaniem warstwy przyściennej. Dodatkowo zastosowano wagę aerodynamiczną, która umożliwiała obliczenie kluczowych współczynników aerodynamicznych, takich jak współczynnik siły nośnej C_L [-], współczynnik oporu C_D [-] i wydajność aerodynamiczną L/D [-].

W początkowej fazie badań skoncentrowano się na analizie wpływu kąta natarcia na zjawisko oderwania warstwy przyściennej.

Analizowano kąty natarcia w zakresie od 13° do 19°, aby zidentyfikować najbardziej niekorzystny, tj. taki przy którym oderwanie warstwy przyściennej zaczęło obejmować znaczącą powierzchnię strony ssącej profilu NACA 0012. Po dokładnych badaniach wybrano kąt natarcia 17° do dalszej analizy. Następnym etapem było wprowadzenie do przepływu mikrocylindra w obrębie krawędzi natarcia celem kontroli oderwania. Początkowo badano mikrocylinder o przekroju kołowym, który miał różne rozmiary d/c [-] (gdzie: d [m] jest średnicą mikrocylindra, a c [m] cięciwą profilu). Przeanalizowano pięć rozmiarów mikrocylindra: $d/c = 0,005; 0,010; 0,015; 0,020; 0,025$ w różnych lokalizacjach względem profilu. Celem tej części badań było sprawdzenie, jak zmiana położenia i rozmiaru mikrocylindra wpływała na oderwanie warstwy przyściennej oraz na współczynniki aerodynamiczne. Po przeanalizowaniu tych wyników, w dalszym etapie zbadano mikrocylinder o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-], ale o różnych kształtach przekroju poprzecznego (m.in. o przekroju kwadratowym i trójkątnym). Zmiana kształtu mikrocylindra miała na celu sprawdzenie, jak jego geometria wpływała na oderwanie warstwy przyściennej. Wyniki badań przedstawiono w postaci map konturowych składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] oraz ewolucji wirowości w czasie $\omega c/U_\infty$ [-]. Na podstawie wyników pomiarów z zastosowaniem wagi aerodynamicznej obliczono współczynnik siły nośnej oraz współczynnik oporu aerodynamicznego, które są kluczowymi parametrami opisującymi wydajność aerodynamiczną badanych konfiguracji. Wyniki te wzbogacono o analizę pola powierzchni obejmującej obszar oderwania warstwy przyściennej dla wszystkich konfiguracji, gdy pole oderwania warstwy przyściennej zostało zredukowane, dla danej konfiguracji otrzymywano wartość 0 gdzie dodanie mikrocylindra nie przyniosło korzystnych efektów. Efektem tego możliwe było dokładne określenie sytuacji, w których

obecność mikrocylindra nie poprawiała aerodynamiki, co dostarczyło dodatkowych wniosków na temat optymalnych konfiguracji.

Analiza wyników wykazała, że mikrocylindry, mimo swoich niewielkich rozmiarów, odgrywają istotną rolę w kontrolowaniu przepływu w otoczeniu profilu NACA 0012. Generacja lokalnych zakłóceń w postaci śladu za mikrocylindrem pozwoliła w kilku lokalizacjach zapobiec oderwaniu warstwy przyściennej na powierzchni profilu. Takie działanie umożliwiło stabilizację przepływu przy wyższych kątach natarcia, przy których bez zastosowania mikrocylindra przepływ byłby niestabilny, prowadząc do wczesnego oderwania warstwy przyściennej i znaczącej degradacji charakterystyki aerodynamicznej.

W praktyce zastosowanie mikrocylindrów w konstrukcjach aerodynamicznych, takich jakie występują w lotnictwie czy motoryzacji, może prowadzić do znaczącej poprawy efektywności energetycznej poprzez zmniejszenie oporu aerodynamicznego i poprawę stabilności przepływu wokół obiektów. Dodatkowo zrozumienie wpływu różnych kształtów mikrocylindra na przepływ może dostarczyć cennych wskazówek do dalszych badań i optymalizacji projektowania elementów aerodynamicznych w zależności od specyficznych wymagań inżynierskich.

Wykaz symboli i skrótów

Wykaz dużych liter

A	pole powierzchni oderwania warstwy przyściennej dla konfiguracji z mikrocylindrem [m^2]
A_c	współczynnik pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej [-]
A_{ref}	pole powierzchni oderwania w przypadku referencyjnym (bez mikrocylindra) [m^2]
C_D	współczynnik oporu aerodynamicznego [-]
C_L	współczynnik siły nośnej [-]
C_m	współczynnik momentu aerodynamicznego [-]
D	siła oporu [N]
L	siła nośna [N]
L/D	efektywność aerodynamiczna [-]
M	moment aerodynamiczny [Nm]
Ma	liczba Macha [-]
Re	liczba Reynoldsa [-]
St	liczba Strouhala [-]
T	czas [s]
TKE	energia kinetyczna turbulencji [m/s^2]
U_x	składowa wzdłużna prędkości średniej [m/s]
U'_x	składowa lokalna prędkości styczna do powierzchni profilu NACA 0012 [m/s]
U_y	składowa poprzeczna prędkości średniej [m/s]
U'_y	składowa lokalna prędkości normalna do powierzchni profilu NACA 0012 [m/s]

U_∞ prędkość zmierzona na zewnątrz warstwy przyściennej [m/s]

Wykaz małych liter

c cięciwa profilu NACA 0012 [m]

d rozmiar średnicy lub boku mikrocylindra [m]

n liczba podobszarów [-]

s przesunięcie cząsteczek posiewu w dwóch kolejnych obrazach [mm/s] lub [μm/s]

x oś pozioma w układzie współrzędnych

x' kierunek stycznie skierowany do profilu w danym punkcie

y oś pionowa w układzie współrzędnych

y' kierunek normalnie skierowany do profilu w danym punkcie

Wykaz symboli greckich

α kąt natarcia [°]

β kąt ustawienia kamer [°]

ν lepkość kinematyczna płynu [m^2/s]

ω wirowość [1/s]

ζ przelicznik wymiarowy [mm]

Wykaz skrótów

APG	(ang. Adverse Pressure Gradient)	dodatni gradient ciśnienia
BLC	(ang. Boundary Layer Control)	sterowanie warstwą przyścienną
CMOS	(ang. high-speed camera CMOS)	szybka kamera CMOS
FFT	(ang. Fast Fourier Transform)	szybka transformata Fouriera
HWA	(ang. Hot - Wire Anemometry)	sonda anemometryczna
HAWT	(ang. Horizontal Axis Wind Turbine)	turbiny wiatrowe o osi poziomej
LDA	(ang. Laser Doppler Anemometry)	anemometria laserowa Dopplera
PIV	(ang. Particle Image Velocimetry)	anemometria obrazowa
VAWT	(ang. Vertical Axis Wind Turbine)	turbiny wiatrowe o osi pionowej
VG	(ang. Vortex Generators)	generatory wirów

1 Wprowadzenie

Przepływ wokół ciał opływowych, takich jak profile aerodynamiczne, stanowi jedno z kluczowych zagadnień badań z zakresu mechaniki płynów i aerodynamiki. Zjawiska te, choć dobrze poznane w kontekście teorii klasycznej, w praktyce inżynierskiej wciąż rodzą wiele wyzwań związanych z optymalizacją przepływu, szczególnie w obszarze kontroli oderwania warstwy przyściennej. Oderwanie to, będące wynikiem osiągnięcia krytycznego kąta natarcia lub innych niekorzystnych warunków przepływu, prowadzi do powstawania zawirowań, zwiększenia oporu aerodynamicznego oraz znaczącej redukcji efektywności aerodynamicznej profilu. W szczególności, problem ten dotyka konstrukcji, gdzie stabilność i wydajność przepływu mają kluczowe znaczenie, jak np. w turbinach wiatrowych, samolotach czy samochodach wyścigowych. Choć dotychczas opracowano liczne strategie aktywnej i pasywnej kontroli przepływu, wciąż istnieje zapotrzebowanie na nowatorskie rozwiązania, które pozwolą na dalszą optymalizację kształtów aerodynamicznych oraz poprawę charakterystyk przepływu.

W ostatnich latach jednym z perspektywicznych rozwiązań pasywnej kontroli przepływu stały się mikrocylindry – niewielkie elementy umieszczane w obszarze przed czołową krawędzią profilu. Mikrocylindry, poprzez generowanie lokalnych zakłóceń przepływu, mogą wpływać na opóźnienie oderwania warstwy przyściennej, poprawiając tym samym jego stabilność i zmniejszając opór aerodynamiczny. Zastosowanie takich elementów w obszarach krytycznych, jak krawędź natarcia, może prowadzić do lepszego zarządzania przepływem wokół ciał opływowych, co jest szczególnie istotne w aplikacjach wymagających wysokiej efektywności aerodynamicznej.

W niniejszej pracy przeprowadzono analizę wpływu mikrocylindra o różnych kształtach

przekroju – kołowym, kwadratowym i trójkątnym – na zjawiska związane z przepływem wokół symetrycznego profilu NACA 0012 przy liczbie Reynoldsa $Re = 66400$ [-] ($Re = Ud/\nu$, jest zdefiniowana na podstawie prędkości przepływu U [m/s], wymiaru charakterystycznego d [m] oraz lepkości kinematycznej płynu ν [m^2/s]). W ramach przeprowadzonych badań wykorzystano zaawansowaną technikę anemometrii obrazowej (PIV), która pozwoliła na szczegółową analizę pól prędkości przepływu wokół profilu oraz badanie zmian znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. Technika ta umożliwiła precyzyjne uchwycenie struktury przepływu w otoczeniu mikrocylindra oraz profilu, co pozwoliło na szczegółowe określenie wpływu zakłóceń na proces redukcji strefy separacji oraz na stabilizację przepływu, umożliwiając tym samym lepsze zrozumienie mechanizmów wpływających na dynamikę przepływu i efektywność jego kontroli. Dodatkowo zastosowano wagę aerodynamiczną, która dostarczyła danych dotyczących kluczowych współczynników aerodynamicznych, takich jak współczynnik siły nośnej C_L [-] oraz współczynnik oporu C_D [-]. Analiza tych parametrów umożliwiła ocenę wpływu mikrocylindrów na ogólną wydajność aerodynamiczną profilu NACA 0012 z mikrocylindrem.

Badania przeprowadzono dla kątów natarcia w zakresie od 13° do 19°, co pozwoliło na identyfikację optymalnych warunków przepływu, w których oderwanie warstwy przyściennej jest bardzo intensywne i korzystnie reaguje na obecność mikrocylindra. Szczególną uwagę poświęcono kątowi 17°, gdzie zjawisko separacji było wyraźne i stanowiło punkt odniesienia dla dalszych badań nad wpływem mikrocylindra. W pierwszej fazie przeprowadzonego eksperymentu zbadano wpływ mikrocylindra o przekroju kołowym o różnych rozmiarach na przepływ, co pozwoliło na określenie optymalnej wielkości elementu. Następnie skupiono się na mikrocylindrze o optymalnym rozmiarze $d/c = 0,015$ [-], lecz o różnych kształtach przekroju: kołowego, kwadratowego i trójkątnego, aby ocenić, jak geometria wpływa na zjawisko oderwania warstwy przyściennej i efektywność aerodynamiczną.

Wyniki pracy dostarczają cennych informacji na temat wpływu mikrocylindra na przepływ wokół profilu NACA 0012. Mimo niewielkich rozmiarów, mikrocylinder znacząco wpływał na stabilizację przepływu oraz redukcję oporu aerodynamicznego, co potwierdzono poprzez analizę współczynników C_L [-] i C_D [-]. Wyniki pomiarów wskazują, że dodanie mikrocylindra nie tylko opóźniało oderwanie warstwy przyściennej, ale również prowadziło do istotnej redukcji energii kinetycznej turbulencji, co przekładało się na stabilniejszy przepływ wokół profilu.

Uzyskane wyniki mogą mieć istotne znaczenie praktyczne w kontekście projektowania nowoczesnych turbin wiatrowych i innych struktur aerodynamicznych, gdzie efektywność przepływu jest kluczowa dla osiągnięcia wysokiej wydajności. Zastosowanie mikrocylindra może przyczynić się do poprawy sprawności energetycznej, zmniejszenia oporu aerodynamicznego oraz przedłużenia trwałości konstrukcji, co ma szczególne znaczenie w sektorze odnawialnych źródeł energii. Ponadto, wpływu geometrii mikrocylindra na przepływ może otworzyć nowe perspektywy w dalszych badaniach nad optymalizacją aerodynamiczną konstrukcji przemysłowych.

2 Przegląd literatury

Przepływ wokół ciał opływowych jest złożonym zjawiskiem, będącym przedmiotem intensywnych badań na całym świecie. Oderwanie warstwy przyściennej, które może wystąpić podczas przepływu, jest procesem niepożądanym, prowadzącym do zmian w rozkładzie prędkości w tej warstwie oraz zwiększenia obszaru zawirowań. Niezależnie od licznych prób kontroli tego zjawiska podejmowanych przez naukowców, wciąż poszukuje się nowoczesnych rozwiązań optymalizujących profil turbiny wiatrowej. W odpowiedzi na tę potrzebę, niniejsza praca proponuje nowy kierunek badań w tym obszarze.

W pracy przedstawiono przegląd literatury dotyczący obecnego stanu wiedzy na temat zjawisk związanych z przepływem wokół profili lotniczych i turbin wiatrowych, w szczególności warstwy przyściennej oraz separacji przepływu. Omówiono także pasywne metody kontroli przepływu, takie jak generatory wirów, chropowatość powierzchni oraz mikrocylindry. Dodatkowo, analizie poddano przepływ wokół ciał nieopływowych (ang. bluff body), których kształty często wykorzystywane są jako elementy generujące wiry oraz mikrocylindry.

2.1. Turbiny wiatrowe

Energetyka wiatrowa, ze względu na jej ciągły rozwój, odnawialność i niską emisję dwutlenku węgla CO_2 jest aktualnie najszybciej rozwijającym się sektorem energetycznym. Stąd też badania nad turbinami wiatrowymi są prowadzone w bardzo szerokim zakresie. Najważniejszą miarą aerodynamiczną turbin wiatrowych jest ich moc wyjściowa, która jest mierzona przy średniej prędkości wiatru w miejscu docelowego zastosowania będącą mniejszą niż prędkość

znamionowa. Gdy prędkość ta wykracza poza prędkość graniczną, moc wyjściowa turbiny wiatrowej musi być ograniczona, aby uniknąć awarii konstrukcji turbiny wiatrowej i układu generatora elektrycznego powinny być one dostosowane do panujących warunków atmosferycznych. Parametrem pozwalającym na łatwy dobór odpowiedniej jednostki wiatrowej jest współczynnik wydajności przedstawiony jako iloczyn rzeczywistej energii wyjściowej względem maksymalnej potencjalnej mocy wyjściowej. O ile przy niskich prędkościach ograniczenie konstrukcji nie stanowi problemu i pożądane jest zwiększenie mocy to przy wysokich prędkościach może prowadzić to do nadmiernego zużywania, a w skrajnym przypadku do zniszczenia. Zazwyczaj turbinę projektuje się tak, aby miała optymalną wydajność przy zadanym stosunku prędkości obrotowej końcówki łopat turbin wiatrowych do prędkości przepływu swobodnego. Gdy prędkość swobodnego strumienia jest zbyt duża lub zbyt mała w stosunku do prędkości obrotowej, wydajność turbin lub wirników może spadać, Można ją skompensować poprzez zmianę kąta nachylenia łopat lub prędkości obrotowej.

Przy niskiej prędkości jednym ze sposobów na zwiększenie mocy wyjściowej jest zwiększenie współczynnika siły nośnej C_L [-], który jest bezwymiarową miarą efektywności profilu aerodynamicznego. Współczynnik ten opisuje zdolność danego kształtu do generowania siły nośnej w stosunku do powierzchni oraz do ciśnienia dynamicznego powietrza. Również zwiększenie stosunku współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu C_L/C_D [-] może przyczynić się do poprawy wydajności. Współczynnik oporu C_D [-] to bezwymiarowa miara oporu aerodynamicznego działającego na ciało poruszające się w płynącej cieczy (zazwyczaj w powietrzu). Opisuje on stosunek siły oporu do ciśnienia dynamicznego i powierzchni czołowej ciała. Zwiększenie kąta natarcia (α) [°] może prowadzić do wzrostu zarówno C_D, jak i C_L/C_D, co jest korzystne dla poprawy wydajności przy niskich prędkościach. Należy jednak pamiętać, że zwiększanie α [°] jest ograniczone, aby możliwe było opóźnienie separacji przepływu. Inną ważną kwestią związaną z aerodynamiczną konstrukcją turbiny wiatrowej jest minimalizacja obciążeń dynamicznych spowodowanych separacją przepływu w celu zapewnienia optymalnie długiej żywotności. Głównym wyzwaniem związanym z turbinami wiatrowymi jest losowość wiatru. Podczas pracy kierunek i prędkość wiatru zmieniają się w sposób ciągły, co powoduje naprzemienne przepływy pomiędzy łopatami turbiny wiatrowej. Wahania te ograniczają moc wyjściową i powodują okresowe obciążenie turbin wiatrowych, co skraca ich żywotność. Aby zwiększyć moc wyjściową turbiny wiatrowej i zapewnić jej stabilną pracę przy zmiennym obciążeniu, na jej łopatach stosuje się pasywne i aktywne metody kontroli przepływu.

2.1.1. Historia turbin wiatrowych

Zapotrzebowanie na energię wzrasta z dnia na dzień, co wymusza zwiększenie nakładów finansowych na rozwój energetyki odnawialnej w trosce o środowisko i racjonalne zarządzanie gospodarką surowcową. Dlatego też jedne z najpopularniejszych rozwiązań stanowią turbiny wiatrowe. Już od wielu lat, wiemy, jak ogromny potencjał drzemie w naturalnej energii wiatru oraz jak wymierne dla cywilizacji korzyści mogą płynąć z rozwoju urządzeń wspomaganych wiatrem. Prace archeologiczne prowadzone na pograniczu dzisiejszego Iranu i Afganistanu wykazały, że odnalezione tam szczątki konstrukcji wiatraków pochodzą sprzed 3000 lat. Zostały one pokazane na rysunku 2.1. Wirniki o osi pionowej zostały zbudowane w starannie wybranej lokalizacji, tak aby wykorzystać ścieżkę silnych letnich wiatrów. Sama konstrukcja była bardzo złożona, składała się z dwupoziomowego budynku, przy czym dolny poziom (młyński) zbudowany był w większości przypadków z cegły mułowej i zawierał ciężki drewniany mechanizm szybowy, który umożliwiał sterowanie parą kamieni młyńskich. Górna część budowli była otoczona trzema ścianami, a po stronie południowej znajdował się rozległy otwór. W ścianie znajdującej się po przeciwnej stronie otwartej przestrzeni budowano wąski wylot powietrza. Wirnik umieszczono wewnątrz górnej kondygnacji budynku. „Łopatki" składały się z rzędów poziomych drewnianych prętów, mocowanych do wału we wspólnej płaszczyźnie. Taką konstrukcję następnie pokryto płaskimi drewnianymi deskami, tworząc płaską powierzchnię skierowaną w kierunku wiatru [1]. Wyniki badań architektonicznych i archeologicznych przeprowadzonych w pobliżu starożytnych wiatraków wskazują, że urządzenia Nashtifan działały przez wiele wieków. Głównym ich przeznaczeniem było mielenie ziarna, jednakże konstrukcje ulegały różnym modyfikacjom w celu dostosowania się do różnych warunków społeczno-ekonomicznych. Najnowsze elementy zabudowy wiatraka pochodzą z XVIII i XIX wieku, co świadczy o ich istotnym znaczeniu dla okolicznych wsi. Wiele krajów jednocześnie opracowało różne rodzaje urządzeń napędzanych wiatrem. W Europie pierwsze wiatraki powstały około 1180 roku we Francji w regionach Normandii i Flandrii. Według [2] najwcześniejsze wiatraki holenderskie znaleziono w Haarlemie w roku 1274 [3].

Ciekawym przykładem jest Holandia, gdzie wiatraki szybko stawały się coraz to bardziej popularne i znajdowały różne zastosowanie. Początkowo głównie wykorzystywane były do mielenia zboża, jednak pierwsi holenderscy konstruktorzy stworzyli własne rozwiązania, aby pokonać lokalne przeszkody. Zachodnia część Holandii była narażona na niebezpieczne

Rysunek 2.1. Wiatraki Nashtifan - przykład budowy wiatraków perskich [3].

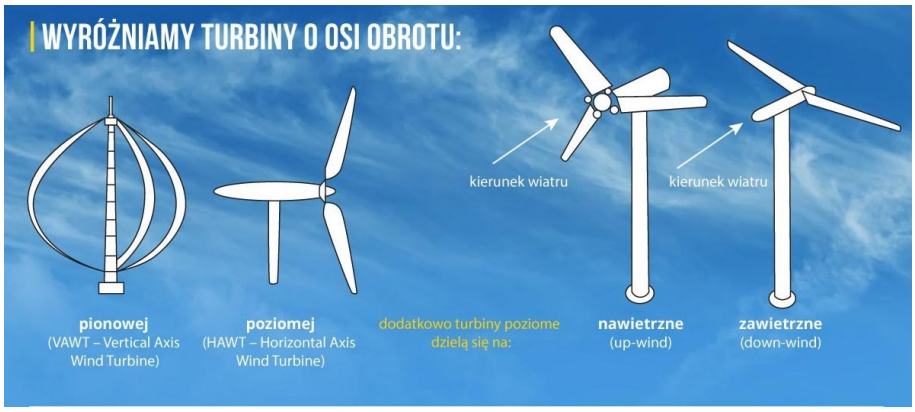
powodzie ze względu na spłaszczone ukształtowanie terenu i bardzo ściśliwy skład gleby. Już w XVI wieku podjęto próby osuszania gleb za pomocą wiatraków. Wykorzystane w tym procesie wiatraki składały się z wirnika o osi poziomej, który znajdował się na piętrze młyna i początkowo zintegrowanego z kołami czerpakowymi w celu pompowania wody. W XVII wieku zastąpiono śrubami Archimedesa koła czerpakowe. Usprawnione wiatraki pompujące wodę były w stanie podnosić wodę na wysokość nawet do 5 [m]. W regionach dotkniętych powodzią, wzdłuż rzek rozmieszczano wiatraki, które ze sobą współpracowały, każda ich stacja pompowała wodę do wlotu kolejnej [4]. Wiatraki holenderskie z powodzeniem wykorzystywano także do innych celów, m.in. jako piły do drewna i młoty, do mielenia barwników oraz jako kamienie młyńskie do zboża.

W XVIII wieku nastąpił szybki i znaczący rozwój wiatraków. Pochodzący z różnych krajów naukowcy i konstruktorzy poświęcali swoje prace urządzeniom napędzanym wiatrem. Wilhelm Leibniz (1646–1716) przedstawił wiele nowych rozwiązań w konstrukcji wiatraków, które opublikował w swoim dziele “Wind Arts”. Daniel Bernoulli (1700–1782) wykorzystał swoje wcześniejsze odkrycia i sformułowania z zakresu mechaniki płynów do opisu fizyki żagli wiatraków. Leonhardowi Eulerowi (1707–1783) udało się po raz pierwszy poprawnie wyznaczyć właściwości geometryczne żagli, w tym ich optymalny skręt [5]. Kilka lat później nastąpił znaczący postęp technologiczny, kiedy Andrew Meikle opracował pierwszy zautomatyzowany system odchylania wiatraków. W 1891 roku duński profesor Poul La Cour był pionierem w swoich eksperymentalnych próbach wytwarzania energii elektrycznej za pomocą wirników napędzanych wiatrem [6]. Jego dynamo z powodzeniem napędzane przez

wiatrak stało się podstawą ewolucji turbin wiatrowych wytwarzających energię elektryczną [3].

2.1.2. Rodzaje turbin wiatrowych

Turbiny wiatrowe dzielą się na kilka kategorii. Najczęściej są dzielone na: turbiny wiatrowe o osi pionowej (VAWT ang. Vertical Axis Wind Turbine) lub turbiny wiatrowe o osi poziomej (HAWT, ang. Horizontal Axis Wind Turbine) (Rys. 2.2 .). W turbinach wiatrowych o osi poziomej oś obrotu turbiny jest równoległa do powierzchni ziemi i skierowana w kierunku przepływu powietrza. Turbiny wiatrowe o osi pionowej, są zbudowane prostopadle do powierzchni ziemi i kierunku przepływu powietrza. Wyróżnia się dwa rodzaje turbin o osi poziomej: "z wiatrem" i "pod wiatr". Każdy z nich ma skręcone łopatki na całej swojej długości, przymocowane do jednej strony piasty wirnika. Ostrza, w pionowym typie są połączone z osią obrotu po obu stronach. Układ elektroenergetyczny w typie poziomym znajduje się na szczycie wieży turbiny, natomiast w typie pionowym znajduje się na poziomie gruntu. HAWT umożliwia obrót ostrza w kierunku wiatru, podczas gdy w VAWT tak się nie dzieje, ponieważ ten typ turbiny odbiera wiatr z dowolnego kierunku. W przypadku turbiny poziomej wirnik może być umieszczony przed wieżą lub za nią.



Rysunek 2.2. Podział turbin wiatrowych o osi pionowej i poziomej [7].

HAWT i VAWT można także podzielić na kategorie według ich prędkości obrotowej, na wolno i szybko pracujące turbiny wiatrowe. Turbiny wolnoobrotowe mają kilka zalet w porównaniu ze swoimi odpowiednikami o dużej prędkości. Niskie prędkości obrotowe umożliwiają wykorzystanie dużej liczby łopatek (nawet 12–24 łopatek), które w ten sposób pokrywają dużą część powierzchni smaganej wiatrem, mają zakres średnic od 5 do 8 [m] i stosunkowo wysokie

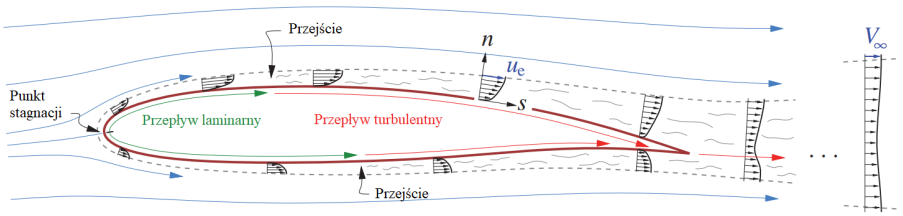
momenty rozruchowe. Wadą tych turbin jest to, że wytwarzają małą moc, gdyż średnia prędkość wiatru waha się w granicach 3-7 [m/s]. Ten typ jest powszechnie używany do pompowania wody. Jeśli chodzi o szybkoobrotowe turbiny wiatrowe, liczba stosowanych łopat jest ograniczona do 2-4. Są one lżejsze, w porównaniu do wolnoobrotowych turbin wiatrowych, ale generują równoważną ilość mocy.

2.2. Warstwa przyścienna i proces separacji przepływu

W tym rozdziale zostaną omówione zjawiska zachodzące na powierzchni turbin wiatrowych i płatów lotniczych. Szczególna uwaga zostanie poświęcona separacji przepływu, która jest uzależniona od wielu czynników, np. kształtu geometrycznego. Jest ona niekorzystnym zjawiskiem, mającym wpływ na wydajność wielu urządzeń, jak np. łopaty turbin wiatrowych czy profile lotnicze. Separacja przepływu powoduje pogorszenie ważnych dla tych urządzeń współczynników aerodynamicznych. Dlatego też badacze wciąż próbują znaleźć coraz to lepsze rozwiązania umożliwiające minimalizację strat związanych z pojawieniem się oderwania, bądź też takich rozwiązań, które pozwalają całkowicie wyeliminować to zjawisko. Sterowanie warstwą przyścienną (ang. Boundary Layer Control, BLC) było jednym z pierwszych zagadnień badanych przez naukowców i zostanie szczegółowo omówione w dalszej części pracy.

Warto tutaj rozpocząć od przytoczenia terminologii warstwy przyściennej. Pojęcie to zostało wyjaśnione już w XX wieku przez Ludwiga Prandla [8]. Jest to strefa oddziaływania stanowiąca cienką warstwę, która znajduje się w bezpośrednim kontakcie z opływanym ciałem, gdzie dominują siły lepkości, decydujące o charakterze przepływu. W warstwie przyściennej, występuje przepływ laminarny, charakteryzujący się, gładkimi, prawie równoległymi liniami prądu lub przepływ turbulentny, w którym ruch płynu jest chaotyczny. Na powierzchni łopaty turbiny wiatrowej, mogą występować różne rodzaje przepływu w warstwie przyściennej, w zależności od różnych czynników, takich jak chropowatość powierzchni, czy prędkość swobodnego strumienia. Najczęściej badanymi opływowymi kształtami są łopaty turbin wiatrowych i profile lotnicze (Rys. 2.3 .). W płacie lotniczym i łopacie turbiny wiatrowej począwszy od punktu stagnacji na poprzecznej krawędzi, laminarne warstwy przyścienne występują zarówno na dolnej, jak i na górnej powierzchni, które ostatecznie z laminarnych, przechodzą w turbulentne. Następnie na krawędzi spływu, dwie warstwy graniczne łączą się,

tworząc ślad, który zazwyczaj jest wzburzony, turbulentny.



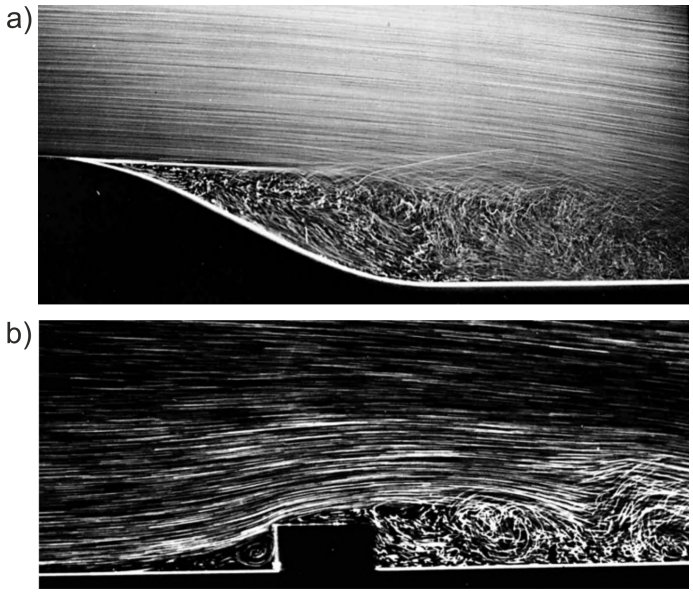
Rysunek 2.3. Warstwa przyścienna i rozwój śladu na profilu aerodynamicznym [7].

2.2.1. Separacja przepływu

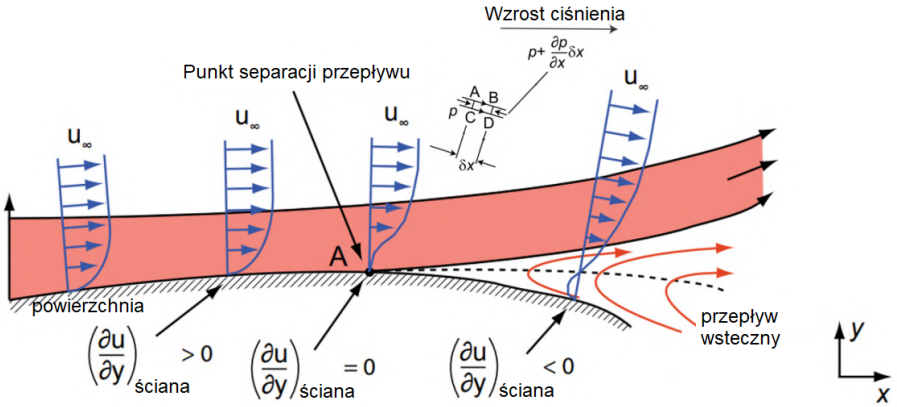
Definicja separacji przepływu odnosi się do procesu, w którym płyn odłącza się od stałej powierzchni [9]. Proces separacji może być wywołany poprzez silny dodatni gradient ciśnienia (Rys. 2.4 .a)) lub gwałtowną zmianę geometrii powierzchni, jak na przykład występowanie ostrych krawędzi (separacja inercyjna, (Rys. 2.4 .b)). Gdy dochodzi do separacji przepływu, obszar rotacyjny przy ścianie szybko się zwiększa, co sprawia, że właściwości warstwy przyściennej przestają być istotne. Separacja może mieć charakter laminarny lub turbulentny, może być dwu- lub trójwymiarowa, a po jej zajściu może nastąpić ponowne przyłączenie przepływu co prowadzi do powstania obszaru separacji przepływu. Główną przyczyną oderwania przepływów na powierzchni płata przy umiarkowanych i wysokich kątach natarcia jest obecność obszaru dodatniego gradientu ciśnienia.

W rezultacie, ruch cząstek płynu w warstwie przyściennej przy ścianie jest spowalniany aż do zatrzymania. W pewnym punkcie, lub linii w przypadku trójwymiarowego pola przepływu, lepka warstwa odrywa się od powierzchni (Rys. 2.5 .). W tym miejscu linie prądu najbliższe ścianie (gdzie elementy płynu są oddzielane przez działanie ścinające od przyspieszającego działania głównego strumienia) opuszczają ciało, w tym przypadku płat, co jest określane jako oddzielenie warstwy przyściennej [11].

W kontekście profilu (Rys. 2.6 .), lokalizacja punktu separacji jest zależna od wielu czynników, takich jak: liczba Reynoldsa obliczona w oparciu o cięciwę płata, obecność urządzeń inicjujących przejście przepływu laminarnego w turbulentny lub intensyfikujących mieszanie, a także obecność fal uderzeniowych itp. Separacja laminarna może wystąpić, gdy płat jest ustawiony nawet pod umiarkowanym kątem natarcia α, wynoszącym nawet 17° [13].



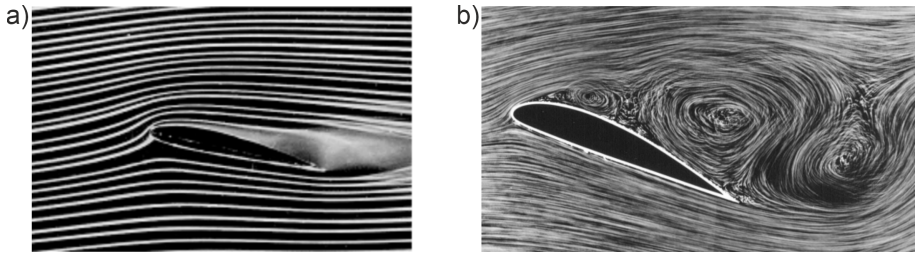
Rysunek 2.4. Oddzielenie warstwy przyściennej z powodu a) dodatniego gradientu ciśnienia i b) ostrych krawędzi [10].



Rysunek 2.5. Schemat separacji warstwy przyściennej na profilu aerodynamicznym [12].

Oddzielona warstwa ścinająca może ponownie przylgnąć do powierzchni, tworząc zamknięty obszar separacji płynu uwięzionego między punktem separacji, a punktem ponownego przylgnięcia. Przy dużej liczbie Reynoldsa, przepływ przyścienny może stać się turbulentny i w rezultacie ponownie przylgnąć do powierzchni jako turbulentna warstwa przyścienna, co skutkuje zmniejszeniem obszaru separacji. Wewnątrz tego obszaru separacji znajduje się płyn pod stałym ciśnieniem.

Separacji przepływu zazwyczaj towarzyszy znaczna utrata właściwości aerodynamicznych (np. zmniejszenie siły nośnej i/lub wzrost oporu). Łagodzenie negatywnych skutków związanych z separacją przepływu poprzez zmianę jej lokalizacji lub całkowite jej uniknięcie stanowi problem

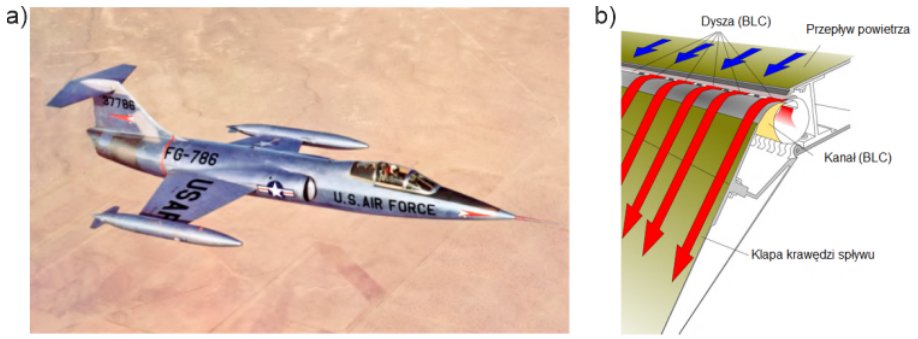


Rysunek 2.6. Separacja warstwy przyściennej na profilu aerodynamicznym: a) przy umiarkowanym kącie natarcia [14], b) przy dużym kącie natarcia [15].

inżynieryjny, który jest obiektem szerokich badań od prawie stulecia. Możliwość modyfikacji właściwości przepływu poprzez wpływ na warstwę przyścienną, którą zaproponował Prandtl [8] (tj. zasysanie przez szczelinę na powierzchni cylindra), a która została opisana przez m.in. Cattafestę i Sheplaka [16], otworzyła nowy scenariusz sterowania separacją przepływu.

2.2.2. Sterowanie warstwą przyścienną

Proces sterowania warstwą przyścienną (ang. Boundary Layer Control, BLC), polegający na ciągłym dostarczaniu lub usuwaniu znacznych ilości pędu został zaproponowane przez Ludwiga Prandtla i zyskało popularność w międzynarodowej społeczności naukowej już przed latami 60. XX wieku [17]. Dzięki tej metodzie konstruktorzy opracowali wiele eksperymentalnych samolotów, z których niektóre trafiły do masowej produkcji, jak na przykład F-104 (Rys. 2.7 .a) oraz MIG-21 firmy Lockheed w latach 60. XX wieku.



Rysunek 2.7. Sterowanie warstwą przyścienną na przykładzie: a) Myśliwiec F-104 Starfighter [18, 19], b) schemat mechanizmu sterowania warstwą przyścienną (BLC) [20].

Metoda ta wykorzystuje wdmuchiwanie powietrza pod wysokim ciśnieniem nad klapami krawędzi spływu, gdy te są wychylone o więcej niż 15°(Rys. 2.7 .b). Wtrysk płynu powoduje

również efekt wtórny: strumień powietrza unosi płyn o dużym pędzie spoza warstwy przyściennej, zwiększając szybkość mieszania płynu przyściennego i oddalonego od ściany, co jest korzystne dla ponownego zasilenia warstwy przyściennej [21]. W ten sposób separacja została opóźniona/stłumiona, co pozwoliło obniżyć prędkość lądowania o ponad 56 [km/h], a tym samym pomóc w bezpieczniejszym lądowaniu samolotu [22, 23], ale kosztem dużego wydatku energii na zasilanie siłowników systemu. Oprócz nadmuchu bardzo skuteczne okazało się również zasysanie płynu o niskim pędzie. Zassanie pola przepływu, które jest bardziej podatne na separację, umożliwia przyspieszenie przepływu przed miejscem zasysania, natomiast poniżej tworzy się nowa i w konsekwencji bardziej stabilna warstwa przyścienna [24]. Po tych pierwszych próbach przeprowadzono wiele innych prac na ten temat.

Skuteczność sterowania przepływem wokół profilu pokazano na (Rys. 2.8 .), gdzie wizualizacja przepływu została wykorzystana do zbadania skutków zastosowania generatorów wirów (VG, ang. Vortex Generators) na profilu NACA 0015.

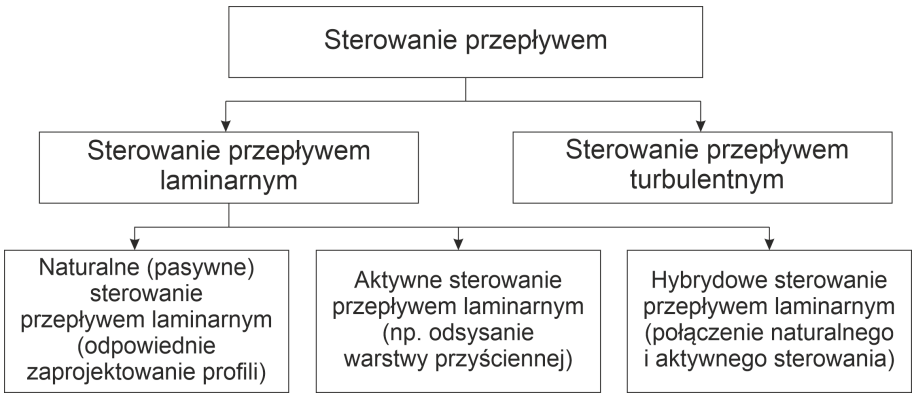
Rysunek 2.8. Wizualizacja przepływu przy użyciu dymu dla profilu NACA 0015 bez kontroli przepływu (po lewej) i ze stałą kontrolą przepływu (po prawej) przy użyciu dysz generatora wirów [25].

Metoda stałej kontroli warstwy przyściennej BLC znacznie zmieniła się od lat sześćdziesiątych. Kontrola przepływu poprzez okresowe dodawanie pędu jest bardziej efektywna z energetycznego punktu widzenia, ponieważ może prowadzić do osiągnięcia tego samego stopnia sterowania, jaki osiąga się w przypadku tradycyjnego BLC [26, 27, 28, 29].

2.3. Metody sterowania przepływem

Już od wielu lat naukowcy wykorzystują pasywne lub aktywne metody sterowania przepływem [8, 30] (Rys. 2.9 .) aby wpływać na warstwę przyścienną poprzez celowe zakłócanie, odrywanie lub modulowanie strug powietrza. Te zaburzenia generują tzw. wiry, które prowadzą do różnic

ciśnienia pomiędzy dolną a górną powierzchnią badanego obiektu, co w efekcie wytwarza siły sterujące. Za pomocą sterowania przepływem może nastąpić opóźnienie lub przyśpieszenie przejścia laminarno – turbulentnego oraz opóźnienie lub wymuszenie oderwania przepływu. Sterowanie przepływem może być wykorzystywane do wzrostu lub zmniejszenia siły nośnej, redukcji lub wzrostu oporu, sterowania ruchem obiektu, podwyższenia wartości krytycznego kąta natarcia, redukcji drgań obiektu czy ograniczeniu hałasu związanego z przepływem [31].



Rysunek 2.9. Schemat podziału sterowania przepływem [31].

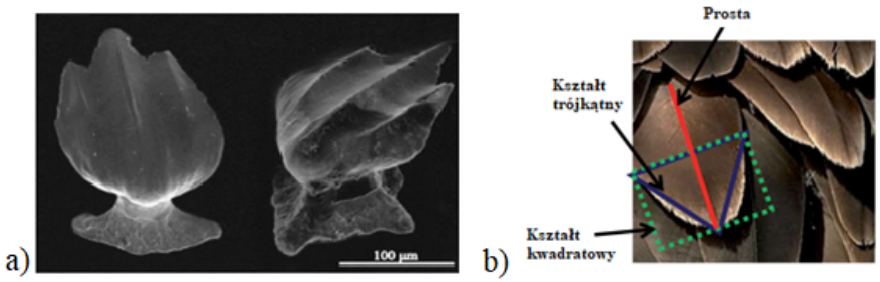
2.3.1. Aktywne sterowanie przepływem

W przypadku warstwy przyściennej samolotów, bardzo duży wpływ na ich efektywność ma przepływ. W zależności od występujących warunków dla danego przypadku, preferowane mogą być inne parametry sterowania przepływem. W dziedzinie awioniki badania wykazały, że aktywne sterowanie warstwą przyścienną, która wykorzystuje zaburzenia generowane elektrycznie i pola elektryczne, przyczynia się do tłumienia przejść przepływu laminarnego w turbulentny. W takim przypadku przepływ w warstwie przyściennej jest utrzymywany w zakresie laminarnym, aby zmniejszyć zużycie energii i opór samolotu [32].

Aktywne sterowanie przepływem obejmuje takie metody jak rozcieńczanie dodatków polimerowych w przepływających płynach [33, 34], równomierny nadmuch i odsysanie [35], procesy nagrzewania i chłodzenia [36, 37], układy ruchomych ścian [38, 39], wystawianie przepływu na działanie pola elektromagnetycznego [40] czy wtryskiwanie gazu [41, 42]. Niestety, wszystkie te metody wymagają znacznego nakładu energii zewnętrznej, co prowadzi do wzrostu całkowitego zużycia energii i zmniejszenia całkowitej sprawności systemu. Dlatego też dostrzega się wzrost zainteresowania pasywnymi metodami sterowania przepływem.

2.3.2. Pasywne sterowanie przepływem

Pasywne sterowanie przepływem nie wymaga dostarczenia dodatkowej energii z zewnątrz, jednakże sprowadza się ono do ingerencji w przepływ poprzez zmianę geometrii celem, np.: zwiększenia intensywności turbulencji. Przykładem mogą być generatory wirów, tj. nieruchomo przymocowane elementy na powierzchni ciał opływanych, których prostota wykonania jest ich główną zaletą. Niestety, w niektórych fazach lotu samolotu, pasywne urządzenia do sterowania przepływem mogą stanowić dodatkowe źródło oporu. Badania przeprowadzone do tej pory dostarczają wielu różnych rozwiązań, od podstawowych zmian chropowatości powierzchni i prostych geometrii po skomplikowane kształty i rozwiązania mechaniczne [43, 26]. Naukowcy szukali również inspiracji w naturze, czego wynikiem są badania odwzorowujące kształt igieł jodły [44], czy też topografie naśladujące skórę rekina [45, 46, 47], delfina [48, 49], a nawet kształtów przypominających ptasie pióra [50] (Rys. 2.9 .). Jednak te badania skupiają się na redukcji oporu, a nie na kontroli separacji przepływu [51].



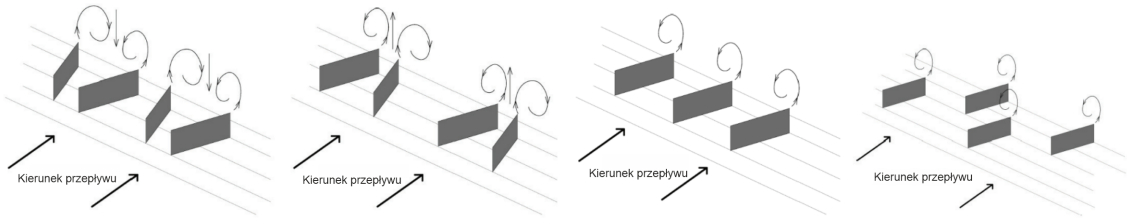
Rysunek 2.10. Inspiracja naturą: a) łuska rekina widziana pod mikroskopem [46], b) orle pióra [50].

Jedną z najczęściej wykorzystywanych metod jest zastosowanie chropowatości powierzchni, wynika to głównie z tego, że każda powierzchnia jest chropowata w stosunku do skali długości lepkiej, a skala ta maleje wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa. W literaturze wykazano, że wpływ szorstkich powierzchni na turbulentną warstwę przyścienną prowadzi do przesunięcia logarytmiczno-liniowego obszaru w kierunku ściany w porównaniu do gładkiej powierzchni, przy nie zmienionym jej nachyleniu. Jest to tzw. funkcja chropowatości (ang. roughness function). Ta cecha, wywołana zwiększonym transferem energii z pól turbulentnych, jest bardziej widoczna przy zwiększonej liczbie Reynoldsa [52, 53]. W przepływach z dodatnim gradientem ciśnienia (APG, ang. adverse pressure gradient) separacja jest opóźniana, gdy chropowatość powierzchni w obszarze przepływu laminarnego i laminarno-turbulentego. Natomiast przy wysokich liczbach Reynoldsa separacja przepływu następuje wcześniej, a

obszar separacji staje się zauważalnie większy na chropowatych powierzchniach [54, 55, 56]. Kontrolę separacji przepływu uzyskiwano również poprzez dwuwymiarowe żebra [57, 58] lub rowki [59, 60], o różnych kształtach i rozmiarach, gdzie stosunek skoku do wysokości może być dowolnie zmieniany. Najczęściej są one wyrzeźbione na powierzchni wraz z kierunkiem przepływu, w celu zmniejszenia oporu. Wyniki wielu przeprowadzonych badań wykazały, że żeberka i rowki opóźniają przejście przepływu z laminarnego w turbulentny. Często spotykanym pasywnym rozwiązaniem przy sterowaniu przepływem jest zastosowanie klapy Gurneya (krótkiej płaskiej płytki). Klapa ta montowana jest do krawędzi spływu prostopadle do cięciwy po stronie ciśnieniowej skrzydła, dzięki czemu może zwiększyć współczynnik siły nośnej C_L [-] zarówno przy prędkościach poddźwiękowych, jak i transonicznych [61, 62]. Dodanie klapy Gurneya powoduje, że powstają za nią dwa obracające się w przeciwnych kierunkach wiry, które porywają przepływ z górnej powierzchni płata wokół górnego obszaru recyrkulacji [63]. W konsekwencji przepływ pozostaje przylegający do powierzchni klapy płata, a separacja może zostać opóźniona.

Pasywne sterowanie przepływem może być realizowane także poprzez zastosowanie generatorów wirów VG. Zazwyczaj są to małe płytki trójkątne [63, 64, 65, 66] i prostokątne [66, 67, 68] o różnych rozmiarach, umieszczane na powierzchni płata lotniczego pod różnymi kątami względem przepływu. W literaturze można znaleźć wiele badań, których celem była maksymalizacja siły nośnej przy jednoczesnej jak największej redukcji oporu samolotu podczas lotu. Dostępne są badania zarówno eksperymentalne, jak i numeryczne w przepływie dwuwymiarowym 2D i trójwymiarowym 3D. VG umieszczane są na powierzchni płata w różnych lokalizacjach. Przegląd badań, przedstawiony w pracy [69], dotyczył nisko profilowych VG kontrolujących separację przepływu. Nisko profilowe VG są definiowane jako te, w których ich wysokość mieści się w przedziale od 10% do 50% grubości warstwy przyściennej. Badania te wykazały, że najlepszym zastosowaniem niskoprofilowych generatorów jest ich bliskie rozmieszczenie w lokalizacjach, gdzie separacja przepływu jest stosunkowo stała. Duże odstępy pomiędzy VG mogą zredukować ilość powietrza, która ma być dostarczona do warstwy przyściennej, natomiast w przypadku konfiguracji z małymi odstępami VG, powstają efekty zakłócające wir [63, 65]. Natomiast VG o zbyt dużych rozmiarach generują silniejsze wiry, które niekoniecznie prowadzą do lepszej kontroli separacji przepływu [66]. W literaturze można znaleźć badania, w których autorzy koncentrują się na orientacji generatorów wirów względem kierunku przepływu. Według analizy badań [65, 67] przeciwbieżne VG wydają się być bardziej skuteczne w kontrolowaniu separacji przepływu

dwuwymiarowego 2D, podczas gdy w przypadku separacji przepływu trójwymiarowego 3D, współbieżne VG działają lepiej [69].



Rysunek 2.11. Rodzaje generatorów wirów (VG) a) przeciwbieżne „wspólny przepływ w dół", b) przeciwbieżne „wspólny przepływ w górę", c) współbieżne, d) wielorzędowe [70].

Od wielu lat, w turbinach wiatrowych o osi pionowej, bezzałogowych statkach powietrznych, sprężarkach, turbinach niskociśnieniowych czy łopatach helikopterów w inżynierii wykorzystywana jest niska liczba Reynoldsa, w zakresie od 10^4 do 10^5. Prawidłowa praca tych profili zakłócana jest przez cykliczne pojawienie się obszaru separacji laminarnej na powierzchni ssącej płata. Separacja laminarna jest spowodowana wcześniejszą separacją laminarnej warstwy przyściennej od zakrzywionej powierzchni profilu, która poddana jest działaniu silnego gradientu podciśnienia. To zjawisko występuje po przekroczeniu krytycznej wartości kąta natarcia, co może generować negatywny wpływ na wydajność tych urządzeń, taki jak zmniejszenie siły nośnej i stabilności, wzrost oporu, wibracji i hałasu. Dlatego też bardzo ważne jest zrozumienie charakterystyki przepływu w tych reżimach oraz zaprojektowanie układu sterowania, tak aby mógł kompensować niepożądane wpływ na właściwości aerodynamiczne profilu. Naukowcy przeprowadzili wiele badań, których celem było przewidywanie zachowań profili, pracujących w reżimach niskich liczb Reynoldsa [71, 72, 73, 74]. Badania te udowodniły, że ich zachowanie jest zupełnie inne niż w przypadku pracy przy wysokich liczbach Reynoldsa [75]. Główną różnicą występującą w charakterystykach pracy profili w tych dwóch reżimach w literaturze był duży wpływ na charakterystykę przeciągnięcia skrzydła (ang. stall - czyli nagłego spadku siły nośnej i wzrostu oporu aerodynamicznego, który zachodzi, gdy kąt natarcia przekracza krytyczną wartość), była ona gorsza dla profili pracujących w niskich liczbach Reynoldsa w porównaniu do tych pracujących w wysokich [76]. Jednakże, oprócz wzrostu oporu i pogorszenia wydajności, liniowa tendencja charakterystyki siły nośnej zostaje całkowicie zmniejszona w konfiguracji reżimu przed przeciągnięciem [77]. W ramach obszernych badań wielu badaczy zaproponowało, że te wyraźne różnice między tymi dwoma reżimami można przypisać pojawieniu się obszaru separacji laminarnej po stronie ssącej płata [78, 79]. W związku z

powyższym niektórych ogólnych wniosków dotyczących cech o dużej liczbie Reynoldsa nie można zastosować bezpośrednio do przepływów o małych prędkościach [80, 81]. Szerokie zainteresowanie badawcze przyciągnęło zastosowanie nowatorskich technik kontroli przepływu w celu poprawy właściwości aerodynamicznych płatów w zastosowaniach z niską liczbą Reynoldsa, największą uwagę skupiono na pasywnym sterowaniu przepływem, ponieważ jest to rozwiązanie tanie i proste. Stłumienie lub zmniejszenie obszaru separacji laminarnej postanowiono uzyskać poprzez wspomniane już wcześniej modyfikacje geometrii jak np.: generatory wirów VG, czy też chropowatość powierzchni. Tradycyjne metody okazały się skuteczne w poprawianiu współczynnika siły nośnej C_L [-], a także często zmniejszyły również współczynnik oporu C_D [-]. W ciągu ostatnich kilku lat badacze próbowali zmniejszyć opór poprzez wprowadzenie elementu sterującego w postaci ciała nieopływowego znajdującego się poza powierzchnią w pobliżu jego krawędzi natarcia [82]. W swoim eksperymencie autorzy wykazali, że cylinder działa lepiej niż wymienione powyżej urządzenia powierzchniowe, co doprowadziło do całkowitego stłumienia obszaru separacji laminarnej na powierzchni ssącej profilu. Mimo skuteczności tak małych mikrocylindrów w kontrolowaniu przepływu, zastosowanie takich elementów o współczynniku średnic większym niż 8% w przypadku płatów z pewnością spowoduje dodatkowy opór. W badaniach numerycznych podjęto próbę zastosowania mikrocylindrów o znacznie mniejszej średnicy cylindra do kontroli przepływu wokół profilu. Luo i in. [83] przyjęli strategię umieszczania mikrocylindra w pobliżu modelu skrzydła NACA0012. Efekty pasywnej kontroli przepływu w obszarze górnej krawędzi profilu przy warunkach wysokiego Reynoldsa i wysokich kątów natarcia były dobrze widoczne. Dla optymalnej konfiguracji, gdzie mikrocylinder miał średnicę w zakresie $d/c = 1\% - 1.5\%$ i $L/c = 1.5\%$, zaobserwowano opóźnienie oderwania warstwy przyściennej o 2 stopnie, oraz wzrost współczynnika siły nośnej C_L [-] i zmniejszenie współczynnika C_D [-]. Dodatkowo w pracach numerycznych Shi i innych [84] zbadano wpływ mikrocylindra poza powierzchnią do zakłócania rozdzielanego przepływu na nieruchomym profilu S908 dla liczby Reynoldsa wynoszącej 10^6. Badania te wykazały, że statyczny mikrocylinder skutecznie opóźniał separację przepływu, co poprawiło współczynniki aerodynamiczne płata. W pracy [85] została przeprowadzona analiza eksperymentalna i numeryczna różnych profili NACA 0012, NACA 6415, S809 and S8030 z mikrocylindrami o różnych kształtach przed przednią krawędzią natarcia dla liczby Reynoldsa wynoszącej $2.5x10^5$. Mikrocylindry zbadano w różnych lokalizacjach, a wyniki pokazały, że odległość pomiędzy mikrocylindrem, a krawędzią natarcia profilu NACA 0012 ma zauważalny wpływ na stosunek siły nośnej C_L [-] do siły oporu C_D [-], stąd też do dalszej analizy kształtów mikrocylindra uwzględniono odstęp wynoszący 3-krotność

średnicy mikrocylindra. Dodatkowo, w przypadkach z wysokimi kątami natarcia, mikrocylinder może w dużym stopniu poprawić właściwości aerodynamiczne i opóźnić separację przepływu. Maksymalny wzrost współczynnika siły nośnej C_L [-] uzyskano za pomocą mikrocylindra o przekroju trójkątnym dla wysokich kątów natarcia, natomiast mikrocylinder o przekroju kwadratowym wydawał się bardziej skuteczny przy 30% spadku współczynnika oporu. W przypadku profilu NACA 4615, maksymalny wzrost współczynnika siły nośnej C_L [-] uzyskano dzięki mikrocylindowi o przekroju trójkątnym dla wysokich kątów natarcia, dla kąta 23° stopni uzyskano poprawę o 80%. Mikrocylinder o przekroju sześciokątnym dla kąta 19° stopni, zmniejszył współczynnik oporu C_D [-] o 13%. Analiza numeryczna CFD została przeprowadzona dla najbardziej obiecujących konfiguracji, dzięki czemu autorzy zilustrowali mechanizmy struktury przepływu mikrocylindrów w ulepszeniach aerodynamicznych profili.

Umieszczenie mikrocylindra przed krawędzią natarcia płata dostarcza ciekawych efektów w zakresie pasywnej kontroli przepływu, poprawiając właściwości aerodynamiczne poprzez zmniejszenie obszaru separacji i minimalizację powstających wirów. Jednakże jak wskazano w pracy [85] korzyści te w zależności od lokalizacji i kształtu mikrocylindra odbywają się kosztem pewnego pogorszenia współczynników aerodynamicznych przed przekroczeniem krytycznego kąta natarcia. Dlatego też przedstawione w niniejszej pracy badania skupiają się na optymalizacji rozmieszczenia i rozmiaru mikrocylindra, aby zminimalizować negatywne skutki i zmaksymalizować korzyści aerodynamiczne.

Naukowcy w poszukiwaniu skutecznej metody sterowania przepływem badali również przepływ wokół ciał nieopływowych (ang. bluff body) zarówno doświadczalnie jak i obliczeniowo [86, 87, 88, 89, 90, 91]. Dzięki prostej geometrii ciała te, generują charakterystyczny ślad, co wpływa na ich szerokie zastosowanie w inżynierii, np.: chłodzenie elementów elektronicznych [92, 93], w procesach wymiany ciepła [94, 95] oraz w budownictwie w obszarach miejskich [96, 89]. Przepływ wokół tych obiektów charakteryzuje się tym, że po obu stronach tych ciał powstają duże struktury wirowe [97, 98]. Proces ten uzależniony jest między innymi od liczby Reynoldsa. Przy niskiej liczbie Reynoldsa przepływ za ciałami nieopływowymi rozdziela się i tworzy się para stałych, symetrycznych wirów [99]. Kiedy liczba Reynoldsa wzrasta zwiększa się długość obszaru recyrkulacji za takim obiektem. Natomiast, gdy Re przekracza wartość krytyczną, układ bliźniaczych wirów staje się niestabilny i wiry zaczynają odrywać się naprzemiennie z krawędzi bocznych obiektu [100]. To okresowe zjawisko jest często określane jako generowanie wirów, podczas gdy powstały antysymetryczny wzór przepływu w śladzie jest

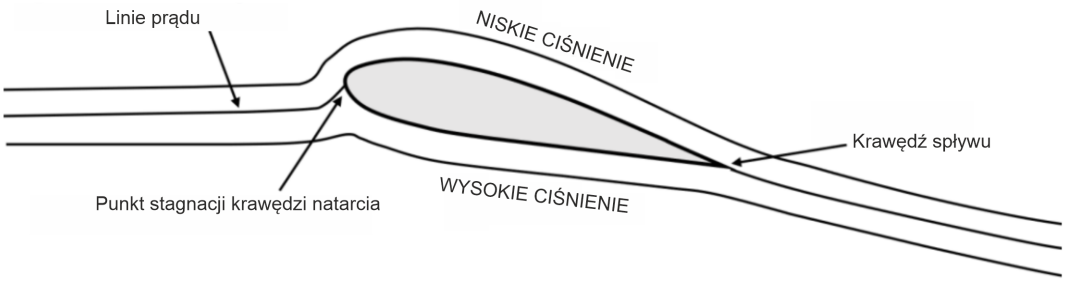
znany jako ścieżka wirów von Kármána [99]. Obecność wirów przyczynia się do niestabilności i turbulizacji przepływu, a także sprawia, że struktura śladu jest niestacjonarna, ponieważ wiry pojawiają się losowo zarówno w czasie, jak i przestrzeni [101, 102]. Właściwości aerodynamiczne ciał nieopływowych w dużej mierze zależą również od zachowania się warstw ścinanych, oddzielających się od krawędzi natarcia. Subtelna zmiana ich geometrii, np. modyfikacja kształtu naroża cylindra o przekroju kwadratowym, może znacząco przyczynić się do modyfikacji warstw ścinanych, a w konsekwencji do zmiany sił oporu [103, 104].

W praktyce ciałami nieopływowymi są takie obiekty, jak np.: wysokie budynki, rurociągi oceaniczne i mosty. Najczęstszymi ich lokalizacjami, badanymi w literaturze, są układy side by side [105, 106, 107], czy tandem [108, 109, 110, 111, 112] Wczesne badania wykazały, że fluktuacje siły i wzorce wydzielania wirów dla pojedynczego ciała nieopływowego są zupełnie inne niż dla zestawionych kilku obiektów dla tej samej liczby Re [-], dzieje się tak dlatego, że ślady generowane za każdym z obiektów mogą oddziaływać na siebie [113]. Co więcej, wokół wielu obiektów widać wiele różnych wzorców przepływu w porównaniu z przepływem wokół pojedynczego ciała nieopływowego, takich jak: wzbudzenie interakcji pomiędzy wirami, rzadsze występowanie wirów czy powstawanie wirów pomiędzy obiektami [114, 115]. Wśród prac badawczych poświęconych opływowi tych ciał, najczęściej badane są cylindry o przekroju okrągłym i kwadratowym [116, 117, 118, 119, 120, 121].

W pracy przeglądowej [122] poświęconej śladom za ciałami nieopływowymi, autorzy wskazali, że jak dotąd niewiele uwagi poświęcono cylindrowi o przekroju trójkątnym, który generuje silniejsze wiry w porównaniu z cylindrem o przekroju okrągłym lub kwadratowym. W istocie dostępne prace badawcze ograniczają się do badania przepływu wokół pojedynczego cylindra trójkątnego, w szczególności wpływu takich czynników jak: kąt wierzchołkowy [123, 124, 125, 126, 127], liczba Reynoldsa [128, 129, 130, 131, 132] czy orientacja cylindra trójkątnego względem przepływu [133, 134, 135, 136]. Dlatego w niniejszej pracy zbadano cylindry o przekroju trójkątnym o różnych kątach wierzchołkowych: 30°, 45°oraz 60°dla dwóch liczb Reynoldsa: 5 000 [-] i 10 000 [-]. Wskazane zostaną różnice w generowanym śladzie, a także porównane ze śladem generowanym przez cylinder o przekroju kołowym i kwadratowym.

2.4. Współczynniki aerodynamiczne

Nowoczesne łopaty turbin wiatrowych o osi poziomej są konstruowane na bazie odpowiedniej geometrii płata. Ich kształt, jest projektowany tak, aby w wyniku przepływu powietrza indukowana była różnica ciśnień na górnej i dolnej powierzchni. Na obu tych powierzchniach płata znajduje się powietrze, które musi przepływać od jego początku do krawędzi spływu w tym samym czasie. Cząsteczki powietrza, które mają do pokonania dłuższą drogę do krawędzi spływu, muszą poruszać się szybciej, w wyniku czego następuje zmniejszenie ciśnienia lokalnego w porównaniu do drugiej powierzchni płata.

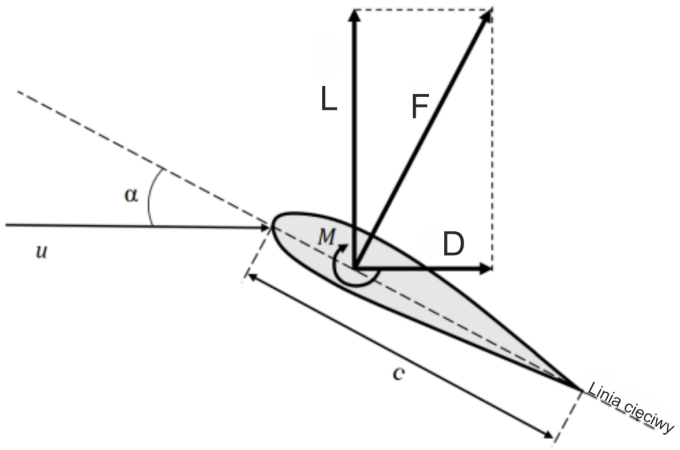


Rysunek 2.12. Schemat linii prądu przy opływie profilu [137].

Krawędź dolna płata (Rys. 2.12 .) styka się bezpośrednio z obszarem wyższego ciśnienia od atmosferycznego, a górna krawędź płata z ciśnieniem niższym od atmosferycznego. Krawędzie płata są zazwyczaj określane jako „strona ciśnieniowa" i „strona ssąca", co jest bardziej precyzyjne w kontekście analizy łopat turbin wiatrowych.

Siła nośna na profilu jest generowana przez różnicę ciśnień na jego górnej i dolnej powierzchni. Dodatkowo tarcie na powierzchni płata oraz występowanie geometrii na drodze strumienia powietrza powoduje powstawanie siły oporu D (Rys. 2.13 .).

Siła nośna w przypadku samolotów ma na celu pokonanie grawitacji. Natomiast przy lokalizacji wirnika turbiny wiatrowej siła nośna pozwala na ruch obrotowy wału turbiny. W celu porównania osiągów różnych typów płatów, w praktyce stosuje się współczynniki siły nośnej C_L i siły oporu C_D.



Rysunek 2.13. Siły aerodynamiczne działające na profil: L - siła nośna [N], D - siła oporu [N], M- moment aerodynamiczny [Nm] [137].

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} \tag{2.1}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} \tag{2.2}$$

Moment M wpływa również na płat co zostało pokazane na rysunku 2.13. Jego wartość uważa się za dodatnią, gdy krawędź natarcia płata jest obrócona w górę. Punkt przyjęty jako umiejscowienie momentu obrotowego zwykle znajduje się w $1/4c$. W przypadku sił nośnej i oporu możliwe jest zdefiniowanie współczynnika momentu C_M.

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} \tag{2.3}$$

Współczynnik siły nośnej C_L [-], współczynnik siły oporu C_D [-] i współczynnik momentu aerodynamicznego C_M [-] są funkcjami kąta natarcia α [°] płata i dwóch bezwymiarowych parametrów: liczby Reynoldsa Re [-] oraz liczby Macha Ma [-]. Analizując pracę małych turbin wiatrowych, można pominąć liczbę Macha ze względu na prędkość wiatru znacznie mniejszą od prędkości dźwięku. Wartość współczynnika siły nośnej wzrasta wraz ze wzrostem kąta

natarcia, aż do osiągnięcia maksimum.

3 Cel i zakres pracy

Celem niniejszej pracy jest szczegółowa analiza wpływu mikrocylindra o zróżnicowanych kształtach przekroju na charakterystykę przepływu wokół symetrycznego profilu aerodynamicznego NACA 0012. W ramach badań skoncentrowano się na jednej z pasywnych metod kontroli przepływu polegającej na wprowadzeniu mikrocylindra w pobliżu powierzchni profilu, co pozwala na kontrolowanie zjawisk, takich jak separacja warstwy przyściennej. W literaturze naukowej najczęściej analizowano mikrocylinder o przekroju kołowym, jednak w niniejszej pracy rozszerzono ten zakres badawczy o mikrocylinder o przekroju trójkątnym i kwadratowym, co umożliwia pełniejszą ocenę wpływu kształtu tych elementów na przepływ. Praca ma na celu zbadanie, w jakim stopniu geometria mikrocylindra wywiera wpływ na efektywność aerodynamiczną poprzez modyfikację przepływu w otoczeniu profilu NACA 0012 oraz ocena skuteczności tych kształtów w kontroli przepływu i poprawie charakterystyk aerodynamicznych. Szczególną uwagę poświęcono zagadnieniom związanym z generacją zakłóceń przepływu oraz kontrolą oderwania warstwy przyściennej, co ma istotne znaczenie dla poprawy charakterystyk aerodynamicznych takich jak zmniejszenie oporu czy poprawa właściwości nośnych profilu. Badania przeprowadzono dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], co odpowiada typowym warunkom niskiej i średniej prędkości przepływu, charakterystycznym dla licznych zastosowań inżynierskich, w tym w energetyce wiatrowej, lotnictwie czy inżynierii morskiej. Zakres pracy obejmuje zarówno eksperymentalną weryfikację wpływu kształtu mikrocylindra na przepływ, jak i analizę porównawczą wyników dla trzech głównych kształtów mikrocylindra: kołowego, kwadratowego oraz trójkątnego, umieszczanych w różnych lokalizacjach względem profilu. Takie podejście pozwala na ocenę efektywności mikrocylindra w kontrolowaniu przepływu. Analiza wyników skupia się na identyfikacji wpływu geometrii mikrocylindra na procesy związane z interakcją przepływu z profilem aerodynamicznym, co ma bezpośredni wpływ na poprawę charakterystyk aerodynamicznych oraz potencjalne

zastosowanie tych technik w praktycznych rozwiązaniach inżynierskich, takich jak lotnictwo i energetyka wiatrowa.

Wyniki badań dostarczają nowego spojrzenia na wpływ geometrii mikrocylindra na mechanizmy przepływu i mogą stanowić istotny wkład do rozwoju technik pasywnej kontroli przepływu, zwłaszcza w kontekście ich zastosowania w optymalizacji profili aerodynamicznych stosowanych w inżynierii. Ponadto, niniejsza praca może stanowić punkt wyjścia dla dalszych badań nad zastosowaniem nietypowych kształtów mikrocylindra oraz ich wpływem na inne zjawiska związane z przepływem, takie jak opóźnianie separacji, kontrola hałasu aerodynamicznego czy poprawa stabilności konstrukcji w warunkach zmiennej prędkości wiatru.

4 Techniki pomiarowe i stanowisko badawcze

Rozwój technologii często opierał się na badaniach eksperymentalnych, które stanowiły fundament innowacyjnych rozwiązań. To właśnie dzięki systematycznym testom i analizom w laboratoriach wiele z dzisiejszych zaawansowanych technologii mogło się narodzić i zrewolucjonizować różne obszary nauki i przemysłu. Zgromadzone w trakcie pomiarów dane doświadczalne pozwalają na weryfikację modeli teoretycznych oraz na opis zjawisk, które nie zostały jeszcze w pełni zbadane lub są zbyt skomplikowane do bezpośredniej analizy. W ten sposób dane eksperymentalne umożliwiają optymalizację istniejących maszyn i urządzeń oraz usprawnienie procesu projektowania nowych.

Przepływ powietrza od wielu lat stanowi kluczowy temat w inżynierii, zwłaszcza w dziedzinach aerodynamiki i mechaniki płynów, odgrywając istotną rolę w rozwoju technologii związanych z transportem, energetyką i lotnictwem. Do dogłębnej analizy tego zjawiska wykorzystuje się takie parametry jak pola prędkości, pola wirowości oraz linie prądu, które pozwalają na precyzyjne zrozumienie dynamiki przepływu i jego wpływu na otoczenie. Do badań nad charakterystyką przepływu wykorzystuje się różnorodne dane pomiarowe, takie jak obrazy i filmy wynikające z metod optycznych czy dane uzyskane z urządzeń pomiarowych. Procedury analizy przepływu różnią się w zależności od rodzaju danych oraz specyfiki badań. Wśród metod oceny przepływu wokół obiektów można wyróżnić analizę wizualną, zastosowanie różnorodnych sond, np. sond anemometrycznych (ang. HWA - hot-wire anemometry), mierników ciśnienia, a także zaawansowanych metod optycznych, takich jak Particle Image Velocimetry (PIV), czy Laser Doppler Anemometry (LDA). Każda z tych technik ma swoje unikalne zalety i ograniczenia, co powoduje, że wybór metody badawczej zależy od

specyficznych parametrów przepływu, które mają zostać zbadane. W zależności od specyfiki badań, wybór techniki może się różnić.

W przeprowadzonych badaniach eksperymentalnych wykorzystano dwie techniki pomiarowe: anemometrię obrazową (PIV) oraz pomiar dwuskładnikową wagą aerodynamiczną. Wybór tych metod nie był przypadkowy – PIV umożliwia precyzyjną wizualizację i analizę pól prędkości w przepływie, co jest kluczowe dla zrozumienia struktury przepływu wokół obiektów. Z kolei dwuskładnikowa waga aerodynamiczna pozwala na dokładny pomiar sił aerodynamicznych działających na obiekt, takich jak siła nośna i opór, co daje pełniejszy obraz oddziaływań powstających podczas przepływu. Obie metody uzupełniają się nawzajem, co pozwala na uzyskanie kompleksowych danych. Technika PIV dostarcza szczegółowych informacji o charakterystyce przepływu w każdym punkcie badanej przestrzeni, umożliwiając analizę takich zjawisk jak separacja przepływu, turbulencje czy zawirowania. Tymczasem pomiary aerodynamiczne przy użyciu wagi pozwalają określić bezpośredni wpływ tych zjawisk na siły działające na obiekt, umożliwiając jednocześnie weryfikację wyników uzyskanych z PIV. Dzięki połączeniu obu technik możliwe jest nie tylko precyzyjne określenie charakterystyki przepływu, ale także ocena efektywności aerodynamicznej badanego obiektu, co jest niezwykle istotne w kontekście optymalizacji jego kształtu i poprawy właściwości aerodynamicznych. Taka synergia pozwala na lepsze zrozumienie złożonych mechanizmów przepływu oraz dokładniejszą interpretację wyników eksperymentów.

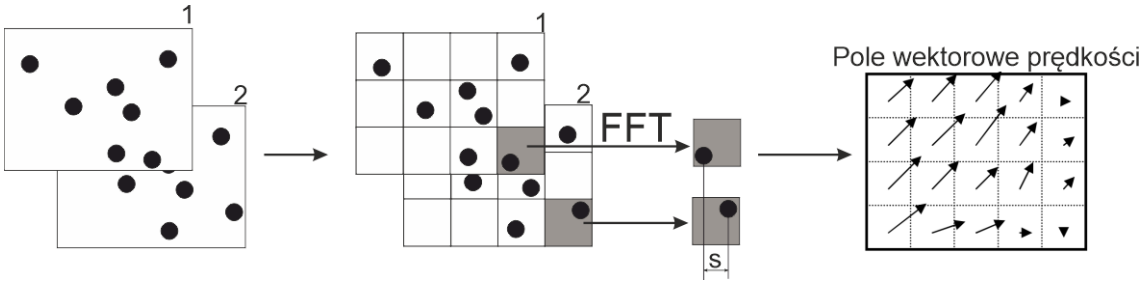
4.1. Anemometria obrazowa (PIV)

Anemometria obrazowa PIV (ang. Particle Image Velocimetry) jest metodą najczęściej wykorzystywaną do pomiaru pól prędkości przepływu, zazwyczaj w przepływach turbulentnych. Technika ta polega na porównaniu dwóch kolejnych obrazów zarejestrowanych cząstek unoszonych przez przepływ, gdzie kluczową rolę odgrywa czas między ich wykonaniem.

Metoda PIV była stosowana eksperymentalnie od około 1980 roku. Początkowo rejestracja obrazów odbywała się na taśmie filmowej, co znacznie utrudniało analizę i porównywanie danych. W tym czasie metoda ta nosiła nazwę Digital PIV. W zależności od wymiarów przestrzeni pomiarowej oraz liczby składowych wektorów prędkości można wyróżnić:

- PIV - (2C2D ang. 2 Components, 2 Dimensional) - pomiar dwóch składowych wektora prędkości w dwóch wymiarach 2D, co daje dwuwymiarowe pola prędkości.
- StereoPIV - (3C2D ang. 3 Components, 2 Dimensional) - rejestracja trzech składowych wektora prędkości odbywa się przy użyciu dwóch kamer, jednak pomiar prowadzony jest na płaszczyźnie 2D, co pozwala uzyskać trzy składowe wektora prędkości,
- Volumetric PIV - (3C3D ang. 3 Components, 3 Dimensional) - jest to najbardziej zaawansowana odmiana metody PIV, która umożliwia rejestrację w przestrzeni 3D.

W metodzie PIV obszar pomiarowy jest oświetlany wiązką lasera, a szybka kamera rejestruje obraz cząsteczek (np. zawiesiny oleju), które pełnią rolę znaczników ruchu. Po zarejestrowaniu dwóch lub więcej obrazów, analizuje się ruch cząstek między nimi. W tym celu obrazy są dzielone na mniejsze podobszary. Dla każdego podobszaru stosuje się funkcję korelacji, najczęściej wykorzystując szybką transformatę Fouriera (FFT, ang. Fast Fourier Transform), która wskazuje przemieszczenie cząstek s [μm]. Na tej podstawie można obliczyć wektory przemieszczenia dla poszczególnych fragmentów obrazu i obliczyć prędkość w danym punkcie.



Rysunek 4.1. Przebieg pomiaru metodą PIV. Opracowano w oparciu o literaturę [138].

Metoda PIV ma charakter statystyczny. Zapewnienie wiarygodności wyników uzyskanych z jej zastosowania wymaga, aby każdy podobszar zawierał odpowiednio dużą liczbę cząstek posiewu, co umożliwi precyzyjne wyznaczenie przesunięć z wymaganą dokładnością. Współczynnik korelacji obliczony pomiędzy zdjęciem 1 a 2 powinien być jak najbliższy jedności. Wtedy podobieństwo dwóch zdjęć jest bardzo duże, natomiast gdy jest bliski zeru, wskazuje na brak cech wspólnych. Maksymalny współczynnik korelacji odpowiada największemu podobieństwu, jest on wyznaczany po przeprowadzeniu wielu analiz współczynnika korelacji danego podobszaru. Wyznaczenie współczynnika korelacji równego jedności jest niemal niemożliwe do osiągnięcia, ponieważ w trakcie rejestracji obrazu (zdjęć) szybką kamerą

(CMOS), mogą wystąpić szumy czy nierównomierne oświetlenie. Rozkład korelacji musi umożliwiać wskazanie konkretnego punktu, w którym występuje jak największe dopasowanie. Jeśli występuje mała liczba cząstek posiewu, może okazać się, że będzie możliwe znalezienie kilku ściśle ze sobą powiązanych punktów. Znalezienie, co najmniej od 4 do 6 cząstek znacznika w obszarze podobszaru zapewnia stosunkowo wiarygodne wskazanie dokładnego przesunięcia i pozwala na określenie wektora prędkości danego podobszaru.

Aby znaleźć przesunięcia i obliczyć wektory prędkości powinny zostać wykonane następujące czynności:

- Zdjęcia należy podzielić na podobszary, które najczęściej mają rozmiary od 8x8 pikseli do 64x64 pikseli.
- Wymiar podobszaru jest dobrany tak, aby w zależności od rozdzielczości i rozmiaru badanej przestrzeni największe przesunięcie cząstek posiewu nie przekraczało jednej trzeciej podstawy podobszaru.
- Wyszukiwane są przesunięcia na zdjęciu 2 w porównaniu do zdjęcia 1.
- Uwzględnienie współczynnika skali (ang. Measure Scale Factor), jest on wyznaczany poprzez zaznaczenie wymiaru charakterystycznego badanego obiektu na zdjęciu.
- Czas rejestracji występujący pomiędzy rejestracją zdjęcia 1 i 2 (ang. time between pulses) [138, 139].

Za niepewność wyników eksperymentów odpowiedzialnych jest wiele czynników. Wpływ na dokładność pomiarów przeprowadzonych metodą PIV mają: wprowadzenie odpowiedniej ilości cząstek znacznikowych do przepływu, światło tła, odbicie wiązki lasera, ruch cząstek poza płaszczyzną, nakładanie się cząstek, rozmiar podobszarów, itp. Aby otrzymać prawidłowe wyniki, cząsteczka znacznikowa powinna podążać za głównym strumieniem powietrza [125].

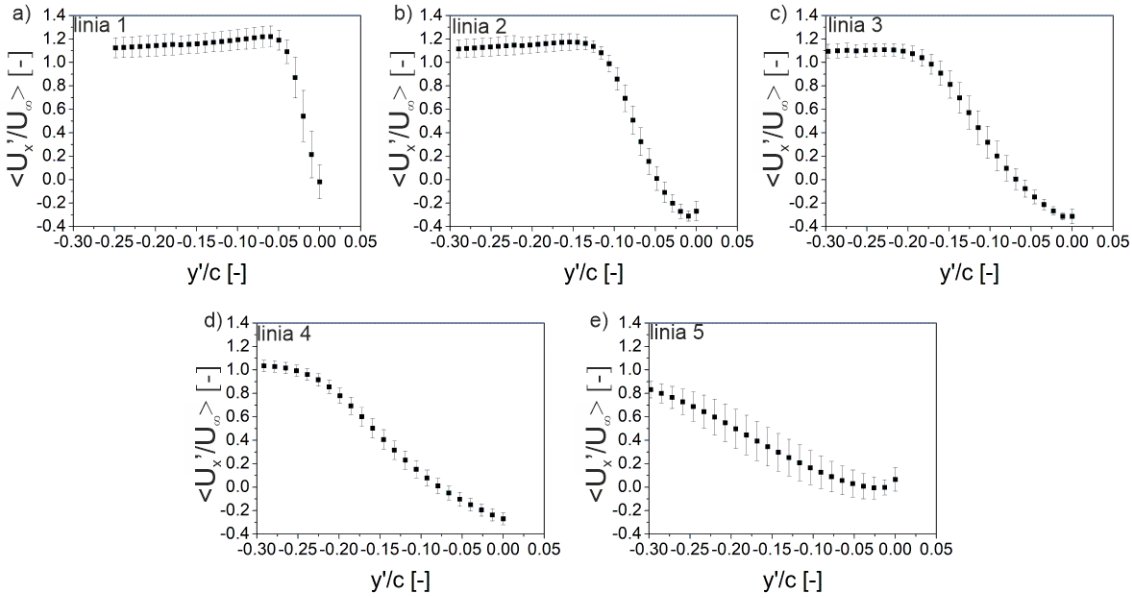
Przed przeprowadzeniem badań metodą PIV stosuje się standardowe kryteria, są to: stosunek obrazu cząstki posiewu do piksela, minimalna liczba cząstek posiewu, która jest wymagana w punkcie obserwacji oraz średnie przemieszczenie cząstki posiewu w płaszczyźnie [140]. Dzięki zastosowaniu tych kryteriów zmniejsza się liczba wektorów z wartościami odstającymi,

oraz zmniejsza się niepewność w znalezieniu piku funkcji korelacji. Obecnie w wykonywanych eksperymentach dopuszcza się maksymalnie 5 % złych wektorów [125].

Niepewność pomiarów PIV oszacowano porównując profile prędkości i jej zmienne profile (mierzone w śladzie dla wybranych przypadków płata lotniczego) z pomiarami uzyskanymi za pomocą sondy anemometrycznej (HWA, and. Hot-Wire Anemometry.) (z pojedynczym włóknem). Należy zaznaczyć, że sonda HWA została skalibrowana za pomocą automatycznego kalibratora StreamLine Pro dostarczonego przez firmę DANTEC (który również używano w innych pracach realizowanych w Katedrze Maszyn Cieplnych Politechniki Częstochowskiej - np. w [141, 91]. Największa różnica (lokalna) zarówno wartościach prędkości, jak i jej fluktuacji mierzonych każdą metodą kształtowała się na poziomie 1% i 5%. Biorąc pod uwagę niepewność HWA, która kształtuje się na poziomie 1% dla prędkości i 5% dla fluktuacji prędkości, można przyjąć, że maksymalna możliwa niepewność mogła wynosić 2% dla prędkości i 10% dla jej prędkości fluktuacji. Jednak w większości przypadków niepewność ta była znacznie niższa.

Dodatkowo w celu oszacowania niepewności pomiarowej metody PIV dla profilu NACA 0012 przeprowadzono analizę statystyczną danych pobranych z linii pod powierzchnią ssącą płata. W ramach analizy wykonano dwa zestawy danych, które przedstawiono w postaci profili średniej prędkości <U_x'/U_∞> [-] pobranych z linii zlokalizowanych w kierunku normalnym lokalnie do powierzchni ssącej profilu NACA 0012 y'/c, gdzie c oznacza długość cięciwy.

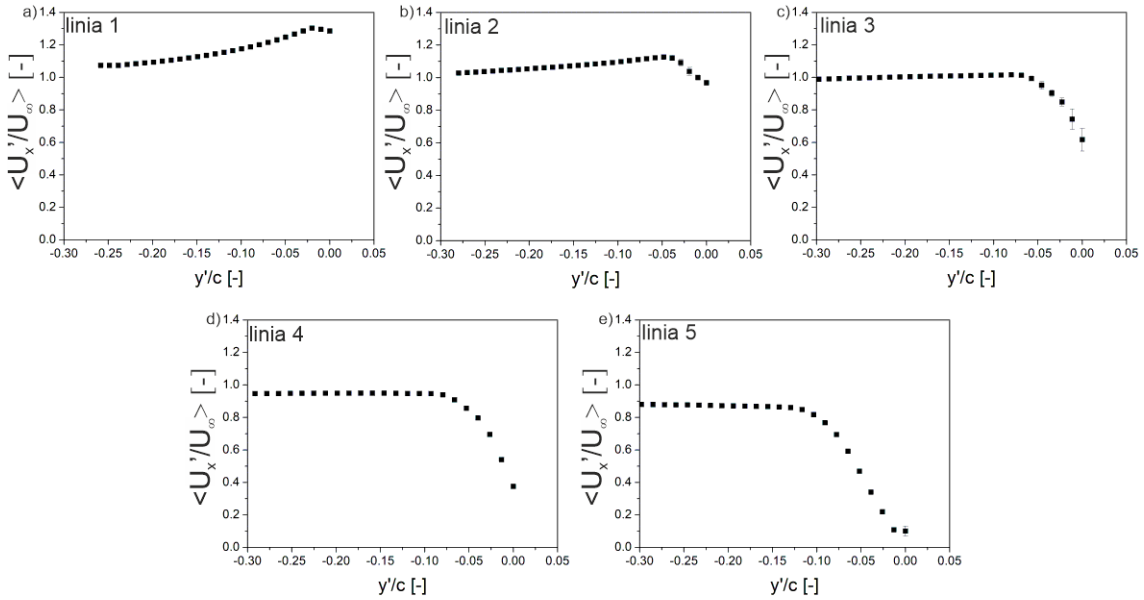
Pierwszy zestaw (Rys. 4.2 .) przedstawia dane dla przypadku bez mikrocylindra, natomiast drugi (Rys. 4.3 .) dla przypadku z mikrocylindrem o przekroju kołowym w rozmiarze $d/c = 0.015$ [-] dla lokalizacji L_1p_1. W każdym z zestawów znajduje się pięć wykresów (oznaczone jako linia 1 do linia 5), które przedstawiają profile prędkości w różnych miejscach wzdłuż cięciwy profilu aerodynamicznego. Wartości przedstawiono z uwzględnieniem niepewności pomiarowej. W linii 1, w przypadku bez dodanego mikrocylindra profil prędkości <U_x'/U_∞> [-] charakteryzuje się stabilnym przebiegiem aż do wartości y'/c zbliżonych do 0, gdzie następuje gwałtowny spadek prędkości. Widoczna jest niewielka niepewność pomiarowa, która wzrasta przy wartości $y'/c = -0.5$. Przebieg linii 2 na wykresie jest zbliżony do linii 1, jednakże spadek prędkości zaczyna się wcześniej. Niepewność pomiarowa pozostaje na zbliżonym poziomie, z niewielkim wzrostem w pobliżu powierzchni ssącej profilu. W liniach 3 -5 obserwuje się stopniowe zmniejszanie maksymalnej prędkości oraz wcześniejsze



Rysunek 4.2. Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ bez mikrocylindra dla linii 1-5.

rozpoczęcie spadku wartości prędkości w funkcji y'/c. Warto zwrócić uwagę, że niepewność pomiarowa wzrasta, szczególnie w rejonach spadku prędkości, co może sugerować większe trudności w precyzyjnym pomiarze w tych obszarach. W drugim zestawie (Rys. 4.3 .) w linii 1, profil prędkości U_x'/U_∞> [-] wykazuje mniejsze zmiany w stosunku do przypadku bez mikrocylindra. Spadek prędkości jest mniej gwałtowny, a niepewność pomiarowa jest wyraźnie mniejsza, co może sugerować stabilniejszy przepływ w tej konfiguracji. W liniach 2-3 profile U_x'/U_∞> [-] wykazują podobny trend, gdzie prędkość pozostaje stosunkowo stabilna na większej części profilu NACA 0012, a spadek jest mniej wyraźny w porównaniu do danych zaprezentowanych na rysunku 4.2. Również tutaj niepewność pomiarowa jest mniejsza, co może wynikać z mniejszej turbulencji w pobliżu powierzchni profilu. Dla tych profili prędkości, wartości w liniach 4-5 wartości są niższe niż w przypadku linii 1-3, jednak charakteryzują się mniejszą niepewnością pomiarową w porównaniu do danych przedstawionych na rysunku 4.2. Spadek prędkości jest stopniowy, co sugeruje, że obecność mikrocylindra stabilizuje przepływ i redukuje niestabilności mogące wpływać na dokładność pomiarów.

Analizując oba zestawy wyników, można zauważyć znaczące różnice w przebiegu profili prędkości <U_x'/U_∞> [-] oraz wielkości niepewności pomiarowej pomiędzy przypadkiem bez mikrocylindra, a przypadkiem z mikrocylindrem w lokalizacji L_1p_1. W obecności mikrocylindra, profile prędkości wykazują większą stabilność, co jest szczególnie widoczne w mniejszych niepewnościach pomiarowych. Małe błędy mogą wynikać z braku oderwania warstwy



Rysunek 4.3. Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, w lokalizacji L_1p_1 dla linii 1-5.

przyściennej. Spadki prędkości są mniej gwałtowne, co sugeruje, że mikrocylinder może pełnić funkcję stabilizującą przepływ wokół profilu aerodynamicznego NACA 0012.

Analizę wyników eksperymentalnych poprzedzono obróbką uzyskanych danych pomiarowych, która z uwagi na swoją złożoność, warta jest poświęcenia atencji w niniejszym rozdziale. Po przeprowadzonych pomiarach, dane poddano analizie w programie DANTEC DYNAMICS.

Rysunek 4.4. Widok okna programu DANTEC DYNAMICS, wyznaczenie współczynnika skali dla cylindra o przekroju kwadratowym.

Rysunek 4.5. Widok okna programu DANTEC DYNAMICS, wyznaczenie współczynnika skali dla profilu NACA 0012.

W pierwszym kroku zdefiniowano współczynnik skali (ang. measure scale factor) i wyznaczono punkt zerowy. Ten krok przedstawiono na rysunku 4.4., gdzie zdefiniowano wymiar charakterystyczny, jako odległość odcinka A i B, który zaznaczano zgodnie z kierunkiem przepływu, w przypadku ciał nieopływowych był to wymiar boku lub średnica d [m], natomiast w przypadku profilu jego cięciwa c [m], na tej podstawie obliczono współczynnik skali. Następnie wyznaczono punkt zerowy. Dla cylindrów znajdował się on na ich tylnej krawędzi. Podobną procedurę zastosowano przy obróbce danych z pomiaru pola prędkości wokół profilu NACA 0012. Jednak z tą różnicą, że w przypadku profilu NACA 0012 punkt zerowy wyznaczono w osi obrotu profilu (Rys. 4.5 .).

W kolejnym kroku zdefiniowano maskę w miejscu, w którym widziany jest badany obiekt, a także cień, który pojawia się po jego oświetleniu. Czynność tą również wykonywano w programie DANTEC DYNAMICS przy użyciu funkcji Define Mask. Maska może mieć jeden z trzech rodzajów kształtów (prostokątów, wielokątów i elips). Mamy także cztery możliwości wyboru typu maski:

- reject, najczęściej używamy ją w miejscach, w których występuje obiekt,
- disable, używamy gdy chcemy wykluczyć określone obszary z analizy np. cień rzucany przez badany obiekt,
- outside, jest używana, gdy chcemy wykluczyć z analizy część obrazu, która nie została

wystarczająco doświetlona, np.: na krawędziach obrazu,

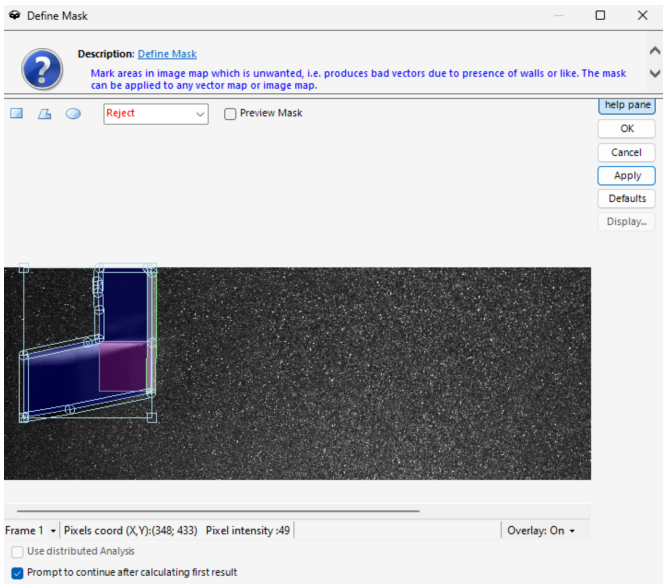
- transparent, jest używana do oznaczania obszarów, które nie są zakłóceniem, ale nie są również ważne dla analizy, np. gdy mamy tło o stałej jasności, aby nie wpływało na wyniki PIV.

Zastosowanie odpowiednich masek przed przystąpieniem do analizy wyników jest kluczowe, ponieważ pozwalają one na eliminację błędnych wektorów, które mogłyby negatywnie wpłynąć na końcowe wyniki. Maski muszą być precyzyjnie umieszczone w miejscach odpowiadających zamontowanemu elementowi oraz tam, gdzie pojawia się cień, ponieważ w przeciwnym razie program mógłby uwzględniać wektory o nieprawidłowych wartościach, co negatywnie wpłynęłoby na wiarygodność wyników. Przykład zastosowania maski na obiekcie o przekroju kwadratowym przedstawiono na rysunku 4.6. W tym przypadku zastosowano maskę typu "reject" w celu wyznaczenia obszaru badanego obiektu oraz maskę "disable" w celu wyeliminowania wpływu zacienionego obszaru generowanego przez ten obiekt. W sytuacjach, gdy podczas pomiaru zauważono obszary, które są niedoświetlone przez laser, a nie są istotne dla analizy, również zaleca się zastosowanie maski. Przykładem jest profil NACA 0012, gdzie zastosowano maskę typu "outside" dla miejsc niedoświetlonych oraz maskę "reject" w obszarze występowania obiektu. Dla zacienionego obszaru generowanego przez profil użyto maski typu "disable" (Rysunek 4.7.). Takie podejście pozwala na uzyskanie bardziej precyzyjnych wyników. Po wyznaczeniu współczynnika skali i zdefiniowaniu maski, przeprowadzono analizę Adaptiv PIV, w której został wybrany rozmiar podobszarów do analizy.

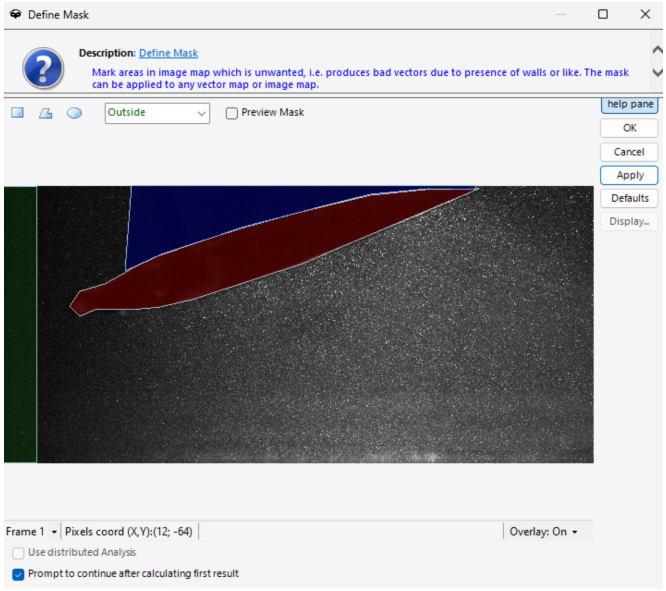
Po przeprowadzeniu analizy otrzymano mapy konturowe: składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x [m/s], składowej poprzecznej prędkości średniej U_y [m/s] oraz energii kinetycznej turbulencji TKE [$(m/s)^2$], która jest zdefiniowana wzorem:

$$TKE_{xyz} = \frac{1}{2}(\sigma_{U_x}^2 + \sigma_{U_y}^2 + \sigma_{U_z}^2) \tag{4.1}$$

$$TKE = \frac{3}{4}(\sigma_{U_x}^2 + \sigma_{U_y}^2) \tag{4.2}$$



Rysunek 4.6. Widok z programu DANTEC DYNAMICS, nałożenie maski na cylinder o przekroju kwadratowym.



Rysunek 4.7. Widok okna programu DANTEC DYNAMICS, nałożenie maski na profil NACA 0012.

Energię kinetyczną turbulencji oblicza się przy użyciu wzoru 4.1 [24], jeśli dostępne są wszystkie 3 składowe prędkości (U_x [m/s], U_y [m/s], U_z [m/s]). Jeżeli dostępne są tylko 2 składowe prędkości (U_x [m/s], U_y [m/s]), jak w przeprowadzonych badaniach eksperymentalnych PIV, stosuje się wzór 4.2 [24], zakładając turbulencję izotropową (oznacza to, że średnie kwadraty fluktuacji prędkości są jednakowe we wszystkich kierunkach przestrzennych, co sugeruje brak preferowanych kierunków fluktuacji w przepływie [142]).

Każda z otrzymanych składowych prędkości średniej została znormalizowana za pomocą średniej prędkości U_∞ [m/s] wyznaczonej na zewnątrz warstwy przyściennej, w przypadku energii kinetycznej turbulencji prędkość ta została podniesiona do kwadratu U_∞^2 [m/s].

4.2. Waga aerodynamiczna

Pomiar siły nośnej i siły oporu, wykonano za pomocą dwuskładowej wagi aerodynamicznej, którą zamontowano pod podłogą tunelu aerodynamicznego. Płat osadzono na wadze aerodynamicznej za pomocą pręta przechodzącego przez podłogę tunelu aerodynamicznego. Wagą aerodynamiczną mierzono siłę w dwóch kierunkach: wzdłuż przepływu (D) i prostopadle do przepływu (L). Zakres sił mierzonych przez wagę w kierunku x i y wynosił odpowiednio: D = $0 \div \pm 25$ [N] i L = $0 \div \pm 10$ [N]. Klasa dokładności wagi aerodynamicznej wynosiła 1%. Pomiar przeprowadzono dla kątów natarcia w zakresie $0 - 20^\circ$.

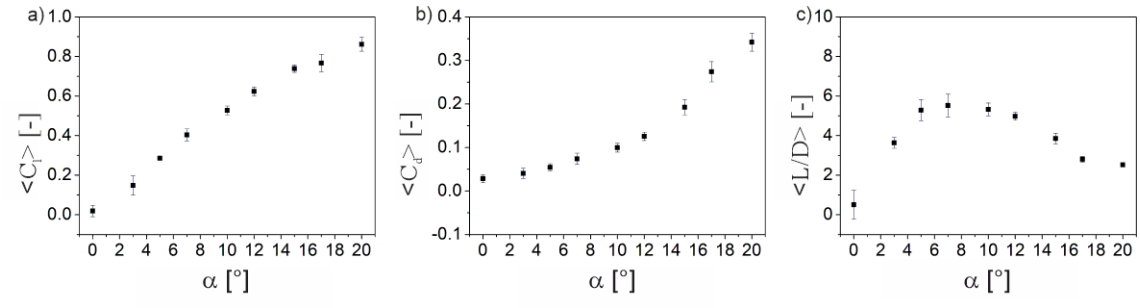
Po otrzymaniu wyników obliczono współczynnik siły nośnej C_L [-] oraz współczynnik oporu C_D [-], a także efektywność aerodynamiczną C_L/C_D [-], która definiowana jest jako stosunek współczynnika siły nośnej C_L [-] do współczynnika oporu C_D [-]. W aerodynamice samolotów efektywność aerodynamiczną często oznacza się jako L/D [-]:

$$L/D = \frac{C_L}{C_D} \tag{4.3}$$

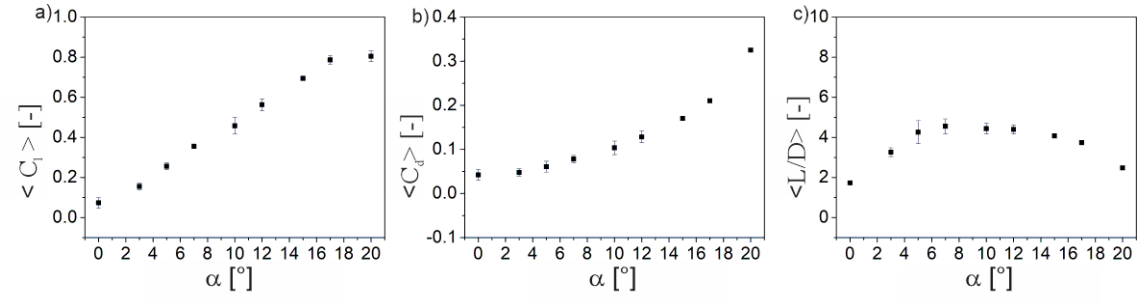
Jest to miara efektywności aerodynamicznej samolotu lub skrzydła i określa, ile siły nośnej można wygenerować w stosunku do oporu aerodynamicznego. Im wyższy stosunek L/D [-] tym bardziej efektywny jest profil aerodynamiczny – samolot może lecieć na większą odległość przy mniejszym zużyciu energii [143].

Dokładność przeprowadzonych pomiarów oceniono poprzez analizę niepewności pomiarowej w dwóch różnych konfiguracjach: bez mikrocylindra (Rys. 4.8 .) oraz z mikrocylindrem o rozmiarze $d/c = 0.015$ [-] w lokalizacji L_1p_1 (Rys. 4.9 .). Pomiar został powtórzony trzykrotnie w każdej konfiguracji, co pozwoliło na szczegółową analizę wyników i ocenę precyzji

uzyskanych danych. W niniejszym opisie przedstawiono szczegółową analizę wyników uzyskanych dla obu przypadków, ilustrowanych odpowiednimi wykresami.



Rysunek 4.8. Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla profilu NACA 0012 bez mikrocylindra dla różnych kątów natarcia α a) współczynnik siły nośnej C_L [-], b) współczynnik oporu C_D [-], c) efektywność aerodynamiczna L/D [-].



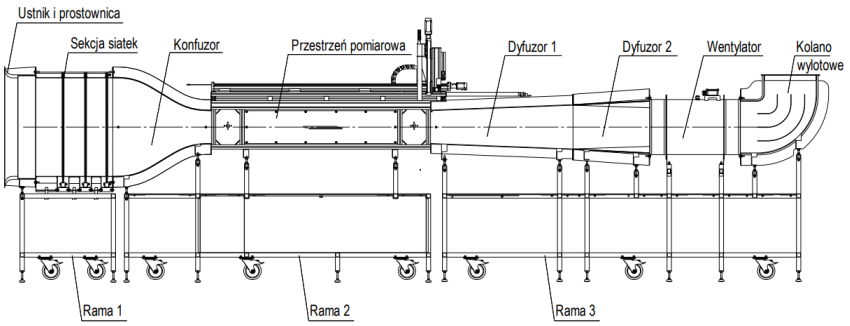
Rysunek 4.9. Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o przekroju kołowym i rozmiarze $d/c = 0.015$ [-] w L_1p_1 dla różnych kątów natarcia 0° - 20° a) współczynnik siły nośnej C_L [-], b) współczynnik oporu C_D [-], c) efektywność aerodynamiczna L/D [-].

Wykres a) przedstawia zależność współczynnika siły nośnej C_L [-] od kąta natarcia α [°]. Można zaobserwować, że wartość współczynnika C_L [-] zwiększa się wraz z rosnącym kątem natarcia. Na wykresie znajdują się również pionowe linie błędu, które reprezentują niepewność pomiarów dla każdego z punktów danych. Wartości współczynnika C_L [-] rosną stopniowo od wartości bliskiej 0 przy $\alpha = 0$ [°], osiągając około 1 przy $\alpha = 20$ [°]. Widoczna niepewność jest niewielka, co świadczy o dobrej precyzji i wiarygodności wyników pomiarów. Na wykresie b) pokazano zależność współczynnika oporu C_D [-] od kąta natarcia α [°]. Współczynnik C_D [-] również wzrasta wraz ze zwiększaniem kąta natarcia, przy czym wartości te wahają się od około 0 przy $\alpha = 0$ [°] do około 0,3 przy $\alpha = 20$ [°]. Tak jak w przypadku poprzedniego wykresu, również tutaj uwzględniono linie błędu dla każdego punktu danych, które pokazują niepewność pomiarów. Wykres c) obrazuje efektywność aerodynamiczną L/D [-] w zależności od kąta natarcia α [°]. Na początku efektywność ta wzrasta, osiągając maksimum przy kącie natarcia wynoszącym 6-8 stopni, po czym zaczyna spadać w miarę dalszego wzrostu kąta

natarcia. Na tym wykresie także dodano pionowe linie błędu, które wskazują zakres niepewności związany z każdym pomiarem.

4.3. Stanowisko badawcze i obiekt badań

Pomiary metodą PIV przeprowadzono w Laboratorium Aerodynamiki Środowiska Katedry Maszyn Cieplnych Politechniki Częstochowskiej. Do badań początkowo wykorzystano tunel aerodynamiczny o obiegu otwartym (Rys. 4.10 .). Sekcja pomiarowa miała przekrój kwadratowy o wymiarach 0.3 x 0.3 x 2 [m]. Maksymalna prędkość jaką można uzyskać w tunelu otwartym to ok. 40 [m/s]. Intensywność turbulencji wynosiła ≤ 0.5 %.



Rysunek 4.10. Schemat tunelu aerodynamicznego o obiegu otwartym.

Ze względu na zbyt krótką przestrzeń pomiarową, posiew, który wprowadzano za pomocą generatora nie był w stanie w sposób jednorodny wypełnić sekcji pomiarowej, co niestety wprowadzało komplikacje w przeprowadzeniu eksperymentu. Dlatego też w celu rozwiązania problemu, tunel został przebudowany w taki sposób, aby możliwe było zawracanie przepływu z wylotu na wlot, co okazało się być kluczowe przy zapewnieniu jednorodnego rozkładu posiewu w sekcji pomiarowej.

Badania eksperymentalne przeprowadzono z wykorzystaniem systemu PIV i oprogramowania firmy DANTEC DYNAMICS. Źródłem oświetlenia był laser dwupulsowy Nd:YLF (Litron) o długości fali 527 [nm], maksymalnej częstotliwości powtarzania 10 [kHz], energii impulsu 10 [mJ] (strojonej na 1 [kHz]) i odpowiadającej mocy 10 [W] na jedną wiązkę lasera. Do rejestracji oświetlanego obszaru wykorzystano kamerę CMOS SpeedSense VEO340 wyposażoną w obiektyw Nikon Nikkor 50 [mm] o rozdzielczości 1280 x 800 pikseli i pamięci wewnętrznej

8 GB, która pozwalała uzyskać 3000 podwójnych zdjęć na sekundę. Cząsteczkami znacznikowymi, były krople oleju DEHS, o przybliżonej wielkości $\sim 1\ \mu$m

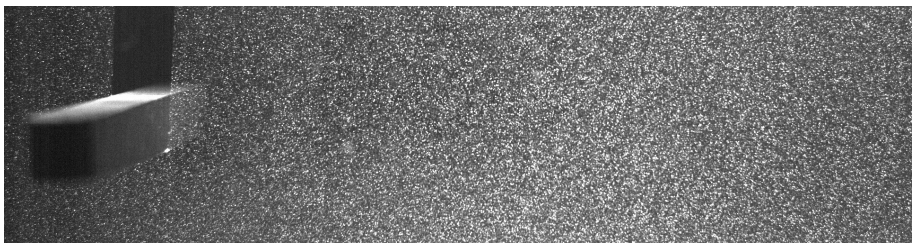
Rysunek 4.11. Stanowisko pomiarowe.

Pasywne metody kontroli przepływu są stosowane w celu opóźnienia separacji przepływu już od wielu lat. Mimo iż w literaturze można znaleźć wiele prac poświęconych tematyce pasywnej kontroli separacji przepływu, wciąż wiele rozwiązań nie zostało jeszcze dogłębnie przebadanych. Wybór obiektu niniejszych badań, został poprzedzony skrupulatnym przeglądem literatury, jak również wieloma testami. Już na początku prac eksperymentalnych pojawiło się wiele problemów technicznych, które wymagały modyfikacji wcześniej poczynionych założeń. Zbyt duży rozbłysk, czy topienie się obiektów wydrukowanych z PLA (poliaktydu) to tylko przykładowe problemy napotkane w czasie realizacji prac badawczych.

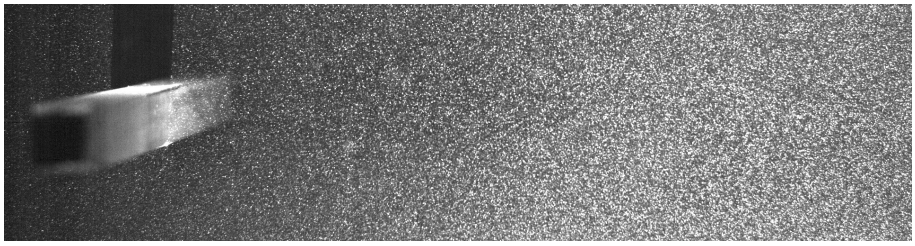
Obiektem badań był profil NACA 0012. Początkowo wykonano go z tworzywa sztucznego PLA (poliaktyd) za pomocą druku 3D. Jednak po przeprowadzeniu kilku pomiarów testowych, okazało się, że dolna powierzchnia płata, w miejscu skupienia wiązki lasera, podtapia się, co wpływało na końcowy wynik pomiarów. Dlatego też, zdecydowano o wykonaniu profilu płata lotniczego z drewna brzozowego przy użyciu frezarki CNC. Następnie został on pokryty szpachlą i pomalowany czarną, matową farbą.

Po rozwiązaniu powyższego problemu, okazało się, że w czasie pomiaru na powierzchni ssącej profilu tworzy się rozbłysk, który znacznie uniemożliwia realizację pomiarów.

Rozwiązanie takiego problemu było poszukiwane w literaturze już wcześniej, gdzie w pracach [144, 145] autorzy, wykonywali prace eksperymentalne z użyciem Rodaminy 6G. Test, aby nie uszkodzić profilu NACA 0012, został przeprowadzony na obiekcie wykorzystanym w pierwszym etapie badań, cylindrze o przekroju kwadratowym (Rys. 4.12 .). W tym przypadku jednak okazała się ona nieskuteczna (Rys. 4.13 .). Inną często wykorzystywaną metodą w redukcji odblasków jest zastosowanie taśmy termoizolacyjnej, która w rozpatrywanym przypadku dała zadowalający efekt.



Rysunek 4.12. Pomiar cylindra o przekroju kwadratowym bez zastosowania farby z Rodaminą 6G.



Rysunek 4.13. Pomiar cylindra o przekroju kwadratowym z zastosowaniem farby z Rodaminą 6G.

Podczas dalszych przygotowań do przeprowadzenia eksperymentu, opracowano mechanizm zmiany kąta natarcia α profilu NACA 0012. Mechanizm zaprojektowano w programie SOLIDWORKS, a następnie wydrukowano na drukarce 3D z PLA (poliaktydu). Była to tablica z oznaczeniem kątów oraz wskazówka, którą zamontowano do mocowania profilu (Rys. 4.14 .).

Rysunek 4.14. Mechanizm zmiany kąta natarcia oraz montaż płata w tunelu aerodynamicznym.

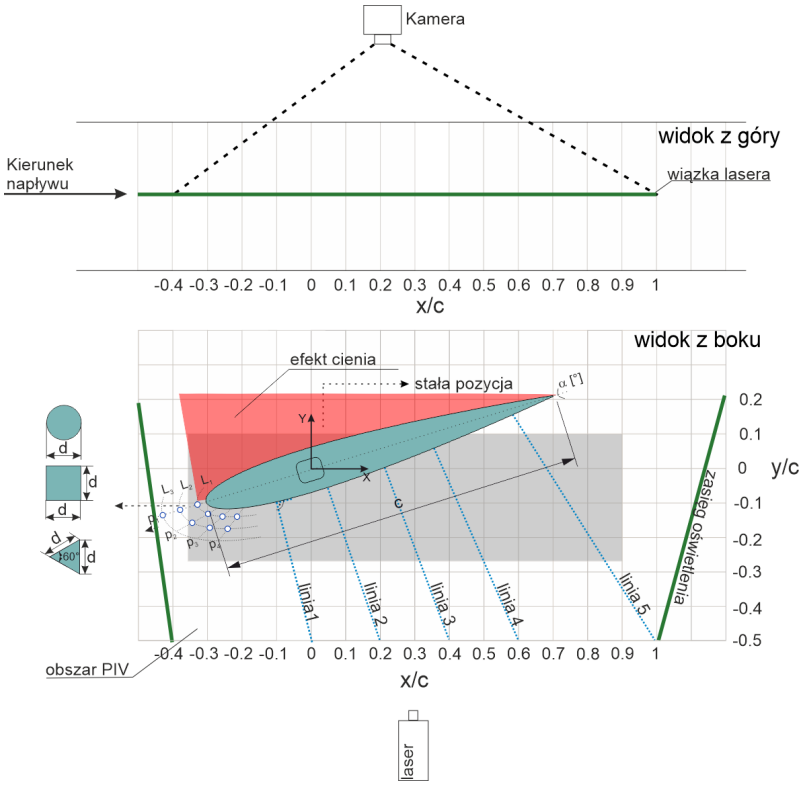
W efekcie możliwa była precyzyjna zmiana kąta natarcia z dokładnością do 0.5° . Kolejnym krokiem było opracowanie techniki montażu mikrocylindra w sąsiedztwie krawędzi natarcia profilu NACA 0012. Początkowo wykonano ramię ze stali, montowane na ruchomym trawersie, w celu ułatwienia zmiany jego lokalizacji. Niestety, ramię ze względu na swoją długość okazało się zbyt mało sztywne i za bardzo podatne na drgania, przez co nie możliwe było osiągnięcie powtarzalności wyników. Dlatego zdecydowano o wykonaniu projektu w programie SOLIDWORKS uchwytów do montażu mikrocylindra, na drukarce 3D z PLA (poliaktydu). Nowe uchwyty montowane były na profilu NACA 0012 i zawierały już sloty, w których możliwe było precyzyjne mocowanie mikrocylindra względem przedniej krawędzi profilu.

Rysunek 4.15. Płat NACA 0012 z systemem montażu mikrocylindra.

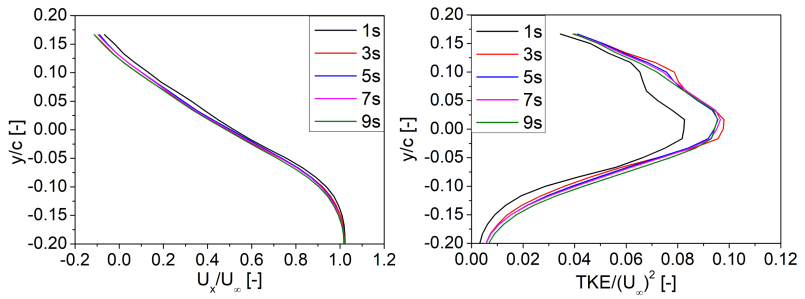
Badania profilu NACA 0012 przeprowadzono z częstotliwością 600 [Hz] i czasem rejestracji 5 [s], ponieważ po wstępnych testach czas ten okazał się wystarczający do dalszych badań, a pozwoliło to na skrócenie czasu analizy zarejestrowanych wyników. Otrzymano 3000 par zdjęć o rozdzielczości 1920x800 pikseli. Na schemacie (Rys. 4.16 .) zaznaczono linią miejsce pobrania profilu (linia 5), który został porównany po czasie 1 [s], 3 [s], 5 [s], 7 [s], 9 [s] (Rys. 4.17 .).

Analizując przedstawione wykresy, stwierdzono, że wyniki U_x/U_∞ [-] i TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla czasu 3 [s] i 5 [s] są do siebie bardzo zbliżone, natomiast czas 1s byłby za krótki, by otrzymać nie zafałszowane wyniki. Pomiar przepływu wokół profilu NACA 0012 wykonano dla liczby Reynoldsa, $Re = 66400$ [-], wyznaczonej w oparciu o prędkość wlotową wynoszącą 5 [m/s], natomiast wymiarem charakterystycznym była cięciwa płata wynosząca c = 0.2 [m].

Po zapoznaniu się z literaturą, przed dodaniem mikrocylindra przed przednią krawędzią profilu NACA 0012, postanowiono zbadać przepływ wokół ciał nieopływowych (mikrocylindrów) o różnych przekrojach: cylinder o przekroju okrągłym, cylinder o przekroju kwadratowym oraz cylindry o przekroju trójkątnym. Cylindry o przekroju trójkątnym miały różny kąt wierzchołkowy:

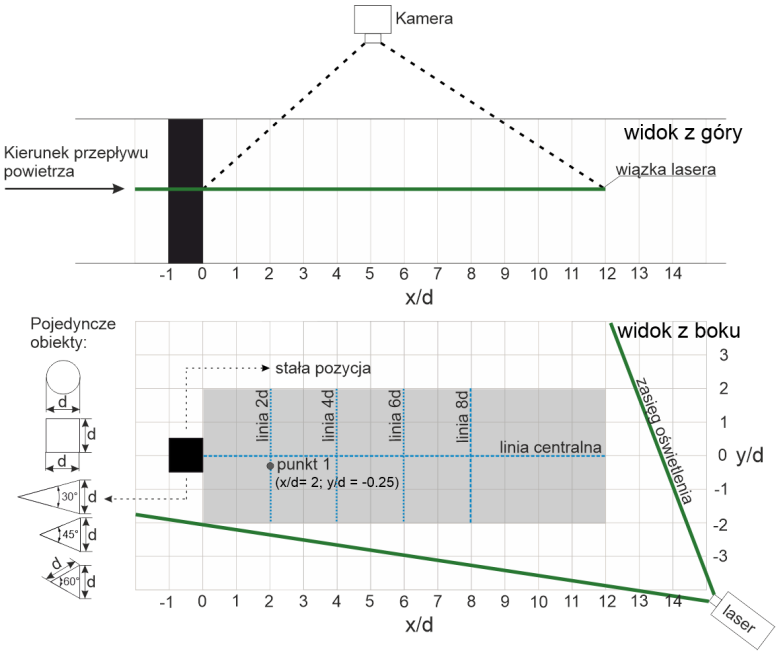


Rysunek 4.16. Schemat stanowiska pomiarowego do badania przepływu w otoczeniu profilu NACA 0012 metodą PIV z zaznaczeniem lokalizacji mikrocylindra o różnych przekrojach.



Rysunek 4.17. Porównanie pobranych danych z linii 5: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] i znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w czasie.

$30°, 45°, 60°$ (Rys. 4.18). Przepływ wokół każdego z cylindrów został zbadany dla dwóch liczb Reynoldsa: 5 000 [-] i 10 000 [-]. Wymienione powyżej cylindry wykonano z tworzywa sztucznego PLA (poliaktyd) za pomocą technologii druku 3D. Jedynie cylinder o przekroju kołowym był wykonany ze stali, a następnie pomalowano go czarną, matową farbą. Cylindry montowano na bocznej ścianie tunelu, za pomocą śrub. Wiązkę lasera skierowano od dołu, prostopadle do powierzchni obiektów. Kamerę, umieszczono na wprost obiektów, na ruchomym trawersie, aby ułatwić jej precyzyjne ustawienie.



Rysunek 4.18. Schemat stanowiska pomiarowego do badania przepływu wokół mikrocylindrów o różnych kształtach.

Schemat stanowiska pomiarowego do analizy przepływu wokół mikrocylindrów przedstawiono na rysunku 4.18. Zielonymi liniami została zaznaczona wiązka lasera, która oświetlała obiekty. Ciemnoszarym kolorem został zaznaczony obszar, który rejestrowała kamera. Cylindry zawsze znajdowały się w tym samym miejscu. Punkt zerowy ustawiono na tylnej krawędzi obiektów. Dodatkowo na schemacie zaznaczono linie, z których pobrano dane do przedstawienia wyników w postaci profili prędkości. Pomiary PIV, przepływu wokół ciał nieopływowych przeprowadzono z częstotliwością 600 [Hz] i czasem rejestracji 10 [s], aby precyzyjnie ocenić wielkości statystyczne. Dało to 6000 par obrazów uzyskanych w rozdzielczości 1920×500 pikseli.

5 Wyniki badań eksperymentalnych

Prezentację wyników rozpoczęto od przedstawienia map konturowych dotyczących przepływu wokół profilu NACA 0012 dla różnych kątów natarcia α = 13° - 19° dla $Re = 66400$ [-]. Badania przeprowadzono w celu wyodrębnienia kąta natarcia, przy którym dochodzi do znacznego oderwania warstwy, i który to kąt zostałby wybrany do dalszych badań. Następnie przedstawiono wyniki wokół ciał nieopływowych o różnych przekrojach, aby mieć szczegółowy wgląd w generowany przez nie ślad. Badania przeprowadzono dla dwóch liczb Reynoldsa: $Re = 5000$ [-] i $Re = 10000$ [-].

W kolejnym etapie analiza obejmowała profil NACA 0012 przy dużym kącie natarcia wynoszącym α = 17° (wybranym na podstawie analizy opisanej wcześniej), z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o średnicy $d/c = 0,005$ [-], $d/c = 0,010$ [-], $d/c = 0,015$ [-] lub $d/c = 0,020$ [-]. Wpływ każdego z mikrocylindrów na przepływ przeanalizowano w pozycjach: p_1, p_2, p_3, p_4, wzdłuż linii L_1 i L_2, co pokazano na rysunku 4.16. W tym przypadku liczba Reynoldsa również wynosiła 66400 [-]. W ostatnim etapie badań, po przeprowadzeniu analizy przepływu wokół mikrocylindra o przekroju kołowym oraz wybraniu najbardziej korzystnego rozmiaru i położenia względem profilu NACA 0012, przeprowadzono analizy z mikrocylindrami o innych kształtach: kwadratowym i trójkątnym, o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-]. Badania te wykonano dla pozycji p_1 wzdłuż linii L_1 i L_2 oraz dodatkowo dla L_3. Po uzyskaniu najkorzystniejszego efektu dla linii L_2, postanowiono sprawdzić, jak dalsze odsunięcie mikrocylindra od krawędzi natarcia wpłynie na opóźnienie oderwania warstwy przyściennej. Dodatkowo, w rozdziale przedstawiono wyniki dla niekorzystnej pozycji L_2p_2, w celu sprawdzenia, czy podobny efekt wystąpi także dla mikrocylindra o przekroju kwadratowym i trójkątnym.

Dla każdej badanej konfiguracji przeanalizowano mapy konturowe znormalizowanych wielkości: składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] oraz ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla profilu NACA 0012 oraz $\omega d/U_\infty$ [-] dla pojedynczych ciał nieopływowych.

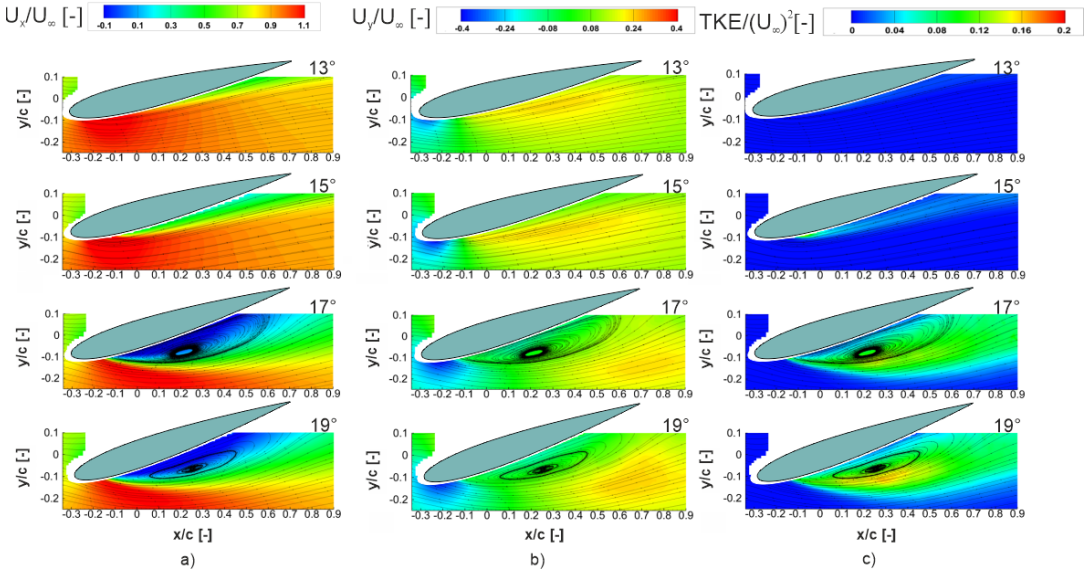
Kolejną metodą badawczą zastosowaną w eksperymencie była waga aerodynamiczna, urządzenie umożliwiające precyzyjny pomiar sił aerodynamicznych działających na obiekty w tunelu aerodynamicznym. Zastosowana waga umożliwiła pomiar siły nośnej oraz oporu, co pozwoliło na dokładną analizę właściwości aerodynamicznych profilu. Przedstawiono również wyniki współczynników siły nośnej C_L [-], oporu aerodynamicznego C_D [-] oraz efektywności aerodynamicznej L/D [-] w formie wykresów. Dodatkowo, dla różnych kształtów mikrocylindra (kołowy, kwadratowy oraz trójkątny) zaprezentowano znormalizowane profile składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] oraz znormalizowane profile energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-], które pobrano poniżej powierzchni ssącej (Rys. 4.16 .). Szczególnie interesującym wynikiem jest analiza pola powierzchni strefy separacji, znormalizowanego względem referencyjnego pola oderwania (bez mikrocylindra). To porównanie pozwala zobrazować wpływ mikrocylindra na rozmiar pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej. W przypadkach, w których mikrocylinder nie spowodował całkowicie oderwania warstwy przyściennej, zaobserwowano zróżnicowane efekty – od niewielkiego zmniejszenia po znaczące zwiększenie obszaru separacji. Analizę wyników rozpoczęto od badania profilu NACA 0012, który stanowił podstawowy przypadek referencyjny bez mikrocylindra. W badaniach uwzględniono różne wartości wysokich kątów natarcia, by zbadać ich wpływ na charakterystykę aerodynamiczną profilu. Wyniki te posłużyły jako punkt odniesienia dla dalszych analiz z wykorzystaniem mikrocylindra.

5.1. Profil NACA 0012

W pierwszym etapie eksperymentu skoncentrowano się na analizie przepływu wokół profilu NACA 0012 dla różnych kątów natarcia, mając na celu określenie kąta, w którym dochodzi do znaczącego oderwania warstwy przyściennej.

Prezentację wyników rozpoczęto od przedstawienia map konturowych: znormalizowanej

składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] (Rys. 5.1 . a), znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-] (Rys. 5.1 . b) oraz znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] (Rys. 5.1 . c) dla różnych kątów natarcia α: 13°, 15°, 17° i 19°. Mapy te pozwalają zaobserwować zmiany w przepływie wokół profilu NACA 0012 wraz ze wzrostem kąta natarcia.

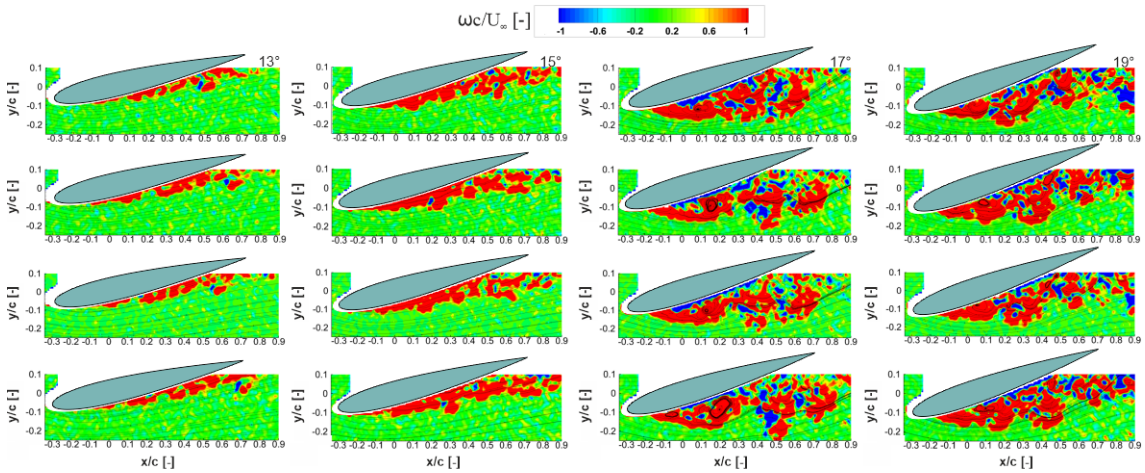


Rysunek 5.1. Mapy konturowe: a) znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-] c) znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla wybranych kątów natarcia α: 13°, 15°, 17°, 19° bez mikrocylindra, $Re = 66400$ [-].

Maksymalną prędkość w obszarze powierzchni ssącej profilu x/d od - 0,2 do 0,1 zaobserwowano dla kątów α = 13° i 15°. Kolorem zielonym w przedstawionej skali oznaczono niższe wartości prędkości wynoszące około 0,5 [-], obszary tych prędkości dla wymienionych kątów znajdują się pod powierzchnią ssącą profilu. Linie prądu są wygładzone i równoległe do profilu, co sugeruje stabilny przepływ. Wraz ze wzrostem kąta natarcia do α = 17° i 19°, obszar o ujemnych wartościach prędkości znacznie się powiększa x/d od -0.1 do 0.8 [-], co wskazuje na separację warstwy przyściennej oraz powstawanie recyrkulacji na powierzchni ssącej profilu. Zjawisko to, jest charakterystyczne dla dużych kątów natarcia i prowadzi do powstania wirów, destabilizujących przepływ, co wpływa na zmniejszenie siły nośnej i zwiększenie oporu aerodynamicznego. Mapy konturowe znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-] obrazują wpływ kąta natarcia na kierunek i strukturę przepływu poprzecznego. W przypadku kątów α = 13° i 15° linie prądu są wygładzone, co oznacza stabilny przepływ, w którym nie powstają zawirowania. Taki stan przepływu jest pożądany w kontekście optymalnej aerodynamiki, ponieważ zapewnia minimalne zaburzenia przepływu i

efektywne generowanie siły nośnej. Jednak przy kątach α = 17° i 19° pojawiają się znaczne zawirowania, będące skutkiem separacji warstwy przyściennej. W rezultacie tworzą się intensywne turbulentne struktury w obszarze recyrkulacji. Mapy konturowe znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] ilustrują intensywność turbulencji w przepływie wokół profilu NACA 0012. Dla kąta natarcia α = 13° poziom TKE jest niemal zerowy, co wskazuje na przepływ laminarny bez znaczących zaburzeń turbulentnych. Wraz ze wzrostem kąta natarcia do α = 15°, TKE/$(U_\infty)^2$ [-] pozostaje na niskim poziomie, sugerując jedynie początkowe stadium niestabilności przepływu. Przy kątach α = 17° i 19° następuje gwałtowny wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] nawet do $0,16$, co jest bezpośrednio związane z separacją warstwy przyściennej i formowaniem się wirów. Wysokie wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-] wskazują na intensywną wymianę energii między przepływem głównym, a strukturami turbulentnymi. Zjawisko to prowadzi do zwiększenia oporu aerodynamicznego oraz zmniejszenia efektywności generowania siły nośnej.

Na rysunku 5.2. pokazano ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] wokół profilu NACA 0012 dla różnych kątów natarcia: α = 13°, 15°, 17° i 19°. Wirowość została wyznaczona na podstawie danych uzyskanych metodą PIV, która umożliwia szczegółową analizę struktury przepływu, w tym identyfikację obszarów o różnych charakterystykach wirów. Każdy z obrazów został pobrany w odstępie czasu $\Delta T = 0,004$ [s]. Mapa kolorów wskazuje poziomy wirowości, przy czym kolor czerwony oznacza wirowość dodatnią, a niebieski ujemną. Wirowość dodatnia wskazuje na rotację wiru w kierunku prawym, natomiast wirowość ujemna wskazuje na rotację wiru w przeciwnym kierunku do wskazówek zegara (w kierunku lewym).

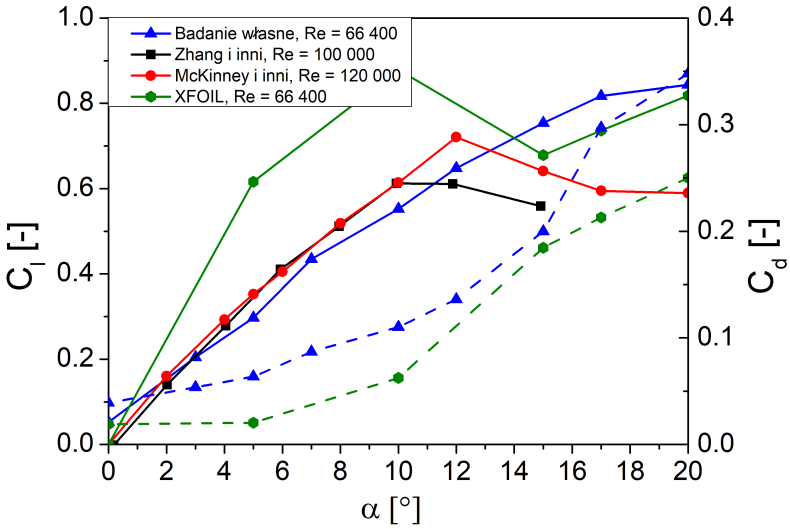


Rysunek 5.2. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla wybranych kątów natarcia α: 13°, 15°, 17°, 19°, $Re = 66400$ [-].

Przepływ wokół profilu NACA 0012 pozostaje stabilny, bez dużych zawirowań dla kąta natarcia $\alpha = 13^\circ$, co oznacza, że linie prądu są równoległe i uporządkowane, a zawirowania w przepływie są minimalne. Poniżej powierzchni ssącej profilu widoczne są pola dodatniej wirowości. Obszar ten jest wąski, a warstwa przyścienna przylega do powierzchni profilu, co zapobiega powstawaniu recyrkulacji. Przy wzroście kąta natarcia do $\alpha = 15^\circ$, widoczne jest zwiększenie dodatniej wirowości w obszarze ssącej powierzchni profilu. Przy tym kącie natarcia, przepływ zaczyna wykazywać oznaki niestabilności, choć jest to nadal głównie przepływ laminarny. Zwiększona wirowość może być również wynikiem rozwoju cienkiej warstwy przyściennej, która jest bardziej podatna na niestabilności, takie jak powstawanie małych, losowych wirów. Linie prądu nadal nie wykazują znaczących zawirowań, co wskazuje na to, że warstwa przyścienna jeszcze nie uległa oderwaniu. Niestabilny przepływ staje się wyraźny przy kącie natarcia $\alpha = 17^\circ$. Powiększone obszary zarówno dodatniej, jak i ujemnej wirowości wskazują na występowanie silniejszych zawirowań i niestabilności. Wirowość ujemna, która staje się bardziej widoczna w tej konfiguracji, jest oznaką wirów o rotacji w kierunku lewym, co sugeruje, że dochodzi do lokalnych zjawisk separacji przepływu. W tej sytuacji, warstwa przyścienna zaczyna się odrywać od powierzchni profilu. To separacja warstwy przyściennej jest odpowiedzialne za powstanie dużych struktur wirowych, które generują recyrkulację i powodują istotne zmiany w charakterze przepływu, takie jak zwiększona turbulencja i niestabilności aerodynamiczne. Przepływ wokół profilu NACA 0012 dla kąta $\alpha = 19^\circ$ staje się wysoce turbulentny, z wyraźnymi dużymi obszarami zarówno dodatniej, jak i ujemnej wirowości. Intensywność i skala tych zawirowań wskazują na pełną separację warstwy przyściennej, co prowadzi do powstania dużych, nieregularnych wirów, które dominują w przepływie. W tej sytuacji, przepływ jest chaotyczny, a linie prądu pokazują znaczne zawirowania i mieszanie się strumieni. Separacja przepływu powoduje gwałtowny spadek siły nośnej i znaczny wzrost oporu aerodynamicznego, co w warunkach rzeczywistych mogłoby doprowadzić do przeciągnięcia, czyli stanu, w którym profil traci zdolność do generowania wystarczającej siły nośnej.

Wyniki otrzymane metodą PIV, zostały uzupełnione o dane pochodzące z pomiaru wagą aerodynamiczną. Na rysunku 5.3. przedstawiono porównanie przypadku referencyjnego bez mikrocylindra z danymi literaturowymi. Kolorem niebieskim z symbolem trójkąta oznaczono badany przypadek referencyjny, kolorem czarnym z symbolem kwadratu wyniki z pracy [146], a kolorem czerwonym z symbolem koła wyniki z pracy [147]. Dane uzyskane z programu XFOIL, wykorzystywanego do obliczeń współczynników aerodynamicznych dla różnych profili,

zaznaczono kolorem zielonym z symbolem sześciokąta. Liniami ciągłymi zaznaczono współczynnik siły nośnej C_L [-], a liniami przerywanymi współczynnik oporu C_D [-]. Wyniki dla przypadku referencyjnego wykazują zgodność z danymi literaturowymi w zakresie kątów natarcia $\alpha = 0^\circ$ - 12°. Przy wyższych kątów natarcia $\alpha = 15^\circ$ - 20° zgodność jest mniejsza.



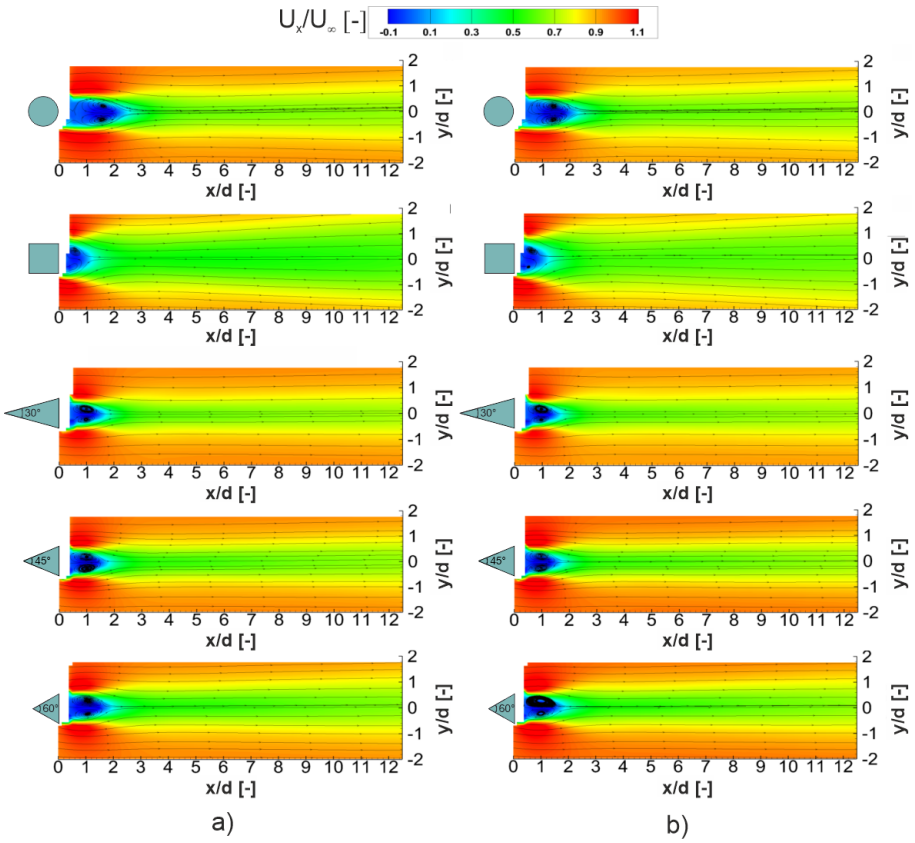
Rysunek 5.3. Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik siły oporu C_D [-], porównanie wyników badań własnych z literaturą [146, 147] oraz danymi z programu XFOIL.

Do dalszych badań wybrano kąt natarcia wynoszący $\alpha = 17^\circ$, ponieważ przy tej wartości kąta zaobserwowano wyraźne zjawisko oderwania warstwy przyściennej, które istotnie wpływa na właściwości aerodynamiczne profilu NACA 0012. Separacja warstwy przyściennej prowadzi do zmniejszenia siły nośnej oraz zwiększenia oporu aerodynamicznego, co w konsekwencji obniża wydajność aerodynamiczną profilu i może prowadzić do destabilizacji przepływu w jego otoczeniu. W związku z tym wybór kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ był uzasadniony ze względu na jego znaczenie w kontekście pogorszenia charakterystyk aerodynamicznych oraz potrzebę opracowania efektywnych metod przeciwdziałania temu zjawisku.

5.2. Mikrocylindry o różnych kształtach i rozmiarach

W tym rozdziale przedstawiono wyniki badań śladu generowanego przez mikrocylindry o różnych przekrojach: kołowym, kwadratowym oraz trójkątnym o kątach wierzchołkowych: 30°,

$45°$, $60°$. Zaprezentowano mapy konturowe znormalizowanych składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] oraz ewolucję wirowości w czasie $\omega c/U_\infty$ [-]. Obliczono również liczbę Strouhala i porównano ją z wynikami dostępnymi w literaturze. Dodatkowo zaprezentowano profile prędkości, które ukazują szerokość śladu generowanego przez każdy z analizowanych kształtów mikrocylindra.

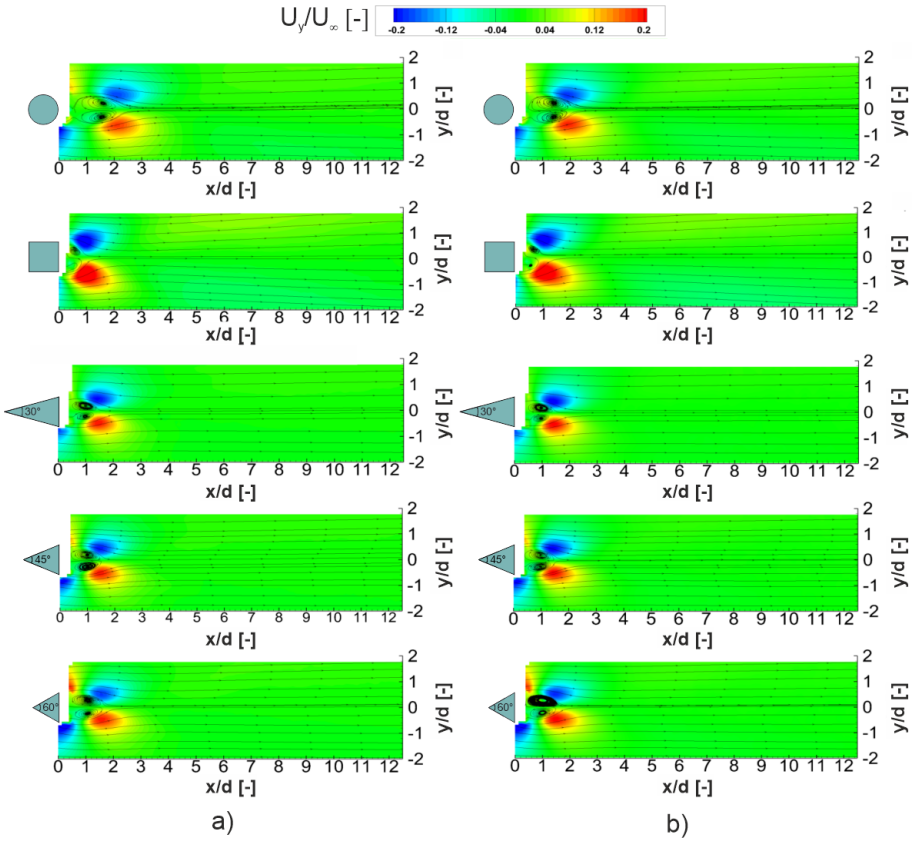


Rysunek 5.4. Mapy konturowe: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o różnych przekrojach: a) $Re = 5000$ [-], b) $Re = 10000$ [-].

Na rysunku 5.4. przedstawiono mapy konturowe znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ dla mikrocylindrów o przekroju kołowym, kwadratowym i trójkątnym. Po lewej stronie pokazano wyniki dla $Re = 5000$ [-], natomiast po prawej dla $Re = 10000$ [-]. Na mapach nałożono linie prądu, by wyeksponować struktury przepływu, szczególnie w obszarze śladu. Z analizy tych map wynika, że cylinder o przekroju kwadratowym generuje szerszy ślad niż cylindry o przekroju trójkątnym, co jest efektem płaskiej przedniej krawędzi. Cylinder trójkątny o kącie wierzchołkowym $30°$ generuje najwęższy ślad. Obszary z ujemnymi wartościami prędkości za badanymi obiektami reprezentują recyrkulację przepływu, co obrazują linie prądu. Dla cylindra o przekroju kołowym obszar recyrkulacji jest najdłuższy w kierunku przepływu, podczas gdy dla cylindrów trójkątnych obszar ten jest dłuższy niż w

przypadku cylindrów kwadratowych, a wartości prędkości ujemnych są wyższe.

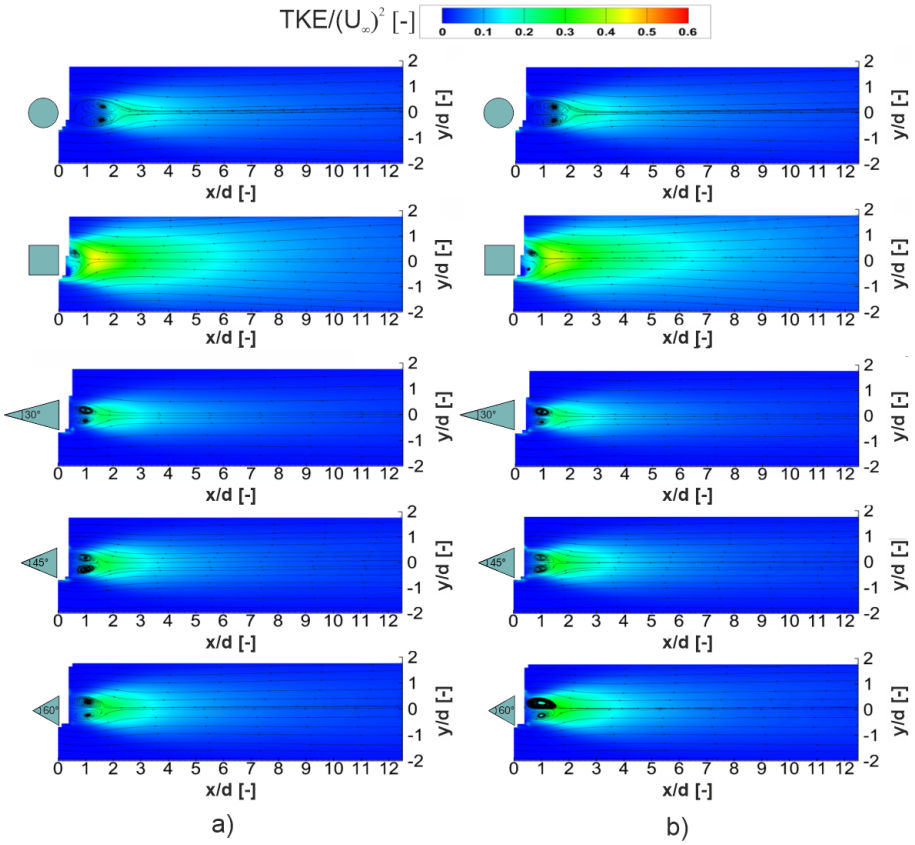
Na rysunku 5.5. przedstawiono znormalizowaną składową poprzeczną prędkości średniej U_y/U_∞ [-] dla dwóch wartości liczby Reynoldsa: 5000 [-] i 10000 [-], dla wszystkich badanych kształtów mikrocylindrów. Obszary z wyraźnymi ekstremami lokalnymi (ujemnymi i dodatnimi, wynikającymi z tworzenia się wirów przy ścianach bocznych obiektów) zajmują większą szerokość poprzeczną w przypadku cylindra o przekroju kwadratowym, kosztem ich wydłużenia w cylindrze trójkątnym.



Rysunek 5.5. Mapy konturowe: znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o przekroju kołowym, kwadratowym i trójkątnym: $30°$, $45°$, $60°$ dla: a) $Re = 5000$ [-], b) $Re = 10000$ [-].

Kolejne mapy konturowe przedstawione na rysunku 5.6. dotyczą znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. Największy wzrost tej wartości zaobserwowano bezpośrednio za tylną krawędzią cylindra o przekroju kwadratowym, natomiast najmniejszy wzrost odnotowano dla cylindra o przekroju kołowym, w odległości ok. $x/D = 2$ [-] za tylną krawędzią. Wzrost wartości znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji obserwowano również za mikrocylindrami o przekroju trójkątnym, przy czym mikrocylinder o kącie wierzchołkowym $30°$, wykazał najmniejszy wzrost w porównaniu do cylindrów o kątach

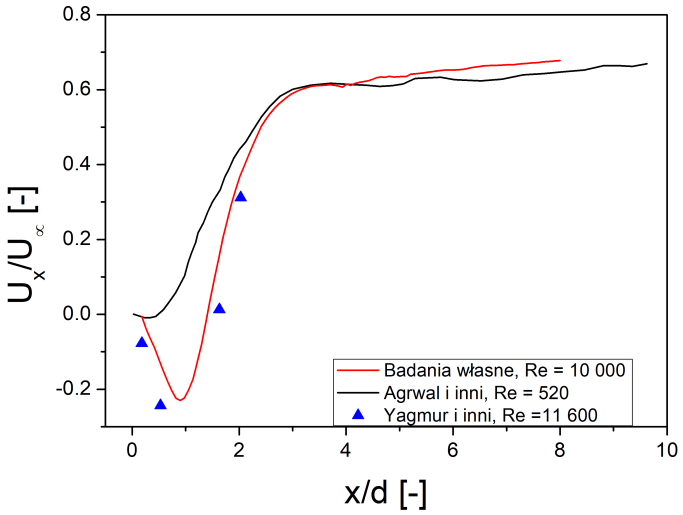
wierzchołkowych $45°$ i $60°$.



Rysunek 5.6. Mapy konturowe: znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindrów o różnych kształtach: a) $Re = 5000$ [-], b) $Re = 10000$ [-].

Cylinder o przekroju trójkątnym był przedmiotem szczególnego zainteresowania w wielu pracach badawczych, dlatego porównano wyniki PIV z dostępnymi danymi literaturowymi. W tym celu zastosowano wyniki z dwóch różnych źródeł: [125, 129]. Pierwsza z nich [125] przedstawia wyniki uzyskane dla cylindra o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym $45°$ dla mniejszej liczby Reynoldsa $Re = 520$ [-]. W drugiej pracy [129] przedmiotem badań był przepływ wokół cylindra o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym $60°$ dla $Re = 11600$ [-], co stanowi wartość zbliżoną do tej zastosowanej w niniejszych badaniach.

Na rysunku 5.7. przedstawiono porównanie uzyskanych danych z wynikami prac [125, 129], w postaci znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] zmierzonej wzdłuż linii środkowej za mikrocylindrem o przekroju trójkątnym. Jak można zauważyć, minimum lokalne występuje przy $x/D = 1$ [-], blisko tylnej ściany mikrocylindra. To minimum jest widoczne w badaniach w pracy [129] (dla $Re = 11600$ [-]), natomiast nie występuje w pracy [125] (dla $Re = 520$ [-]). Wskazuje to, że efekt ten można przypisać zmianie Re [-]. Inną



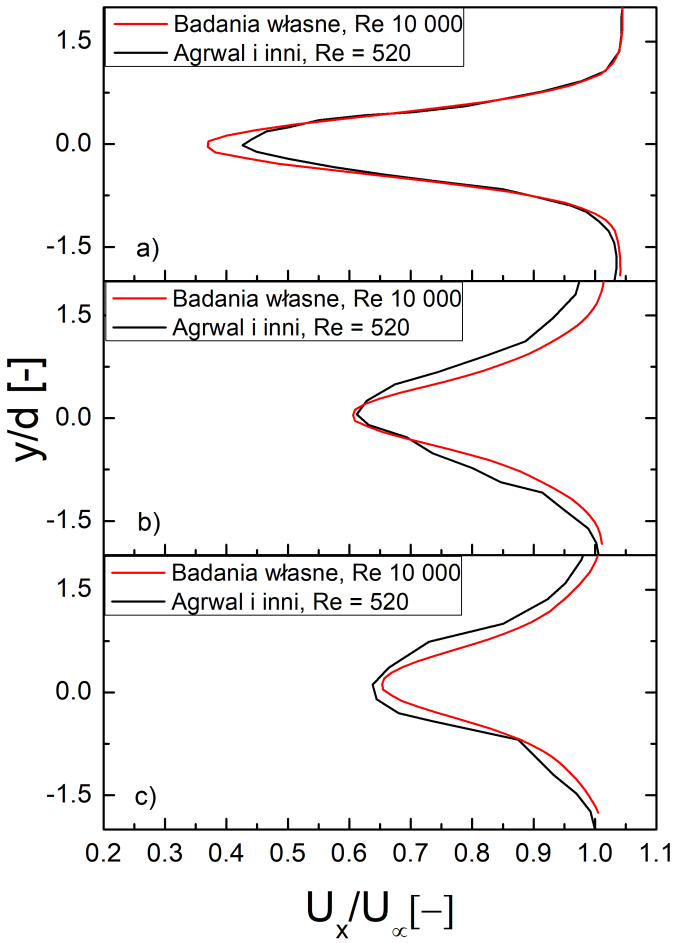
Rysunek 5.7. Porównanie wyników badań własnych cylindra o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym 45° z literaturą.

obserwacją jest przesunięcie lokalnego minimum w badaniach [129] w stronę tylnej ściany obiektu. Efekt ten można przypisać większemu kątowi wierzchołkowemu cylindra o przekroju trójkątnym (60°), zastosowanemu w tych badaniach.

Na rysunku 5.8. przedstawiono porównanie znormalizowanej prędkości wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] uzyskanych dla linii zlokalizowanych w $x/d = 2$ [-], $x/d = 4$ [-] oraz $x/d = 6$ [-]. Wyniki eksperymentu porównano z wynikami z pracy [125]. Choć profile są do siebie zbliżone, zauważalnie szerszy ślad obserwuje się dla dalszych odległości $x/D = 4$ [-] oraz $x/D = 6$ [-] za cylindrem o przekroju trójkątnym dla mniejszej liczby Reynoldsa.

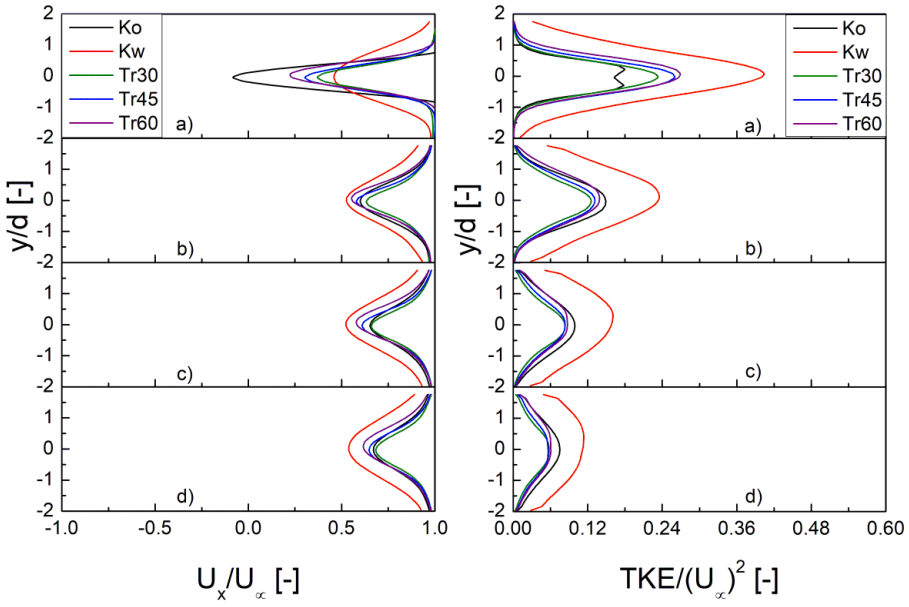
Po analizie przypadku cylindra o przekroju trójkątnym w porównaniu z literaturą, zestawiono profile za wszystkimi badanymi cylindrami (Rys. 5.9 .): o przekroju kołowym, kwadratowym, trójkątnym o kącie wierzchołkowym: 30°, 45°, 60° dla $Re = 5000$ [-], w odległościach: a) $x/d = 2$ [-], b) $x/d = 4$ [-], c) $x/d = 6$ [-] d) $x/d = 8$ [-]. Czarną linią ciągłą zaznaczono mikrocylinder o przekroju kołowym, czerwoną - kwadratowy, zieloną - trójkątny o kącie wierzchołkowym 30°, niebieskim - trójkątny o kącie wierzchołkowym 45° i fioletowym - trójkątny o kącie wierzchołkowym 60°.

Lewy wykres przedstawia rozkład znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], wskazując na deficyt prędkości w śladzie za cylindrami. Najniższe wartości prędkości zaobserwowano za mikrocylindrem o przekroju kołowym (Ko), co wskazuje na



Rysunek 5.8. Porównanie wyników badań własnych dotyczących znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] za cylindrem o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym 60° z danymi literaturowymi w odległości: a) $x/d = 2$ [-], b) $x/d = 4$ [-], c) $x/d = 6$ [-], dla $Re = 10000$ [-].

intensywniejsze zawirowania przepływu. Cylindry o przekroju trójkątnym (Tr30, Tr45, Tr60) generują wąski ślad, natomiast mikrocylinder o przekroju kwadratowym (Kw) charakteryzuje się najszerszym śladem, jednak mniejszym deficytem prędkości, co sugeruje bardziej rozproszony przepływ. Wraz ze wzrostem odległości od cylindra deficyt prędkości maleje, a profile za cylindrami o przekroju kołowym i trójkątnym stają się do siebie bardziej podobne, podczas gdy ślad za cylindrem kwadratowym pozostaje szeroki. Prawy wykres przedstawia profile znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. Z rysunku 5.9. wynika, że cylinder o przekroju kwadratowym (Kw) generuje najwyższe wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-], szczególnie w odległości $x/d = 2$, co wynika z intensywnych zawirowań i dużych gradientów prędkości w śladzie za cylindrem. Wraz z oddalaniem się od cylindra wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-] stopniowo maleją dla wszystkich kształtów, co wskazuje na rozpraszanie energii turbulentnej i stabilizację przepływu. Porównując różne przekroje, można zauważyć, że kształt cylindra



Rysunek 5.9. Porównanie wyników badań własnych znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] i znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] za cylindrem o różnym przekroju w odległościach: a) $x/d = 2$ [-], b) $x/d = 4$ [-], c) $x/d = 6$ d) $x/d = 8$ [-], $Re = 5000$ [-].

znacząco wpływa na charakter przepływu za nim. Cylindry o ostrzejszych kątach wierzchołkowych generują bardziej skoncentrowane zawirowania, podczas gdy cylindry o zaokrąglonych kształtach, jak te o przekroju kołowym, tworzą szerszy, ale mniej intensywny ślad.

W tabeli 5.1. zestawiono wartości liczby Strouhala dla badanych mikrocylindrów: cylindra o przekroju kołowym, kwadratowym, trójkątnym o kątach wierzchołkowych: $30°$, $45°$, $60°$. Miejsce poboru sygnału zaznaczono schematycznie na rysunku 4.18. i znajdowało się w odległości $x/D = 2$ od tylnej krawędzi cylindra. Liczbę Strouhala obliczono dla charakterystycznego wymiaru d dla dwóch dwóch wartości liczby Reynoldsa: 5000 [-] i 10000 [-],

$$St = \frac{f * d}{U_\infty} \tag{5.1}$$

gdzie:

d [m]- średnica lub bok cylindra,

f [Hz]- częstotliwość generowania wirów,

U_∞ [m/s]- prędkość zmierzona na zewnątrz warstwy przyściennej.

Tabela 5.1. Porównanie wartości liczby Strouhala St [-] z literaturą.

cylinder	St [-] $(Re = 5000)$	St [-] $(Re = 10000)$	literatura (St) $ok.(Re = 5000)$	literatura (St) $ok.(Re = 10000)$
Ko	0.2	0.19	0.2 [148]	0.2 [148]
Kw	0.14	0.13	0.134 [149], 0.143 [150]	0.138 [149], 0.143 [150]
Tr30	0.25	0.24	$Re = 520$, 0.23 [125]	-
Tr45	0.23	0.23	$Re = 520$, 0.22 [125]	-
Tr60	0.22	0.21	0.211 [129], $Re = 520$, 0.2 [125]	0.211 [129]

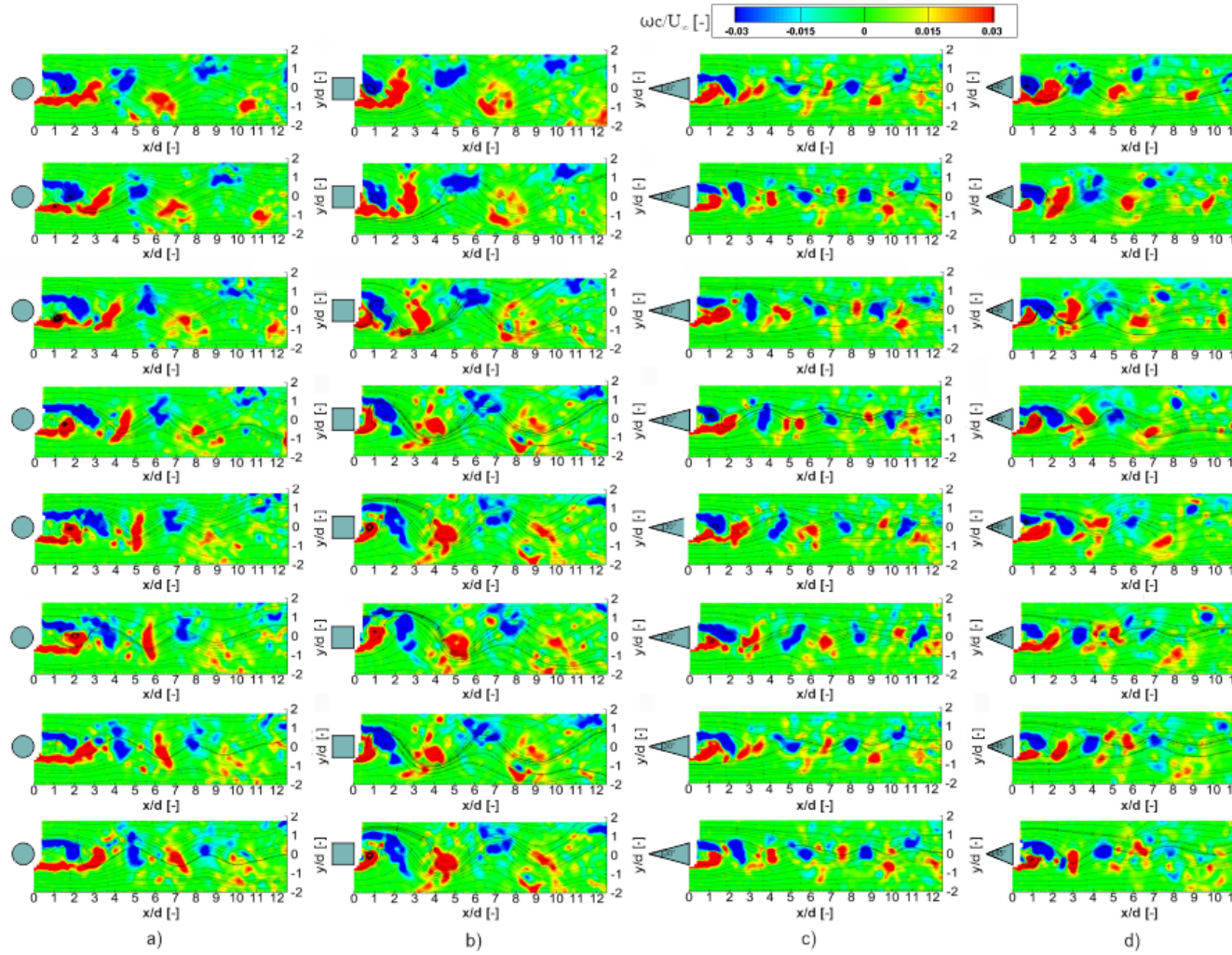
Po obliczeniu liczby Strouhala, otrzymane wyniki porównano z danymi literaturowymi dla podobnych liczb Reynoldsa. W przypadku cylindrów o przekroju trójkątnym, z powodu braku dostępnych danych, porównano je z wynikami uzyskanymi dla niższej liczby Reynoldsa $Re = 520$ [-]. Dla cylindra o przekroju kołowym liczba Strouhala dla $Re = 5000$ [-] wyniosła $0,2$ [-], co jest zgodne z literaturą, natomiast dla $Re = 10000$ [-] otrzymano $St = 0,19$ [-]. Dla cylindrów o przekroju trójkątnym liczba Strouhala była wyższa i wynosząc od 0,21 - 0,25 [-] dla obu wartości liczb Reynoldsa, co jest zbieżne z wynikami literaturowymi. Najniższą wartością liczby Strouhala charakteryzował się cylinder o przekroju kwadratowym, dla którego wyniki wynosiły $St = 0,14$ [-] oraz $St = 0,13$ [-], co jest zgodne z danymi literaturowymi (Tabela 5.1.).

W celu zobrazowania śladu generowanego przez badane ciała nieopływowe na rysunkach: 5.10. oraz 5.11. pokazano mapy konturowe przedstawiające ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], przy czym Δt wynosiła 0,004 [s]. W kolumnie pierwszej przedstawiono mikrocylindery: a) o przekroju kołowym, b) o przekroju kwadratowym, c) o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym 30°, d) o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym 45° i e) o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym 60°. Kolorem czerwonym na mapach konturowych ewolucji wirowości zaznaczono pola dodatnie, natomiast kolorem niebieskim ujemne. Ponadto dodano linie prądu, aby podkreślić struktury przepływu wokół każdego mikrocylindra. Analiza struktur wirowych za cylindrem o przekroju kołowym (Rys. 5.10 . a) oraz Rys. 5.11 . b)) ujawnia naprzemienne tworzenie się dodatniej i ujemnej wirowości, wskazując na dobrze zorganizowaną ścieżkę wirów Kármána. Wirowość jest największa w pobliżu powierzchni mikrocylindra i stopniowo zanika w dalszych obszarach przepływu. Regularne i okresowe formowanie wirów tworzy ślad charakteryzujący się stosunkowo gładkimi liniami prądu, co jest typowe dla przepływu wokół cylindra o przekroju kołowym, skutkując strukturalnym i

przewidywalnym kształtem śladu. Z kolei struktury wirowe za cylindrem o przekroju kwadratowym (Rys. 5.10 . a) oraz Rys. 5.11 . b)) wykazują bardziej nieregularny i chaotyczny charakter w porównaniu z cylindrem o przekroju kołowym. Wirowość koncentruje się w pobliżu ostrych naroży mikrocylindra o przekroju kwadratowym. Powoduje to szerszy i bardziej nieuporządkowany ślad, charakteryzujący się nieregularnym wydzielaniem wirów i znaczną separacją przepływu na krawędziach. Linie prądu w obszarze śladu wykazują niestabilny charakter przepływu, wynikający ze złożonych interakcji pomiędzy wirami a ostrą geometrią cylindra o przekroju kwadratowym. W przypadku cylindra o przekroju trójkątnym, powstające za nim struktury wirowe, jak pokazano na rysunkach Rys. 5.10 . c) - e) oraz Rys. 5.11 . c) - e), ujawniają wyraźne obszary o dużej wirowości, szczególnie na tylnej krawędzi cylindra. Cylinder o przekroju trójkątnym charakteryzuje się naprzemienną dodatnią i ujemną wirowością, tworząc bardziej wydłużony i uporządkowany wzór, zwłaszcza dla mikrocylindrów o kątach wierzchołkowych 30°, 45°, 60°, w porównaniu z cylindrem o przekroju kwadratowym. Wartości wirowości są na ogół niższe, co wskazuje na mniej intensywne generowanie wirów. Linie prądu pokazują separację przepływu, występującą głównie na tylnej krawędzi cylindra o przekroju trójkątnym, co prowadzi do bardziej regularnego śladu. W rezultacie ślad jest węższy i bardziej uporządkowany, co podkreśla różnice w generowaniu wirów za cylindrami o różnych kształtach

5.3. Profil NACA 0012 z mikrocylindrem

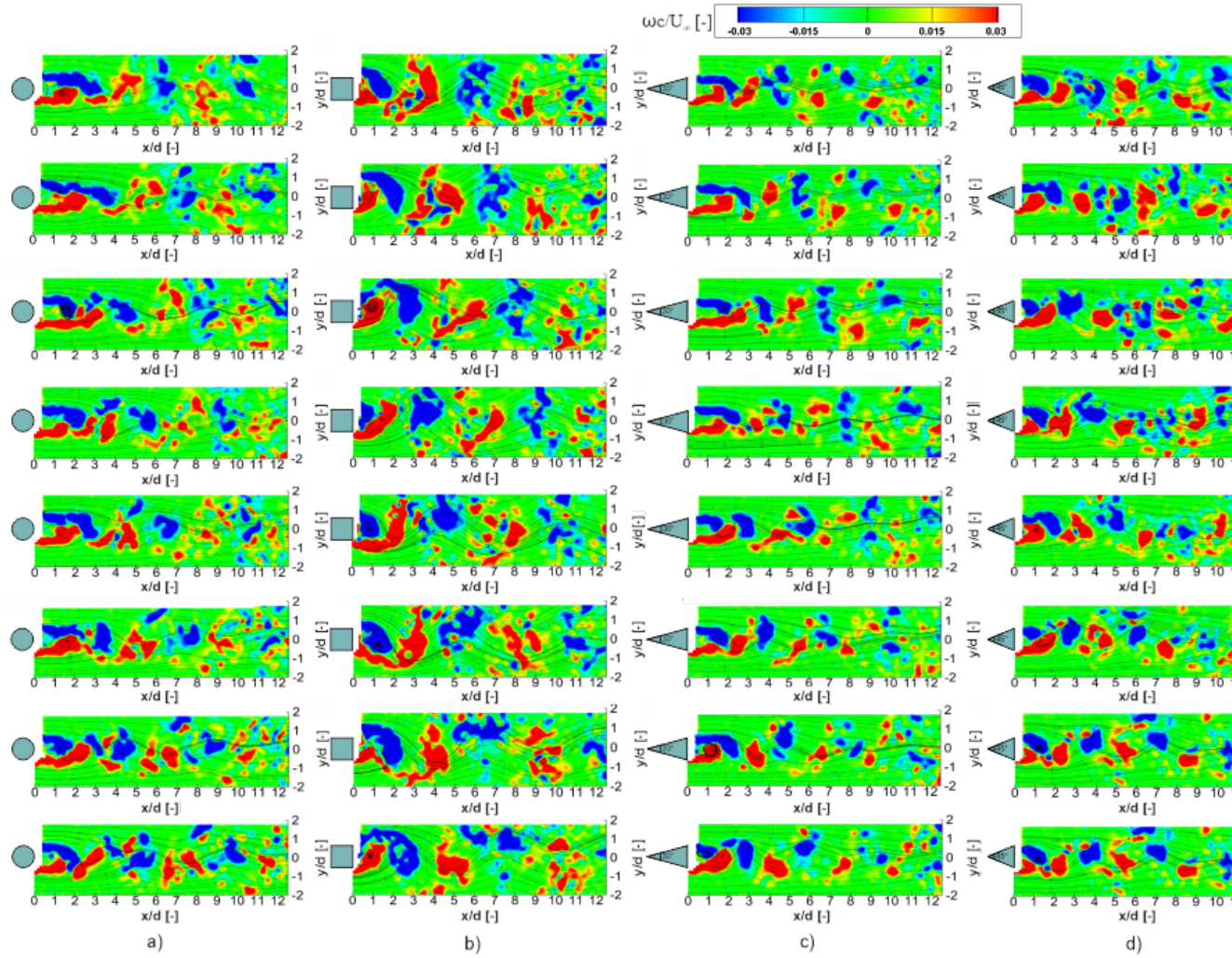
Kolejny rozdział poświęcony jest analizie wpływu mikrocylindrów o różnych przekrojach na przepływ wokół profilu NACA 0012, w szczególności na separację warstwy przyściennej oraz parametry aerodynamiczne. Przeprowadzone badania pozwoliły na porównanie efektywności poszczególnych kształtów mikrocylindrów w kontrolowaniu przepływu. Ponadto szczegółowej analizie poddano rozmiar powierzchni oderwania oraz wyniki uzyskane za pomocą zaawansowanej techniki pomiarowej Volumetric PIV, co umożliwiło ocenę zjawisk przepływowych w trójwymiarze.



Rysunek 5.10. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla cylindrów o przekroju: a) kołowym, b) kwadratowym i trójkątnym: c) 30°, d) 45°, e) 60° dla $Re = 5000$ [-].

5.3.1. Analiza wpływu mikrocylindra o przekroju kołowym na separację przepływu oraz parametry aerodynamiczne dla profilu NACA 0012

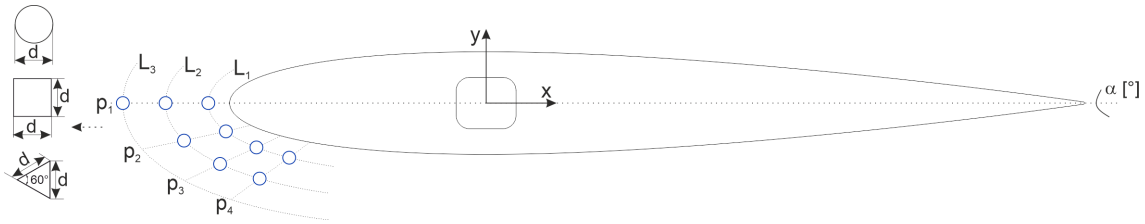
W kolejnym etapie eksperymentu zbadano wpływ mikrocylindra o przekroju kołowym na przepływ wokół profilu NACA 0012. W tym celu wybrano mikrocylindry o rozmiarach: $d/c = 0,005$ [-], $d/c = 0,010$ [-], $d/c = 0,015$ [-], $d/c = 0,020$ [-], $d/c = 0,025$ [-] który był umieszczany na jednej z dwóch linii: L_1 i L_2 i w jednej z czterech pozycji: p_1 - p_4. Rozmieszczenie linii i pozycji zostało zaznaczone na Rys. 5.12 . Dla każdego rozmiaru mikrocylindra zaprezentowano mapy konturowe obejmujące znormalizowaną składową wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], znormalizowaną składową poprzeczną prędkości



Rysunek 5.11. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla cylindrów o przekroju: a) kołowym, b) kwadratowym i trójkątnym: c) 30°, d) 45°, e) 60° dla $Re = 10000$ [-].

średniej U_y/U_∞ [-], znormalizowaną energię kinetyczną turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] oraz znormalizowaną ewolucję wirowości w czasie $\omega c/U_\infty$ [-].

Na rysunku 5.12. przedstawiono schemat ilustrujący rozmieszczenie linii L_1, L_2 oraz L_3, a także pozycje p_1, p_2, p_3 i p_4 oraz rozmiary i kształty mikrocylindrów. Kąt natarcia oznaczono symbolem α. Układ współrzędnych został określony w miejscu obrotu profilu NACA 0012. W tabeli 5.2. przedstawiono lokalizację pozycji w zadanym układzie współrzędnych oraz kształty mikrocylindrów. W tabeli użyto symbolu potwierdzenia do oznaczenia konfiguracji, w których wykonano pomiary, oraz znaku X do oznaczenia konfiguracji, w których pomiarów nie przeprowadzono. Dodatkowo, w tabeli 5.3. przedstawiono badania dla różnych rozmiarów mikrocylindrów w analogiczny sposób.



Rysunek 5.12. Schemat profilu NACA 0012 ze zdefiniowanymi pozycjami mikrocylindrów

Tabela 5.2. Zestawienie konfiguracji i kształtów mikrocylindrów w otoczeniu profilu NACA 0012.

Lokalizacja	x/c **[-]**	y/c **[-]**	◯	□	△
L_1p_1	-0,325	0,000	✓	✓	✓
L_1p_2	-0,305	-0,033	✓	×	×
L_1p_3	-0,269	-0,052	✓	×	×
L_1p_4	0,230	-0,064	✓	×	×
L_2p_1	-0,375	0,000	✓	✓	✓
L_2p_2	-0,354	-0,044	✓	×	×
L_2p_3	-0,311	-0,072	✓	×	×
L_2p_4	-0,265	-0,089	✓	×	×
L_3p_1	-0,425	0,000	✓	✓	✓

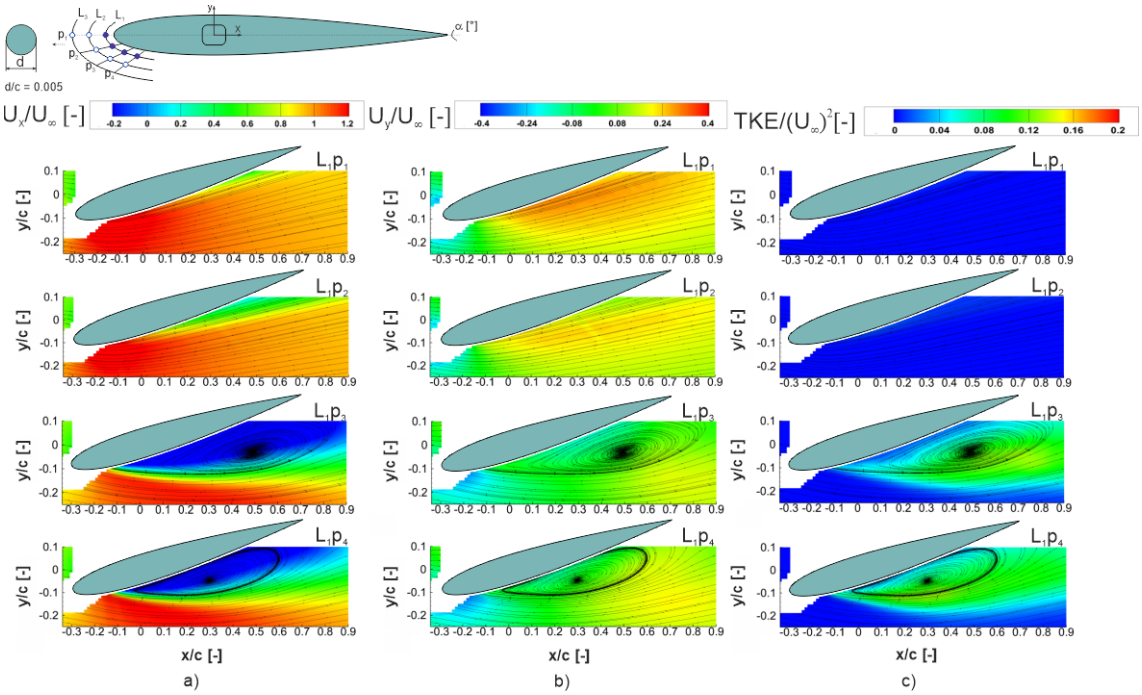
Tabela 5.3. Zestawienie rozmiarów mikrocylindrów.

d/c **[-]**	◯	□	△
0,005	✓	×	×
0,010	✓	×	×
0,015	✓	✓	✓
0,020	✓	×	×
0,025	✓	×	×

Na rysunku 5.13. przedstawiono porównanie wyników uzyskanych dla kąta natarcia $\alpha = 17^{\circ}$ dla profilu NACA 0012, z mikrocylindrem o przekroju kołowym o średnicy $d/c = 0,005$ [-] przed przednią krawędzią natarcia umieszczonym na linii L_1 w czterech różnych pozycjach (p_1 - p_4). Analizę przeprowadzono za pomocą map konturowych prezentujących: a) znormalizowaną składową wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowaną składową poprzeczną prędkości średniej U_y/U_∞ [-] oraz c) znormalizowaną energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. W pierwszej kolumnie zaprezentowano rozkłady znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Zaobserwowano, że wprowadzenie mikrocylindra w pozycji p_1 znacząco zredukowało separację warstwy przyściennej. Świadczy o tym wygładzenie linii prądu oraz ograniczenie obszarów o ujemnych prędkościach pod dolną krawędzią profilu. Pozycja p_2 również wykazuje korzystny efekt redukcji obszaru separacji, chociaż w mniejszym stopniu niż w pozycji p_1. W przypadkach tych, linie prądu wykazują tendencję do pozostawania

równoległymi do powierzchni profilu. W pozycjach p_3 oraz p_4 zaobserwowano wyraźne pogorszenie charakterystyki przepływu. W szczególności, dla pozycji p_3 następuje znaczne zwiększenie obszaru separacji pod powierzchnią ssącą profilu, co jest widoczne poprzez rozległy obszar z ujemnymi prędkościami. W pozycji p_4 separacja jest również widoczna, lecz w mniejszym stopniu niż w p_3. W drugiej kolumnie zaprezentowano znormalizowaną składową poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1 i p_2 obserwuje się rozszerzenie obszarów o zwiększonych wartościach prędkości poprzecznej U_y/U_∞ [-] do około 0.3 [-], co świadczy o bardziej równomiernym rozłożeniu strumienia powietrza w okolicy profilu. Linie prądu w tych przypadkach są wygładzone, co wskazuje na stabilny charakter przepływu. W pozycjach p_3 i p_4, linie prądu ulegają silnym deformacjom, tworząc wiry, co jednoznacznie wskazuje na obecność separacji warstwy przyściennej. Obszary o podwyższonej prędkości są w tych przypadkach znacznie mniejsze, co sugeruje lokalne zawirowania i niestabilność przepływu. W trzeciej kolumnie przedstawiono mapy znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. W pozycjach p_1 i p_2 zauważalny jest wyraźny spadek poziomu TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w porównaniu do przypadku bez mikrocylindra (Rys. 5.1 .), co jest korzystnym zjawiskiem sugerującym zmniejszenie intensywności turbulencji oraz stabilizację przepływu. W pozycjach p_3 i p_4 dochodzi jednak do wzrostu TKE/$(U_\infty)^2$ [-], co jest bezpośrednim rezultatem intensyfikacji zjawisk separacji i związanych z tym niestabilności w przepływie, choć poziom znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji pozostaje niższy niż w przypadku bez zastosowania mikrocylindra (Rys. 5.1 .).

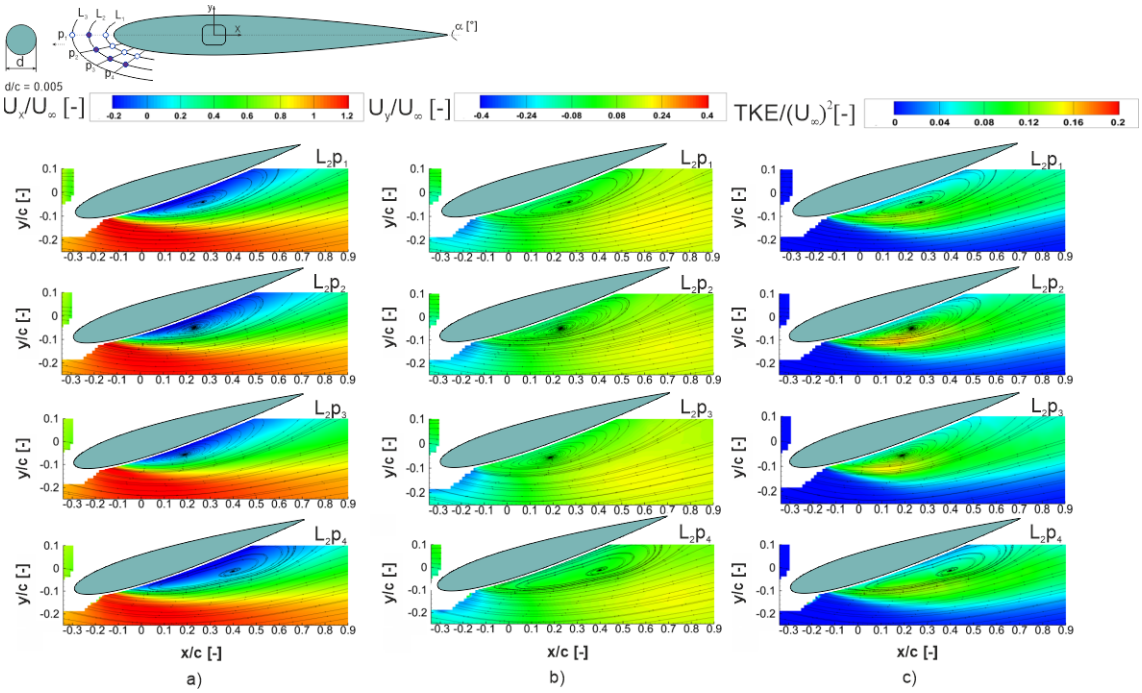
Wyniki dotyczące linii L_2 w czterech pozycjach (p_1 - p_4) dla powyższego rozmiaru mikrocylindra o przekroju kołowym przedstawiono na rysunku 5.14. Przepływ również analizowano pod kątem wpływu tych konfiguracji na trzy parametry: a) znormalizowaną składową wzdłużną prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowaną składową poprzeczną prędkości średniej U_y/U_∞ [-] oraz c) znormalizowaną energię kinetyczną turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. Wyniki przedstawione w kolumnie a) dotyczą znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Zaobserwowano, że niezależnie od pozycji mikrocylindra (p_1 - p_4), w zakresie od $x/d = -0,1$ [-] do $x/d = 0,7$ [-] pod powierzchnią ssącą profilu pojawiają się obszary o ujemnych wartościach prędkości. Zjawisko to wskazuje na występowanie recyrkulacji, która jest wynikiem oderwania warstwy przyściennej od powierzchni profilu. Recyrkulacja ta, typowa dla przepływów za przeszkodą, powoduje odwrócenie kierunku przepływu. Linie prądu sugerują, że w obszarze tym zachodzą złożone interakcje między głównym strumieniem przepływu, a strukturami wirów, co może prowadzić do dalszych niestabilności przepływu.



Rysunek 5.13. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,005$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.

W kolumnie b) przedstawiono wyniki dotyczące znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-]. Analiza tych danych ujawnia, że maksymalne wartości prędkości poprzecznej nie przekraczają 0,25. Obserwowane linie prądu tworzą wyraźne zawirowania pod powierzchnią ssącą profilu, co sugeruje obecność lokalnych efektów wirowych wynikających z interakcji przepływu z mikrocylindrem. Kolumna c) prezentuje rozkład znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-], w różnych pozycjach mikrocylindra (p_1 - p_4). W każdym z przypadków zaobserwowano, że w obszarze pod powierzchnią ssącą profilu wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-] wynoszą około 0,12 [-], z lokalnymi wzrostami do 0,18 [-].

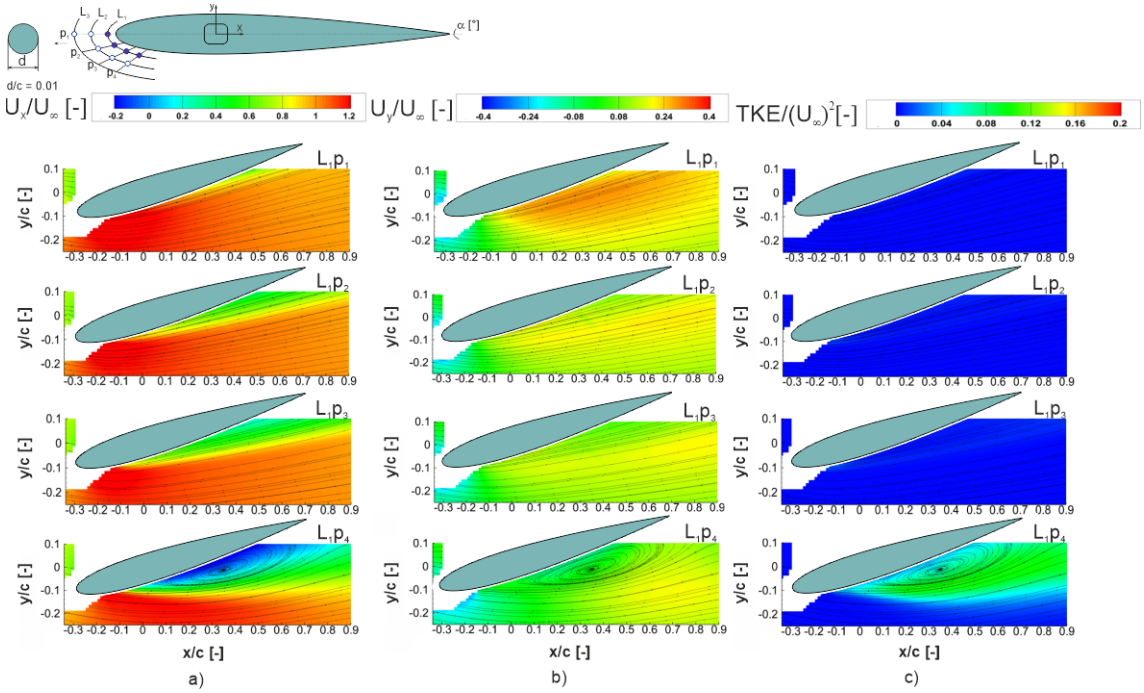
Następnie przedstawiono wyniki dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o przekroju kołowym o rozmiarze $d/c = 0,01$ [-] (Rys. 5.15 .) dla linii L_1 dla czterech pozycji p_1 - p_4. W pierwszej kolumnie rysunku oznaczonej jako a) przedstawiono rozkład znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej wzdłużnej U_x/U_∞ [-]. Wyniki wskazują, że dodanie mikrocylindra w pozycji p_1 spowodowało najbardziej widoczny efekt redukcji oderwania warstwy przyściennej. Jest to widoczne jako najmniejszy obszar niższych prędkości ok 0,8 [-] wzdłuż powierzchni ssącej profilu NACA 0012 w porównaniu z pozostałymi pozycjami p_2 i p_3, gdzie obszar z



Rysunek 5.14. Mapy konturowe:a) znormalizowana składowa wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ , b) znormalizowana składowa poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c)znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,005$ [-] lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

wartościami około 0,6 [-] jest szerszy. Obszar ten jest kluczowy dla analizy aerodynamiki, ponieważ zmniejszenie strefy o niskiej prędkości wskazuje na skuteczniejsze utrzymanie warstwy przyściennej na powierzchni profilu, co może prowadzić do zmniejszenia oporu aerodynamicznego i poprawy ogólnej charakterystyki przepływu. Dodanie mikrocylindra w pozycji p_4 nie przyczyniło się do zredukowania oderwania warstwy przyściennej, a wręcz przeciwnie – pogorszyło stabilność przepływu, co potwierdza obszar z ujemnymi wartościami prędkości i niewygładzonymi liniami prądu. W drugiej kolumnie oznaczonej jako b) przedstawiono znormalizowaną składową poprzeczną prędkości średniej U_y/U_∞ [-]. W analizie wykazano, że w pozycji p_1 obserwuje się wzrost tej prędkości w obszarze pod powierzchnią ssącą profilu. Zjawisko to może być związane z lokalnym przyspieszeniem przepływu w wyniku obecności mikrocylindra. Obszar ten jest wyraźnie mniejszy w pozycjach p_2 i p_3, co sugeruje, że mikrocylindry w tych pozycjach są mniej efektywne w modyfikowaniu przepływu i kontrolowaniu separacji warstwy przyściennej. Trzecia kolumna oznaczona jako c) prezentuje znormalizowaną energię kinetyczną turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$ [-]). Wyniki dla pozycji p_1, p_2 oraz p_3 nie wykazują znaczących wartości energii kinetycznej turbulencji w obszarze powierzchni ssącej profilu, co sugeruje, że przepływ w tych przypadkach jest bardziej laminarny i mniej

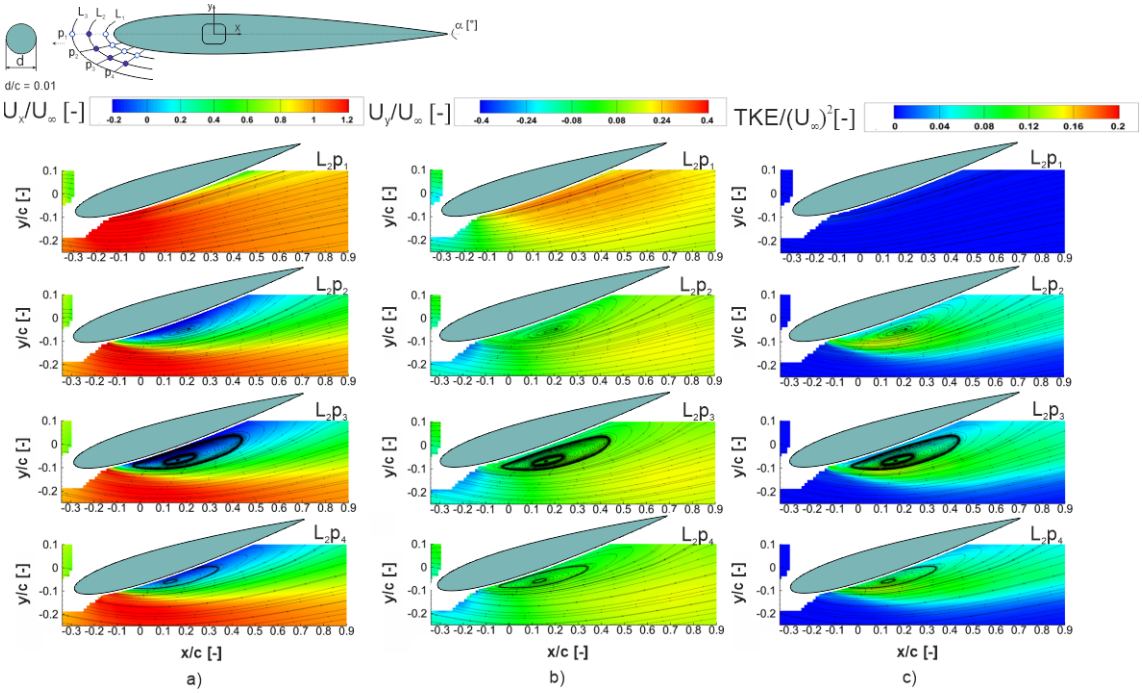
podatny na niestabilności turbulentne. Z kolei w przypadku pozycji p_4 zaobserwowano wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-], co świadczy o bardziej burzliwym charakterze przepływu i braku skutecznej kontroli separacji warstwy przyściennej.



Rysunek 5.15. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0{,}010$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.

Na rysunku 5.16. przedstawiono wyniki analizy przepływu wokół profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o przekroju kołowym i rozmiarze względnym $d/c = 0.01$ [-]. Wyniki te dotyczą linii L_2 oraz czterech różnych pozycji mikrocylindra: p_1 - p_4. W podpunkcie a) przedstawiono rozkład znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. W przypadku pozycji p_1, zaobserwowano skuteczne opóźnienie oderwania warstwy przyściennej, co objawia się brakiem obszarów o ujemnych wartościach prędkości poniżej powierzchni ssącej profilu NACA 0012. Linie prądu są wygładzone, co wskazuje na poprawę przepływu i stabilizację warstwy przyściennej. W przeciwieństwie do p_1, dla pozycji p_2, p_3, i p_4, w mapach konturowych U_x/U_∞ [-] obserwuje się obszary o ujemnych wartościach prędkości od $x/d = -0{,}1$ [-] do $x/d = 0{,}7$ [-], szczególnie w rejonie poniżej powierzchni ssącej profilu. Te obszary ujemnych prędkości wskazują na separację warstwy przyściennej i tworzenie się stref recyrkulacji, co prowadzi do zwiększonego oporu i niestabilności przepływu. W podpunkcie b) przedstawiono rozkład znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1

zauważalny jest wzrost prędkości poprzecznej wzdłuż powierzchni ssącej profilu. Wzrost ten może być efektem lokalnego przyspieszenia przepływu, który wpływa na poprawę mieszania w warstwie przyściennej i potencjalnie na opóźnienie separacji. Dla pozycji p_2, p_3 i p_4 nie obserwuje się podobnego efektu, a prędkość poprzeczna U_y/U_∞ [-] jest niższa i wynosi około 0,2, co może być związane z bardziej złożonymi strukturami wirów i zawirowań wokół mikrocylindra. W podpunkcie c) pokazano rozkład znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Dla pozycji p_1, gdzie udało się zredukować separację warstwy przyściennej, nie zaobserwowano znacznego wzrostu TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Brak wzrostu TKE/$(U_\infty)^2$) [-] może sugerować stabilniejszy przepływ, który jest mniej podatny na fluktuacje i zawirowania. Z kolei dla pozycji p_2, p_3 i p_4, gdzie nie zredukowano oderwania warstwy przyściennej, zaobserwowano wyraźny wzrost (TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Wzrost ten wskazuje na intensyfikację turbulentnych fluktuacji w wyniku oddziaływań wirów i recyrkulacji w obszarze powierzchni ssącej profilu. Wysoka wartość (TKE/$(U_\infty)^2$) [-] w tych przypadkach może być związana z obecnością większych zawirowań i niestabilności, które negatywnie wpływają na strukturę przepływu i ogólną efektywność aerodynamiczną.

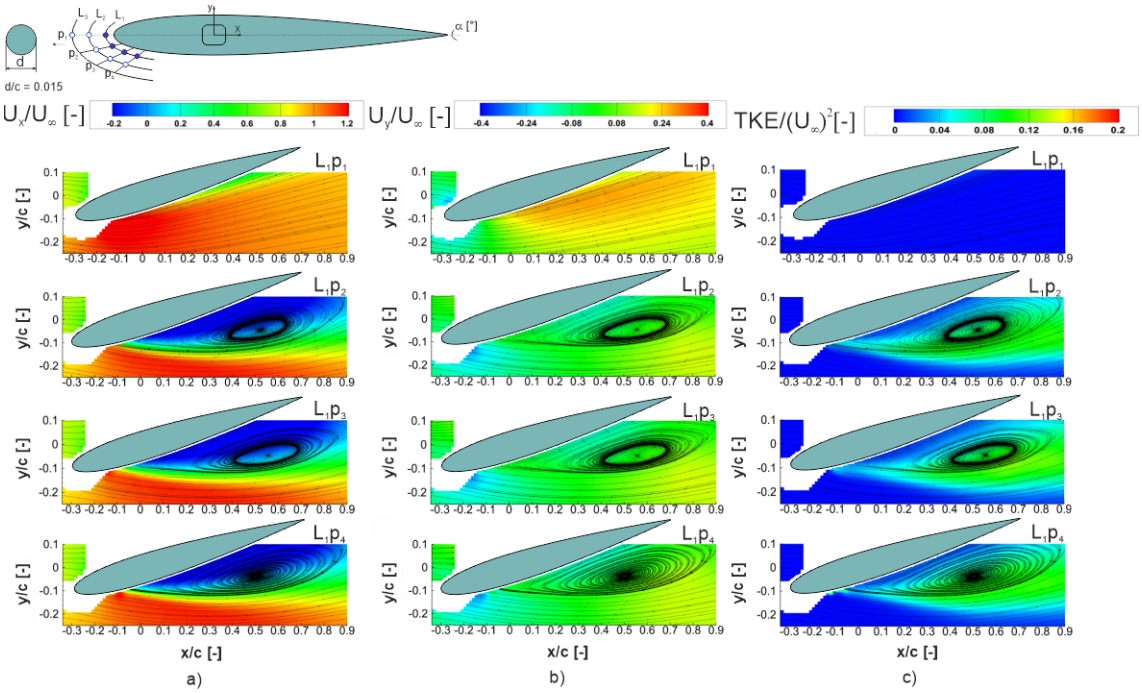


Rysunek 5.16. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,010$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

Kolejnym badanym rozmiarem mikrocylindra o przekroju kołowym był $d/c = 0,015$

[-](Rys. 5.17 .) dla linii L_1. W pierwszej kolumnie a) przedstawiono rozkład znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Najbardziej korzystne efekty zredukowania oderwania warstwy przyściennej uzyskano dla pozycji p_1. Mapy konturowe wskazują, że dla tej pozycji, U_x/U_∞ [-] wzrasta przy krawędzi natarcia. Ponadto, brak obszarów o ujemnych wartościach prędkości wzdłuż powierzchni ssącej profilu sugeruje skuteczne zredukowanie oderwania warstwy przyściennej. Dla pozycji p_2, p_3 i p_4, nie zaobserwowano korzystnego efektu opóźnienia separacji. Mapy konturowe wskazują na obecność znacznych obszarów o ujemnych wartościach prędkości w zakresie od $x/d = -0,1$ [-] do $x/d = 0,9$ [-], co sugeruje występowanie separacji warstwy przyściennej oraz recyrkulacji przepływu. Linie prądu w tych przypadkach pokazują wyraźne zawirowania w rejonie poniżej powierzchni ssącej profilu, co jest związane z niestabilnością przepływu. Podpunkt b) ilustruje znormalizowaną składową poprzeczną prędkości średniej U_y/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1, wzdłuż powierzchni ssącej profilu, zaobserwowano wzrost obszaru wyższych wartości prędkości poprzecznej, wynoszących około 0,25. Wartości te sugerują, że obecność mikrocylindra w tej pozycji może sprzyjać stabilizacji przepływu. W przypadku pozycji p_2, p_3 i p_4, brak obszaru z wyższymi wartościami U_y/U_∞ [-] i nie wygładzone linie prądu wskazują na bardziej skomplikowane struktury przepływu, co może przyczyniać się do mniejszej redukcji oderwania warstwy przyściennej. Podpunkt c) przedstawia rozkład znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Dla pozycji p_1, gdzie osiągnięto opóźnienie separacji, nie zaobserwowano istotnego wzrostu wartości (TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Brak wzrostu (TKE/$(U_\infty)^2$) [-] sugeruje, że przepływ w tym przypadku jest bardziej stabilny, a intensywność fluktuacji turbulentnych jest ograniczona. Dla pozycji p_2, p_3 i p_4, wzrost wartości (TKE/$(U_\infty)^2$) [-] wskazuje na zwiększenie turbulentnych fluktuacji w przepływie, co może być spowodowane obecnością zawirowań oraz większą intensywnością recyrkulacji w obszarze poniżej powierzchni ssącej profilu, co prowadzi do wyższej znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$) [-].

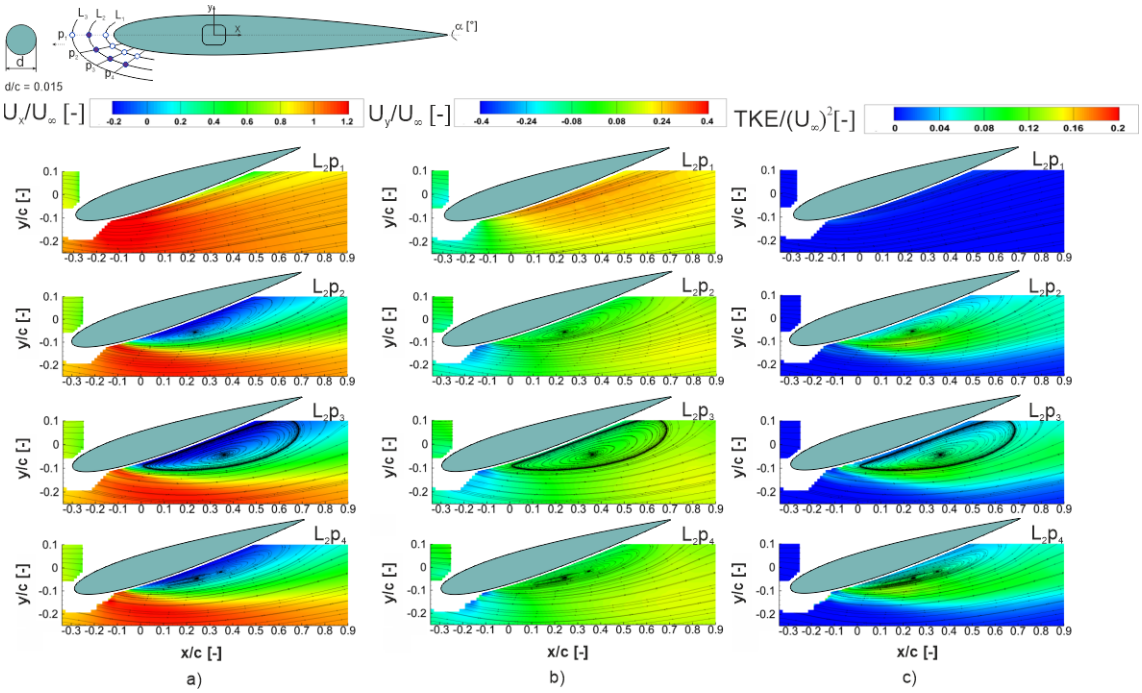
Na mapach konturowych przedstawionych na rysunku 5.18. pokazano wyniki wpływu mikrocylindra o przekroju kołowym w rozmiarze $d/c = 0.015$ [-] na profil NACA 0012 dla linii L_2, dla pozycji: p_2, p_2, p_3, p_4. W pierwszej kolumnie a) przedstawiono znormalizowaną składową wzdłużną prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1, podobnie jak w przypadku linii L_1, zaobserwowano skuteczne opóźnienie oderwania warstwy przyściennej. Mapy konturowe wskazują na zwiększenie prędkości do 1,2 [-] przy krawędzi natarcia profilu, co sugeruje poprawę przyczepności przepływu oraz zmniejszenie ryzyka wczesnej separacji. Brak obszarów o ujemnych wartościach prędkości poniżej powierzchni ssącej profilu wskazuje na



Rysunek 5.17. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,015$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.

efektywne przyleganie warstwy przyściennej. Linie prądu są wygładzone, co dodatkowo potwierdza stabilność przepływu i brak występowania silnych zawirowań w tym obszarze. W drugiej kolumnie b) przedstawiono znormalizowaną składową poprzeczną prędkość średnią U_y/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1, mapy konturowe wskazują na wyraźny wzrost obszaru wyższych wartości prędkości poprzecznej U_y/U_∞ [-] wzdłuż powierzchni ssącej profilu. Taki wzrost prędkości poprzecznej może być interpretowany jako efekt polepszenia struktury przepływu, co wspiera przyleganie warstwy przyściennej i opóźnia jej separację. W trzeciej kolumnie c) przedstawiono rozkład znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Dla pozycji p_1, zaobserwowano bardzo niskie wartości znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$) [-] około 0 - 0,02 [-]. Stabilność przepływu oraz brak wysokich wartości turbulencji mogą wynikać z efektywnego opóźnienia separacji warstwy przyściennej i utrzymania ciągłości przepływu przy powierzchni ssącej profilu. Dla pozostałych pozycji mikrocylindra (p_2, p_3, p_4) nie zaobserwowano korzystnych efektów związanych z opóźnieniem separacji warstwy przyściennej. Mapy konturowe znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] pokazują występowanie znacznych obszarów o ujemnych wartościach prędkości, co wskazuje na obecność lokalnych separacji i recyrkulacji przepływu.

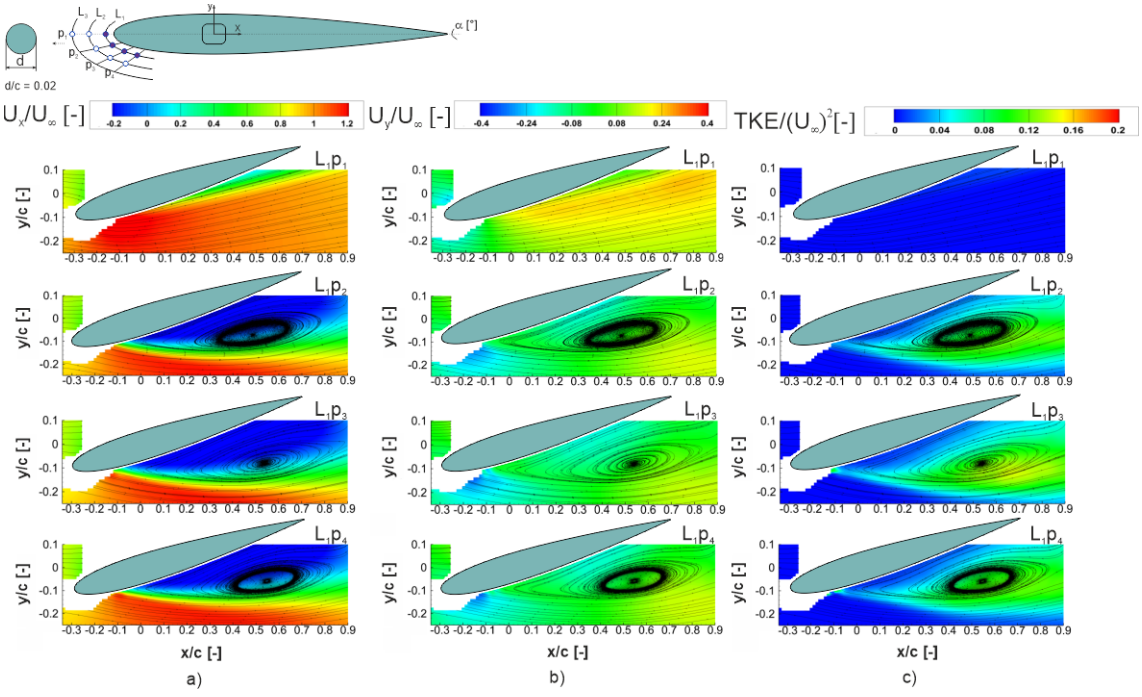
Linie prądu w tych przypadkach uwydatniają intensywne zawirowania na powierzchni ssącej profilu, co jest związane z turbulencjami i niestabilnościami przepływu. W drugiej kolumnie, brak dużych obszarów wyższych wartości znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-] wskazuje na nieefektywne mieszanie oraz brak poprawy w strukturze przepływu. W trzeciej kolumnie, wzrost wartość TKE/$(U_\infty)^2$ [-], co jest wynikiem występowania zawirowań i oderwania warstwy przyściennej.



Rysunek 5.18. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,015$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

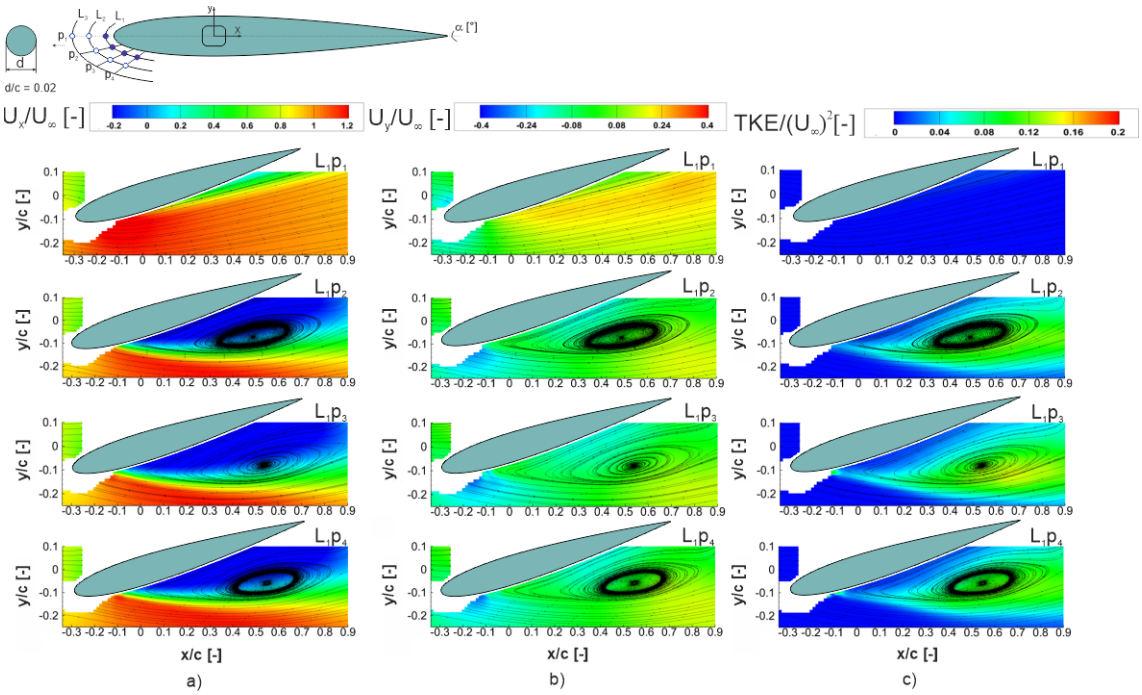
Kolejnym z badanych rozmiarów mikrocylindra o przekroju kołowym był $d/c = 0,02$ [-] dla linii L_1, przedstawiony na rysunku 5.19. W pierwszej kolumnie a) przedstawiono znormalizowaną składową wzdłużną prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1 zauważono, że mikrocylinder skutecznie opóźnia separację warstwy przyściennej, jednak obszar z niższymi wartościami U_x/U_∞ [-] około 0,2 [-] jest szerszy w porównaniu z mikrocylindrem o mniejszym rozmiarze $d/c = 0.015$ [-] (Rys. 5.17 .). Obszar ten wskazuje na szerszy region, gdzie przepływ zwalnia, co może sugerować, że większy mikrocylinder wywołuje bardziej rozległą strefę niskiej prędkości U_x/U_∞ [-]. Chociaż redukcja strefy oderwania warstwy jest widoczna, efekt ten jest mniej korzystny w porównaniu do przypadku z mniejszym mikrocylindrem (Rys. 5.17 .).
W drugiej kolumnie b) przedstawiono znormalizowaną składową prędkości poprzecznej U_y/U_∞

[-]. Dla pozycji p_1, obszar wyższych wartości prędkości poprzecznej U_y/U_∞ [-] jest mniejszy niż w przypadku mikrocylindra o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-] (Rys. 5.17 .). Oznacza to, że chociaż efekt opóźnienia oderwania warstwy przyściennej jest obecny to wpływ na prędkość poprzeczną U_y/U_∞ [-] jest mniej korzystny w przypadku większego mikrocylindra. Mniejszy obszar wyższej U_y/U_∞ [-] może wskazywać na mniejszą stabilność przepływu w porównaniu do mniejszego mikrocylindra (Rys. 5.17 .). W trzeciej kolumnie c) przedstawiono znormalizowaną energię kinetyczną turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Dla pozycji p_1 nie zaobserwowano znaczącego wzrostu znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$) [-]. Dla pozostałych pozycji mikrocylindra (p_2, p_3, p_4), nie zaobserwowano skutecznego opóźnienia oderwania warstwy przyściennej. Mapy konturowe znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] pokazują znaczne obszary o ujemnych wartościach prędkości w zakresie od $x/d = 0.1$ [-] do $x/d = 0.9$ [-], co wskazuje na znaczną separację warstwy przyściennej. Linie prądu w tych przypadkach wskazują intensywne zawirowania na powierzchni ssącej profilu, co jest związane z obecnością niestabilności w przepływie. Wzrost znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla większego mikrocylindra występuje w pewnym oddaleniu od powierzchni ssącej profilu NACA 0012, co wskazuje na przesunięcie obszaru intensywnej turbulencji w kierunku wzdłużnym.



Rysunek 5.19. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,020$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.

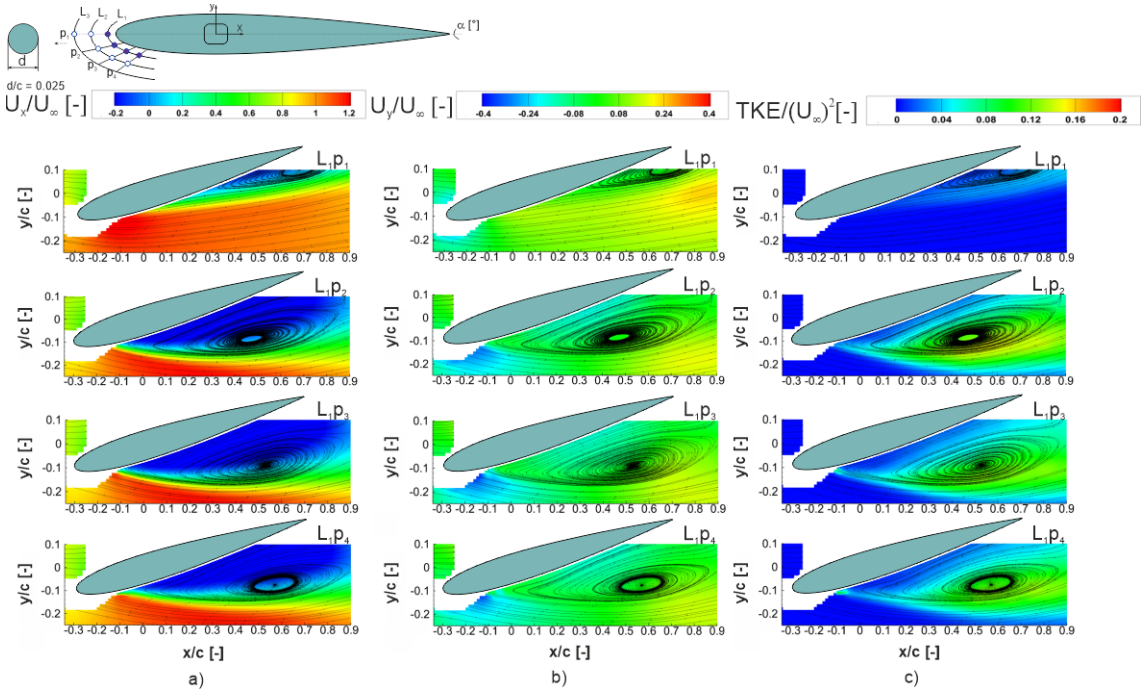
Na rysunku 5.20. również przedstawiono mapy konturowe dla mikrocylindra o przekroju kołowym i rozmiarze $d/c = 0,02$ [-], w czterech pozycjach p_1, p_2, p_3, p_4, ale dla linii L_2. W pierwszej kolumnie a) przedstawiono mapy konturowe znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1, mikrocylinder korzystnie wpływa na zredukowanie oderwania warstwy przyściennej, co jest widoczne poprzez brak obszarów o ujemnych wartościach U_x/U_∞ [-] oraz wygładzenie linii prądu. Zredukowanie oderwania warstwy przyściennej w tej pozycji sugeruje, że mikrocylinder wprowadza korzystne zmiany w rozkładzie prędkości, wpływając na stabilność przepływu. W przypadku mikrocylindra o większym rozmiarze (Rys. 5.20 .), obszar o niższych wartościach znormalizowanej prędkości wzdłużnej jest większy niż w przypadku mniejszych mikrocylindrów (Rys. 5.13 ., Rys. 5.15 ., Rys. 5.16 ., Rys. 5.17 , Rys. 5.18 .), świadczy to o bardziej rozległej strefie jego oddziaływania. W drugiej kolumnie b) przedstawiono znormalizowaną składową poprzeczną prędkości średniej U_y/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1, obserwowano jej wzrost wzdłuż powierzchni ssącej profilu, co może wskazywać na efektywne wprowadzenie dodatkowego pędu w kierunku poprzecznym przez mikrocylinder, co z kolei wspomaga przepływ.



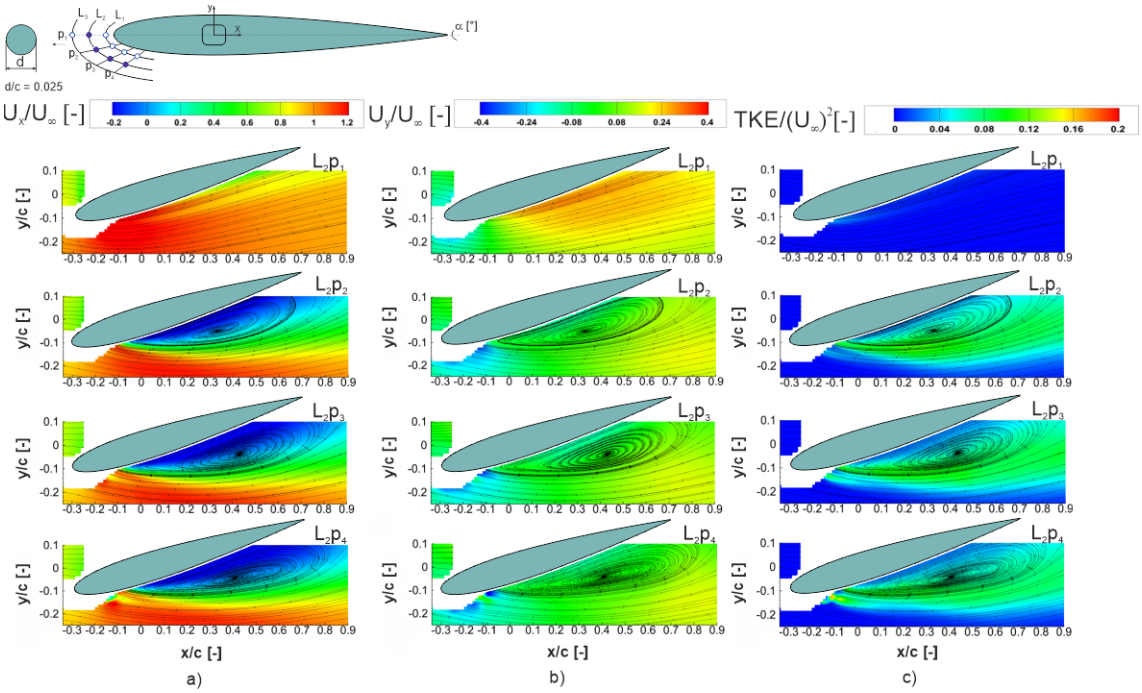
Rysunek 5.20. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞, b) znormalizowana składowa poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,020$ [-] umieszczonym w lokalizacjiL_1p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

Jednak w porównaniu z mniejszym mikrocylindrem (Rys. 5.17 .), obszar o wyższych

wartościach składowej poprzecznej prędkości średniej jest mniejszy, co może sugerować, że większy mikrocylinder (Rys. 5.19 .) wprowadza mniejsze efekty stabilizacji przepływu w kierunku poprzecznym. W trzeciej kolumnie c) przedstawiono znormalizowaną energię kinetyczną turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. Dla pozycji p_1, niskie wartości TKE/$(U_\infty)^2$) [-] wskazują, że mimo redukcji oderwania warstwy przyściennej, nie występuje wzrost turbulencji w tym obszarze. Może to sugerować, że zmiany wprowadzone przez mikrocylinder są związane raczej ze zredukowaniem oderwania warstwy przyściennej, a nie z generowaniem dodatkowych turbulencji. Dla pozostałych pozycji mikrocylindra (p_2, p_3, p_4), nie zaobserwowano skutecznego opóźnienia oderwania warstwy przyściennej. Mapy konturowe znormalizowanej prędkości wzdłużnej U_x/U_∞ [-] pokazują znaczne obszary o ujemnych wartościach prędkości, co sugeruje, że w tych położeniach mikrocylinder nie był w stanie efektywnie przeciwdziałać oderwaniu warstwy przyściennej. Linie prądu w tych przypadkach ukazują intensywne zawirowania i lokalne separacje. Dodatkowo, wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] do około 0,14 dla tych pozycji wskazuje na zwiększenie poziomu turbulencji poniżej powierzchni ssącej profilu, co jest zgodne z obecnością silnych zawirowań i zaburzeń przepływu w tych lokalizacjach.



Rysunek 5.21. Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,025$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.



Rysunek 5.22. Mapy konturowe a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,025$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

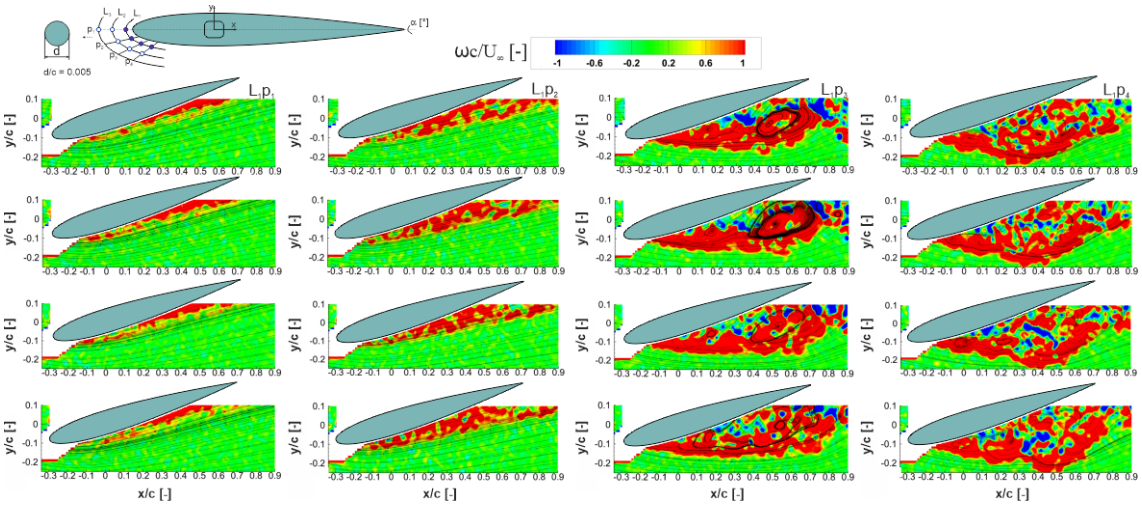
Ostatnim badanym rozmiarem mikrocylindra jest $d/c = 0,025$ [-]. Wyniki dla linii L_1 i pozycji p_1, p_2, p_3, p_4 przedstawiono na rysunku 5.22. W pozycji p_1, mikrocylinder nieznacznie zmniejsza obszar z ujemną znormalizowaną składową wzdłużną prędkości średniej U_x/U_∞ [-], jednak separacją warstwy przyściennej pozostaje. W pozycjach p_2, p_3, p_4 obszar z ujemnym U_x/U_∞ [-] powiększa się, sugerując brak poprawy w redukcji oderwania. Linie prądu wskazują intensywne zawirowania pod powierzchnią ssącą. Wzrost znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-] w pozycji p_1 jest minimalny, a brak wzrostu TKE sugeruje brak dodatkowych turbulencji. W pozostałych pozycjach TKE rośnie, wskazując na intensyfikację turbulencji i przesunięcie obszaru zawirowań od profilu. Mapy konturowe dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o rozmiarze $d/c = 0,025$ przedstawiono również dla linii L_2 w czterech pozycjach p_1, p_2, p_3, p_4 (Rys. 5.22 .). W pierwszej kolumnie a) przedstawiono mapy znormalizowanej prędkości wzdłużnej U_x/U_∞ [-]. Dla pozycji p_1 mapy konturowe pokazują opóźnienie oderwania warstwy przyściennej, bez obszarów ujemnej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], co sugeruje stabilizację przepływu pod powierzchnią ssącą. Linie prądu są wygładzone, wskazując na mniejszą intensywność zawirowań.
W pozostałych pozycjach (p_2, p_3, p_4) występują obszary ujemnej prędkości, typowe dla

intensywnego oderwania, a linie prądu są bardziej chaotyczne. W pozycji p_1 obserwuje się wzrost prędkości poprzecznej U_y/U_∞ [-] do 0,3, natomiast w pozostałych pozycjach wzrost ten jest mniej wyraźny. Mapy energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla p_1 wskazują na niską turbulencję, co sugeruje stabilizację przepływu. Natomiast w pozycjach p_2, p_3 i p_4 TKE/$(U_\infty)^2$ [-] znacznie rośnie, co oznacza intensywniejsze zawirowania i przesunięcie obszaru turbulencji od powierzchni ssącej.

Przeprowadzone badania dostarczają potwierdzenia dla wyników opisanych w literaturze wskazując, że odpowiednie rozmieszczenie i rozmiary mikrocylindrów mają istotny wpływ na poprawę parametrów aerodynamicznych, takich jak kontrola separacji przepływu i redukcja oporu wokół profilu. Badania te są zgodne z pracami innych autorów, którzy za pomocą różnych metod, w szczególności numerycznych, wykazali, że elementy pasywne, takie jak mikrogeneratory czy mikrocylindry, mogą skutecznie wpływać na przepływ wokół obiektów, kontrolując separację warstwy przyściennej i poprawiając współczynnik siły nośnej. Przykładowo, zastosowanie mikrocylindrów na cylindrach pozwala na redukcję zjawiska zrzutu wirów w tylnej części ciała, co prowadzi do zmniejszenia oporu aerodynamicznego i poprawy stabilności przepływu. Takie podejście zostało zbadane w kontekście konstrukcji inżynieryjnych, gdzie mikrocylindry lub podobne pasywne elementy skutecznie kontrolują separację przepływu [151]. W badaniach nad cylindrami z rowkami czy osłonami potwierdzono również, że odpowiednie rozmieszczenie pasywnych elementów na powierzchniach obiektów redukuje opór i wzmacnia kontrolę nad turbulentnym przepływem [152]. Te wyniki wskazują, że pasywne elementy, przy odpowiednim doborze parametrów, mogą być skutecznie stosowane do poprawy parametrów aerodynamicznych w szerokim zakresie zastosowań inżynieryjnych i przemysłowych. Ponadto w literaturze [153] opisano, że dodanie mikrocylindrów lub innych elementów zakłócających może pomóc w wygładzeniu linii prądu w miejscach, gdzie naturalnie występują zawirowania i separacja przepływu. Wyniki w pozycjach L_1p_1, L_2p_1 pokazują podobny efekt, tj. wygładzone linie prądu, co świadczy o stabilniejszym przepływie. Minimalizacja zawirowań przyczynia się do redukcji oporu aerodynamicznego i poprawy wydajności. Zgodnie z badaniami [43] obecność elementów zakłócających przepływ może prowadzić do wzrostu TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w obszarach gdzie występuje separacja przepływu. Wyniki w p_3 i p_4 w liniach L_1 i L_2 pokazują wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-], co wskazuje na rozwój zawirowań i zwiększoną separację przepływu. Wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w tych pozycjach sugeruje, że mikrocylindry mogą również negatywnie wpływać na przepływ, jeżeli zostaną nieoptymalnie rozmieszczone, co jest zgodne z wynikami badań, w których pokazano, że niewłaściwe

rozmieszczenie pasywnych elementów zakłócających prowadziło do pogorszenia stabilności przepływu [154].

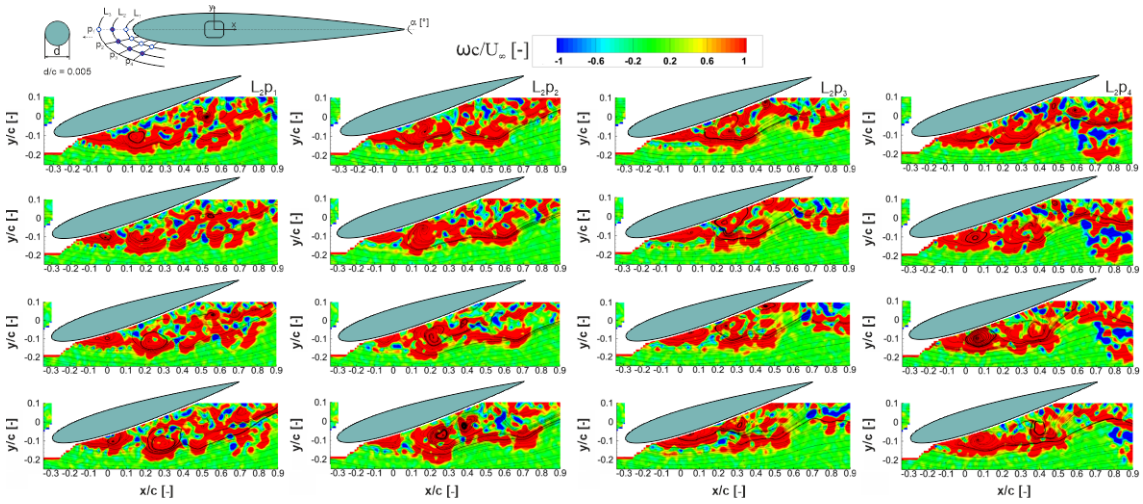
Po przedstawieniu uśrednionych map konturowych dla profilu aerodynamicznego NACA 0012 z mikrocylindrem o przekroju kołowym, umieszczonym w różnych pozycjach oraz o zróżnicowanej średnicy, zostaną zaprezentowane mapy konturowe znormalizowanej ewolucji wirowości w czasie $\omega c/U_\infty$ [-]. Obrazy przedstawiające przebieg czasowy tego zjawiska wygenerowano dla każdego z analizowanych przypadków w równych odstępach czasowych wynoszących $\Delta t = 0,004$ [s]. W efekcie możliwe jest prześledzenie dynamiki interakcji pomiędzy strumieniem przepływu a obecnością mikrocylindra, co pozwala na dokładniejszą analizę wpływu zarówno rozmiaru, jak i położenia mikrocylindra na charakterystykę przepływu wokół profilu NACA 0012.



Rysunek 5.23. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,005$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.

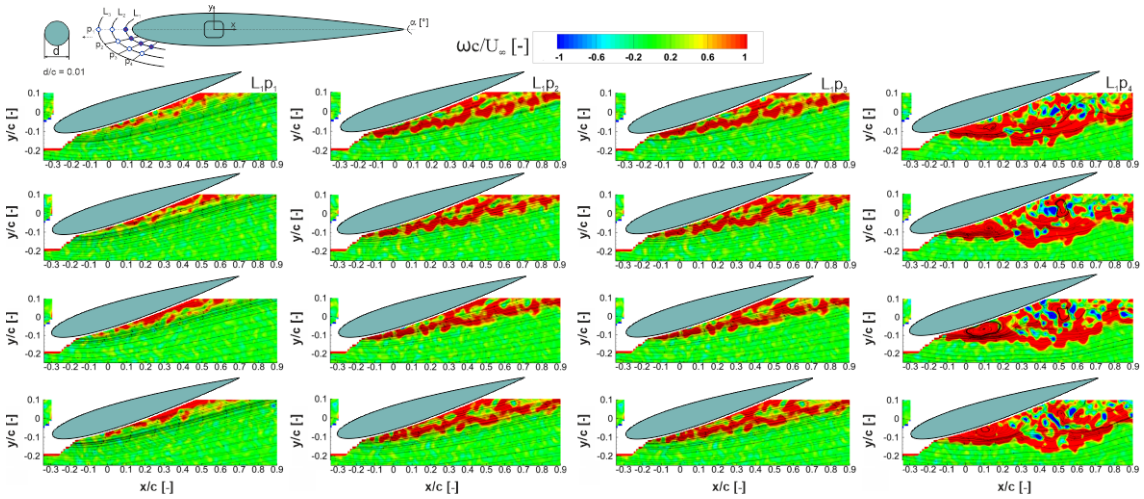
Na rysunku 5.23. przedstawiono ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o rozmiarze $d/c = 0,005$ [-] dla linii L_1 w czterech pozycjach: w pierwszej kolumnie pozycja p_1, w drugiej kolumnie pozycja p_2, w trzeciej kolumnie pozycja p_3 oraz w czwartej kolumnie pozycja p_4. Dla pozycji pierwszej p_1 ścieżka wirowości przylega do powierzchni ssącej profilu i jest ona bardzo wąska, co wskazuje na zredukowanie oderwania warstwy przyściennej. Występują tylko dodatnie pola wirowości. Linie prądu są wygładzone, a podobny efekt można zauważyć również dla pozycji p_2, choć ścieżka wirowości jest szersza, lecz nadal przylega do powierzchni ssącej profilu. W pozycji p_3 ścieżka wirowości pod dolną krawędzią profilu jest znacznie szersza w porównaniu do pozycji p_1 i p_2. Coraz częściej

pojawiają się pola ujemnej wirowości, a linie prądu wskazują na zawirowania w śladzie. W pozycji p_4 ślad staje się szerszy w porównaniu do pozycji p_3, a pola ujemnej wirowości pojawiają się częściej niż w pozycjach p_1 i p_2. Na rysunku 5.24. przedstawiono ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] w drugiej linii L_2 oraz dla pozycji p_1 (pierwsza kolumna), p_2 (druga kolumna), p_3 (trzecia kolumna) i p_4 (czwarta kolumna). Ścieżka wirowości na powierzchni ssącej profilu jest szeroka dla pozycji p_1. Pojawiają się tutaj bardzo często małe pola ujemnej wirowości, a linie prądu wskazują na zawirowania. W pozycji p_2 ścieżka wirowości jest węższa w porównaniu do pozycji p_1, rzadziej pojawiają się pola ujemnej wirowości. W pozycjach p_3 i p_4 ścieżka wirowości jest węższa w porównaniu do pozycji p_2 i znacznie wcześniej zawija się do tylnej krawędzi profilu. Pola ujemnej wirowości najbardziej widoczne są dla pozycji p_4.



Rysunek 5.24. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.005$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

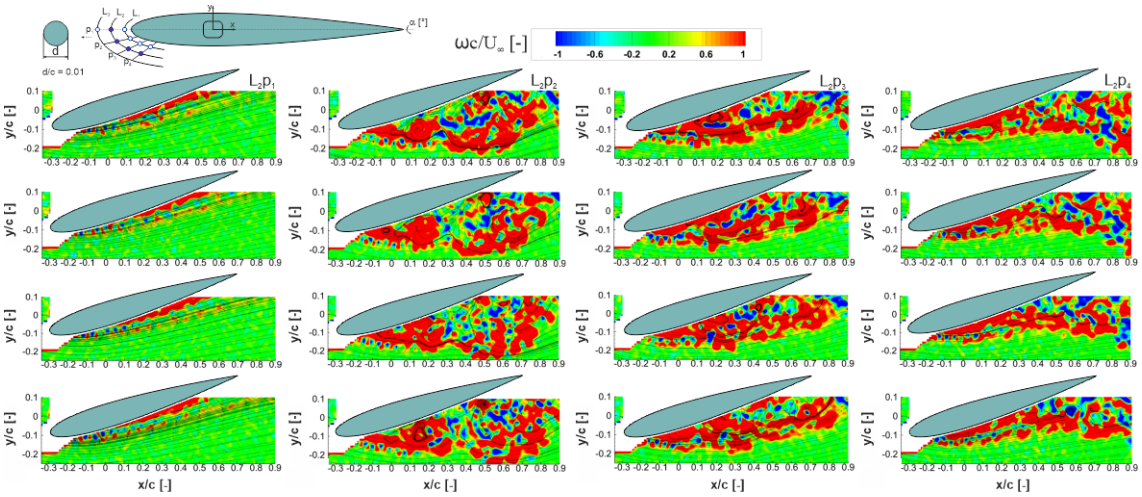
Ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] pokazano również dla profilu NACA 0012 z mikrcylindrem o przekroju kołowym o rozmiarze $d/c = 0.01$ (Rys. 5.25 .) dla linii L_1 w czterech pozycjach: p_1 (pierwsza kolumna), p_2 (druga kolumna), p_3 (trzecia kolumna), p_4 (czwarta kolumna). W pozycji p_1 ścieżka wirowości jest bardzo wąska i przylega do powierzchni ssącej profilu, a linie prądu są wygładzone, co wskazuje na zredukowanie oderwania warstwy przyściennej. Nie występują tutaj pola ujemnej wirowości. Ścieżka wirowości w pozycjach p_2 i p_3 jest szersza w porównaniu do pozycji p_1, nie pojawiają się pola ujemnej wirowości. Dla tych pozycji obserwuje się przesunięcie punktu oderwania warstwy przyściennej, jednakże efekt jest gorszy, niż w przypadku pozycji p_1. W pozycji p_4, nie zostało opóźniona separacja warstwy przyściennej, dlatego też ścieżka wirowości jest znacznie szersza w porównaniu do pozycji p_1. Pojawiają się też pola ujemnej wirowości.



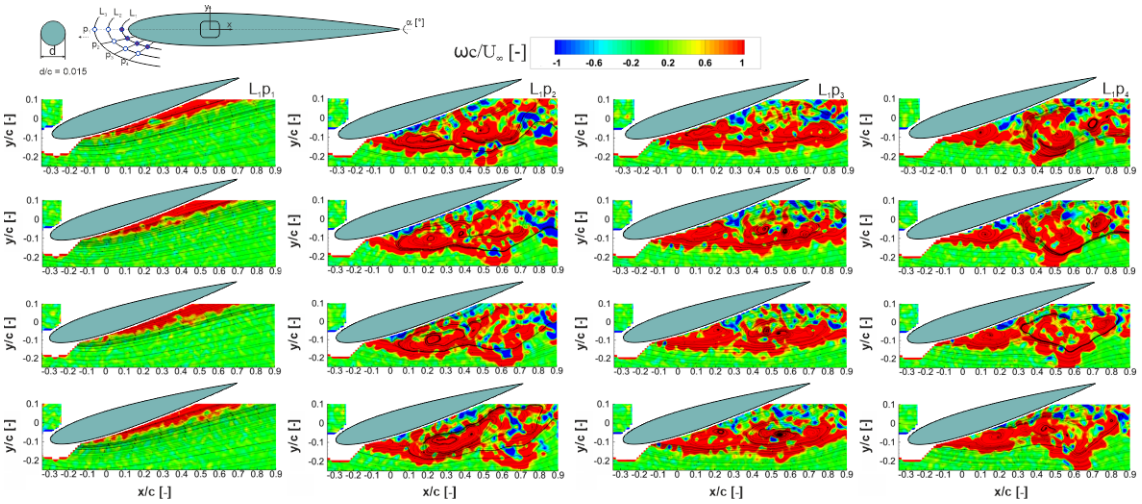
Rysunek 5.25. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.01$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4

Kolejny rysunek 5.26. również przedstawia ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem w rozmiarze $d/c = 0,01$ [-], ale dla linii L_2 w czterech pozycjach: pierwsza kolumna, p_1, druga kolumna p_2, trzecia kolumna, p_3, czwarta kolumna p_4. Ścieżka wirowości dla pozycji p_1 jest wąska i przylega do powierzchni ssącej profilu, a występują w niej jedynie pola dodatniej wirowości. Poniżej widoczny jest ślad generowany przez mikrocylinder, w którym naprzemiennie występują pola dodatniej i ujemnej wirowości. Linie prądu są wygładzone, co wskazuje na redukcję oderwania warstwy przyściennej. W kolumnie drugiej, w pozycji p_2 ścieżka wirowości jest znacznie szersza, a obecność pól ujemnej i dodatniej wirowości oraz liczne zawirowania w liniach prądu sugerują znaczne oderwanie warstwy przyściennej. Dodatkowo ślad generowany przez mikrocylinder miesza się ze śladem profilu. W pozycji p_3 ścieżka wirowości jest węższa niż w pozycji p_2, lecz w dalszym ciągu szersza niż dla pozycji p_1, a pola dodatniej i ujemnej wirowości są wyraźnie widoczne. Ślad mikrocylindra ponownie miesza się ze śladem profilu. W pozycji p_4 ścieżka wirowości jest węższa niż w pozycji p_3, przy jednoczesnym występowaniu pól dodatniej i ujemnej wirowości. Ślad generowany przez mikrocylinder jest dobrze widoczny i miesza się ze śladem profilu, szczególnie bliżej jego tylnej krawędzi.

Na rysunku 5.27. i 5.28. zaprezentowano ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem w rozmiarze $d/c = 0.015$ [-] dla linii L_1 w czterech pozycjach: p_1 (kolumna pierwsza), p_2 (kolumna druga), p_3 (kolumna trzecia), p_4 (kolumna czwarta). Ścieżka wirowości w pozycji p_1 jest wąska i przylega do powierzchni ssącej profilu, co wskazuje na przesunięcie



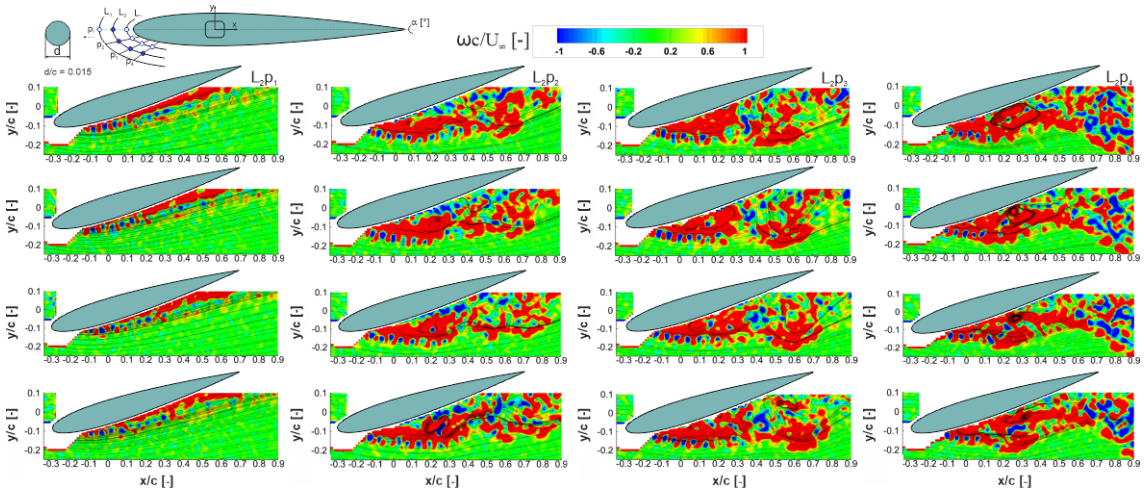
Rysunek 5.26. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,01$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.



Rysunek 5.27. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia $\alpha = 17^\circ$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,015$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.

punktu oderwania warstwy przyściennej. Linie prądu są wygładzone. W pozycji p_2 ścieżka wirowości jest znacznie szersza, a pola dodatniej i ujemnej wirowości wskazują na większe oderwanie warstwy przyściennej. W pozycjach p_3 i p_4 również obserwuje się szeroką ścieżkę wirowości oraz naprzemienne pola wirowości. Mikrocylinder generuje podobne struktury w każdej z tych pozycji, które następnie mieszają się ze śladem generowanym przez profil NACA 0012.

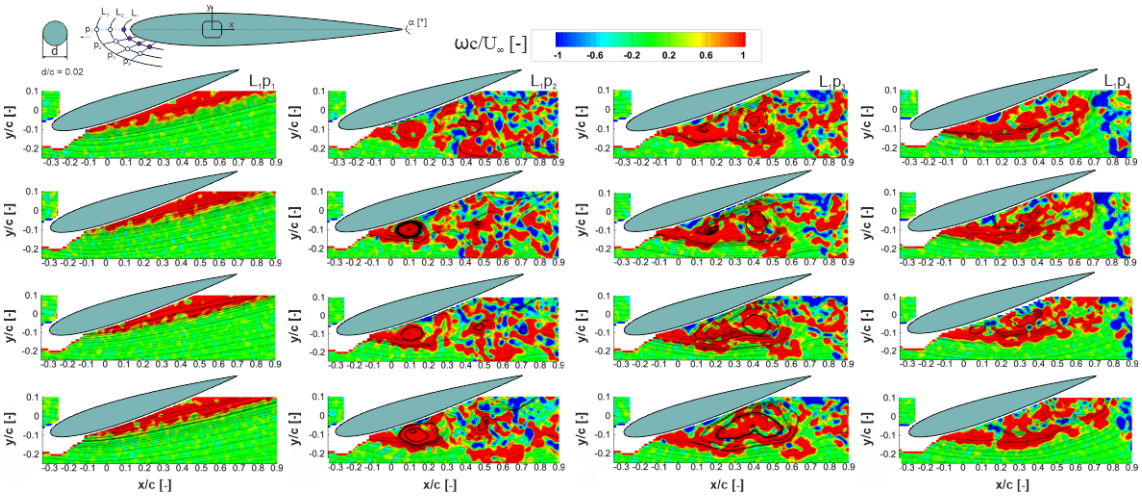
Na rysunku 5.29. przedstawiono ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju kołowym w rozmiarze $d/c = 0,02$, w czterech pozycjach: p_1, p_2, p_3, p_4 dla linii L_1. W pozycji p_1



Rysunek 5.28. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.015$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

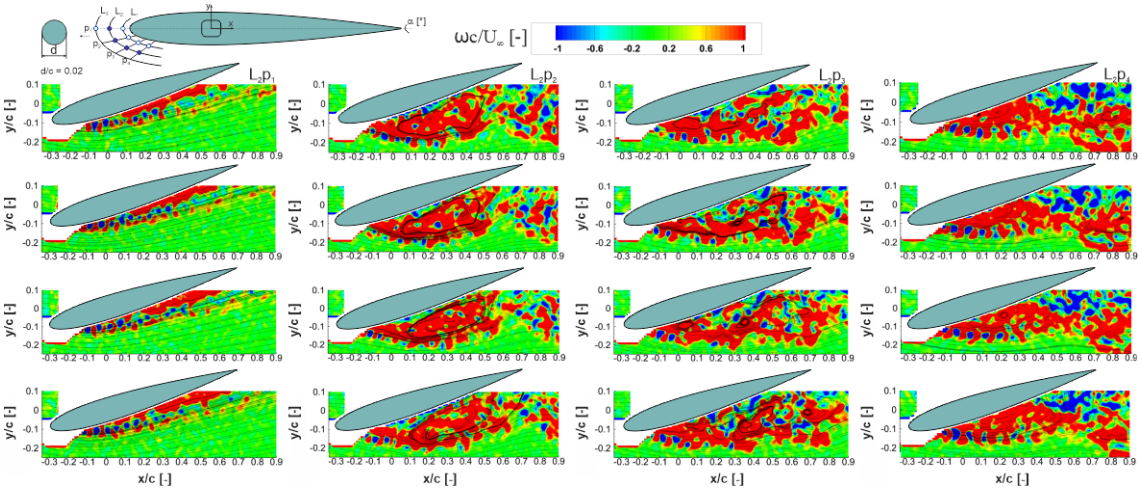
ścieżka wirowości przylega do powierzchni ssącej profilu, choć jest ona szersza w porównaniu do p_1 z rysunku 5.28. Nie występują pola ujemnej wirowości. W drugiej kolumnie, w pozycji p_2 ścieżka wirowości jest zdecydowanie szersza w porównaniu do pozycji p_1 i bardziej rozproszona, co uwidaczniają linie prądu. Występują zarówno pola dodatniej, jak i ujemnej wirowości. Trzecia kolumna przedstawia pozycję p_3, tutaj ścieżka wirowości również jest szeroka, lecz mniej rozproszona. Linie prądu uwidaczniają strukturę przepływu. Pola ujemnej wirowości również występują choć w mniejszej ilości w porównaniu do pozycji p_2. W ostatniej kolumnie została pokazana pozycja p_4, gdzie ścieżka wirowości jest węższa niż w pozycjach p_2 i p_3, jednakże pola wirowości dodatnie i ujemne mieszają się. W żadnej z pozycji dla linii L_1 nie zaobserwowano śladu mikrocylindra, który nie byłby zmieszany ze śladem generowanym przez profil.

Ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla czterech pozycji (p_1, p_2, p_3, p_4 dla mikrocylindra o przekroju kołowym w rozmiarze $d/c = 0,02$ [-] została również przedstawiona dla linii L_2 (Rys. 5.30 .). W pozycji p_1 uzyskano pozytywny efekt, ponieważ doszło do opóźnienia oderwania warstwy przyściennej, co widać po wąskim śladzie przylegającym do powierzchni ssącej profilu NACA 0012. Zauważalny jest również ślad generowany przez mikrocylinder z naprzemiennymi polami dodatniej i ujemnej wirowości, a linie prądu uległy wygładzeniu. W pozycji p_2 dodanie mikrocylindra spowodowało separację warstwy przyściennej, co zaprezentowało się w postaci szerokiego śladu, który nie przylega do powierzchni. Linie prądu są zakłócone, a wirowość rozprasza się za tylną krawędzią profilu, mieszając się ze śladem mikrocylindra. W pozycjach



Rysunek 5.29. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,02$ [-] dla L_1 w pozycjach p_1 - p_4.

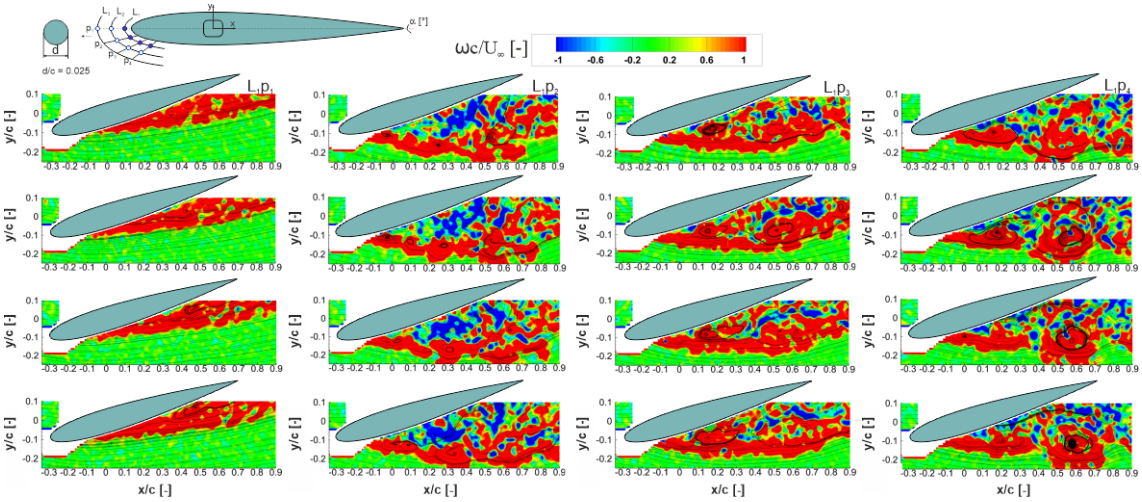
p_3 i p_4 obserwuje się podobny szeroki ślad, charakteryzujący się polami dodatniej i ujemnej wirowości. Ślad generowany przez mikrocylinder pozostaje widoczny, a mieszanie pól wirowości zachodzi na końcu powierzchni ssącej.



Rysunek 5.30. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,02$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

Mapy konturowe ewolucji wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] pokazano także dla ostatniego z badanych mikrocylindrów $d/c = 0,025$ [-] dla dwóch linii L_1 (Rys. 5.31 .) oraz L_2 (Rys. 5.31 .), w czterech pozycjach: p_1, p_2, p_3, p_4. Dla lokalizacji L_1p_1 (Rys. 5.31 .) można zaobserwować ścieżkę wirowości, przylegającą do powierzchni ssącej profilu, która jest wąska, choć nie aż tak jak dla pozycji p_1 w linii L_1 na rysunku 5.27., gdzie został przedstawiony mikrocylinder w rozmiarze $d/c = 0,015$ [-]. Linie prądu są wygładzone w kierunku przepływu. W drugiej kolumnie,

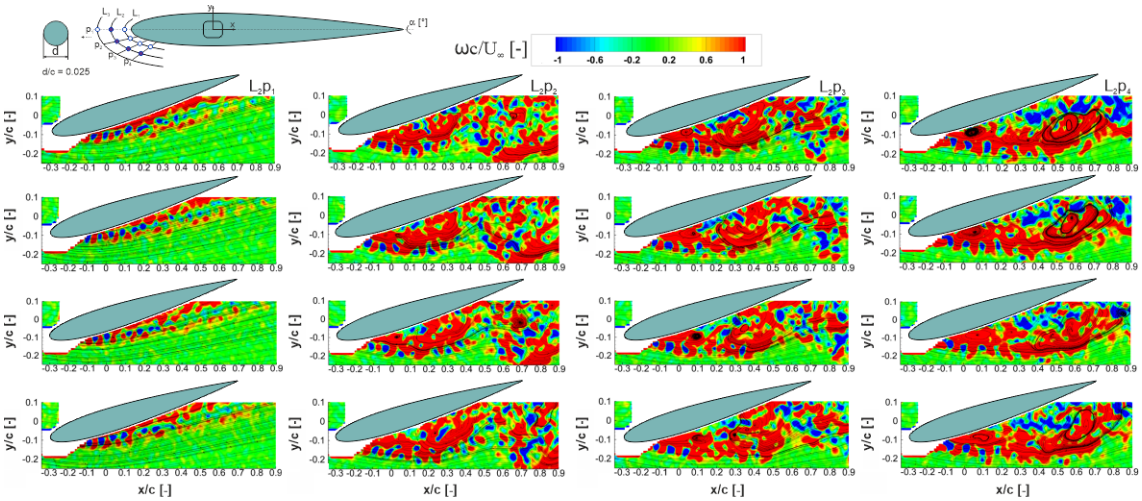
w pozycji p_2 widoczny jest bardzo szeroki ślad wirowości, w którym występują zarówno dodatnie jak i ujemne pola wirowości. Linie prądu uwypuklają struktury wirowe. W pozycji p_3 i p_4 również występuje szeroka ścieżka wirowości na powierzchni ssącej profilu, chociaż węższa w porównaniu do p_2. Tutaj także występują dodatnie i ujemne pola wirowości.
W pozycji p_4 bardzo dobrze zobrazowane jest za pomocą linii prądu przemieszczanie się wiru.



Rysunek 5.31. Mapy konturowe: ewolucja wirowości w czasie $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,025$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4.

Na rysunku 5.31. w kolumnie pierwszej przedstawiono ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] w otoczeniu płata z mikrocylindrem w lokalizacji L_2p_1 w rozmiarze $d/c = 0,025$ [-]. W tej pozycji ścieżka wirowości przylega do powierzchni ssącej profilu NACA 0012, a dodatkowo widoczny jest ślad generowany przez mikrocylinder, w którym naprzemiennie występują pola dodatniej i ujemnej wirowości. Linie prądu są wygładzone w kierunku przepływu. Pozycje p_2, p_3 i p_4 generują bardzo podobną, szeroką ścieżkę wirowości. W każdej z nich można zaobserwować ślad generowany przez mikrocylinder, który następnie miesza się ze śladem generwanym przez profil. Obserwuje się zarówno dodatnie, jak i ujemne pola wirowości, a linie prądu uwydatniają strukturę przepływu.

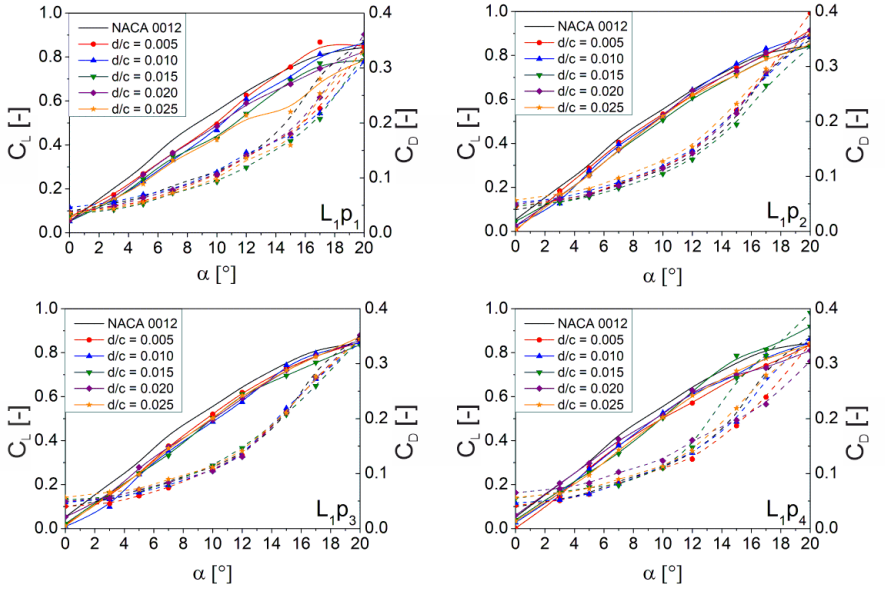
Aby uzupełnić analizę związaną z mapami konturowymi, istotne jest teraz przyjrzenie się wynikom aerodynamicznym, które pozwalają ocenić wpływ mikrocylindra na charakterystyki nośne i oporowe profilu NACA 0012. Poniżej przedstawiono wyniki pomiarów współczynnika siły nośnej C_L [-] oraz współczynnika oporu (C_D [-]), które stanowią kluczowy element oceny efektywności zastosowanych lokalizacji aerodynamicznych. Wyniki pomiarów współczynnika siły nośnej C_L [-] oraz współczynnika oporu C_D [-] dla profilu NACA 0012, zarówno bez



Rysunek 5.32. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.02$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4.

dodanego mikrocylindra, jak i z mikrocylindrem o różnych rozmiarach, przedstawiono dla dwóch linii pomiarowych L_1 na rysunku 5.33. i L_2 na rysunku 5.34. oraz czterech pozycji (p_1 - p_4). Wykresy ilustrują zmiany tych współczynników w zależności od kąta natarcia. Wartości C_L [-] zaznaczono linią ciągłą, natomiast C_D [-] linią przerywaną. Wyniki dla przypadku referencyjnego (bez mikrocylindra) przedstawiono kolorem czarnym, podczas gdy zastosowanie mikrocylindrów o różnych rozmiarach oznaczono innymi kolorami i symbolami, odzwierciedlającymi stosunek średnicy mikrocylindra do cięciwy profilu d/c [-]. Dodanie mikrocylindra miało wyraźny wpływ zarówno na siłę nośną, jak i na opór aerodynamiczny, przy czym efekty te zależały od rozmiaru mikrocylindra oraz kąta natarcia. W większości przypadków obserwowano wzrost współczynnika siły nośnej (C_L) dla wyższych kątów natarcia, szczególnie przy większych rozmiarach mikrocylindra, tj. $d/c = 0,015$ [-], $d/c = 0,020$ [-] oraz $d/c = 0,025$ [-]. Najmniejsze mikrocylindry, takie jak $d/c = 0,005$ [-], wywoływały wzrost C_L [-] jedynie w ograniczonym zakresie kątów natarcia, co sugeruje, że ich wpływ na zmiany przepływu powietrza był mniejszy niż w przypadku większych mikrocylindrów.

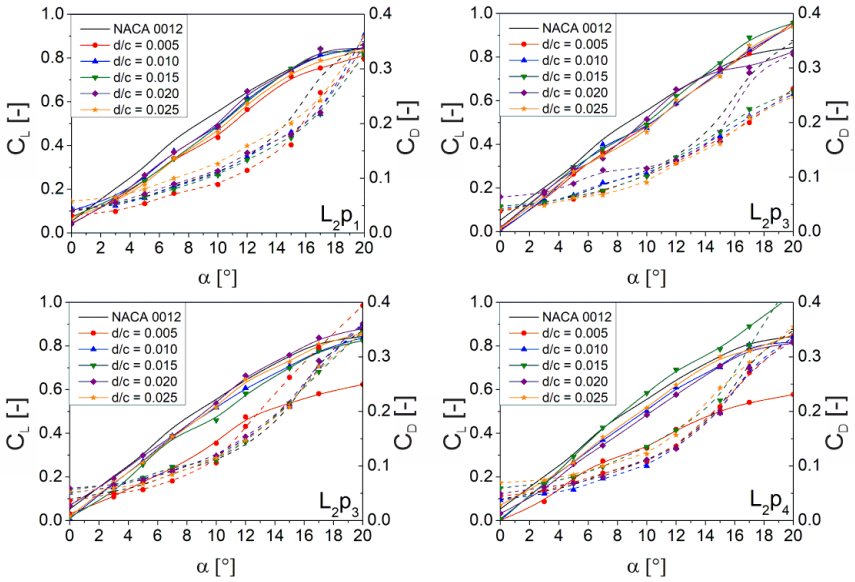
Zmniejszenie współczynnika oporu C_D [-] po dodaniu mikrocylindrów było bardziej zauważalne i występowało dla większości rozmiarów mikrocylindra, niezależnie od kąta natarcia. Zjawisko to można wytłumaczyć faktem, że mikrocylinder wpływa na modyfikację struktury przepływu wokół profilu. Przypuszczalnie mikrocylinder wprowadzał lokalne zaburzenia przepływu, które mogły stabilizować oderwania strumienia powietrza, a tym samym redukować zjawiska prowadzące do wzrostu oporu, takie jak rozległe obszary recyrkulacji czy wczesne oderwania



Rysunek 5.33. Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik oporu C_D profilu NACA 0012 bez mikrocylindra (NACA 0012) i z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_1, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 - p_4.

warstwy przyściennej. Wzrost siły nośnej przy większych kątach natarcia można przypisać poprawie charakterystyk przepływu poprzez przesunięcie punktu oderwania warstwy przyściennej ku tylnej krawędzi profilu. Dzięki dodaniu mikrocylindra, w szczególności tego o większych rozmiarach, przepływ powietrza mógł być bardziej przylegający do powierzchni profilu, co skutkowało większą efektywną powierzchnią nośną, a tym samym wzrostem siły nośnej. W tym kontekście mikrocylindry mogą działać podobnie do urządzeń kontrolujących przepływ, takich jak turbulatory, które wprowadzają kontrolowane zaburzenia do laminarnego przepływu, zapobiegając wczesnemu oderwaniu warstwy przyściennej. Redukcja oporu może być również związana z minimalizacją zjawisk związanych z separacją przepływu.
W przypadku profili aerodynamicznych separacja warstwy przyściennej prowadzi do powstania wirów i dużych obszarów recyrkulacji, co zwiększa opór aerodynamiczny. Wprowadzenie mikrocylindra mogło zmniejszyć te efekty poprzez opóźnienie separacji przepływu i zmniejszenie rozmiarów strefy recyrkulacji. Względne zmniejszenie oporu obserwowane przy różnych rozmiarach mikrocylindra sugeruje, że istnieje optymalny rozmiar, który maksymalizuje stabilizację przepływu bez nadmiernego wprowadzenia dodatkowego oporu. Dla najmniejszego mikrocylindra ($d/c = 0,005$ [-]) pozytywne efekty były ograniczone, co sugeruje, że jego wpływ na strukturę przepływu był niewielki, a zmiany w charakterystykach aerodynamicznych – bardziej subtelne. Natomiast największy mikrocylinder, taki jak $d/c = 0,025$ [-], znaczne zakłócenia, co powodowało mniejsze korzyści w zakresie poprawy siły nośnej i redukcji oporu w niektórych przypadkach. Dodanie mikrocylindra do profilu NACA

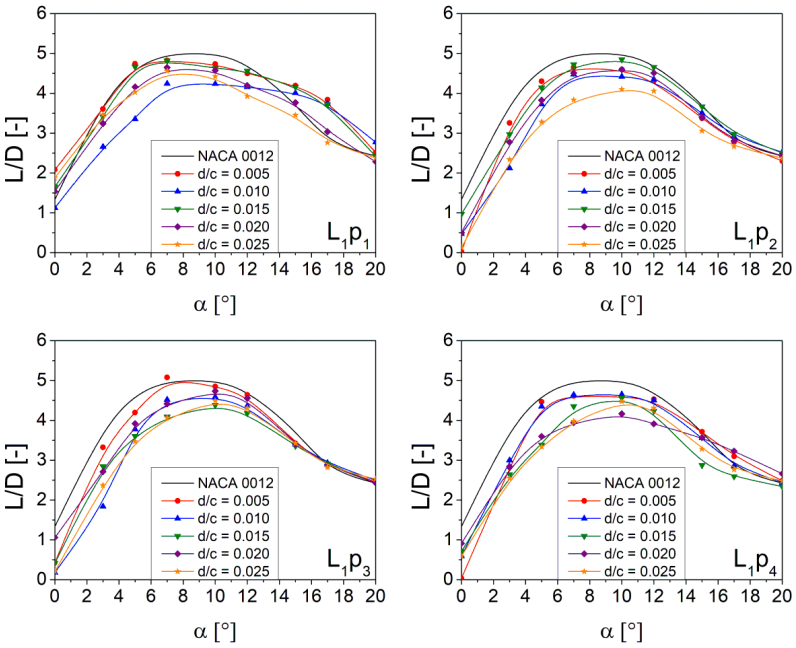
0012 miało istotny wpływ na zmiany współczynników siły nośnej i oporu, szczególnie przy wyższych kątach natarcia. Modyfikacja przepływu wokół profilu przez mikrocylinder mogła poprawić przyleganie warstwy przyściennej i opóźnić jej separację, co skutkowało wzrostem siły nośnej i redukcją oporu. Wpływ rozmiaru mikrocylindra był zauważalny – większe rozmiary silniej poprawiały charakterystyki aerodynamiczne, podczas gdy mniejsze mikrocylindry wprowadzały jedynie drobne zmiany.



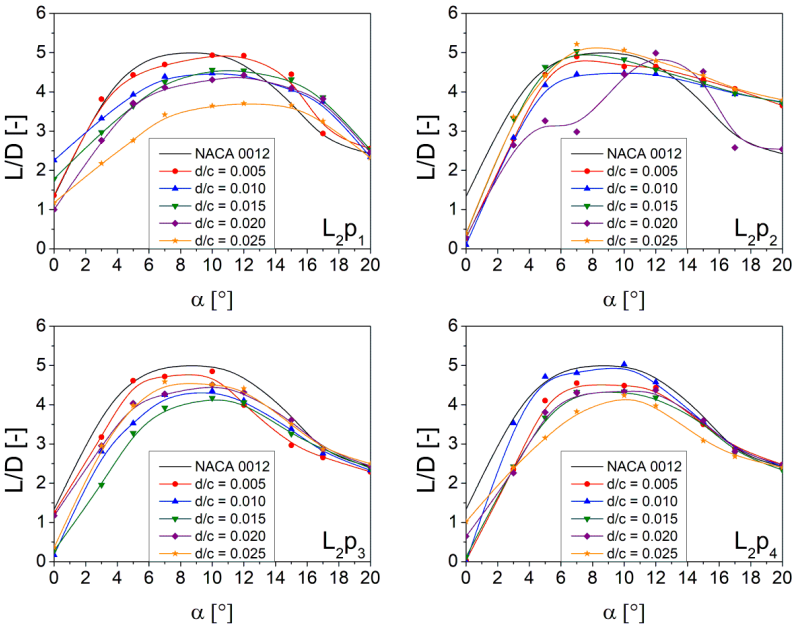
Rysunek 5.34. Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik oporu C_D profilu NACA 0012 bez mikrocylindra (NACA 0012) i z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_2, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 - p_4.

Przedstawione na rysunkach 5.35. i 5.36. wyniki ilustrują zmiany efektywności aerodynamicznej, wyrażonej jako stosunek siły nośnej do oporu (L/D [-]), dla profilu NACA 0012, zarówno w konfiguracji bez mikrocylindra, jak i z mikrocylindrem o przekroju kołowym. Badania obejmują różne rozmiary mikrocylindra, które określono stosunkiem średnicy mikrocylindra do cięciwy profilu ($d/c = 0,005$ [-], $d/c = 0,010$ [-], $d/c = 0,015$ [-], $d/c = 0,020$ [-] oraz $d/c = 0,025$ [-]), oraz różne lokalizacje ich umieszczenia. Zastosowanie mikrocylindra w większości przypadków prowadziło do wzrostu efektywności aerodynamicznej L/D [-], szczególnie dla kątów natarcia w zakresie α = 15°–20°. Wzrost ten zależał zarówno od rozmiaru mikrocylindra, jak i jego lokalizacji w pobliżu przedniej krawędzi profilu. Mniejsze rozmiary mikrocylindra (np. $d/c = 0,005$ [-] i $d/c = 0,010$ [-]) skutkowały poprawą efektywności aerodynamicznej w większym zakresie kątów natarcia. Natomiast dla większego mikrocylindra, takiego jak $d/c = 0,025$ [-], poprawa ta była mniej wyraźna, a w niektórych sytuacjach nawet nie występowała. Zauważalny wzrost stosunku L/D obserwowano dla kątów natarcia bliskich α = 17° i 20°, gdzie mikrocylinder znacząco poprawiał efektywność aerodynamiczną

w porównaniu do lokalizacji bez jego zastosowania. Wpływ mikrocylindra można wyjaśnić jego oddziaływaniem na przepływ powietrza wokół profilu – zmienia on charakterystykę opływu, opóźniając separację warstwy przyściennej. W efekcie dochodzi do redukcji oporu aerodynamicznego, co prowadzi do poprawy stosunku siły nośnej do oporu (L/D [-]).



Rysunek 5.35. Efektywność aerodynamiczna L/D [-] profilu NACA 0012 bez mikrocylindra (NACA 0012) oraz z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_1, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 - p_4.

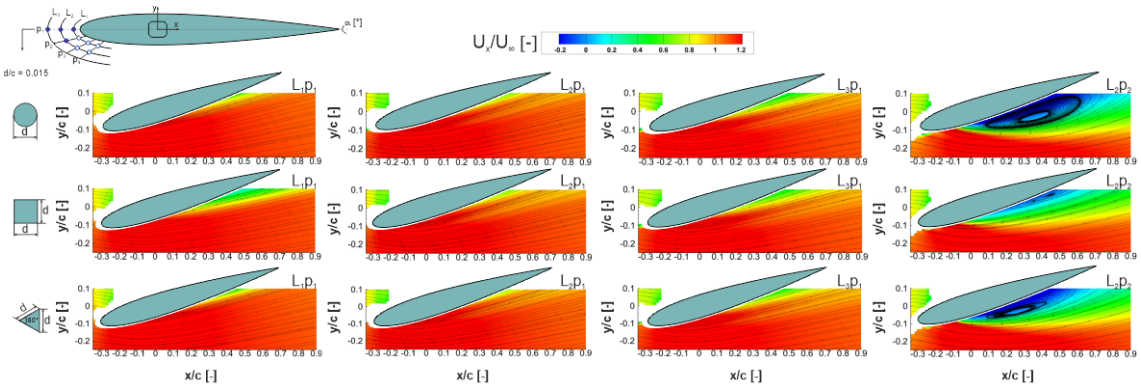


Rysunek 5.36. Efektywność aerodynamiczna L/D [-] profilu NACA 0012 bez dodanego mikrocylindra (NACA 0012) oraz z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_2, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 -p_4.

5.3.2. Analiza wpływu mikrocylindra o przekroju niecylindrycznym na separację przepływu oraz parametry aerodynamiczne profilu dla NACA 0012

Chociaż cylinder o rozmiarze $d/c = 0,010$ [-] wykazał najlepsze właściwości aerodynamiczne, w szczególności w zakresie redukcji strefy separacji i poprawy parametrów aerodynamicznych przepływu, ze względów technicznych w kolejnym etapie badań, związanych z analizą wpływu kształtu mikrocylindra, zdecydowano się na wybór większego rozmiaru $d/c = 0,015$ [-]. Wyniki dla tego mikrocylindra porównano z wynikami dla mikrocylindra o przekroju kwadratowym i trójkątnym, przy zachowaniu tej samej wielkości. Badania te przeprowadzono po wcześniejszej analizie wyników dla mikrocylindra o przekroju kołowym w lokalizacjach: L_1p_1, L_2p_1, L_2p_2. Pomiar w lokalizacji L_2p_2 miał na celu sprawdzenie, czy zmiana kształtu mikrocylindra wpłynie na zmniejszenie oderwania warstwy przyściennej, czego nie osiągnięto w przypadku mikrocylindra o przekroju kołowym. Dodatkowo, eksperyment rozszerzono o lokalizację L_3p_1, celem zbadania wpływu odległości mikrocylindra od krawędzi natarcia profilu NACA 0012. Mapy konturowe zaprezentowane na rysunku 5.37. przedstawiają znormalizowaną składową wzdłużną prędkości średniej U_x/U_∞ [-] dla mikrocylindra o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-] i przekroju: kołowym, kwadratowym i trójkątnym dla lokalizacji: L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1 oraz L_2p_2. W pierwszej kolumnie pokazano wyniki przeanalizowane dla lokalizacji L_1p_1 dla różnych kształtów mikrocylindra. Zaobserwowano, że dodanie mikrocylindra, niezależnie od jego kształtu, prowadzi do redukcji oderwania warstwy przyściennej. Najlepsze wyniki w tym zakresie otrzymano dla mikrocylindra o przekroju kołowym, którego zastosowanie skutecznie stabilizuje przepływ, jednocześnie zmniejszając gradienty prędkości i redukując turbulencje, co prowadzi do bardziej jednorodnego pola prędkości. Redukcję oderwania warstwy przyściennej pokazano również dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, gdzie rozkład prędkości U_x/U_∞ [-] jest bardzo podobny do mikrocylindra o przekroju kołowym. W mapach konturowych uzyskanych przy zastosowaniu mikrocylindra o przekroju kwadratowym również zaobserwowano redukcję oderwania warstwy przyściennej, a poniżej powierzchni ssącej profilu pojawia się obszar o niskich prędkościach wynoszących około 0,6. W tym przypadku ostre krawędzie przekroju kwadratowego sprzyjają generacji silniejszych wirów, które są mniej efektywne w stabilizacji przepływu. Dla lokalizacji L_2p_1 (druga kolumna) dodanie mikrocylindra także spowodowało redukcję oderwania warstwy przyściennej. Wzrost pola powierzchni obszarów wysokich prędkości pod krawędzią natarcia oraz wygładzenie linii prądu są oznakami poprawy w

strukturze przepływu. W tej konfiguracji efekty redukcji oderwania są podobne dla wszystkich kształtów mikrocylindra, co sugeruje, że dla danej pozycji mikrocylindra, różne kształty mogą działać w sposób zbliżony, jeśli chodzi o stabilizację przepływu. Trzecia kolumna, przedstawiająca wyniki dla lokalizacji L_3p_1, wskazuje na pewne pogorszenie wyników w porównaniu do L_2. Odsunięcie mikrocylindra od linii L_2 powoduje, że chociaż nadal obserwuje się zmniejszenie oderwania warstwy przyściennej, obszar z niższymi wartościami prędkości (około 0.6 [-]) pod dolną krawędzią profilu staje się większy. Wygładzenie linii prądu jest nadal widoczne, jednak efektywność w stabilizacji przepływu ulega zmniejszeniu. Optymalna odległość mikrocylindra od krawędzi natarcia odgrywa kluczową rolę w skutecznej redukcji oderwania warstwy przyściennej. W kolumnie czwartej przedstawiono L_2p_2, nawiązując do wcześniejszych badań z mikrocylindrem o przekroju kołowym i rozmiarze $d/c = 0,015$ [-]. Zaobserwowano, że dla tego położenia mikrocylindra nie uzyskano redukcji oderwania warstwy przyściennej, co również jest widoczne na przedstawionej mapie konturowej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Dodanie mikrocylindra o przekroju kwadratowym w L_2p_2 również nie zredukowało oderwania warstwy przyściennej. Zaobserwowano obszar z ujemnymi wartościami prędkości pod dolną krawędzią profilu, a linie prądu tworzą małe zawirowania. Bardziej niekorzystny efekt uzyskano dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym w porównaniu do mikrocylindra o przekroju kwadratowym, gdzie separacja warstwy przyściennej jest bardziej widocznea, wskazuje na to obszar z ujemnymi wartościami prędkości i linie prądu tworzące zawirowania pod dolną krawędzią profilu NACA 0012, co sugeruje, że ostry kształt mikrocylindra o przekroju trójkątnym może wywoływać silniejsze zakłócenia w przepływie.

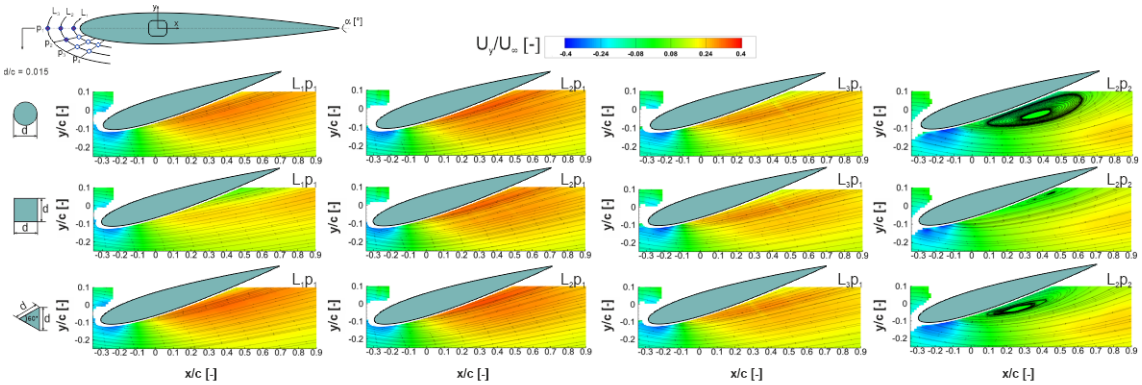


Rysunek 5.37. Mapy konturowe: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2.

Rysunek 5.38 przedstawia mapy konturowe znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości

średniej U_y/U_∞ [-], dla pozycji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1 oraz L_2p_2 dla mikrocylindra o przekroju: kołowym, kwadratowym, trójkątnym. W pierwszej kolumnie rysunku, przedstawiającej wyniki dla pozycji L_1p_1, zaobserwowano duży obszar wysokich wartości prędkości w zakresie $x/d = 0$ do $x/d = 0,9$. Wartości te osiągają około 0,4 [-] pod dolną krawędzią profilu, szczególnie dla mikrocylindrów o przekroju kołowym i trójkątnym. Linie prądu w tych przypadkach są wyraźnie wygładzone, a brak obszarów o ujemnych wartościach prędkości, sugeruje brak oderwania warstwy przyściennej. Mikrocylindry o przekroju kwadratowym wykazują mniejszy obszar wysokich prędkości, choć również charakteryzują się wygładzonymi liniami prądu. W drugiej kolumnie pokazano wyniki dla pozycji L_2p_1. Wszystkie badane kształty mikrocylindrów wykazują podobną zdolność do redukcji oderwania warstwy przyściennej. Warto zauważyć, że pod dolną krawędzią profilu zaobserwowano wzrost obszaru wysokich wartości prędkości. Ponadto, wygładzone linie prądu wskazują na stabilność przepływu w tych warunkach. Dla pozycji L_3p_1, przedstawiono wyniki w czwartej kolumnie, są one zbliżone do tych z pozycji L_2p_1. Każdy z badanych kształtów mikrocylindra ponownie wykazuje zdolność do korzystnej redukcji oderwania warstwy przyściennej. Jednakże obszar wysokich wartości prędkości jest mniejszy w porównaniu z wynikami dla pozycji L_2p_1, co może sugerować subtelne różnice w dynamice przepływu. W czwartej kolumnie rysunku 5.38. zaprezentowano wyniki dla lokalizacji L_2p_2 ukazujące znaczące oderwanie warstwy przyściennej, szczególnie dla mikrocylindra o przekroju kołowym. Linie prądu w tym przypadku wykazują duże zawirowania pod dolną krawędzią profilu, co świadczy o niestabilności przepływu. Zawirowania te są mniejsze dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, natomiast najmniejsze – dla przekroju kwadratowego. W każdym z badanych przypadków obszar wysokich prędkości został przesunięty poniżej krawędzi spływu profilu, co może wskazywać na różnorodne efekty oddziaływania kształtu mikrocylindra na strukturę przepływu.

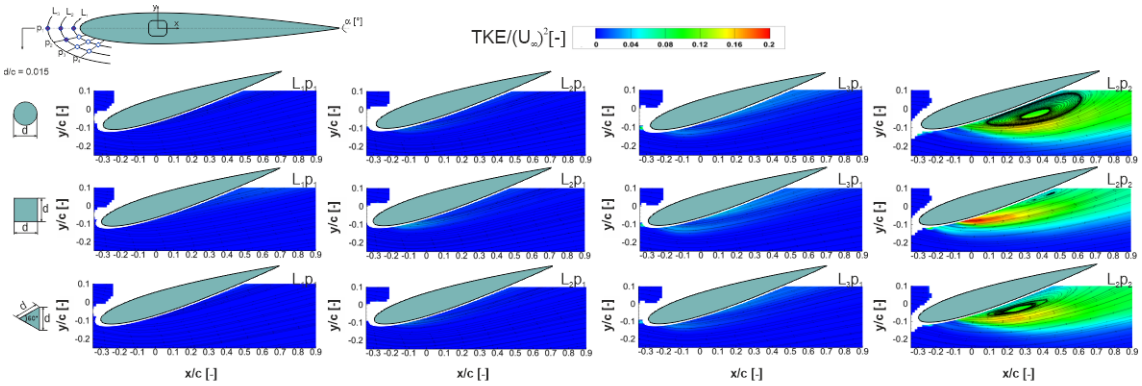
Na rysunku 5.39. przedstawiono mapy konturowe znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla omówionych wcześniej przypadków. W pierwszej i drugiej kolumnie przedstawiono wyniki dla lokalizacji L_1p_1 oraz L_2p_1, gdzie mikrocylinder o przekroju kołowym, kwadratowym i trójkątnym wykazuje minimalne wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. Bardzo niskie wartości energii kinetycznej turbulencji w tych przypadkach świadczą o minimalnym poziomie zakłóceń w przepływie, sprzyjając stabilnym warunkom laminarnym. Ponadto wygładzone linie prądu dodatkowo potwierdzają uspokojenie przepływu. W trzeciej kolumnie, przedstawiającej wyniki dla lokalizacji L_3p_1, zaobserwowano minimalny wzrost wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-] poniżej powierzchni ssącej dla wszystkich badanych kształtów mikrocylindrów. Wzrost ten może być



Rysunek 5.38. Mapy konturowe: znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$, dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2.

wskaźnikiem początkowej fazy przejścia od przepływu laminarnego do turbulentnego. Nawet przy niskim poziomie TKE/$(U_\infty)^2$ [-], takie zmiany mogą mieć znaczenie w kontekście lokalnych zakłóceń przepływu, które mogą wpływać na późniejsze zachowanie warstwy przyściennej. Ostatnia kolumna rysunku, przedstawiająca wyniki dla pozycji L_2p_2 ukazuje znaczny wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w szerokim obszarze pod powierzchnią ssącą dla mikrocylindra o przekroju kołowym. Najwyższe wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-] są zlokalizowane bezpośrednio pod powierzchnią ssącą profilu, co sugeruje intensywną produkcję TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w wyniku oderwania warstwy przyściennej i powstawania dużych wirów. Linie prądu w tym obszarze tworzą duże zawirowania, co jest typowym objawem niestabilności przepływu. W przypadku mikrocylindra o przekroju trójkątnym, zaobserwowano podobny wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] jak dla mikrocylindra o przekroju kołowym, jednak linie prądu tworzą mniejsze zawirowania. Największy wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] zaobserwowano dla mikrocylindra o przekroju kwadratowym. Obszar o zwiększonej TKE/$(U_\infty)^2$ [-] jest węższy niż w przypadku mikrocylindrów o przekroju kołowym i trójkątnym, jednak bezpośrednio pod dolną krawędzią profilu zarejestrowano najwyższe wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. Takie zachowanie może wynikać z ostrych krawędzi kwadratowego mikrocylindra, które sprzyjają intensywnemu rozprzestrzenianiu się zawirowań, zwiększając tym samym intensywność turbulencji. Duże zawirowania powodują silne fluktuacje prędkości, co prowadzi do wzrostu energii kinetycznej turbulencji, a w efekcie do większej niestabilności przepływu.

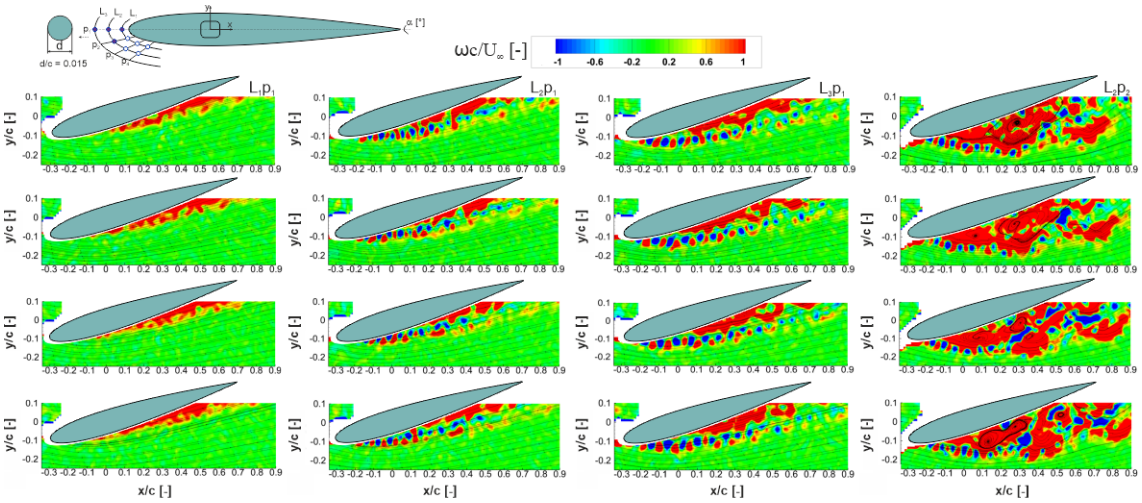
W kolejnej części prezentacji wyników przedstawiono ewolucję wirowości $\omega c/U_\infty$ [-]. Na mapach konturowych rysunku 5.40. przedstawiono wyniki dotyczące płata NACA 0012 z



Rysunek 5.39. Mapy konturowe: znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindrów o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$, dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2.

mikrocylindrem o przekroju kołowym w lokalizacjach: L_1p_1 (kolumna pierwsza), L_2p_1 (kolumna druga), L_3p_1 (kolumna trzecia) oraz L_2p_2 (kolumna czwarta). W L_1p_1 zaobserwowano wąską ścieżkę wirowości dodatniej przylegającą poniżej powierzchni ssącej profilu. Struktura ta świadczy o stabilnym charakterze przepływu, co potwierdzają wygładzone linie prądu. Brak obecności wirowości ujemnej sugeruje, że przepływ nie wykazuje oznak oderwania warstwy przyściennej. W lokalizacji L_2p_1 przepływ nadal charakteryzuje się obecnością dodatniej wirowości w pobliżu powierzchni ssącej profilu, jednak pojawia się także ślad wirowości generowany przez mikrocylinder. Obecność naprzemiennej wirowości dodatniej i ujemnej w tej strefie wskazuje na interakcję między generowanymi przez mikrocylinder strukturami wirowymi a przepływem wokół profilu. Mimo to, linie prądu pozostają stosunkowo gładkie, co sugeruje, że przepływ jest stabilny, choć zaczyna wykazywać oznaki bardziej złożonej dynamiki. Podobny wynik pokazano dla L_3p_1, gdzie ścieżka wirowości początkowo, przylega do powierzchni ssącej profilu, jednakże przed krawędzią spływu zaczyna wykazywać niestabilność, co może być wstępem do separacji warstwy przyściennej. Ślad mikrocylindra jest wyraźnie widoczny i charakteryzuje się naprzemienną wirowością dodatnią i ujemną, wskazując na bardziej zaawansowane procesy mieszania wirowości. W ostatniej kolumnie, gdzie pokazano L_2p_2 wyraźnie widoczna jest szeroka, niestabilna ścieżka wirowości, która wskazuje na oderwanie warstwy przyściennej. Zarówno dodatnia, jak i ujemna wirowość są obecne w tej strefie, co sugeruje intensywne zawirowania i możliwość wystąpienia separacji przepływu. Linie prądu w tej części mapy są zdeformowane, co dodatkowo uwidacznia niestabilność przepływu i obecność struktur wirowych o wyższej intensywności.

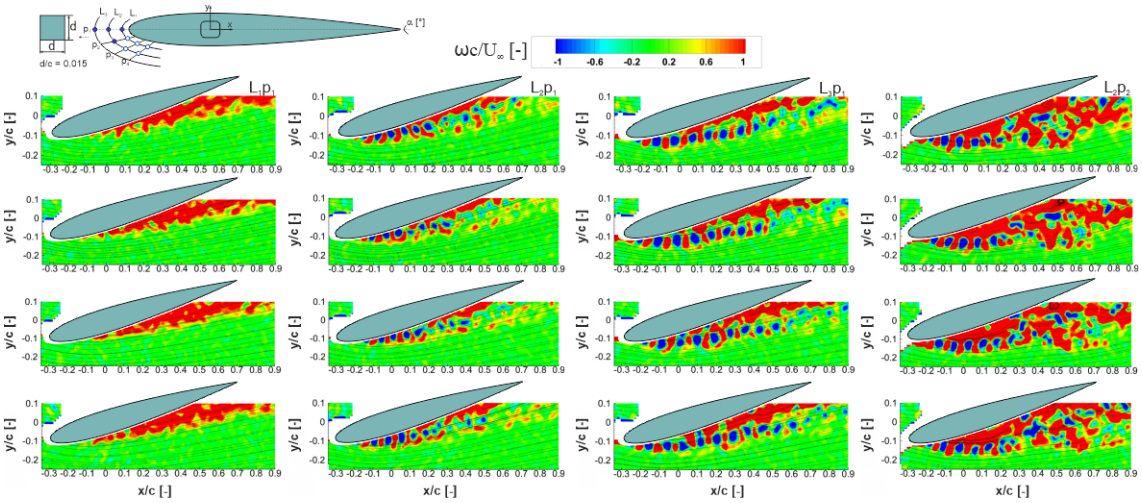
Na rysunku 5.41. przedstawiono mapy konturowe ewolucji wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla płata NACA



Rysunek 5.40. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2.

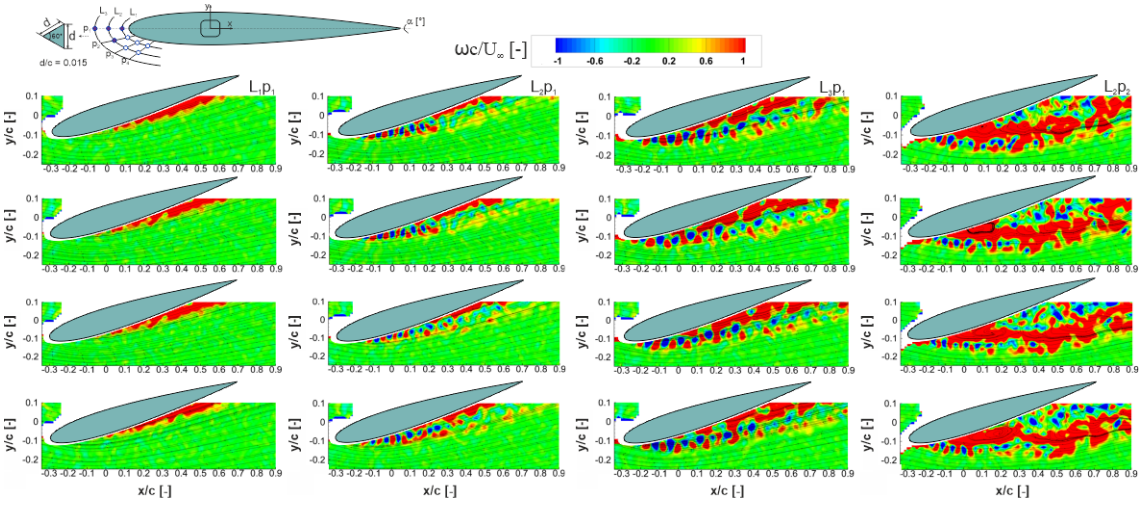
0012 z mikrocylindrem o przekroju kwadratowym. W pierwszej kolumnie pokazano wyniki dla lokalizacji L_1p_1, w drugiej L_2p_1, w trzeciej L_3p_1 i w czwartej L_2p_2. W lokalizacji L_1p_1 ścieżka dodatniej wirowości przylega do powierzchni ssącej profilu, co sugeruje stabilność przepływu, potwierdzoną wygładzonymi liniami prądu i brakiem wirowości ujemnej. W L_2p_1 ścieżka wirowości jest węższa, lecz nadal przylega do powierzchni, a mikrocylinder generuje naprzemienną wirowość, co nie destabilizuje przepływu. W L_3p_1 ścieżka dodatniej wirowości jest szersza, lecz przepływ pozostaje stabilny. Mikrocylinder generuje naprzemienną wirowość, a wygładzone linie prądu wskazują na brak separacji. W lokalizacji L_2p_2 występuje wyraźne oderwanie warstwy przyściennej, szeroka nieregularna ścieżka wirowości oraz intensywne zawirowania, co prowadzi do niestabilności i zmian w charakterystykach aerodynamicznych, takich jak wzrost siły oporu i spadek siły nośnej.

Na rysunku 5.42. przedstawiono mapy konturowe ewolucji wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym dla czterech lokalizacji: L_1p_1 (kolumna pierwsza), L_2p_1 (kolumna druga), L_3p_1 (kolumna trzecia) oraz L_2p_2 (kolumna czwarta). W lokalizacji L_1p_1 ścieżka dodatniej wirowości jest wąska i przylega do powierzchni ssącej profilu, co sugeruje stabilny przepływ z minimalnym wpływem mikrocylindra. Optymalny stosunek rozmiaru mikrocylindra do profilu może ograniczać separację i wspierać laminarny charakter przepływu. W L_2p_1 ścieżka wirowości nadal jest wąska i stabilna, z naprzemienną wirowością dodatnią i ujemną generowaną przez mikrocylinder, co wskazuje na niewielką interakcję z głównym przepływem. W L_3p_1 ścieżka wirowości jest szersza, co może sugerować większą złożoność i interakcję, choć linie prądu wskazują na względną stabilność. W L_2p_2 widoczne jest wyraźne



Rysunek 5.41. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju kwadratowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2.

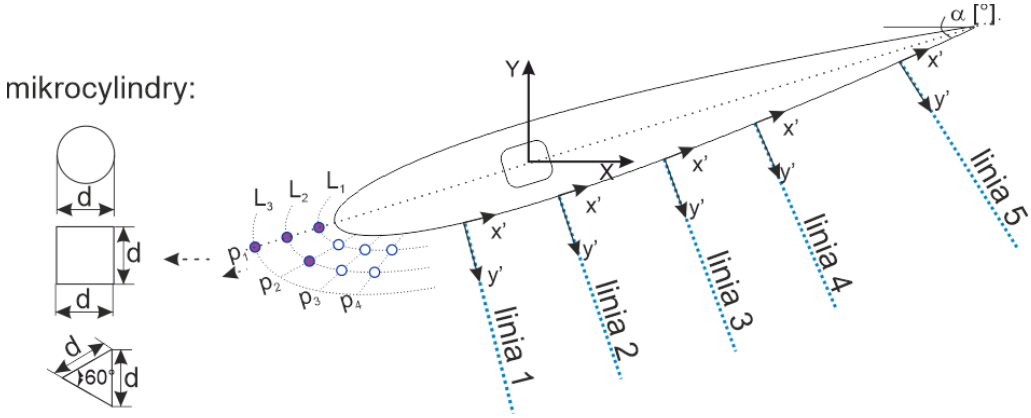
oderwanie warstwy przyściennej, szeroka i nieregularna ścieżka wirowości oraz intensywne zjawiska turbulentne, które znacząco zakłócają przepływ i mogą prowadzić do zwiększenia oporu aerodynamicznego i zmniejszenia efektywności profilu.



Rysunek 5.42. Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2.

Na rysunkach 5.44., 5.45., 5.46. oraz 5.47. zobrazowano rozwój pięciu profili prędkości w przekrojach: kołowym, kwadratowym i trójkątnym w poszczególnych kolumnach dla wybranych konfiguracji mikrocylindrów. Każda z tych ilustracji zawiera trzy wiersze, z których pierwszy przedstawia znormalizowane profile prędkości wzdłużnej U'_x/U_∞ [-], drugi - znormalizowaną prędkość poprzeczną U'_y/U_∞ [-], a trzeci - znormalizowaną energię kinetyczną turbulencji (TKE/$(U_\infty)^2$ [-]). Dane pobrano z miejsc oznaczonych na rysunku 5.43. (jako linia 1, linia 2, linia 3, linia 4 i linia 5) dla różnych konfiguracji: bez mikrocylindra oraz z mikrocylindrami

o przekroju kołowym, kwadratowym i trójkątnym, w lokalizacjach: L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1 oraz L_2 p_2. Oś skierowaną w kierunku normalnym lokalnie do powierzchni ssącej profilu NACA 0012 oznaczono jako y' Takie podejście umożliwiło kompleksową ocenę wpływu różnych geometrii mikrocylindrów na charakterystykę przepływu.



Rysunek 5.43. Schemat profilu NACA 0012 z zaznaczonymi x', y' i układami współrzędnych, w których analizowano normalne i styczne składowe pola prędkości U'_x/U_∞ [-], U'_y/U_∞ [-] oraz energię kinetyczną turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-].

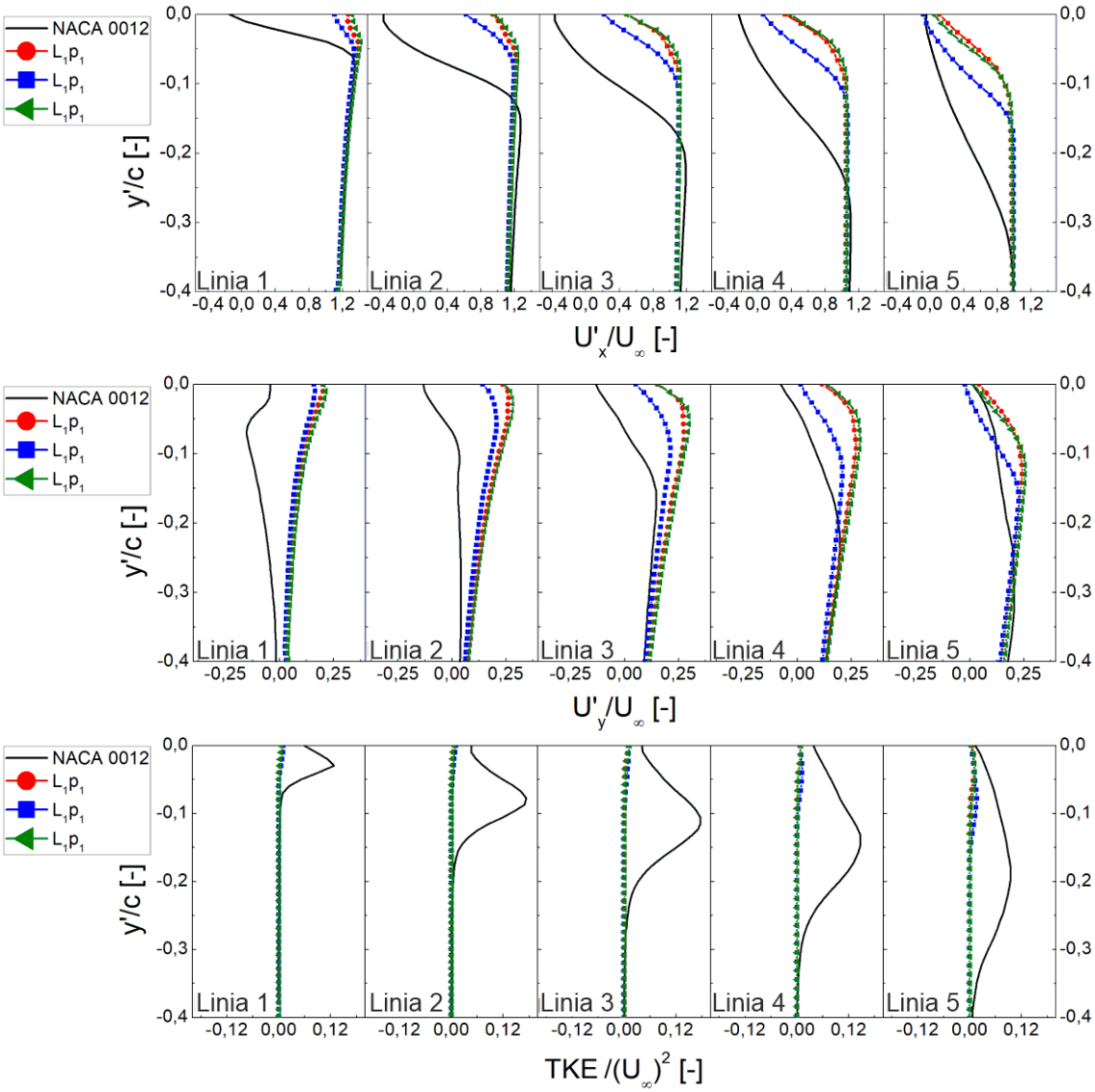
Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-], przedstawione na rysunku 5.44. dla lokalizacji L_1p_1, ujawniają charakterystyczne zjawiska związane z oderwaniem warstwy przyściennej w przypadku referencyjnym, gdzie nie zastosowano mikrocylindra. Warte zauważenia jest to, że deficyt prędkości w obszarze przyściennym jest dużo większy dla przypadku bez mikrocylindrów. Ponadto ujemne wartości prędkości, zauważalne w obszarach bliskich powierzchni profilu NACA 0012 (od $y'/c = -0,08$ do $y'/c = 0$ w linii 1, od $y'/c = -0,05$ do $y'/c = 0$ w linii 2, od $y'/c = -0,08$ do $y'/c = 0$ w linii 3 oraz od $y'/c = -0,1$ do $y'/c = 0$ w linii 4, są wynikiem lokalnych zawirowań w przepływie. Jest to typowe dla zjawiska oderwania warstwy przyściennej, które jest jednym z głównych problemów w aerodynamice, ponieważ prowadzi do zwiększenia oporu i niestabilności przepływu. W piątej linii zaobserwowano, że wartości prędkości U'_x/U_∞ [-] nie są ujemne, co sugeruje, że przepływ w tym miejscu zaczyna się stabilizować. Dodanie mikrocylindrów istotnie wpływa na charakterystykę przepływu, eliminując ujemne wartości znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-], co wskazuje na skuteczne zapobieganie oderwaniu warstwy przyściennej. Wyniki wskazują, że mikrocylindry o przekroju kołowym i trójkątnym w podobny sposób stabilizują przepływ, podczas gdy mikrocylinder o przekroju kwadratowym powoduje niewielkie zmniejszenie znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości U'_x/U_∞ [-], co może sugerować wprowadzenie większego zakłócenia w przepływie, jednocześnie skutecznie zapobiegając oderwaniu warstwy przyściennej. Warto zwrócić uwagę, że różnice te mogą

wynikać z odmiennych mechanizmów oddziaływania na warstwę przyścienną przez każdy z badanych kształtów mikrocylinda.

Analiza profili znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U'_y/U_∞ [-], przedstawiona w drugim wierszu, wskazuje, że w przypadku bez mikrocylindra wartości tej prędkości są ujemne w lokalizacjach linii 1-4. Taki rozkład prędkości może być efektem zakłóceń w przepływie wynikających z oderwania warstwy przyściennej, co prowadzi do powstawania lokalnych zawirowań i fluktuacji. W piątej linii, gdzie prędkość U'_y/U_∞ [-] osiąga wartości bliskie zeru, można zaobserwować, że warstwa przyścienna ponownie przylega do powierzchni profilu. Dodanie mikrocylindra skutkuje stabilizacją tych wartości, co jest wyraźnie widoczne w zmniejszeniu zakłóceń w przepływie. Mikrocylinder o przekroju kołowym i trójkątnym wywołują podobne zmiany w przepływie, redukując zakłócenia, podczas gdy mikrocylinder o przekroju kwadratowym wykazują mniejszy wpływ na stabilizację przepływu.

energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-], będąca miarą intensywności turbulencji w przepływie, została przedstawiona w trzecim wierszu. W przypadku referencyjnym, bez dodania mikrocylindra, zaobserwowano wyraźny wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w obszarach bliskich powierzchni ssącej (od $y'/c = -0,08$ do $y'/c = 0$ w linii 1, od $y'/c = -0,2$ do $y'/c = 0$ w linii 2, od $y'/c = -0,28$ do $y'/c = 0$ w linii 3, od $y'/c = -0,3$ do $y'/c = 0$ w linii 4 i od $y'/c = -0,4$ do $y'/c = 0$ w linii 5). Wzrost TKE/$(U_\infty)^2$ [-] jest typowy dla przepływów charakteryzujących się oderwaniem warstwy przyściennej, gdzie intensywne zawirowania prowadzą do zwiększenia niestabilności przepływu. Separacja warstwy przyściennej, będąca wynikiem zmian w strukturze przepływu w pobliżu powierzchni, generuje silne turbulencje, które destabilizują przepływ i zwiększają jego nieregularność. Dodanie mikrocylindra znacząco obniża wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-], co wskazuje na skuteczne tłumienie zawirowań i stabilizację przepływu. Zredukowanie turbulencji przez mikrocylinder niezależnie od ich kształtu sugeruje ich potencjalne zastosowanie w kontrolowaniu niestabilności przepływu.

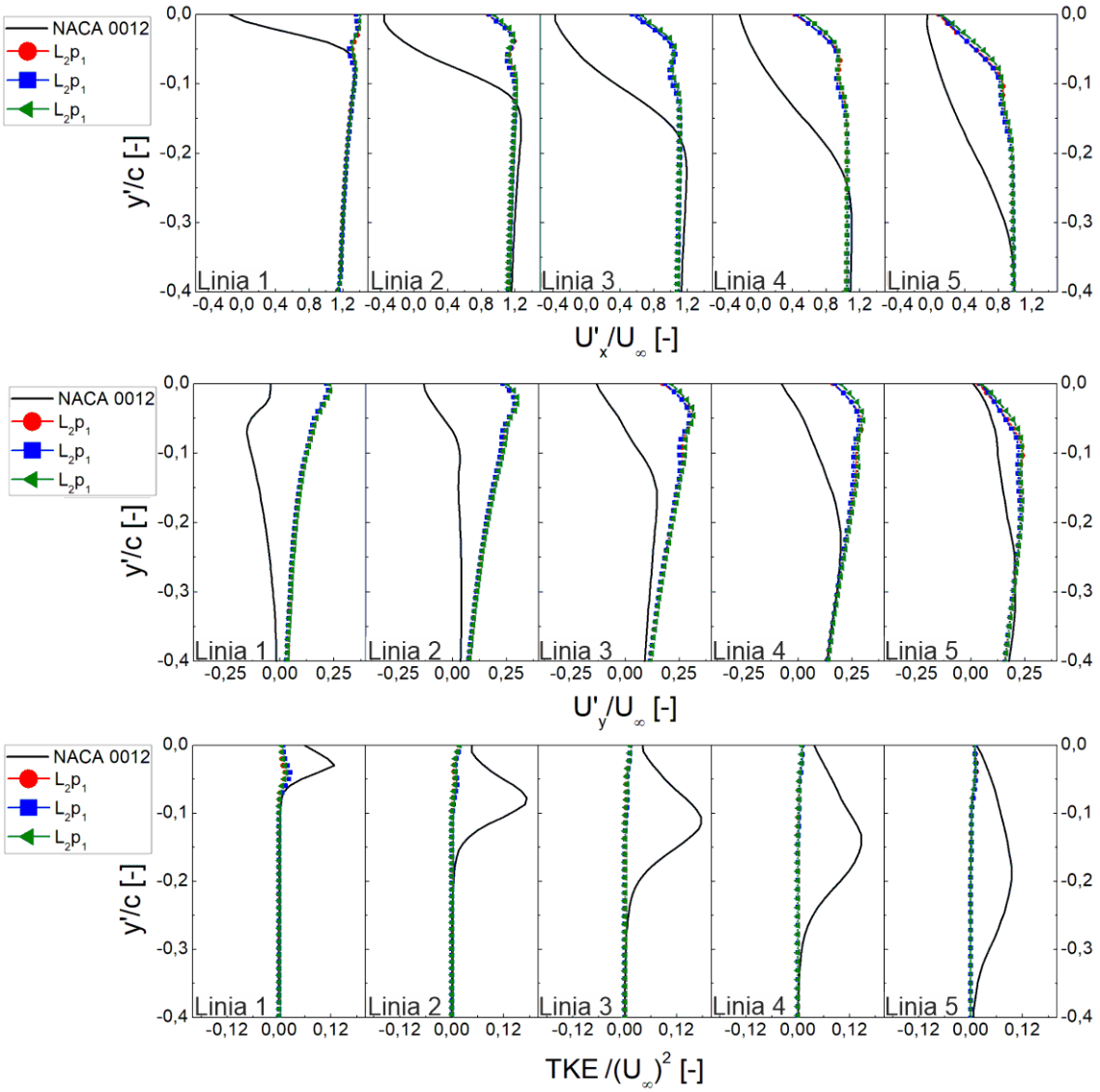
Dalsze badania przeprowadzone dla lokalizacji L_2p_1, zilustrowane na rysunku 5.45, potwierdzają wcześniejsze obserwacje. Znormalizowane profile składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-] w przypadku bez mikrocylindra wykazują oderwanie warstwy przyściennej dla linii 1-4, o czym świadczą ujemne wartości prędkości. Dla linii 5, nie odnotowano ujemnych wartości, co może wynikać z faktu, że dane pobrano z obszaru za tylną krawędzią spływu, gdzie przepływ po oderwaniu ponownie przylega do powierzchni profilu NACA 0012. Dodanie



Rysunek 5.44. Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-], znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U'_y/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1.

mikrocylindra redukuje oderwanie warstwy przyściennej dla wszystkich badanych kształtów, a ewolucja profili U'_x/U_∞ [-] jest podobna dla każdego z nich. Podobne obserwacje dotyczą znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U'_y/U_∞ [-] oraz znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-], gdzie mikrocylinder skutecznie stabilizuje przepływ, redukując zakłócenia i zawirowania.

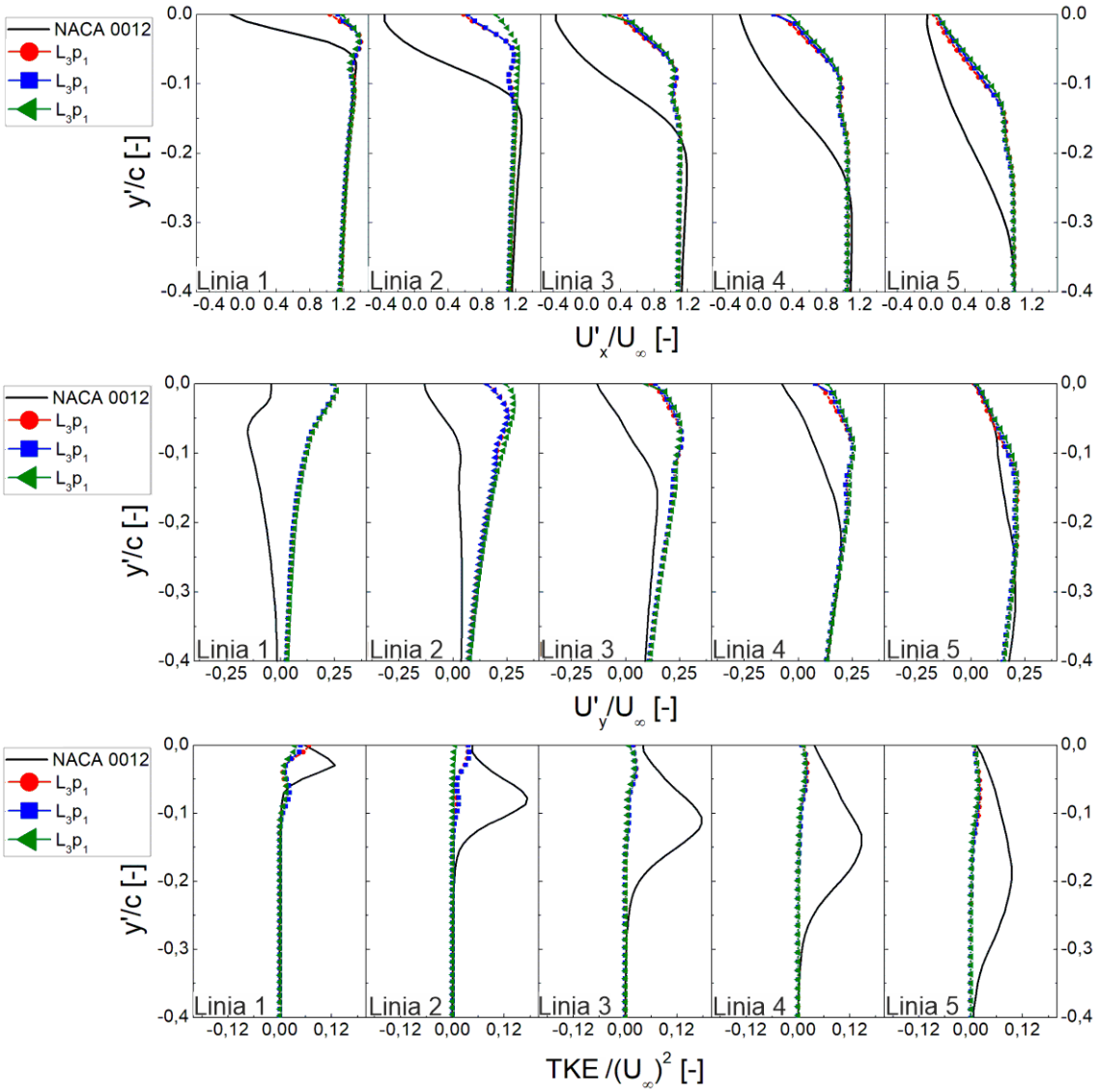
Lokalizacja L_3p_1, przedstawiona na rysunku 5.46., również wykazuje korzystny wpływ mikrocylindra na redukcję oderwania warstwy przyściennej. Ewolucja profili znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-] i znormalizowanej składowej poprzecznej



Rysunek 5.45. Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-], znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U'_y/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$ [-], dla L_2p_1.

prędkości średniej U'_y/U_∞ [-], oraz znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] jest bardzo zbliżona dla wszystkich badanych kształtów mikrocylindra, z niewielkimi różnicami obserwowanymi w przypadku profilu 2, gdzie mikrocylinder o przekroju trójkątnym wykazuje nieznacznie lepsze wyniki – wyższe wartości prędkości oraz niższe wartości TKE/$(U_\infty)^2$ [-] w porównaniu do mikrocylindra o przekroju kołowym i kwadratowym.

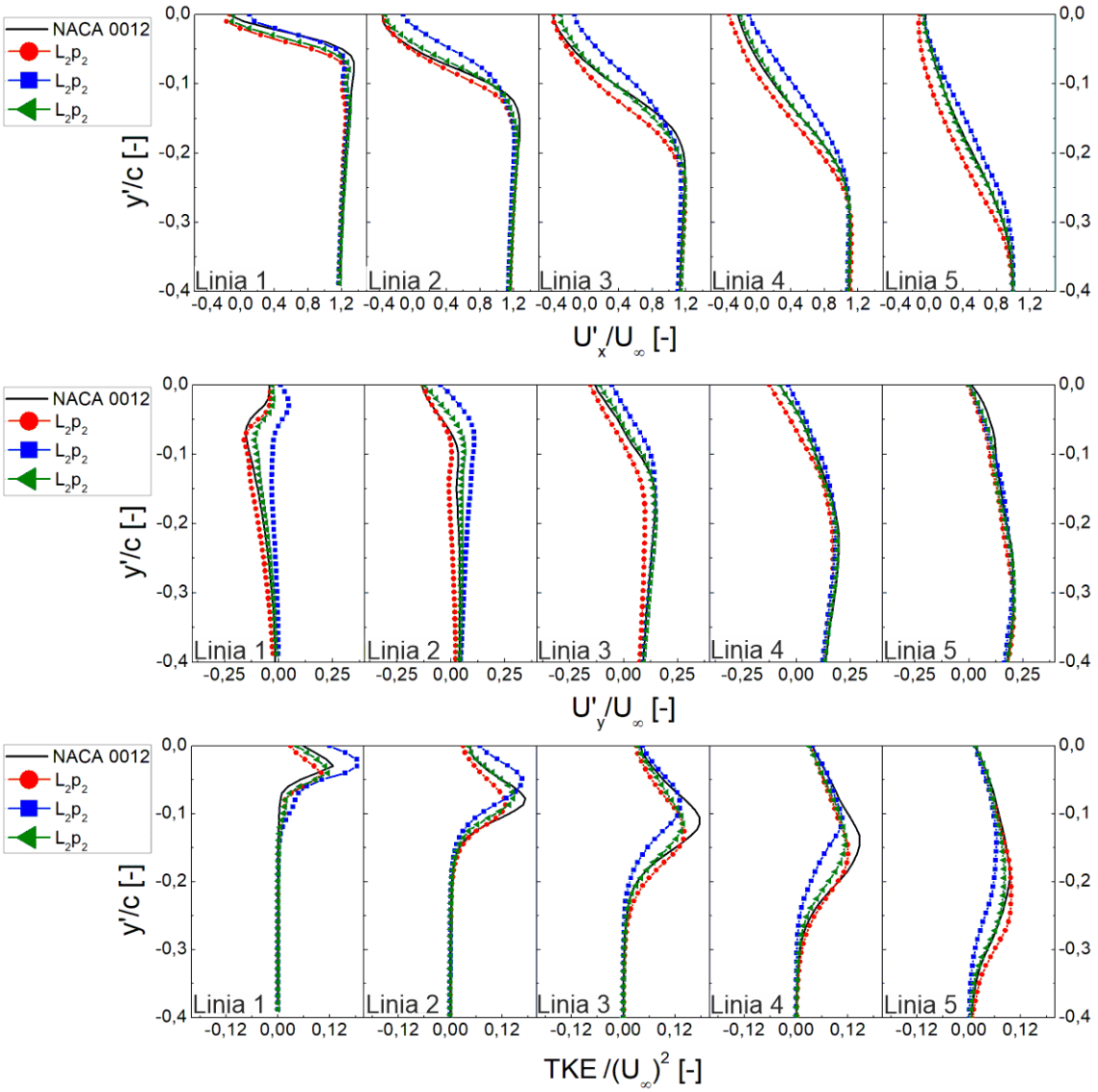
W L_2p_2 dodanie któregokolwiek mikrocylindra nie spowodowało redukcji oderwania warstwy przyściennej, co zaobserwowano na ewolucjach profili U'_x/U_∞ [-], U'_y/U_∞ [-] i TKE/$(U_\infty)^2$ [-], które przedstawiono na rysunku 5.47. Ewolucja profili, którą pokazano dla przypadków różnych



Rysunek 5.46. Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości U_x'/U_∞ [-], znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y'/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$ [-], dla L_3p_1.

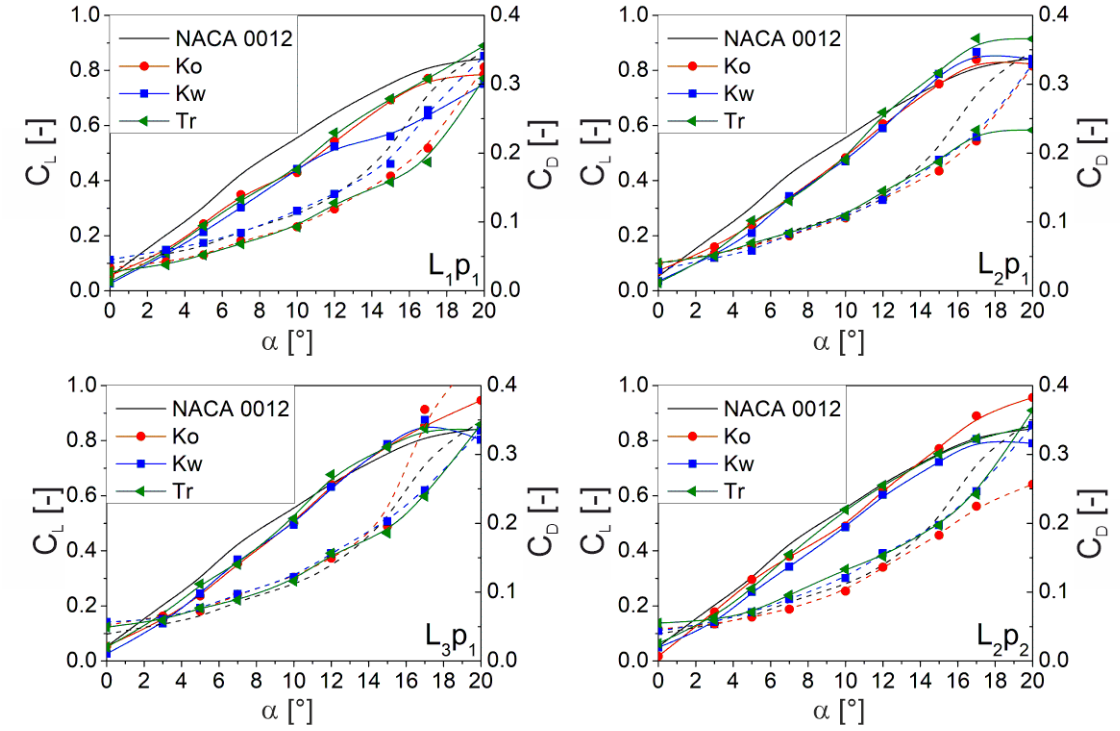
kształtów mikrocylindrów jest bardzo podobna do ewolucji profili przypadku referencyjnego, bez mikrocylindrów. Jak zaobserwowano mikrocylinder o przekroju kołowym i kwadratowym dał nieznacznie lepsze wyniki, lecz w dalszym ciągu nie zredukowały oderwania warstwy przyściennej.

Wykresy przedstawione na rysunku 5.48. obrazują zależności współczynnika siły nośnej C_L [-] oraz współczynnika oporu (C_D [-]) od kąta natarcia α dla różnych lokalizacji aerodynamicznych, w tym z dodatkowymi mikrocylindrami o trzech różnych przekrojach: kołowym, kwadratowym i trójkątnym, oraz dla lokalizacji referencyjnej, czyli bez mikrocylindra.



Rysunek 5.47. Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości U'_x/U_∞ [-], znormalizowanej prędkości poprzecznej U'_y/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$, dla L_2 p_2.

Współczynnik siły nośnej C_L [-], przedstawiony za pomocą linii ciągłych, wzrastał w przypadku dodania mikrocylindra, szczególnie dla kątów natarcia w przedziale od $\alpha = 15^\circ$ do $\alpha = 20^\circ$. Jest to istotne z punktu widzenia aerodynamiki, ponieważ wyższe wartości C_L [-] wskazują na lepsze zdolności nośne profilu NACA 0012 z mikrocylindrem, co może mieć zastosowanie np. w zwiększeniu efektywności profili skrzydeł samolotów czy innych konstrukcji aerodynamicznych. Wzrost siły nośnej można tłumaczyć lepszą kontrolą przepływu wokół profilu, a także zmniejszeniem separacji warstwy przyściennej, co jest kluczowe dla redukcji oporów. Jednocześnie, wprowadzenie mikrocylindra prowadziło w wielu przypadkach do zmniejszenia współczynnika oporu C_D [-], oznaczonego liniami przerywanymi. Zjawisko to jest



Rysunek 5.48. Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik oporu C_D [-] dla przypadku bez mikrocylindra 17° i z mikrocylindrem o przekroju kołowym (Ko), kwadratowym (Kw) i trójkątnym (Tr), $Re = 66400$

szczególnie widoczne przy wysokich kątach natarcia. Zmniejszenie oporu aerodynamicznego sugeruje, że mikrocylinder zmienia strukturę przepływu wokół profilu, redukując wielkość i intensywność zawirowań oraz zmniejszając separację strumienia powietrza. Warto zauważyć, że różne kształty mikrocylindra miały odmienne efekty na zachowanie aerodynamiczne. Na przykład mikrocylinder o przekroju kwadratowym i trójkątnym przyczyniał się do wyraźnej redukcji oporu dla większości kątów natarcia, co może być wynikiem bardziej agresywnej interakcji jego ostrych krawędzi z przepływem. Te krawędzie mogą skuteczniej wpływać na lokalną cyrkulację powietrza i zmniejszać turbulentną separację, co prowadzi do bardziej stabilnego przepływu. Z drugiej strony, mikrocylinder o przekroju kołowym, choć poprawiał charakterystyki aerodynamiczne, w niektórych przypadkach prowadził do wzrostu oporu, szczególnie przy wyższych kątach natarcia. Można to tłumaczyć brakiem ostrych krawędzi kołowego mikrocylindra, który nie jest w stanie tak efektywnie rozpraszać turbulentnych zawirowań, jak ostrzejsze kształty. Dla konfiguracji, w której zastosowano mikrocylinder o przekroju trójkątnym, zaobserwowano największy wzrost współczynnika siły nośnej przy kątach natarcia w zakresie od $\alpha = 15^\circ$ do 20°, co może być wynikiem bardziej optymalnego formowania przepływu i zmniejszenia zjawiska separacji. Kształty trójkątne, dzięki ostro zakończonym krawędziom, mogą silniej wpływać na cyrkulację powietrza wokół profilu, co

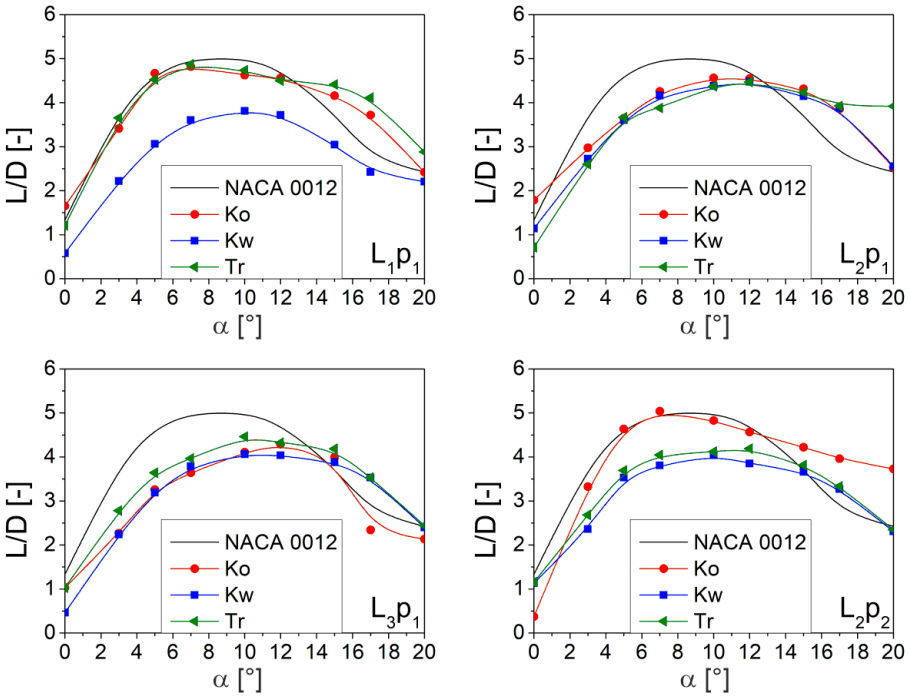
przyczynia się do poprawy stabilności przepływu, a tym samym do wzrostu siły nośnej. Mechanizmy te można również wyjaśnić w kontekście powstawania wirów wokół mikrocylindrów o różnych kształtach. W przypadku ostrych krawędzi, jak w mikrocylindrze trójkątnym czy kwadratowym, powstają silniejsze wiry przy mniejszych kątach natarcia, co może zmniejszać separację przepływu i poprawiać efektywność aerodynamiczną. Z kolei dla mikrocylindra kołowego, przepływ wokół łagodnych krawędzi może prowadzić do tworzenia większych, mniej stabilnych wirów, które zwiększają opór, szczególnie przy wyższych kątach natarcia. Zjawiska te można opisać także w kategoriach zmienności warstwy przyściennej. Mikrocylinder, poprzez swoją geometrię, zmienia sposób, w jaki przepływ opływa profil, wpływając na grubość i rozwój warstwy przyściennej. Zastosowanie mikrocylindra o różnych kształtach w badanych lokalizacjach prowadziło do istotnych zmian w charakterystykach aerodynamicznych. Wysoka skuteczność mikrocylindra o przekroju kwadratowym i trójkątnym w zmniejszaniu oporu i zwiększaniu siły nośnej przy wyższych kątach natarcia wskazuje na ich potencjalne zastosowanie w poprawie efektywności aerodynamicznej, szczególnie w trudnych warunkach, gdzie separacja przepływu stanowi wyzwanie.

Na rysunku 5.49. przedstawiono zmiany efektywności aerodynamicznej L/D [-] profilu NACA 0012 z mikrocylindrami o różnych kształtach. Efektywność aerodynamiczna L/D [-] to stosunek współczynnika siły nośnej C_D [-] do współczynnika siły oporu C_D [-], który obrazuje zdolność generowania siły nośnej przy jak najmniejszych stratach energii związanych z oporem. Analizie poddano trzy różne przekroje mikrocylindra: kołowy, kwadratowy i trójkątny, a także przypadek referencyjny bez mikrocylindra. Zastosowanie mikrocylindra miało zauważalny wpływ na poprawę efektywności aerodynamicznej w większości badanych przypadków, szczególnie przy większych kątach natarcia (np. α = 15°-20°). Wzrost efektywności aerodynamicznej w tych warunkach można tłumaczyć kilkoma zjawiskami związanymi z interakcją przepływu powietrza z mikrocylindrem. Mianowicie, obiekt ten może działać jako element stabilizujący przepływ, wywołując kontrolowane turbulencje w warstwie przyściennej. Tego typu zaburzenia często zapobiegają przedwczesnemu oderwaniu warstwy przyściennej, co zmniejsza opór i pozwala na bardziej efektywne generowanie siły nośnej. Mikrocylinder o przekroju kołowym okazał się skuteczny w redukcji oporu bez znacznego obniżenia siły nośnej, co prowadzi do wzrostu efektywności aerodynamicznej. Jego symetryczny kształt sprzyjał równomiernemu przepływowi wokół profilu, minimalizując zjawiska rozpraszania energii. Z kolei mikrocylinder o przekroju kwadratowym i trójkątnym, dzięki ostrym krawędziom, generował większe zawirowania w pobliżu tylnej krawędzi profilu, co

poprawiało stabilność przepływu i redukowało separację warstwy przyściennej, a w konsekwencji prowadziło do zmniejszenia oporu i poprawy efektywności L/D [-], zwłaszcza przy większych kątach natarcia. Ostrzejsze krawędzie mikrocylindra o przekroju trójkątnym i kwadratowym mogą skutecznie destabilizować przepływ w sposób, który sprzyja mieszaniu w warstwie przyściennej i zmniejszeniu separacji przepływu. Dodanie mikrocylindra o różnych kształtach w zakresie niskich kątów natarcia nie prowadziło do poprawy efektywności aerodynamicznej L/D [-], a wręcz powodowało jej spadek. W większości przypadków obserwowano obniżenie efektywności po wprowadzeniu mikrocylindra, niezależnie od jego kształtu. Zjawisko to może wynikać z zaburzeń przepływu wokół głównego ciała, co prowadzi do zwiększenia oporu aerodynamicznego. Te zmiany przepływu wpływają negatywnie na stosunek siły nośnej do oporu, co obniża ogólną wydajność aerodynamiczną. Wprowadzenie takich kształtów mikrocylindra okazało się korzystne w przypadku wysokich kątów natarcia, gdzie problem separacji przepływu jest szczególnie wyraźny, co potwierdza ich pozytywny wpływ na aerodynamikę. Jednocześnie jednak, mikrocylinder może generować dodatkowe opory przy niższych kątach natarcia, co wynika z większej powierzchni czołowej i bardziej niestabilnego charakteru przepływu wokół. W konsekwencji na rysunku 5.49. można zaobserwować pogorszenie charakterystyk aerodynamicznych dla mniejszych kątów natarcia (mniejsze wartości L/D [-] niż dla przypadku referencyjnego).

Mikrocylinder, poprzez kontrolowanie separacji przepływu i stabilizację wirów, okazuje się skutecznym narzędziem do poprawy charakterystyki aerodynamicznej profilu NACA 0012, szczególnie przy wysokich kątach natarcia. Jego zastosowanie może prowadzić do optymalizacji konstrukcji aerodynamicznych, gdzie kluczowa jest poprawa efektywności przy minimalizacji strat energii, co otwiera nowe możliwości w projektowaniu zaawansowanych rozwiązań inżynieryjnych.

Przeprowadzone badania pozwoliły na dogłębną analizę wpływu mikrocylindra o różnych przekrojach na współczynniki aerodynamiczne profilu NACA 0012 w szerokim zakresie kątów natarcia. Wyniki wskazują, że wprowadzenie mikrocylindra może znacząco wpływać na wartości współczynnika siły nośnej (C_L [-]) oraz współczynnika oporu aerodynamicznego (C_D [-]), przy czym efekty te są silnie zależne od kształtu przekroju mikrocylindra, jego lokalizacji przy profilu NACA 0012 oraz kąta natarcia.



Rysunek 5.49. Efektywność aerodynamiczna L/D [-] dla przypadku bez mikrocylindra i z mikrocylindrem o przekroju kołowym (Ko), kwadratowym (Kw) i trójkątnym (Tr), $Re = 66400$ [-].

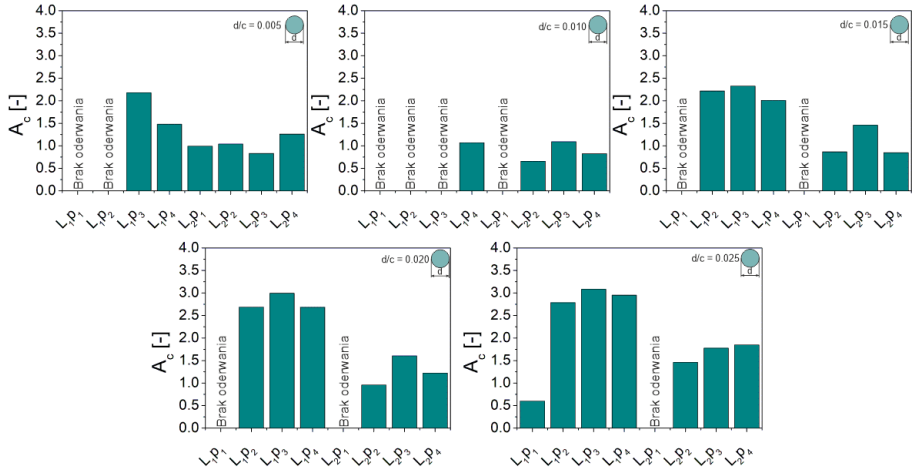
5.3.3. Analiza pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej

Na podstawie przedstawionych wcześniej map konturowych znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] wyznaczono pole powierzchni obejmującej strefę oderwania warstwy przyściennej A [m^2] dla konfiguracji z mikrocylindrami oraz dla przypadku referencyjnego (bez mikrocylindra) A_{ref} [m^2]. Wprowadzono bezwymiarowy współczynnik pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej A_c [-], który opisuje stosunek pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej A [m^2] dla przypadku z mikrocylindrem względem pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej w przypadku referencyjnym A_{ref} [m^2]. Matematycznie można to zapisać jako:

$$A_c = \frac{A}{A_{ref}} \tag{5.2}$$

Wartość A_c [-] pozwala na ocenę wpływu mikrocylindra na zmniejszenie lub zwiększenie pola powierzchni separacji. Kiedy wartość współczynnika A_c jest mniejsza niż 1 ($A_c < 1$), oznacza to, że mikrocylinder skutecznie zmniejsza obszar separacji przepływu. Z kolei wartość $A_c = 1$

wskazuje, że dodanie mikrocylindra nie wywiera żadnego wpływu na obszar oderwania warstwy przyściennej. Jeśli A_c przekracza wartość 1 ($A_c > 1$), sugeruje to, że mikrocylinder zwiększa obszar separacji. Ponadto w przypadkach, w których zastosowanie mikrocylindra całkowicie wyeliminowało zjawisko separacji, współczynnik A_c wynosi 0, co oznacza całkowitą redukcję oderwania warstwy przyściennej. Wyniki dla mikrocylindra o przekroju kołowym, uwzględniające różne lokalizacje oraz średnice mikrocylindra, przedstawiono na rysunku 5.50.



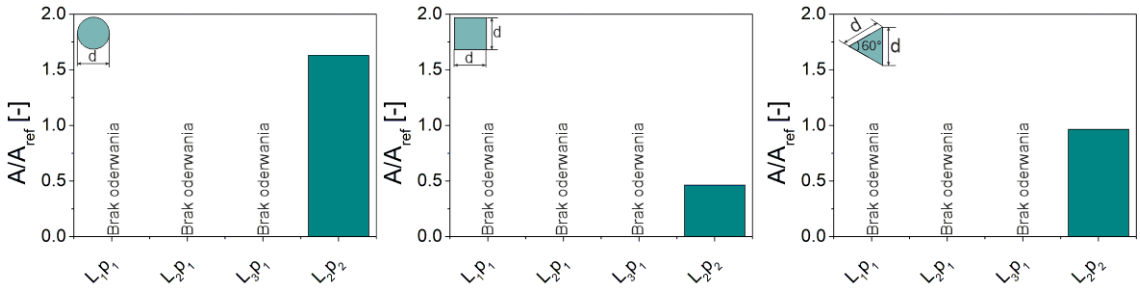
Rysunek 5.50. Porównanie pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej przypadku z mikrocylindrem o przekroju kołowym z przypadkiem referencyjnym (bez mikrocylindra) dla różnych wartości stosunku d/c [-].

Analizując wyniki dla różnych wartości d/c [-], można zauważyć kluczowe trendy dotyczące wpływu mikrocylindra na pole oderwania warstwy przyściennej A [-] w porównaniu do przypadku referencyjnego A_{ref} (bez mikrocylindra). Wraz ze wzrostem d/c [-] (od 0,005 do 0,025), obserwuje się stopniową zmianę rozmiaru pola powierzchni oderwania. Dla niskich wartości d/c [-] (m.in. 0,005) wpływ mikrocylindra jest niewielki, a pole powierzchni oderwania pozostaje zbliżone do wartości referencyjnych lub mniejsze. Wartości d/c [-] w zakresie 0,015-0,020 wskazują znaczące zmiany z wyraźnym wzrostem pola powierzchni oderwania w niektórych lokalizacjach. Wartość $d/c = 0,025$ [-] również wpływa na zmiany, jednak efekty są zróżnicowane. Lokalizacja L_1p_1 wykazuje największy wpływ na zmniejszenie pola powierzchni oderwania, zwłaszcza przy wyższych wartościach d/c [-]. Dla wartości $d/c = 0,010$ i $d/c = 0,015$ [-] w lokalizacji L_1 pole powierzchni oderwania jest znacznie mniejsze niż w przypadku referencyjnym, co wskazuje skuteczne ograniczenie separacji. W lokalizacji L_2 wpływ mikrocylindra na pole powierzchni oderwania warstwy przyściennej jest bardziej zróżnicowany. Dla $d/c = 0,005$ [-] pole powierzchni oderwania jest stosunkowo małe. Natomiast dla wyższych wartości d/c (np. $d/c = 0,015$) pole powierzchni oderwania wzrasta, co wskazuje na mniej korzystny efekt tej konfiguracji. Dla niskich wartości d/c [-] (0,005–0,010)

wpływ mikrocylindra na powierzchnię oderwania jest znikomy, a wartość A_c [-] zbliżona do wartości referencyjnej. Wartość $d/c = 0.015$ [-] przynosi zróżnicowane efekty – zarówno pozytywne (zmniejszenie pola oderwania dla lokalizacji L_1), jak i negatywne (wzrost pola oderwania w innych lokalizacjach). Wyższe wartości d/c [-] (0,020–0,025) wywołują wyraźne efekty. W szczególności dla $d/c = 0,020$ [-] można zaobserwować znaczny wzrost pola powierzchni oderwania, co sugeruje, że mikrocylinder staje się mniej skuteczny w redukcji separacji. W niektórych przypadkach mikrocylinder całkowicie eliminuje separację, co jest najbardziej pożądanym efektem – takie przypadki, w których wartość $A_c = 0$, częściej występują przy niższych wartościach d/c [-].

Podsumowując, większy mikrocylinder (powyżej wartości $d/c = 0,010$ [-]) wyraźnie sprzyja zwiększeniu pola powierzchni oderwania, zwłaszcza w lokalizacjach z linią L_1. Wynika to z intensywnych interakcji między śladem generowanym przez mikrocylinder a strefą oderwania, co prowadzi do silniejszego oderwania warstwy przyściennej.

Na rysunku 5.51. przedstawiono wpływ mikrocylindra o różnych kształtach na zmianę pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej. Pierwszy wykres (po lewej stronie) przedstawia wyniki uzyskane dla mikrocylindra o przekroju kołowym. Zastosowanie mikrocylindra o takim kształcie skutkowało największym wzrostem pola oderwania warstwy przyściennej o około 70% ($A_c = 1.7$ [-]) w lokalizacji L_2p_2. W trzech pozostałych przypadkach L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1 nie odnotowano oderwania warstwy przyściennej, co zostało zaznaczone jako "Brak oderwania". Drugi wykres (po środku) dotyczy mikrocylindra o przekroju kwadratowym. W tej konfiguracji zaobserwowano spadek pola oderwania warstwy przyściennej o około 60% ($A_c = 0,4$ [-]) w porównaniu do przypadku referencyjnego dla lokalizacji L_2p_2.



Rysunek 5.51. Porównanie pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej dla przypadków z różnymi kształtami mikrocylindrów z przypadkiem referencyjnym (bez mikrocylindra).

W pozostałych lokalizacjach nie wystąpiło oderwanie warstwy przyściennej. Trzeci wykres (po

prawej stronie) odnosi się do mikrocylindra o przekroju trójkątnym. W tym przypadku zastosowanie mikrocylindra o takim przekroju nie wpłynęło na zmianę powierzchni strefy separacji ($A_c = 1,0$ [-]). Analiza wykazała, że wszystkie badane kształty mikrocylindra są równie skuteczne w trzech pierwszych lokalizacjach. Natomiast w czwartej lokalizacji, L_2p_2, mikrocylinder o przekroju kwadratowym okazał się najskuteczniejszy. Analiza ta wskazuje, że najbardziej wszechstronnym rozwiązaniem jest lokalizacja z mikrocylindrem o przekroju kwadratowym gdyż zapewnia ona redukcję/eliminację oderwania w każdej z analizowanych na rysunku 5.51. konfiguracji.

W tabeli 5.6 zestawiono wyniki wskaźnika efektywności aerodynamicznej L/D [-] oraz pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o przekroju kołowy w różnych rozmiarach d/c [-] dla kąta natarcia α = 17°.

Podsumowanie wyników dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o różnych kształtach zestawiono w tabeli 5.4. efektywność aerodynamiczną L/D [-] oraz pole oderwania warstwy przyściennej A_c [-] w tabeli 5.5.

Tabela 5.4. Zestawienie wartości efektywności aerodynamicznej L/D [-] dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o różnym kształcie dla kąta natarcia α = 17°.

Lokalizacja	◯	□	△
L_1p_1	3.72	2.43	4.12
L_2p_1	3.86	3.88	3.93
L_3p_1	2.34	3.52	3.53
L_2p_2	3.96	3.27	3.34

Tabela 5.5. Zestawienie wartości pole powierzchni oderwania warstwy przyściennej A_c [-] dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o różnym kształcie dla kąta natarcia α = 17°.

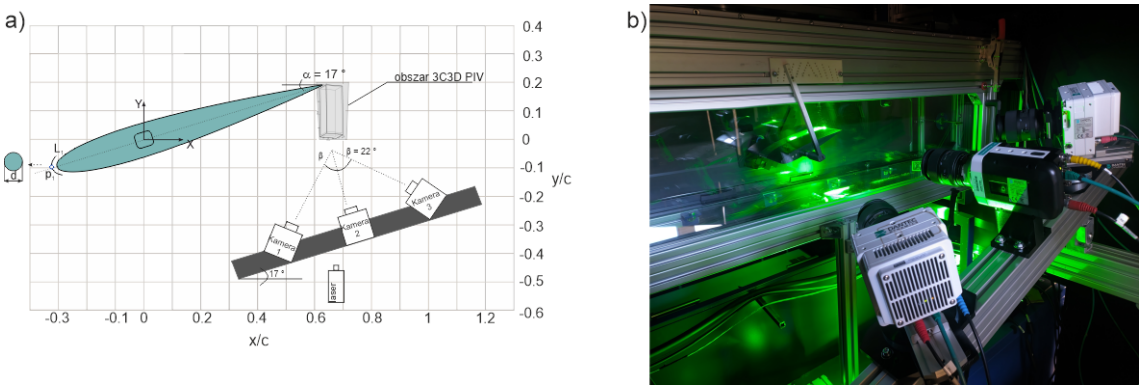
Lokalizacja	◯	□	△
L_1p_1	0	0	0
L_2p_1	0	0	0
L_3p_1	0	0	0
L_2p_2	1.63	0.46	0.97

Tabela 5.6. Zestawienie wartości L/D [-] oraz A_c [-] dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o przekroju kołowym o różnym kształcie dla kąta natarcia $\alpha = 17^{\circ}$.

Lokalizacja	d/c **[-]**	L/D **[-]**	A_c **[-]**
L_1P_1	0,005	2,75	0
L_1P_2	0,005	3,84	0
L_1P_3	0,005	2,78	2,18
L_1P_4	0,005	3,10	1,48
L_2P_1	0,005	2,94	0
L_2P_2	0,005	4,07	1,04
L_2P_3	0,005	2,65	0,83
L_2P_4	0,005	2,89	1,26
L_1P_1	0,010	3,74	0
L_1P_2	0,010	2,91	0
L_1P_3	0,010	2,93	0
L_1P_4	0,010	2,85	1.07
L_2P_1	0,010	3,75	0
L_2P_2	0,010	3,95	0,66
L_2P_3	0,010	3,26	1,09
L_2P_4	0,010	2,85	0,82
L_1P_1	0,015	3,72	0
L_1P_2	0,015	2,98	2,22
L_1P_3	0,015	2,91	2,32
L_1P_4	0,015	2,60	2,01
L_2P_1	0,015	3,86	0
L_2P_2	0,015	3,96	0,87
L_2P_3	0,015	2,86	1,46
L_2P_4	0,015	2,77	0,85
L_1P_1	0,020	3,04	0
L_1P_2	0,020	2,81	2,69
L_1P_3	0,020	2,86	3,00
L_1P_4	0,020	3,23	2,68
L_2P_1	0,020	2,99	0
L_2P_2	0,020	2,58	0,96
L_2P_3	0,020	2,86	1,61
L_2P_4	0,020	2,81	1,22
L_1P_1	0,025	2,76	0,60
L_1P_2	0,025	2,66	2,79
L_1P_3	0,025	2,82	3,08
L_1P_4	0,025	2,77	2,95
L_2P_1	0,025	3,26	0
L_2P_2	0,025	4,06	1,46
L_2P_3	0,025	2,86	1,78
L_2P_4	0,025	2,68	1,85

5.3.4. Analiza wyników pomiarów uzyskanych metodą Volumetryczną PIV (3C3D PIV)

Analiza przepływu wokół profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o różnych przekrojach, z wykorzystaniem metody PIV oraz wagi aerodynamicznej, dostarczyła wielu interesujących wyników. W związku z tym postanowiono rozszerzyć badania o pomiary z zastosowaniem metody volumetrycznej PIV (3C3D PIV). Pomiar polega na analizie trójwymiarowego rozkładu prędkości, co jest możliwe dzięki rejestracji przepływu w całej objętości badanego obszaru. Do jego realizacji wykorzystuje się wielokamerowe systemy, które pozwalają na śledzenie cząstek w przestrzeni 3D, co dostarcza znacznie bardziej dokładnych informacji o strukturze przepływu. Pomiar ten przeprowadzono dla profilu NACA 0012, zarówno bez mikrocylindra, jak i z mikrocylindrem usytuowanym w lokalizacji L_1p_1 o przekroju kołowym, którego wymiar wynosił $d/c = 0,015$ [-]. Do pomiarów wykorzystano trzy kamery: dwie kamery Speed Sense Veo340 ustawione skrajnie pod kątem 22°oraz jedną kamerę Speed Sense Lab3a10, która była skierowana na wprost badanego obszaru. Częstotliwość wykonywanych pomiarów wynosiła 600 [Hz], dzięki czemu otrzymano 1200 par podwójnych zdjęć. Odstęp czasowy między zdjęciami wynosił 80 [μs]. Schemat poglądowy usytuowania kamer i innych elementów w celu realizacji pomiaru przepływu metodą Volumetric PIV przedstawiono na rysunku 5.52.

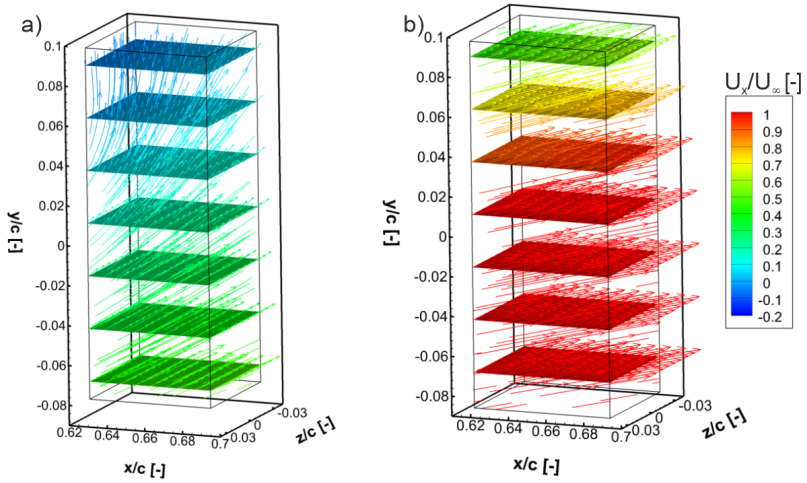


Rysunek 5.52. Stanowisko pomiarowe z zastosowaniem metody Volumetric PIV: a) schemat lokalizacji kamer oraz b) fotografia stanowiska pomiarowego.

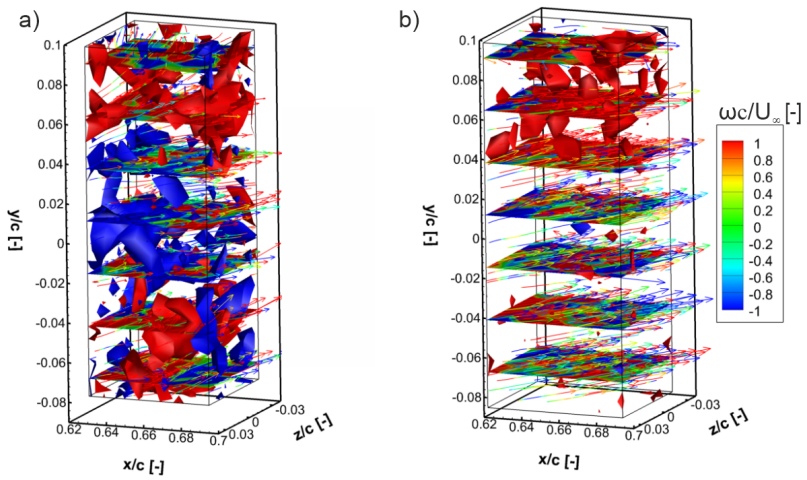
Na rysunku 5.53. przedstawiono wyniki analizy przepływu w postaci znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-]. Rysunek 5.53. a) ilustruje przypadek referencyjny (bez mikrocylindra), natomiast na rysunku 5.53. b) zaprezentowano przypadek z mikrocylindrem o przekroju kołowym. W obu przypadkach znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] została zobrazowana za pomocą wektorów, które przedstawiają

kierunki i wartości prędkości. Na rysunku a) widoczne są znaczące nieregularności w rozmieszczeniu wektorów, które wskazują na niestabilny charakter przepływu. Wektory w tej strefie są nieregularnie, rozmieszczone i skierowane w różnych kierunkach, co sugeruje intensywne zjawisko oderwania warstwy przyściennej. Nieregularności w polu prędkości wskazują na pojawianie się wirów, które destabilizują przepływ. Znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] osiąga wartości w przedziale od -0,2 do 1, co jest charakterystyczne dla przepływów, w których dominują zjawiska separacji, prowadzące do wzrostu oporu i niestabilności. Na rysunku b) prezentującym konfigurację z mikrocylindrem widoczne jest bardziej uporządkowane rozmieszczenie wektorów, co sugeruje stabilizację przepływu. Dzięki zastosowaniu mikrocylindra obserwuje się znaczną poprawę stabilności przepływu w porównaniu do przypadku referencyjnego, a zjawisko oderwania warstwy przyściennej jest znacznie zredukowane, co uwidacznia się w postaci warstwowego ułożenia pola prędkości z przeważającym obszarem przepływu zewnętrznego. W przepływie w otoczeniu tylnej części profilu NACA 0012 widoczna jest znaczna redukcja zjawiska niestabilności, a struktury wirowe są mniej intensywne w porównaniu do konfiguracji bez mikrocylindra. Oznacza to, że zastosowanie mikrocylindra skutecznie zmniejsza niestabilności przepływu. Wartości prędkości w tej strefie osiągają bardziej jednolite wartości w zakresie od 0.4 do 1, co wskazuje na mniej intensywny charakter przepływu. Wprowadzenie mikrocylindra, mimo że generuje dodatkowe małe zaburzenia w jego bliskim otoczeniu to generalnie wpływa korzystnie na kontrolę przepływu w tylnej części profilu, prowadząc do zmniejszenia strat energii związanych z oporem aerodynamicznym. Na rysunku 5.54. a) przedstawiono trójwymiarową wizualizację wirowości w postaci konturów wirowości w wybranej chwili czasowej $\omega c/U_\infty$ [-] ukazującą wyraźne struktury wirowe, co jest charakterystyczne dla sytuacji przepływowej z obecnością zjawiska oderwania warstwy przyściennej. Wirowość wyznaczono na podstawie tych samych składowych prędkości, które mierzono w pomiarach 2D przedstawionych w wcześniejszych rozdziałach. Obecność nieregularnych i chaotycznych struktur wirowych w różnych miejscach obszaru pomiarowego sugeruje, że przepływ jest burzliwy, z silnymi zaburzeniami. Niestabilny przepływ prowadzi do powstawania zaburzeń, co bezpośrednio wpływa na zwiększenie oporu aerodynamicznego. Na rysunku 5.53.b) przedstawiono wyniki dla lokalizacji L_1p_1 z mikrocylindrem o przekroju kołowym. W tym przypadku struktury wirowe są mniej wyraźne oraz obserwuje się znaczne uporządkowanie przepływu. Sugeruje to stabilizację zjawisk dynamicznych w otoczeniu badanego obiektu, co prowadzi do redukcji zaburzeń w polu prędkości i ograniczenia zjawiska oderwania warstwy przyściennej. Obecność mikrocylindra w badanej konfiguracji generuje mniejsze zaburzenia

strugi, co w konsekwencji wpływa na zmniejszenie intensywności zjawisk wirowych w porównaniu do przypadku referencyjnego. W wyniku tego, struktury wirów mają mniej rozbudowaną i mniej chaotyczną charakterystykę, co może sugerować korzystny wpływ mikrocylindra na stabilizację i regulację przepływu w bezpośrednim sąsiedztwie obiektu. Obserwowana mniejsza intensywność wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] świadczy o stabiliazcji zjawisk dynamicznych w otoczeniu badanego obiektu, co prowadzi do redukcji zaburzeń i większej kontroli nad przepływ wokół profilu. Obserwowany brak intensywnych struktur wirowych sugeruje, że zastosowanie mikrocylindra skutecznie ogranicza powstawanie niestabilnych wirów, co powoduje zmniejszenie oporu oraz poprawia właściwości aerodynamiczne analizowanego układu profil NACA 0012 z mikrocylindrem.



Rysunek 5.53. Mapy konturowe: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] dla profilu NACA 0012: a) bez mikrocylindra, b) z mikrocylindrem o przekroju kołowym o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-] w lokalizacji L_1p_1.



Rysunek 5.54. Mapy konturowe: wirowości w wybranej chwili czasowej $\omega c/U_\infty$ [-] dla profilu NACA 0012: a) bez mikrocylindra, b) z mikrocylindrem o przekroju kołowym o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-] w lokalizacji L_1p_1.

Podsumowując, wyniki uzyskane z zastosowaniem metody 3C3D PIV dostarczyły pełniejszego obrazu przepływu, umożliwiając analizę trójwymiarowych struktur wirowych i ich dynamiki. Uzupełniły bazę danych o informacje na temat przestrzennych rozkładów prędkości, a także pozwoliły na lepsze zrozumienie zjawisk związanych z separacją warstwy przyściennej oraz interakcji między różnymi obszarami przepływu, które nie były widoczne w badaniach 2D. Analiza wyników 3D PIV potwierdza, że dodanie mikrocylindra do profilu NACA 0012 stabilizuje przepływ wzdłuż całej długości badanego profilu aerodynamicznego. Efekt ten osiągany jest dzięki redukcji zawirowań oraz struktur wielkoskalowych w przepływie, a także zmniejszeniu intensywności wirowości. W przypadku bazowym (bez mikrocylindra) przepływ wykazuje niestabilność, co prowadzi do oderwania warstwy przyściennej i powstawania intensywnych struktur wirowych, zwiększając opór aerodynamiczny. Zastosowanie mikrocylindra zmniejsza strefę oddzielania, wygładza linie prądu i ogranicza występowanie oderwania warstwy przyściennej. Poprawia to przyleganie przepływu do profilu, co skutkuje zmniejszeniem oporu aerodynamicznego. Ogólnie, mikrocylinder działa jako element stabilizujący przepływ, kontrolując jego strukturę i poprawiając charakterystyki aerodynamiczne. Warto także zauważyć, że zmniejszona intensywność wirowości wiąże się z bardziej kontrolowaną i przewidywalną charakterystyką dynamiczną, co sprzyja lepszemu zarządzaniu energią kinetyczną przepływającej masy powietrza oraz zmniejszeniu ryzyka powstawania turbulentnych zakłóceń na większej skali. Wyniki uzyskane z pomiarów z zastosowaniem metody 3D PIV wykazują dobrą zgodność z danymi zarejestrowanymi przy użyciu metody 2D PIV (Rys. 5.2 .). Zbieżność ta potwierdza wiarygodność obu technik w kontekście analizy przepływu, przy czym metoda 3D PIV dostarcza bardziej szczegółowych informacji o rozkładzie prędkości w przestrzeni trójwymiarowej, co pozwala na dokładniejszą ocenę zjawisk zachodzących w badanym obszarze.

5.4. Wnioski z badań eksperymentalnych

W niniejszej rozprawie doktorskiej przeprowadzono szczegółową analizę wpływu mikrocylindra umieszczonego w pobliżu krawędzi natarcia profilu aerodynamicznego NACA 0012 na charakterystykę przepływu nad powierzchnią ssącą tego profilu, z wykorzystaniem zaawansowanej metody obrazowania przepływu PIV (PIV ang. Particle Image Velocimetry). Celem badań było określenie, w jakim stopniu wielkość, kształt oraz usytuowanie mikrocylindra

w odniesieniu do profilu aerodynamicznego wpływają na zjawisko separacji warstwy przyściennej na jego powierzchni, co jest kluczowe dla zrozumienia mechanizmów kontroli przepływu. Szczególną uwagę poświęcono analizie, jak te parametry kształtują dynamikę strumienia przepływu oraz jakie skutki wywołują w kontekście redukcji separacji i poprawy parametrów aerodynamicznych profilu. Zastosowanie techniki PIV umożliwiło uzyskanie wysokiej rozdzielczości map prędkości, co pozwoliło na dokładne zbadanie obszarów separacji oraz zachowania warstwy przyściennej w pobliżu mikrocylindra. Analiza ta umożliwiła także na lepsze zrozumienie zjawisk związanych z sterowaniem przepływem, co może mieć znaczący wpływ na przyszłe projekty aerodynamiczne, zarówno w kontekście poprawy osiągów aerodynamicznych, jak i minimalizacji oporów czy zwiększenia stabilności przepływu.

Badania przeprowadzono przy nachyleniu profilu NACA 0012 pod kątem 17°. Kąt ten został wybrany celowo, ponieważ przy takim kącie natarcia dochodziło do wyraźnego oderwania warstwy przyściennej na rozległym obszarze powierzchni ssącej profilu, co jest charakterystyczne dla tego typu geometrii przy tak dużym kącie. Szczególnie istotne było to, że strefa separacji nie tylko była intensywna, ale także obejmowała znaczną część powierzchni, tworząc rozległy bąbel oderwania. Taka konfiguracja przepływu stanowiła idealne warunki do analizy wpływu zastosowanego mikrocylindra na kontrolę separacji oraz jego potencjalną rolę w zmniejszaniu tej strefy i poprawie właściwości aerodynamicznych profilu.

W pierwszym etapie badań przeanalizowano charakterystykę aerodynamiczną śladów generowanych przez różne mikrocylindry o różnych kształtach. Uzyskane wyniki wykazały istotne różnice w sposobie, w jaki poszczególne geometrie oddziałują na otaczający je przepływ. Mikrocylindry o przekroju kwadratowym generowały znacznie szerszy i bardziej chaotyczny ślad aerodynamiczny, co skutkowało powstawaniem nieregularnych, losowych struktur wirowych. W przeciwieństwie do nich, przepływ za cylindrami trójkątnymi był bardziej uporządkowany i stabilny, co objawiało się regularniejszymi formacjami wirowymi. Analiza struktury wirów wokół badanych cylindrów wykazała, że mikrocylindry trójkątne charakteryzowały się wyraźnie wyższą liczbą Strouhala, co wskazuje na wyższą częstotliwość powstawania wirów w porównaniu do pozostałych kształtów. W szczególności mikrocylindry trójkątne generowały bardziej skoncentrowane i intensywne zawirowania, w przeciwieństwie do mikrocylindrów cylindrycznych, które indukowały szersze, ale mniej intensywne ślady aerodynamiczne. Co istotne, analiza energii kinetycznej turbulencji wskazała, że mikrocylindry o przekroju kołowym generowały najmniejszą turbulentną energię kinetyczną. Z kolei ostre

krawędzie mikrocylindrów trójkątnych sprzyjały powstawaniu bardziej stabilnych struktur wirowych, co może mieć istotne znaczenie dla optymalizacji przepływów w kontekście zastosowań aerodynamicznych, gdzie precyzyjna kontrola separacji warstwy przyściennej jest kluczowa.

W kolejnym etapie badań skupiono się na analizie wpływu rozmiaru mikrocylindra o przekroju kołowym na przepływ nad powierzchnią ssącą profilu NACA 2012, przy kącie natarcia wynoszącym $\alpha = 17^{\circ}$. Na podstawie map konturowych poszczególnych składowych prędkości, stwierdzono, że optymalny rozmiar mikrocylindra, zapewniający najskuteczniejszą redukcję obszaru separacji warstwy przyściennej na powierzchni ssącej, wynosi $d/c = 0,010$ [-]. Dalsza analiza współczynników aerodynamicznych, takich jak siła nośna (L) oraz opór aerodynamiczny (D), wykazała, że mikrocylindry o rozmiarach $d/c = 0,010$ [-] i $d/c = 0,015$ [-] generują porównywalne wartości wzrostu L/D [-] dla większości przeanalizowanych konfiguracji mikrocylindra. Oznacza to, że oba te rozmiary mikrocylindrów skutecznie poprawiają aerodynamikę profilu, jednak mikrocylinder o mniejszym rozmiarze ($d/c = 0,010$ [-]) wydaje się być bardziej korzystny z punktu widzenia redukcji obszaru separacji, co może prowadzić do większej stabilności przepływu. Wyniki uzyskane na tym etapie były kluczowe dla dalszych badań nad optymalizacją geometrii mikroturbulatorów. Mimo że cylinder o rozmiarze $d/c = 0,010$ [-] wykazał lepsze właściwości aerodynamiczne, szczególnie w zakresie redukcji strefy separacji i poprawy parametrów przepływu, to w kolejnym etapie, dotyczącym analizy wpływu kształtu mikrocylindra, ze względów technicznych zdecydowano się na wybór większego rozmiaru $d/c = 0,015$ [-].

Wyniki przeprowadzonych badań aerodynamicznych nad profilem NACA 0012, wyposażonym w mikrocylindry o różnych kształtach przekrojów (kołowy, kwadratowy i trójkątny) o rozmiarze względnym $d/c = 0,015$ [-] i umieszczonych w wybranych lokalizacjach względem profilu, jednoznacznie wykazały korzystny wpływ mikrocylindrów na redukcję obszaru separacji warstwy przyściennej. W każdej z analizowanych konfiguracji zaobserwowano znaczącą poprawę w tym zakresie, przy czym mikrocylinder o przekroju kwadratowym okazał się być lepszy od pozostałych analizowanych kształtów w jednej z konfiguracji. Istotnym rezultatem badań była również poprawa efektywności aerodynamicznej, wyrażonej przez stosunek L/D [-]. Największy przyrost tego parametru, szczególnie dla wysokich kątów natarcia, zaobserwowano przy zastosowaniu mikrocylindrów o przekrojach kołowym i trójkątnym.

Podsumowując, przeprowadzone badania jednoznacznie wykazały, że zastosowanie mikrocylindrów o różnych kształtach i rozmiarach w pobliżu krawędzi natarcia profilu aerodynamicznego NACA 0012 prowadzi do znaczącej redukcji obszaru separacji warstwy przyściennej oraz poprawy efektywności aerodynamicznej, mierzonej stosunkiem L/D [-]. Optymalnym rozmiarem mikrocylindra okazał się $d/c = 0,010$ [-], który najbardziej efektywnie zmniejszał strefę separacji, jednak w dalszych badaniach, z powodów praktycznych, zdecydowano się na większy rozmiar $d/c = 0,015$ [-]. W kontekście kształtów, mikrocylindry o przekroju kwadratowym, trójkątnym i kołowym wykazały różne właściwości aerodynamiczne, przy czym przekrój kwadratowy okazał się być skuteczniejszy w redukcji strefy separacji w jednej z konfiguracji, podczas gdy przekrój kołowy charakteryzował się najlepszym stosunkiem L/D [-]. Wyniki te dostarczają cennych informacji na temat optymalizacji geometrii turbulizatorów, które mogą zostać wykorzystane do poprawy właściwości aerodynamicznych profili w zastosowaniach inżynierskich. Stanowią one również istotny krok w kierunku dalszych badań, mających na celu zgłębienie tego zagadnienia.

Ponadto zastosowanie nowoczesnej metody pomiarowej, jaką jest metoda Volumetric PIV, umożliwiła uzyskanie szczegółowych i precyzyjnych danych, które są niemożliwe do zarejestrowania przy użyciu innych technik. Metoda ta jest idealna do badania pól prędkości wokół obiektów o złożonej geometrii w tunelach aerodynamicznych. Dodatkowo, zdolność do pomiaru przepływu w trzech wymiarach pozwala na dokładne odwzorowanie skomplikowanych zjawisk, takich jak zjawiska na krawędziach natarcia, spływu, czy w obszarze za obiektem. W rezultacie możliwa jest optymalizacja geometrii w celu poprawy efektywności aerodynamicznej. Śledzenie rozkładu prędkości w trzech wymiarach umożliwia lepsze zrozumienie dynamiki przepływu oraz obserwację struktur wirowych, w tym ich zmienności w czasie.

6 Podsumowanie

Zjawisko oderwania warstwy przyściennej, które występuje przy wysokich kątach natarcia, jest jednym z kluczowych mechanizmów odpowiedzialnych za wzrost oporu aerodynamicznego, co w konsekwencji prowadzi do obniżenia efektywności aerodynamicznej profili lotniczych oraz innych struktur. Zwiększony opór prowadzi do pogorszenia parametrów wydajnościowych, takich jak współczynnik siły nośnej i oporu, co ma krytyczne znaczenie w dziedzinach takich jak lotnictwo, inżynieria mechaniczna oraz energetyka wiatrowa. Badania przeprowadzone w niniejszej pracy potwierdzają, że zastosowanie mikrocylindrów, umieszczonych w pobliżu krawędzi natarcia znacząco wpływa na modyfikację pola przepływu powietrza, co umożliwia skuteczniejszą kontrolę nad separacją warstwy przyściennej. W szczególności wykazano, że mikrocylindry o odpowiednio dobranych rozmiarach, szczególnie o rozmiarze w zakresie $d/c = 0.01$ - 0.015 [-], stabilizują przepływ powietrza wokół profilu, umożliwiając dłuższe utrzymanie laminarnych warstw przyściennych, co skutkuje zmniejszeniem oporu i poprawą parametrów aerodynamicznych profile. Z tego powodu możliwe jest osiągnięcie znacznie wyższych wyników w zakresie aerodynamiki przy relatywnie prostym podejściu technologicznym, polegającym na modyfikacji powierzchni profilu.

Wyniki tych badań otwierają nowe perspektywy zastosowania mikrocylindrów w szerokim zakresie dziedzin związanych z aerodynamiką. W lotnictwie, gdzie optymalizacja parametrów przepływu wokół skrzydeł jest kluczowa dla zmniejszenia zużycia paliwa i poprawy osiągów, mikrocylindry mogą przyczynić się do znacznego wydłużenia dystansu przelotowego oraz zwiększenia nośności przy jednoczesnej redukcji oporu. Przykładowo, efektywna kontrola przepływu na powierzchni skrzydeł może prowadzić do mniejszego zapotrzebowania na moc silników, co ma bezpośredni wpływ na redukcję emisji CO_2 oraz obniżenie kosztów eksploatacyjnych. W sektorze energetycznym, zwłaszcza w obszarze energetyki wiatrowej. Zastosowanie mikrocylindrów w tych urządzeniach mogłoby znacząco wpłynąć na poprawę

wydajności, poprzez redukcję zjawiska separacji przepływu oraz stabilizację przepływu wokół łopat, co bezpośrednio przełożyłoby się na zwiększenie efektywności pracy turbin i obniżenie strat energetycznych, a tym samym zwiększenie sprawności turbin. Dodatkowo, poprawiona stabilność przepływu może przyczynić się do zwiększenia żywotności mechanicznych komponentów turbin, redukując wibracje i obciążenia dynamiczne na strukturze.

Poza sektorem energetycznym, mikrocylindry mogą znaleźć szerokie zastosowanie w innych dziedzinach przemysłu, gdzie istotna jest kontrola przepływu turbulentnego, redukcja oporu aerodynamicznego lub ulepszenie mieszania, co przekłada się na wzrost wydajności procesów. Na przykład, w przemyśle motoryzacyjnym mikrocylindry mogą zostać użyte do poprawienia właściwości aerodynamicznych pojazdów, co prowadziłoby do zmniejszenia zużycia paliwa poprzez redukcję oporu powietrza. W dobie rosnących wymagań dotyczących ochrony środowiska i norm emisji, takie rozwiązania mogą odegrać istotną rolę w projektowaniu przyszłych generacji samochodów. Mikrocylindry mogą również odegrać znaczącą rolę w architekturze i inżynierii budowlanej, zwłaszcza w projektowaniu wysokich budynków i wieżowców. Wysokie budynki są narażone na silne działanie wiatru, co może prowadzić do zwiększonych obciążeń strukturalnych i wibracji. Zastosowanie mikrocylindrów na powierzchni konstrukcji może znacząco zredukować siły aerodynamiczne działające na budynek, poprawiając jego stabilność oraz odporność na działanie silnych wiatrów. Wpływ tego rodzaju technologii mógłby zwiększyć bezpieczeństwo oraz komfort użytkowników, a także zmniejszyć koszty utrzymania budynków.

Kolejnym obszarem potencjalnego zastosowania mikrocylindrów jest sektor procesów przemysłowych, gdzie kluczowe znaczenie ma efektywne mieszanie płynów lub gazów. Mikrocylindry, dzięki możliwości generowania zróżnicowanych śladów aerodynamicznych – od bardziej chaotycznych dla przekrojów kwadratowych po stabilne i regularne struktury dla przekrojów trójkątnych – mogą być stosowane w zależności od specyficznych wymagań procesowych. Przykładem może być przemysł chemiczny, gdzie efektywne mieszanie reaktywnych gazów mogłoby prowadzić do wzrostu wydajności procesów chemicznych, przyspieszając reakcje oraz zmniejszając zużycie surowców. Z kolei w sektorze HVAC (Heating, Ventilation, and Air Conditioning) mikrocylindry mogłyby zostać zastosowane do poprawy cyrkulacji powietrza w systemach wentylacyjnych, co mogłoby prowadzić do bardziej efektywnego chłodzenia i ogrzewania przestrzeni o dużych rozmiarach, a tym samym obniżenia kosztów energii.

Spis rysunków

2.1 Wiatraki Nashtifan - przykład budowy wiatraków perskich [3]. 22

2.2 Podział turbin wiatrowych o osi pionowej i poziomej [7]. 23

2.3 Warstwa przyścienna i rozwój śladu na profilu aerodynamicznym [7]. 25

2.4 Oddzielenie warstwy przyściennej z powodu a) dodatniego gradientu ciśnienia i b) ostrych krawędzi [10]. 26

2.5 Schemat separacji warstwy przyściennej na profilu aerodynamicznym [12]. . . . 26

2.6 Separacja warstwy przyściennej na profilu aerodynamicznym: a) przy umiarkowanym kącie natarcia [14], b) przy dużym kącie natarcia [15]. 27

2.7 Sterowanie warstwą przyścienną na przykładzie: a) Myśliwiec F-104 Starfighter [18, 19], b) schemat mechanizmu sterowania warstwą przyścienną (BLC) [20]. . 27

2.8 Wizualizacja przepływu przy użyciu dymu dla profilu NACA 0015 bez kontroli przepływu (po lewej) i ze stałą kontrolą przepływu (po prawej) przy użyciu dysz generatora wirów [25]. 28

2.9 Schemat podziału sterowania przepływem [31]. 29

2.10 Inspiracja naturą: a) łuska rekina widziana pod mikroskopem [46], b) orle pióra [50]. 30

2.11 Rodzaje generatorów wirów (VG) a) przeciwbieżne „wspólny przepływ w dół", b) przeciwbieżne „wspólny przepływ w górę", c) współbieżne, d) wielorzędowe [70]. 32

2.12 Schemat linii prądu przy opływie profilu [137]. 36

2.13 Siły aerodynamiczne działające na profil: L - siła nośna [N], D - siła oporu [N], M- moment aerodynamiczny [Nm] [137]. 37

4.1 Przebieg pomiaru metodą PIV. Opracowano w oparciu o literaturę [138]. 43

4.2 Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla kąta natarcia $\alpha = 17^{\circ}$ bez mikrocylindra dla linii 1-5. 46

4.3 Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla kąta natarcia $\alpha = 17^{\circ}$ z mikrocylindrem o przekroju kołowym, w lokalizacji L_1p_1 dla linii 1-5. . . 47

4.4 Widok okna programu DANTEC DYNAMICS, wyznaczenie współczynnika skali dla cylindra o przekroju kwadratowym. 47

4.5 Widok okna programu DANTEC DYNAMICS, wyznaczenie współczynnika skali dla profilu NACA 0012. 48

4.6 Widok z programu DANTEC DYNAMICS, nałożenie maski na cylinder o przekroju kwadratowym. 50

4.7 Widok okna programu DANTEC DYNAMICS, nałożenie maski na profil NACA 0012. 50

4.8 Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla profilu NACA 0012 bez mikrocylindra dla różnych kątów natarcia α a) współczynnik siły nośnej C_L [-], b) współczynnik oporu C_D [-], c) efektywność aerodynamiczna L/D [-]. . . 52

4.9 Wyniki testów w zakresie oszacowania niepewności pomiarowej dla profilu NACA 0012 z mikrocylindrem o przekroju kołowym i rozmiarze $d/c = 0.015$ [-] w L_1p_1 dla różnych kątów natarcia 0° - 20° a) współczynnik siły nośnej C_L [-], b) współczynnik oporu C_D [-], c) efektywność aerodynamiczna L/D [-]. 52

4.10 Schemat tunelu aerodynamicznego o obiegu otwartym. 53

4.11 Stanowisko pomiarowe. 54

4.12 Pomiar cylindra o przekroju kwadratowym bez zastosowania farby z Rodaminą 6G. 55

4.13 Pomiar cylindra o przekroju kwadratowym z zastosowaniem farby z Rodaminą 6G. 55

4.14 Mechanizm zmiany kąta natarcia oraz montaż płata w tunelu aerodynamicznym. 55

4.15 Płat NACA 0012 z systemem montażu mikrocylindra. 56

4.16 Schemat stanowiska pomiarowego do badania przepływu w otoczeniu profilu NACA 0012 metodą PIV z zaznaczeniem lokalizacji mikrocylindra o różnych przekrojach. 57

4.17 Porównanie pobranych danych z linii 5: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] i znormalizowana energia kinetyczna turbulencji $TKE/(U_\infty)^2$ [-] w czasie. 57

4.18 Schemat stanowiska pomiarowego do badania przepływu wokół mikrocylindrów o różnych kształtach. 58

5.1 Mapy konturowe: a) znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-] c) znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla wybranych kątów natarcia α: 13°, 15°, 17°, 19° bez mikrocylindra, $Re = 66400$ [-]. 61

5.2 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla wybranych kątów natarcia α: 13°, 15°, 17°, 19°, $Re = 66400$ [-]. 62

5.3 Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik siły oporu C_D [-], porównanie wyników badań własnych z literaturą [146, 147] oraz danymi z programu XFOIL. 64

5.4 Mapy konturowe: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o różnych przekrojach: a) $Re = 5000$ [-], b) $Re = 10000$ [-]. 65

5.5 Mapy konturowe: znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o przekroju kołowym, kwadratowym i trójkątnym: 30°, 45°, 60° dla: a) $Re = 5000$ [-], b) $Re = 10000$ [-]. 66

5.6 Mapy konturowe: znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindrów o różnych kształtach: a) $Re = 5000$ [-], b) $Re = 10000$ [-]. . . . 67

5.7 Porównanie wyników badań własnych cylindra o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym 45° z literaturą. 68

5.8 Porównanie wyników badań własnych dotyczących znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] za cylindrem o przekroju trójkątnym o kącie wierzchołkowym 60° z danymi literaturowymi w odległości: a) $x/d = 2$ [-], b) $x/d = 4$ [-], c) $x/d = 6$ [-], dla $Re = 10000$ [-]. 69

5.9 Porównanie wyników badań własnych znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-] i znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] za cylindrem o różnym przekroju w odległościach: a) $x/d = 2$ [-], b) $x/d = 4$ [-], c) $x/d = 6$ d) $x/d = 8$ [-], $Re = 5000$ [-]. 70

5.10 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla cylindrów o przekroju: a) kołowym, b) kwadratowym i trójkątnym: c) 30°, d) 45°, e) 60° dla $Re = 5000$ [-]. . 73

5.11 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla cylindrów o przekroju: a) kołowym, b) kwadratowym i trójkątnym: c) 30°, d) 45°, e) 60° dla $Re = 10000$ [-]. 74

5.12 Schemat profilu NACA 0012 ze zdefiniowanymi pozycjami mikrocylindrów . . . 75

5.13 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,005$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 77

5.14 Mapy konturowe:a) znormalizowana składowa wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ , b) znormalizowana składowa poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c)znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,005$ [-] lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 78

5.15 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,010$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 79

5.16 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,010$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 80

5.17 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,015$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 82

5.18 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,015$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 83

5.19 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,020$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 84

5.20 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużnej prędkości średniej U_x/U_∞, b) znormalizowana składowa poprzecznej prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,020$ [-] umieszczonym w lokalizacjiL_1p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 85

5.21 Mapy konturowe: a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,025$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 86

5.22 Mapy konturowe a) znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-], b) znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-], c) znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] i kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, o wymiarze: $d/c = 0,025$ [-] umieszczonym w lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 87

5.23 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,005$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 89

5.24 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.005$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 90

5.25 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.01$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4 91

5.26 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-] dla przypadku 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,01$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 92

5.27 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,015$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 92

5.28 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.015$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 93

5.29 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,02$ [-] dla L_1 w pozycjach p_1 - p_4. 94

5.30 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,02$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 94

5.31 Mapy konturowe: ewolucja wirowości w czasie $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0,025$ [-] dla lokalizacji L_1p_1, L_1p_2, L_1p_3, L_1p_4. 95

5.32 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-], $Re = 66400$ [-] dla kąta natarcia α = 17° z mikrocylindrem o przekroju kołowym, $d/c = 0.02$ [-] dla lokalizacji L_2p_1, L_2p_2, L_2p_3, L_2p_4. 96

5.33 Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik oporu C_D profilu NACA 0012 bez mikrocylindra (NACA 0012) i z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_1, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 - p_4. 97

5.34 Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik oporu C_D profilu NACA 0012 bez mikrocylindra (NACA 0012) i z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_2, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 - p_4. 98

5.35 Efektywność aerodynamiczna L/D [-] profilu NACA 0012 bez mikrocylindra (NACA 0012) oraz z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_1, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 - p_4. . 99

5.36 Efektywność aerodynamiczna L/D [-] profilu NACA 0012 bez dodanego mikrocylindra (NACA 0012) oraz z mikrocylindrem o przekroju kołowym w różnych rozmiarach, dla kątów natarcia α = 0° - 20° dla linii: L_2, $Re = 66400$ [-], w pozycjach p_1 -p_4. 99

5.37 Mapy konturowe: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2. 101

5.38 Mapy konturowe: znormalizowana składowa poprzeczna prędkości średniej U_y/U_∞ [-] dla mikrocylindrów o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$, dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2. 103

5.39 Mapy konturowe: znormalizowana energia kinetyczna turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindrów o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$, dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2. 104

5.40 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju kołowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2. 105

5.41 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju kwadratowym, dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2. 106

5.42 Mapy konturowe: ewolucja wirowości $\omega c/U_\infty$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym dla liczby Reynoldsa $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1, L_2p_1, L_3p_1, L_2p_2. 106

5.43 Schemat profilu NACA 0012 z zaznaczonymi x', y' i układami współrzędnych, w których analizowano normalne i styczne składowe pola prędkości U'_x/U_∞ [-], U'_y/U_∞ [-] oraz energię kinetyczną turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-]. 107

5.44 Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-], znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U'_y/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$ [-], dla lokalizacji L_1p_1.109

5.45 Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości średniej U'_x/U_∞ [-], znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U'_y/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$ [-], dla L_2p_1. 110

5.46 Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości U'_x/U_∞ [-], znormalizowanej składowej poprzecznej prędkości średniej U'_y/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$ [-], dla L_3p_1. 111

5.47 Profile znormalizowanej składowej wzdłużnej prędkości U'_x/U_∞ [-], znormalizowanej prędkości poprzecznej U'_y/U_∞ [-], znormalizowanej energii kinetycznej turbulencji TKE/$(U_\infty)^2$ [-] dla mikrocylindra o przekroju trójkątnym, kwadratowym i kołowym, $Re = 66400$, dla L_2 p_2. 112

5.48 Współczynnik siły nośnej C_L [-] i współczynnik oporu C_D [-] dla przypadku bez mikrocylindra 17° i z mikrocylindrem o przekroju kołowym (Ko), kwadratowym (Kw) i trójkątnym (Tr), $Re = 66400$ 113

5.49 Efektywność aerodynamiczna L/D [-] dla przypadku bez mikrocylindra i z mikrocylindrem o przekroju kołowym (Ko), kwadratowym (Kw) i trójkątnym (Tr), $Re = 66400$ [-]. 116

5.50 Porównanie pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej przypadku z mikrocylindrem o przekroju kołowym z przypadkiem referencyjnym (bez mikrocylindra) dla różnych wartości stosunku d/c [-]. 117

5.51 Porównanie pola powierzchni oderwania warstwy przyściennej dla przypadków z różnymi kształtami mikrocylindrów z przypadkiem referencyjnym (bez mikrocylindra). 118

5.52 Stanowisko pomiarowe z zastosowaniem metody Volumetric PIV: a) schemat lokalizacji kamer oraz b) fotografia stanowiska pomiarowego. 121

5.53 Mapy konturowe: znormalizowana składowa wzdłużna prędkości średniej U_x/U_∞ [-] dla profilu NACA 0012: a) bez mikrocylindra, b) z mikrocylindrem o przekroju kołowym o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-] w lokalizacji $L_1 p_1$. 123

5.54 Mapy konturowe: wirowości w wybranej chwili czasowej $\omega c/U_\infty$ [-] dla profilu NACA 0012: a) bez mikrocylindra, b) z mikrocylindrem o przekroju kołowym o rozmiarze $d/c = 0,015$ [-] w lokalizacji $L_1 p_1$. 123

Bibliografia

[1] R. Bernbeck M. Mishmastnehi, R. Milke. A forgotten technology: The production of artificial millstones for windmills in sistan, southeastern iran. *Journal of Archaeological Science*, 133:105440, 2021.

[2] P. Boomgaard. Technologies of a trading empire: Dutch introduction of water- and windmills in early-modern asia, 1650s–1800. *History and Technology*, 24(1):41–59, 2008.

[3] M. Stępień. *Analysis of an Influence of the Boundary Layer Perturbation in the Flow Around the Blade on the Small Wind Turbine Power Coefficient*. PhD thesis, 2023.

[4] R. J. Hoeksema. Three stages in the history of land reclamation in the netherlands. *Irrigation and Drainage*, 56(S1):S113–S126, 2007.

[5] *Fluid-driven Machines and Naval Theories*, pages 215–264. Dordrecht.

[6] Povl-Otto Nissen, W Palz, P Maegaard, and A Krenz. The aerodynamic research on windmill sails of poul la cour, 1896–1900. *Wind Power for the World: The Rise of Modern Wind Energy*, 2:93–113, 2013.

[7] M. Drela. *Flight vehicle aerodynamics*. MIT press, 2014.

[8] L. Prandtl. Uber flussigkeitsbewegung bei sehr kleiner reibung. *Verhandl. 3rd Int. Math. Kongr. Heidelberg (1904), Leipzig*, 1905.

[9] D. M. Bushnell M. Gad-el Hak. Separation control. 1991.

[10] V. D. Milton. *An album of fluid motion*, volume 176. Parabolic Press Stanford, 1982.

[11] EC. Maskell. Flow separation in three dimensions. *RAE Report No. Aero 2565*, 1955.

[12] P. Busche D. Westermann Dieter W.Lang H. Sturm, G. Dumstorff. Boundary layer separation and reattachment detection on airfoils by thermal flow sensors. *Sensors*, 12(11):14292–14306, 2012.

[13] J. J. Wang J. S. Wang, J. Wu. Wake-triggered secondary vortices over a cylinder/airfoil configuration. *Experiments in Fluids*, 64(1):6, 2023.

[14] K. Brun B. Winklemann R. Kurz, R. White et al. Tutorial: Surge control and dynamic behavior for centrifugal gas compressors. In *Middle East Turbomachinery Symposia. 2015 Proceedings.* Turbomachinery Laboratory, Texas A&M Engineering Experiment Station, 2015.

[15] O. Tietjens L.Prandtl. *Hydro-und Aeromechanik: nach Vorlesungen von L. Prandtl. 1. Gleichgewicht und reibungslose Bewegung*. Springer, 1929.

[16] M. Sheplak L. N. Cattafesta. Actuators for active flow control. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 43(Volume 43, 2011):247–272, 2011.

[17] G. V. Lachmann. *Boundary layer and flow control: its principles and application*. Elsevier, 2014.

[18] M. W. Bowman. *Lockheed F-104 Starfighter*. Crowood Press (UK), 2000.

[19] L. Drendel. *F-104 Starfighter in action*. Squadron/Signal Publications, 1976.

[20] A. Carusone. *Flow Control Over an Airfoil : Physical Analysis of Transient Phenomena to Improve Performance and Maneuverability*. Theses, ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechique - Poitiers, May 2021.

[21] B. Allan G. Jones, Ch. S. Yao. *Experimental Investigation of a 2D Supercritical Circulation-Control Airfoil Using Particle Image Velocimetry*.

[22] P. E. Davies. *F-104 Starfighter Units in Combat*, volume 101. Bloomsbury Publishing, 2014.

[23] J. Upton. *Lockheed F-104 Starfighter-WarbirdTech Vol 38*, volume 38. Specialty Press, 2003.

[24] K. Gersten H. Schlichting. *Boundary-layer theory*. springer, 2016.

[25] S. A. C. Bourgois. *Etude expérimentale du décollement sur profils d'aile : analyse et contrôle*. Theses, Université de Poitiers, December 2006.

[26] I. J. Wygnanski D. Greenblatt. The control of flow separation by periodic excitation. *Progress in Aerospace Sciences*, 36(7):487–545, 2000.

[27] D. Koss M. Shepshelovich I. Wygnanski A. Seifert, T. Bachar. Oscillatory blowing: A tool to delay boundary-layer separation. *AIAA Journal*, 31(11):2052–2060, 1993.

[28] I. Wyganski A. Seifert, A. Darabi. Delay of airfoil stall by periodic excitation. *Journal of Aircraft*, 33(4):691–698, 1996.

[29] I. Wygnanski. *Boundary layer and flow control by periodic addition of momentum*.

[30] GV. Lachmann HH. Pearcey. Boundary layer and flow control. *Lachmann GV,(Ed.)*, 4, 1961.

[31] A. Krzysiak. *Zastosowanie nowego rodzaju strumieniowych generatorów wirów do sterowania przepływem*. Wydawnictwo Naukowe Instytutu Lotnictwa, 2011.

[32] M. Gaster Y. Li. Active control of boundary-layer instabilities. *Journal of Fluid Mechanics*, 550:185–205, 2006.

[33] M. G. Mungal Ch. M. White. Mechanics and prediction of turbulent drag reduction with polymer additives. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 40(1):235–256, 2008.

[34] Y. Muzychka X. Zhang, X. Duan. Degradation of flow drag reduction with polymer additives — a new molecular view. *Journal of Molecular Liquids*, 292:111360, 2019.

[35] G. Fahland A. Stroh D. Gatti B. Frohnapfel P. Schlatter M. Atzori, R. Vinuesa. Aerodynamic effects of uniform blowing and suction on a naca4412 airfoil. *Flow, Turbulence and Combustion*, 105(3):735–759, 2020.

[36] H. H. Chun H. S. Yoon, O. A. El-Samni. Drag reduction in turbulent channel flow with periodically arrayed heating and cooling strips. *Physics of Fluids*, 18(2):025104, 02 2006.

[37] C. Bojesen-M. P. Nielsen M. Kotenko, H. Oskarsson. An experimental study of the drag reducing surfactant for district heating and cooling. *Energy*, 178:72–78, 2019.

[38] M. Quadrio. Drag reduction in turbulent boundary layers by in-plane wall motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 369(1940):1428–1442, 2011.

[39] K. Fukagata N. Tomiyama. Direct numerical simulation of drag reduction in a turbulent channel flow using spanwise traveling wave-like wall deformation. *Physics of Fluids*, 25(10):105115, 10 2013.

[40] G. Gerbeth V. Shatrov. Magnetohydrodynamic drag reduction and its efficiency. *Physics of Fluids*, 19(3):035109, 03 2007.

[41] S. L. Ceccio S. A. Mäkiharju. On multi-point gas injection to form an air layer for frictional drag reduction. *Ocean Engineering*, 147:206–214, 2018.

[42] Y. Jiang-T. Sun X. Zhao, Z. Zong. A numerical investigation of the mechanism of air-injection drag reduction. *Applied Ocean Research*, 94:101978, 2020.

[43] M. Gad el Hak. Drag reduction. *Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management*, pages 205–228, 2000.

[44] W. P. Breugem H.O.G. Benschop. Drag reduction by herringbone riblet texture in direct numerical simulations of turbulent channel flow. *Journal of Turbulence*, 18(8):717–759, 2017.

[45] M. L. Habegger P. Motta F. Afroz, A. Lang and R. Hueter. Experimental study of laminar and turbulent boundary layer separation control of shark skin. *Bioinspiration Biomimetics*, 12(1):016009, dec 2016.

[46] J. Ch. Parsons. *Performance of Shark Skin Inspired Manufactured Models for Separation Control*. The University of Alabama, 2020.

[47] J. C. Weaver H. Haj-Hariri K. Bertoldi G. V. Lauder A. G. Domel, M. Saadat. Shark skin-inspired designs that improve aerodynamic performance. *Journal of the Royal Society Interface*, 15(139):20170828, 2018.

[48] F. Afroz A. W. Lang, E. M. Jones. Separation control over a grooved surface inspired by dolphin skin. *Bioinspiration Biomimetics*, 12(2):026005, feb 2017.

[49] F. E. Fish. The myth and reality of gray's paradox: implication of dolphin drag reduction for technology. *Bioinspiration Biomimetics*, 1(2):R17, may 2006.

[50] W. Asrar S. Erwin K. Malik, M. Aldheeb. Effects of bio-inspired surface roughness on a swept back tapered naca 4412 wing. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 11, 2019.

[51] L. Green K. Song L. Wang-R. Smith Y. Luo, L. Wang. Advances of drag-reducing surface technologies in turbulence based on boundary layer control. *Journal of Hydrodynamics*, 27(4):473–487, 2015.

[52] U. Piomelli J. Yuan. Roughness effects on the reynolds stress budgets in near-wall turbulence. *Journal of Fluid Mechanics*, 760:R1, 2014.

[53] Thomas O. Jelly and Angela Busse. Reynolds number dependence of reynolds and dispersive stresses in turbulent channel flow past irregular near-gaussian roughness. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 80:108485, 2019.

[54] Eaton J. S. Song. The effects of wall roughness on the separated flow over a smoothly contoured ramp. *Experiments in fluids*, 33(1):38–46, 2002.

[55] S. Song C.D. Aubertine, J.K. Eaton. Parameters controlling roughness effects in a separating boundary layer. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 25(3):444–450, 2004. Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-3).

[56] Wen Wu and Ugo Piomelli. Effects of surface roughness on a separating turbulent boundary layer. *Journal of Fluid Mechanics*, 841:552–580, 2018.

[57] M.F. Tachie J.M. Tsikata. Effects of roughness and adverse pressure gradient on the turbulence structure. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 44:239–257, 2013.

[58] J. H. Lee. Turbulent boundary layer flow with a step change from smooth to rough surface. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 54:39–54, 2015.

[59] S. Al-Fahed R. Wahidi, W. Chakroun. The behavior of the skin-friction coefficient of a turbulent boundary layer flow over a flat plate with differently configured transverse square grooves. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 30(2):141–152, 2005.

[60] R. L. Eslam K. Morteza H. Zambri, A. A. Ashraf Amer. Turbulent structure effects due to ordered surface roughness. *Alexandria Engineering Journal*, 59(6):4301–4314, 2020.

[61] Y.C. Li J.J. Wang and K. S. Choi. Gurney flap—lift enhancement, mechanisms and applications. *Progress in Aerospace Sciences*, 44(1):22–47, 2008.

[62] P. Zhang Y. Li, J. Wang. Effects of gurney flaps on a naca0012 airfoil. *Flow, Turbulence and Combustion*, 68:27–39, 2002.

[63] D. Jansen. Passive flow separation control on an airfoil-flap model: the effect of cylinders and vortex generators. 2012.

[64] O. Imine B. Imine O. M. Fouatih, M. Medale. Design optimization of the aerodynamic passive flow control on naca 4415 airfoil using vortex generators. *European Journal of Mechanics - B/Fluids*, 56:82–96, 2016.

[65] M. Brioua M. Naoun H. Hares, G. Mebarki. Aerodynamic performances improvement of naca 4415 profile by passive flow control using vortex generators. *J. Serb. Soc. Comput. Mech*, 13:17–38, 2019.

[66] R. Kańtoch R. Gnatowska, K. Gajewska. Numerical calculations of vgs influence on aerodynamic characteristics of airfoil. *Acta Physica Polonica, A.*, 139(5), 2021.

[67] J. D. Jiao X. K. Li S. Kang L. P. Dai, H. Zhang. Characterization of vortex generators induced flow around wind turbine airfoil. In *Renewable Energy and Environmental Technology*, volume 448 of *Applied Mechanics and Materials*, pages 1779–1784. Trans Tech Publications Ltd, 1 2014.

[68] Y. Liu S. Han L. Gao, H. Zhang. Effects of vortex generators on a blunt trailing-edge airfoil for wind turbines. *Renewable Energy*, 76:303–311, 2015.

[69] J.C Lin. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation. *Progress in Aerospace Sciences*, 38(4):389–420, 2002.

[70] Florian von Stillfried, Stefan Wallin, and Arne Johansson. *An improved passive vortex generator model for flow separation control*.

[71] Z. Yang H. Hu. An experimental study of the laminar flow separation on a low-reynolds-number airfoil. *Journal of Fluids Engineering*, 130(5):051101, 04 2008.

[72] H. Açıkel M. S. Genç, İ. Karasu. An experimental study on aerodynamics of naca2415 aerofoil at low re numbers. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 39:252–264, 2012.

[73] R. Kelso A. Choudhry, M. Arjomandi. A study of long separation bubble on thick airfoils and its consequent effects. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 52:84–96, 2015.

[74] A. S. Raj V. Somashekar. Experimental investigation on laminar separation bubble over an airfoil–a review. *Indian Journal of Science and Technology*, 11(11):1–9, 2018.

[75] J. Eltayeb. High-fidelity numerical simulation of the flow field around a naca-0012 aerofoil from the laminar separation bubble to a full stall. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 31(4-5):230–245, 2017.

[76] B. Govindarajan I. Chopra J. Winslow, H. Otsuka. Basic understanding of airfoil characteristics at low reynolds numbers (104–105). *Journal of Aircraft*, 55(3):1050–1061, 2018.

[77] L. Parras C. del Pino E. Sanmiguel-Rojas J. Aguilar-Cabello, P. Gutierrez-Castillo. On the onset of negative lift in a symmetric airfoil at very small angles of attack. *Physics of Fluids*, 32(5):055107, 05 2020.

[78] ElJack M. Eltayeb ElAwad, A. Yasir. Numerical investigation of the low-frequency flow oscillation over a naca-0012 aerofoil at the inception of stall. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 11:1756829319833687, 2019.

[79] Y. Elawad T. Ohtake E. Eljack, J.Soria. Simulation and characterization of the laminar separation bubble over a naca-0012 airfoil as a function of angle of attack. *Physical Review Fluids*, 6(3):034701, 2021.

[80] Y. Sakai T. Ohtake. Characteristics of unsteady flow field of laminar separation bubble on a naca 0012 airfoil at low reynolds numbers. In *Proceedings 18th International Symposium on Flow Visualization*. ETH Zurich, 2018.

[81] H. Daiki A. Masayuki. High-performance airfoil with low reynolds-number dependence on aerodynamic characteristics. *Fluid Mechanics Research International Journal*, 3(2):76–80, 2019.

[82] M. Kotsonis T. Michelis. Interaction of an off-surface cylinder with separated flow from a bluff body leading edge. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 63:91–105, 2015.

[83] X. Sun D. Luo, D. Huang. Passive flow control of a stalled airfoil using a microcylinder. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 170:256–273, 2017.

[84] S. Zhong D. Huang X. Shi, J. Sun. Flow control of a stalled s809 airfoil using an oscillating micro-cylinder at different angles of attack. *Renewable Energy*, 175:405–414, 2021.

[85] F. Ravelet T. Azzam T. Ait-Ali H. Oualli-F. Bakir A. Larabi, M. Pereira. Experimental and Numerical study on Aerodynamics of Aerofoils at Low Reynolds Number Controlled by Off-Surface Micro-Vortex Generators. In *Congrès Français de Mécanique*, Nantes, France, 2022.

[86] R.M. Orselli I.A. Carvalho, G.R.S. Assi. Wake control of a circular cylinder with rotating rods: Numerical simulations for inviscid and viscous flows. *Journal of Fluids and Structures*, 106:103–385, 2021.

[87] M. Akamatsu H. Rinoshika, A. Rinoshika. Three-dimensional wake structures controlled by the flow issuing from a horizontal hole in a wall-mounted short cylinder. *Ocean Engineering*, 240:109–938, 2021.

[88] L. Huang K. Shen W. Gao, Y. Yan and B. Gao Z. He. Numerical comparison of premixed h2/air combustion characteristic of three types of micro cavity-combustors with guide vanes, bluff body, guide vanes and bluff body respectively. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(47):24382–24394, 2021.

[89] B. Blocken. Computational fluid dynamics for urban physics: Importance, scales, possibilities, limitations and ten tips and tricks towards accurate and reliable simulations. *Building and Environment*, 91:219–245, 2015.

[90] A. Alipour M. Jafari. Review of approaches, opportunities, and future directions for improving aerodynamics of tall buildings with smart facades. *Sustainable Cities and Society*, 72:102–979, 2021.

[91] M. Romańczyk V. Sokolenko W. Elsner A. Dróżdż, P. Niegodajew. Effective use of the streamwise waviness in the control of turbulent separation. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 121:110–291, 2021.

[92] A. K. Dhiman A. R. Dwivedi. Flow and heat transfer analysis around tandem cylinders: critical gap ratio and thermal cross-buoyancy. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 41:1–25, 2019.

[93] Z. Huang R. Yuan, M. Wu. Steady mixed convective flow and heat transfer from tandem square cylinders in a horizontal channel. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 71(10):1023–1033, 2017.

[94] A. Dhiman A. Sanyal. Wake interactions in a fluid flow past a pair of side-by-side square cylinders in presence of mixed convection. *Physics of Fluids*, 29(10):103–602, 2017.

[95] A. Wawrzak, R. Kantoch, A. Tyliszczak. LES of a non-premixed hydrogen flame stabilized by bluff-bodies of various shapes. *Technishe Mechanik*, 43:128–137, 2023.

[96] B. Maiheu G.J.F. van Heijst Y. Toparlar, B. Blocken. A review on the cfd analysis of urban microclimate. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 80:1613–1640, 2017.

[97] V. Uruba V. Yanovych, D. Duda. Structure turbulent flow behind a square cylinder with an angle of incidence. *European Journal of Mechanics - B/Fluids*, 85:110–123, 2021.

[98] P. Procházka V. Uruba. POD spectrum of the wake behind a circular cylinder. *MATEC Web Conf.*, 328:05006, 2020.

[99] A. Sohankar. Flow over a bluff body from moderate to high Reynolds numbers using large eddy simulation. *Computers & Fluids*, 35(10):1154–1168, 2006.

[100] L. Davidson A. Sohankar, C. Norberg. Low Reynolds number flow around a square cylinder at incidence: Study of blockage, onset of vortex shedding and outlet boundary condition. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 26(1):39 – 56, 1998.

[101] J.L. Aider J.E. Wesfreid J.F. Beaudoin, O. Cadot. Drag reduction of a bluff body using adaptive control methods. *Physics of Fluids*, 18(8):085–107, 2006.

[102] W. Wodziak R. Gnatowska, J. Sobczyk. Stability of flow around two rectangular cylinders in tandem. *Acta Phys. Pol. A*, 138:295–298, 2020.

[103] T. Miyagi T. Tamura. The effect of turbulence on aerodynamic forces on a square cylinder with various corner shapes. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 83(1):135–145, 1999.

[104] M. Jacobs N. P. van Hinsberg, G. Schewe. Experimental investigation on the combined effects of surface roughness and corner radius for square cylinders at high Reynolds numbers up to 107. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 173:14–27, 2018.

[105] M. Nili-Ahmadabadi M. M. Alam-F. Zafar A. Sohankar, M. Abbasi. Experimental study of the flow around two finite square cylinders. *Archives of Mechanics*, 70(5):457–480, 2018.

[106] S. Abbasi-S. Pirker Y. Du, B. Blocken. Efficient and high-resolution simulation of pollutant dispersion in complex urban environments by island-based recurrence CFD. *Environmental Modelling & Software*, 145:105–172, 2021.

[107] M.R. Rastan A. Sohankar, A.R. Bahmani. An les study of the wake flow dynamics and heat transfer characteristics of two side-by-side finite wall-mounted square cylinders. *Ocean Engineering*, 266:113–104, 2022.

[108] H. Haniu H. Sakamoto. Aerodynamic forces acting on two square prisms placed vertically in a turbulent boundary layer. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 31(1):41–66, 1988.

[109] B. Havel R. J. Martinuzzi. Turbulent flow around two interfering surface-mounted cubic obstacles in tandem arrangement. *Journal of Fluids Engineering*, 122(1):24–31, 11 2000.

[110] B. Havel R.J. Martinuzzi. Vortex shedding from two surface-mounted cubes in tandem. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 25(3):364–372, 2004.

[111] A. Gairola A. Sharma, H. Mittal. Detached-eddy simulation of interference between buildings in tandem arrangement. *Journal of Building Engineering*, 21:129–140, 2019.

[112] R. Gnatowska-J. Stempka P. Niegodajew J. Sobczyk, W. Wodziak. Impact of the downstream cylinder displacement speed on the hysteresis limits in a flow around two rectangular objects in tandem – PIV study of the process. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 179:184–189, 2018.

[113] M. M. Zdravkovich. Review of flow interference between two circular cylinders in various arrangements. *Journal of Fluids Engineering*, 99(4):618–633, 12 1977.

[114] Dipankar Chatterjee, Gautam Biswas, and Sakir Amiroudine. Numerical simulation of flow past row of square cylinders for various separation ratios. *Computers & Fluids*, 39(1):49–59, 2010.

[115] K.P. Sinhamahapatra S. Singha, K.K. Nagarajan. Numerical study of two-dimensional flow around two side-by-side circular cylinders at low reynolds numbers. *Physics of Fluids*, 28(5):053–603, 2016.

[116] M.M. Alam. Lift forces induced by phase lag between the vortex sheddings from two tandem bluff bodies. *Journal of Fluids and Structures*, 65:217–237, 2016.

[117] M. M. Alam Y. Zhou. Wake of two interacting circular cylinders: a review. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 62:510–537, 2016.

[118] A. K. Tiwari V. K. Gaba P. Hishikar, S.K. Dhiman. Analysis of flow characteristics of two circular cylinders in cross-flow with varying Reynolds number: a review. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 147(10):5549–5574, 2022.

[119] Ch. Hyun E. Adeeb, B. A. Haider. Influence of rounded corners on flow interference between two tandem cylinders using fvm and ib-lbm. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2018.

[120] M. M. Alam H. Liao S. Cao J. Shang, Q. Zhou. Numerical studies of the flow structure and aerodynamic forces on two tandem square cylinders with different chamfered-corner ratios. *Physics of Fluids*, 31(7):075–102, 2019.

[121] J. Hao H. Bai F. Wang, X. Zheng. Numerical analysis of the flow around two square cylinders in a tandem arrangement with different spacing ratios based on POD and dmd methods. *Processes*, 8(8), 2020.

[122] M. M. Alam J.F. Derakhshandeh. A review of bluff body wakes. *Ocean Engineering*, 182:475–488, 2019.

[123] A. Talamelli G. Buresti, G. Lombardi. Low aspect-ratio triangular prisms in cross-flow: measurements of the wake fluctuating velocity field. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 74-76:463–473, 1998.

[124] G. Buresti G.V. Iungo. Experimental investigation on the aerodynamic loads and wake flow features of low aspect-ratio triangular prisms at different wind directions. *Journal of Fluids and Structures*, 25(7):1119–1135, 2009.

[125] B.K. Gandhi N. Agrwal, S. Dutta. Experimental investigation of flow field behind triangular prisms at intermediate reynolds number with different apex angles. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 72:97–111, 2016.

[126] M. Subhash N. Agrawal. Effect of apex angle on near wake vortex dynamics of triangular cylinders at intermediate reynolds number. *Materials Today: Proceedings*, 46:10718–10724, 2021. International Conference on Technological Advancements in Materials Science and Manufacturing.

[127] M. Subhash N. Agrawal. The mechanics of near wake region of 75 degree triangular cylinder at intermediate reynolds number. *Materials Today: Proceedings*, 46:10909–10914, 2021. International Conference on Technological Advancements in Materials Science and Manufacturing.

[128] A. M. Korayem M. Farhadi, K. Sedighi. Effect of wall proximity on forced convection in a plane channel with a built-in triangular cylinder. *International Journal of Thermal Sciences*, 49(6):1010–1018, 2010.

[129] M. H. Aksoy I. Goktepeli M. Ozgoren S. Yagmur, S. Dogan. Comparison of flow characteristics around an equilateral triangular cylinder via piv and large eddy simulation methods. *Flow Measurement and Instrumentation*, 55:23–36, 2017.

[130] I.S Ertesvag D.A. Lysenko. Assessment of algebraic subgrid scale models for the flow over a triangular cylinder at $Re = 45000$. *Ocean Engineering*, 222:108–559, 2021.

[131] A. Dalal D. A. Kumar. Numerical simulation of unconfined flow past a triangular cylinder. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 52(7):801–821, 2006.

[132] R. Shyam A. Dhiman. Unsteady heat transfer froman equilateral triangular cylinder in the unconfined flow regime. *ISRN Mechanical Engineering*, page 1–13, 2011.

[133] N. Mahir Ç. Timuralp Z. Altaç, Z. Sert. Mixed convection heat transfer from a triangular cylinder subjected to upward cross flow. *International Journal of Thermal Sciences*, 137:75–85, 2019.

[134] A. Nuhait O. Zeitoun, M. Ali. Convective heat transfer around a triangular cylinder in an air cross flow. *International Journal of Thermal Sciences*, 50(9):1685–1697, 2011.

[135] Y. Bao Z.Han R. Li J. Tu, D. Zhou. Flow characteristics and flow-induced forces of a stationary and rotating triangular cylinder with different incidence angles at low reynolds numbers. *Journal of Fluids and Structures*, 45:107–123, 2014.

[136] Z. Altaç Z. Çelik. Numerical investigation of two-dimensional unsteady flow and heat transfer from rounded equilateral isothermal triangular cylinders in cross flow. *Ocean Engineering*, 269:113468, 2023.

[137] Martin Hansen. *Aerodynamics of wind turbines*. Routledge, 2015.

[138] S. Alabrudziński W. Suchecki. Metoda korekty wykresów pól prędkości w cyfrowej anemometrii obrazowej. *Inżynieria i Aparatura Chemiczna*, Nr 3:14–20, 2003.

[139] R. Ulbrich K. Malek, K. Skoczkowska. Zastosowanie metody piv do analizy zachowania się złoża w aparacie bębnowym. *Inżynieria i Aparatura Chemiczna*, 2017.

[140] R. J. Adrian R. D. Keane. Optimization of particle image velocimeters. i. double pulsed systems. *Measurement Science and Technology*, 1(11):1202, nov 1990.

[141] M. Romańczyk W. Elsner A. Dróżdż, P. Niegodajew. Effect of reynolds number on turbulent boundary layer approaching separation. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 125:110377, 2021.

[142] N. D. Katopodes. Chapter 8 - turbulent flow. In N. D. Katopodes, editor, *Free-Surface Flow*, pages 566–650. Butterworth-Heinemann, 2019.

[143] M. L. Bowden J. DAnderson. *Introduction to flight*, volume 582. McGraw-Hill Higher Education New York, NY, USA, 2005.

[144] T. Lee. Piv study of near-field tip vortex behind perforated gurney flaps. *Experiments in fluids*, 50:351–361, 2011.

[145] V. Dorer J. Carmeliet E. Paterna, P. Moonen. Mitigation of surface reflection in piv measurements. *Measurement Science and Technology*, 24(5):057003, apr 2013.

[146] J. DeLaurier W. McKinney. Wingmill: An oscillating-wing windmill. *Journal of Energy*, 5(2):109–115, 1981.

[147] I. Gursul Z. Zhang, Z. Wang. Aerodynamics of a wing in turbulent bluff body wakes. *Journal of Fluid Mechanics*, 937:A37, 2022.

[148] Rut Vitkovicova, Yoshifumi Yokoi, and Tomas Hyhlik. Identification of structures and mechanisms in a flow field by pod analysis for input data obtained from visualization and piv. *Experiments in Fluids*, 61:1–21, 2020.

[149] S. H. Yoon D. H. Lee M. K. Kim, D. K. Kim. Measurements of the flow fields around two square cylinders in a tandem arrangement. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 22:397–407, 2008.

[150] P. Panigrahi S. Dutta, K. Muralidhar. Influence of the orientation of a square cylinder on the wake properties. *Experiments in fluids*, 34:16–23, 2003.

[151] W. Yuan H. Li H. Hu W. Chen, D. Gao. Passive jet control of flow around a circular cylinder. *Experiments in Fluids*, 56:1–15, 2015.

[152] L. Jacquin O. Marquet, D. Sipp. Sensitivity analysis and passive control of cylinder flow. *Journal of Fluid Mechanics*, 615:221–252, 2008.

[153] R. Narasimha. The laminar-turbulent transition zone in the boundary layer. *Progress in Aerospace Sciences*, 22(1):29–80, 1985.

[154] Ö. Musa. Active and passive flow control methods over airfoils for improvement in aerodynamic performance. In *New Frontiers in Sustainable Aviation*, pages 19–33. Springer, 2022.