

ISSN 0509-6669

PRACE
INSTYTUTU LOTNICTWA
Nr 212/2011

**ZASTOSOWANIE NOWEGO RODZAJU STRUMIENIOWYCH
GENERATORÓW WIRÓW DO STEROWANIA PRZEPŁYWEM**

Andrzej Krzysiak

Wydanie publikacji jest dofinansowane
przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego

*Kolegium Redakcyjne Instytutu Lotnictwa: Maciej Bossak, Zdobysław Goraj, Marian Jeż,
Tadeusz Korsak (Sekretarz kolegium), Antoni Niepokólczycki, Wojciech Potkański,
Kazimierz Szumański (Przewodniczący kolegium), Piotr Wolański, Zbigniew Wołęjsza*

TRANSACTIONS OF THE INSTITUTE OF AVIATION

No. 212/2011

APPLICATION OF A NEW CONCEPT OF AIR JET VORTEX GENERATORS FOR FLOW CONTROL

Andrzej Krzysiak

Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska
tel.: (4822) 846 00 11 wew. 442, faks: (4822) 846 44 32
Edycja, redakcja, skład komputerowy: Tadeusz Korsak
Druk: ALKOR, ul. Krucza 4, 05-070 Sulejówek, Polska

ZASTOSOWANIE NOWEGO RODZAJU STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW DO STEROWANIA PRZEPEŁYWEM

ANDRZEJ KRZYSIAK

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Praca jest podsumowaniem wieloletnich badań doświadczalnych prowadzonych przez autora niniejszej pracy nad zagadnieniem sterowania przepływem, w tym zwłaszcza przy wykorzystaniu strumieniowych generatorów wirów. W pierwszych rozdziałach pracy przedstawiono przegląd stanu wiedzy w obszarze sterowania przepływem. Przeglądu dokonano w oparciu o zaproponowany podział stosowanych technik sterowania, który bierze pod uwagę dominujący charakter sterowanego przepływu tj. laminarny lub turbulentny. W ramach tego przeglądu szczegółowiej omówiono dotychczasowe dokonania w dziedzinie sterowania przepływem przy użyciu strumieniowych generatorów wirów.

Oryginalnym wkładem autora pracy w obszar stosowanych technik sterowania przepływem jest zaprezentowana pasywna metoda sterowania, przy użyciu samozasilających się strumieniowych generatorów wirów. W technice tej do wytwarzania wirów wykorzystuje się strumienie powietrza wypływające z dysz generatorów, powstające w skutek różnicy ciśnienia pomiędzy dolną a górną powierzchnią profilu. Technika ta jest znacznie prostsza w realizacji, w porównaniu do dotychczas stosowanych rozwiązań i jak wykazano, niewiele im ustępuje w dziedzinie skuteczności działania.

W następnych rozdziałach omówiono wyniki eksperymentalnych badań podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA 0012, wyposażonego zarówno w dotychczas stosowane, konwencjonalne strumieniowe generatory wirów (zasilane powietrzem ze sprężarki), jak i proponowane samozasilające się strumieniowe generatory wirów (zasilane powietrzem z obszarów nadciśnienia). Badania zrealizowane zostały w dwóch tunelach aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa. W ramach tych prac przeprowadzono badania wpływu wybranych parametrów konstrukcyjnych konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne badanego profilu i dokonano optymalizacji tych parametrów, ze względu na skuteczność działania generatorów.

W następnej kolejności przeprowadzono eksperymentalną weryfikację skuteczności działania proponowanych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów, porównując skuteczność ich działania z dotychczas stosowanymi generatorami wirów. Uzupełnieniem tej weryfikacji była wizualizacja wirów tworzących się na górnej powierzchni profilu przy zastosowaniu obu typów generatorów.

W przedostatnim rozdziale niniejszej pracy przedstawiono koncepcję podwyższenia skuteczności działania zaproponowanych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów poprzez wytworzenie podwójnych sprzężonych ze sobą wirów.

W ostatnim rozdziale pracy zaprezentowano wyniki eksperymentalnych badań nad zastosowaniem samozasilających się strumieniowych generatorów wirów do sterowania przecignięciem dynamicznym na łopacie odchodzącej wirnika śmigłowca.

APPLICATION OF A NEW CONCEPT OF AIR JET VORTEX GENERATORS FOR FLOW CONTROL

ANDRZEJ KRZYSIAK

Institute of Aviation

Aleja Krakowska 110/114

02-256 Warsaw, Poland

Summary

The work is recapitulation of years of experimental research conducted by the author of this work on the problem of flow control, especially with using air jet vortex generators. The first chapter presents an overview of the "state of art" basing on proposed classification of known control techniques, which takes into account the dominant nature of the controlled flow, i.e. laminar or turbulent. The review discusses progress made in controlling the flow using air jet vortex generators.

The passive flow control method with using self-supplying air jet-vortex generators, what is author's original contribution to the knowledge, is presented. Mention technique is used to produce vortices formed as a result of the pressure difference between the lower and upper airfoil surface. This technique is much simpler in implementation in comparison with the conventional solutions and as has been shown characterized with only a little less effectiveness.

In subsequent chapters the results of experimental tests of basic aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil model, equipped with both the previously used conventional air jet vortex generators (powered with air from compressor) as well as proposed, the self-supplying air jet vortex generators (powered with air from overpressure areas) are discussed. The tests were carried out in two wind tunnels of the Institute of Aviation. As part of this work the study of the influence of selected design parameters of conventional air jet vortex generators on the airfoil aerodynamic characteristics and the optimization of these parameters (due to the effectiveness of the generators) has been done.

Next, the experimental verification of the effectiveness of the proposed self-supplying air jet vortex generator was performed by comparing their effectiveness with conventional vortex generators. The visualization of vortices formed on the upper surface of the airfoil using both types of generators was a supplement to this experimental verification.

The penultimate chapter of this paper presents the concept of increasing the effectiveness of the proposed self-supplying air jet vortex generators by creating a dual coupled vortices.

In the last chapter the results of experimental tests of the application of self-supplying air vortex generators to control the dynamic stall on retreating helicopter rotor blade are presented.

SPIS TREŚCI

Cel pracy	6
1. Wykaz oznaczeń	7
2. Wprowadzenie	9
3. Przegląd stanu wiedzy	13
3.1. Sterowanie przepływem laminarnym	13
3.2. Sterowanie przepływem turbulentnym	18
3.3. Sterowanie przepływem przy użyciu strumieniowych generatorów wirów zasilanych powietrzem z zewnętrznego źródła	32
4. Koncepcja samozasilających się strumieniowych generatorów wirów	35
5. Technika eksperymentalnych badań segmentu profilu NACA 0012 ze strumieniowymi generatorami wirów	37
5.1. Tunel Małych Prędkości (T-1) 1.5m	37
5.2. Model profilu NACA 0012 badany w tunelu Małych Prędkości 1.5m	38
5.3. Technika wizualizacji opływu profilu NACA 0012 ze strumieniowymi generatorami wirów w tunelu Małych Prędkości 1.5m	40
5.4. Tunel Dużych Prędkości N-3	41
5.5. Model profilu NACA 0012 do badań w Tunelu Dużych Prędkości N-3	42
6. Ocena poprawności stosowanej techniki badawczej	43
7. Cel i zakres badań eksperymentalnych	47
8. Warunki badań	49
9. Wyniki eksperymentalnych badań wpływu parametrów konstrukcyjnych konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012	51
9.1. Wpływ prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne ..	51
9.2. Wpływ kąta przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dyszy strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne ..	58
9.3. Wpływ kąta pochylenia strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne ..	64
9.4. Wpływ pulsacyjnego wypływu strumieni powietrza z dyszy strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne ..	68
10. Eksperymentalne badania skuteczności działania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów	71
11. Badania wizualizacyjne strumieniowych generatorów wirów	79
12. Rozwój koncepcji samozasilających się strumieniowych generatorów wirów ..	85
13. Zastosowanie samozasilających się strumieniowych generatorów wirów do sterowania przeciągnięciem dynamicznym na łopacie odchodzącej wirnika śmigłowca	87
14. Wnioski	90
15. Bibliografia	93
Załącznik Z1 – Numeryczna symulacja opływu profilu NACA 0012 ze strumieniowymi generatorami wirów dla wytypowanych warunków przepływu	98

CEL PRACY

Sterowanie przepływem, czyli aktywne lub pasywne wpływianie na ten przepływ, w tym także w sposób nie klasyczny lecz bardziej zaawansowany, jest obecnie obiektem badań w wielu laboratoriach na świecie. Zainteresowanie tą techniką wynika w pierwszej kolejności z ogromnych potencjalnych możliwości ograniczenia kosztów eksploatacji obiektów latających wyposażonych w takie nowoczesne systemy sterowania.

Aktualność tematyki sterowania przepływem, oraz chęć zaprezentowania własnych pomysłów i rozwiązań w tej dziedzinie, w tym zwłaszcza koncepcji samozasilających się strumieniowych generatorów wirów, a następnie zweryfikowanie skuteczności ich działania poprzez prace eksperymentalne, stały się motywacją i zasadniczym celem badań dla autora niniejszej pracy. To dzieło, to efekt jego wieloletnich badań nad sterowaniem przepływem, a w szczególności sterowania przy użyciu strumieniowych generatorów wirów.

W pracy zaprezentowano stan wiedzy w dziedzinie sterowania przepływem, w tym też przy wykorzystaniu strumieniowych generatorów wirów oraz postawiono tezę, że istniejący stan wiedzy można rozszerzyć o nową skuteczną technikę sterowania. Tej nowej technice nadano nazwę samozasilające się strumieniowe generatory wirów (ang. self-supplying air jet vortex generators), patent RP nr 206221. Stawianą tezę można przedstawić następująco.

- Istnieje możliwość uproszczenia budowy dotychczas stosowanych strumieniowych generatorów wirów, która polegałaby na tym, że nie musiałyby one korzystać z zewnętrznego źródła zasilania powietrzem (np. ze sprężarki), lecz byłyby zasilane powietrzem z obszarów nadciśnienia występujących na opływającym obiekcie.
- Proponowane samozasilające się strumieniowe generatory wirów wytwarzają na tyle silne obszary zawirowań, że skuteczność ich działania jest niewiele niższa, niż w przypadku optymalnie dobranych konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów. Jednak podstawową zaletą proponowanego rozwiązania jest stosunkowo prosty sposób jego realizacji w praktyce.

Podstawowym celem niniejszej pracy było eksperymentalne potwierdzenie prawidłowości przyjętych założeń technicznych proponowanej nowej techniki sterowania, oraz udowodnienie stawianych tez dotyczących tego rozwiązania.

1. WYKAZ OZNACZEŃ

a	długość szczeliny wylotowej dyszy	[mm]
a_{∞}	prędkość dźwięku w przepływie niezakłóconym	[m/s]
b	szerokość szczeliny wylotowej dyszy	[mm]
C	ciężka profilu	[m]
C_p	współczynnik ciśnienia	
C_p^*	współczynnik ciśnienia krytycznego	
C_m	współczynnik momentu pochylającego (ang. C_M)	
C_x	współczynnik siły oporu (ang. C_D)	
C_z	współczynnik siły nośnej (ang. C_L)	
$C_{z_{max}}$	maksymalna wartość współczynnika siły nośnej (ang. $C_{L_{max}}$)	
d	rozpiętość modelu	[m]
d_d	średnica otworu dyszy	[m]
f	częstotliwość pracy zaworów elektromagnetycznych	[Hz]
f_k	częstotliwość oscylacji klapki	[Hz]
f_p	częstotliwość oscylacji profilu	[Hz]
l	długość charakterystyczna	[m]
M	liczba Macha przepływu niezakłóconego	
P_0	ciśnienie spiętrzenia	[kPa]
P_s	ciśnienie statyczne przepływu niezakłóconego	[kPa]
Q	ciśnienie dynamiczne	[kPa]
Q_m	wydatek masowy powietrza wypływającego z dysz	[kg/s]
Re	liczba Reynolds'a	
Re_{kr}	krytyczna liczba Reynolds'a	
S_j	pole przekroju dysz generatorów wirów	[m ²]
T_w	temperatura na opływanej powierzchni	[°K]
T_{∞}	temperatura przepływu niezakłóconego	[°K]
V	prędkość poruszającego się obiektu	[m/s]
V_j	prędkość wypływu powietrza z dysz generatorów wirów	[m/s]
VR	stosunek prędkości strumienia do prędkości przepływu niezakłóconego	
V_{∞}	prędkość przepływu niezakłóconego	[m/s]
W	współczynnik wypełnienia sygnału sterującego (stosunek czasu otwarcia zaworu do całkowitego czasu jego pracy)	
x	współrzędna punktu mierzona w kierunku przepływu	[m]
y	współrzędna punktu mierzona w kierunku prostopadłym do opływanej powierzchni	[m]
z_d	rozstaw dysz (mierzony wzdłuż rozpiętości modelu)	[m]
α	kąt natarcia profilu	[deg]
α_m	kąt pomiędzy ciężką profilu a osią tunelu	[deg]
α_s	kąt skosu strumienia w tunelu	[deg]
α_{kr}	krytyczny kąt natarcia profilu	[deg]
α_0	kąt natarcia profilu względem którego wykonywane są oscylacje profilu (średni kąt natarcia)	[deg]

β	kąt wychylenia klapki profilu	[deg]
β_0	kąt wychylenia klapki względem którego wykonywane są oscylacje klapki (średni kąt wychylenia klapki)	[deg]
ΔC_z	przyrost współczynnika siły nośnej	
ΔC_x	przyrost współczynnika siły oporu	
$\Delta \alpha$	zakres kątowny oscylacji profilu	[deg]
$\Delta \delta$	zakres kątowny oscylacji klapki	[deg]
Δt	upływ czasu	[s]
γ	lepkość kinematyczna	[m ² /s]
μ	lepkość dynamiczna	[kg/m*s]
φ	kąt przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu ..	[deg]
Φ	kąt pochylenia strumienia	[deg]
Ψ	kąt przekoszenia strumienia	[deg]

2. WPROWADZENIE

Wraz ze sformułowaniem na początku XX wieku teorii wprowadzającej do mechaniki płynów pojęcie warstwy przyściennej, tworzącej się na powierzchniach ciał opływanych płynami oraz pojęcia oderwania przepływu, podejmowane były działania mające na celu sterowanie tymi zjawiskami. Już w roku 1904, Prandtl prezentując swoją teorię warstwy przyściennej [1], opisał badania eksperymentalne mające na celu sterowanie oderwaniem tej warstwy. Badania wykonane zostały w tunelu aerodynamicznym na opływającym cylindrze, a sterowanie oderwaniem odbywało się poprzez odsysanie warstwy przyściennej. Idea tego rozwiązania polegała na odessaniu części przepływu około-powierzchniowego, charakteryzującego się niską prędkością, a więc i małą energią i zastąpienia go przepływem o wyższej energii. W efekcie tego odsysania przepływ przyklejał się ponownie do powierzchni cylindra, a zjawisko oderwania ulegało opóźnieniu [2]. Zastosowanie tego rozwiązania wiązało się jednak z koniecznością montażu układu zasysającego oraz wymagało dostarczenia dodatkowej energii. Opisana powyżej metoda stanowi przykład aktywnego sterowania przepływem.

Generalnie w literaturze opisującej różne metody sterowania przepływem, ze względu na sposób dostarczenia energii wymuszającej zmiany przepływu, wyróżnia się dwie podstawowe grupy metod tego sterowania, a mianowicie: wspomnianą już metodę sterowania aktywnego, oraz metody sterowania pasywnego.

Aktywne sterowanie przepływem (ang. Active Flow Control, AFC) można zdefiniować jako metodę oddziaływania na opływ ciała wymagającą dostarczenia z zewnątrz (czyli spoza przepływu) dodatkowej energii. To oddziaływanie może być realizowane na wiele sposobów (np. poprzez zasysanie płynów, wydmuchiwanie płynów, falę akustyczną, ogrzewanie, chłodzenie, wibrację struktury itp.). Metoda ta daje możliwość sterowania wielkością dostarczanej energii do przepływu poprzez regulację parametrów tego oddziaływania (np. prędkości, wydatku, częstotliwości, temperatury, itp.). Dzięki tej możliwości, aktywne sterowanie przepływem może być wykorzystywane nie tylko do podwyższenia osiągnięć obiektów latających, lecz również do ich sterowania. I tak przykładowo, sterowanie małymi bezzałogowymi obiektami latającymi przy użyciu generowanych wirów krawędziowych jest znacznie skuteczniejsze (m.in. ze względu na szybkość reakcji), w porównaniu do sterowania konwencjonalnego, czyli poprzez użycie sterów [3, 4].

Realizacja aktywnego sterowania przepływem może się odbywać w dwojaki sposób, a mianowicie [5]:

- poprzez zastosowanie stałego lub zmiennego oddziaływania na przepływ niezależnie od stanu tego przepływu. Wtedy mamy do czynienia z tzw. „**zdefiniowanym aktywnym sterowaniem przepływem**” (ang. predetermined active flow control),
- poprzez taki rodzaj sterowania, w którym to sterowanie jest ciągle modyfikowane w oparciu o pomiary stanu przepływu na zasadzie sprzężenia zwrotnego (ang. feedback control) lub sprzężenia do przodu (ang. feedforward control). Ten sposób realizacji sterowania zwany jest „**reakcyjnym aktywnym sterowaniem przepływem**” (ang. reactive active flow control). W przypadku sterowania przepływem ze sprzężeniem do przodu, parametr przepływu (np. ciśnienie lub prędkość) mierzony

jest przed urządzeniem sterującym, a następnie przetwarzany zgodnie z prawami mechaniki płynów i podawany jako sygnał wykonawczy do urządzenia sterującego. W przypadku sterowania przepływem ze sprzężeniem zwrotnym, parametr przepływu mierzony jest za urządzeniem sterującym, a następnie porównywany z wartością oczekiwaną. Różnica pomiędzy wartością zmierzoną a oczekiwaną jest bazą do określenia sygnału wykonawczego dla urządzenia sterującego.

Istnieje wiele praktycznych metod realizacji aktywnego sterowania przepływem różniących się sposobem oddziaływania na ten przepływ. Jednak w literaturze publikowanej w ostatnim czasie i poświęconej tym zagadnieniom dominuje zainteresowanie dwoma metodami aktywnego sterowania przepływem, a mianowicie: sterowania przepływem przy użyciu strumieniowych generatorów wirów (ang. Air Jet Vortex Generators, AJVGs), w tym też mikro generatorów, oraz metodą zwaną „synthetic jet”. Obie te metody zostały szerzej omówione w rozdziale 2.

W przeciwieństwie do sterowania aktywnego, **pasywne sterowanie przepływem** (ang. Passive Flow Control, PFC) nie wymaga dostarczenia dodatkowej energii z zewnątrz, a zmiany w opływie (np. wytwarzanie wirów) związane są z oddziaływaniem na przepływ elementów nieruchomo zamocowanych na powierzchni obiektów opływanych. Podstawową wadą tej metody jest brak możliwości bieżącego oddziaływania na przepływ. Prowadzi to do sytuacji, gdy w niektórych fazach lotu pasywne urządzenia mające sterować przepływem nie są wykorzystywane, i wtedy stanowią z reguły dodatkowe niepotrzebne źródło oporu. Z drugiej zaś strony, niewątpliwą zaletą pasywnego sterowania jest prostota jego wykonania. Zarówno sterowanie aktywne przepływem, jak i pasywne może być realizowane na wiele sposobów (np. poprzez nieruchome sloty, skrzydełkowe generatory wirów, strumieniowe samozasilające się generatory wirów, garby itp.).

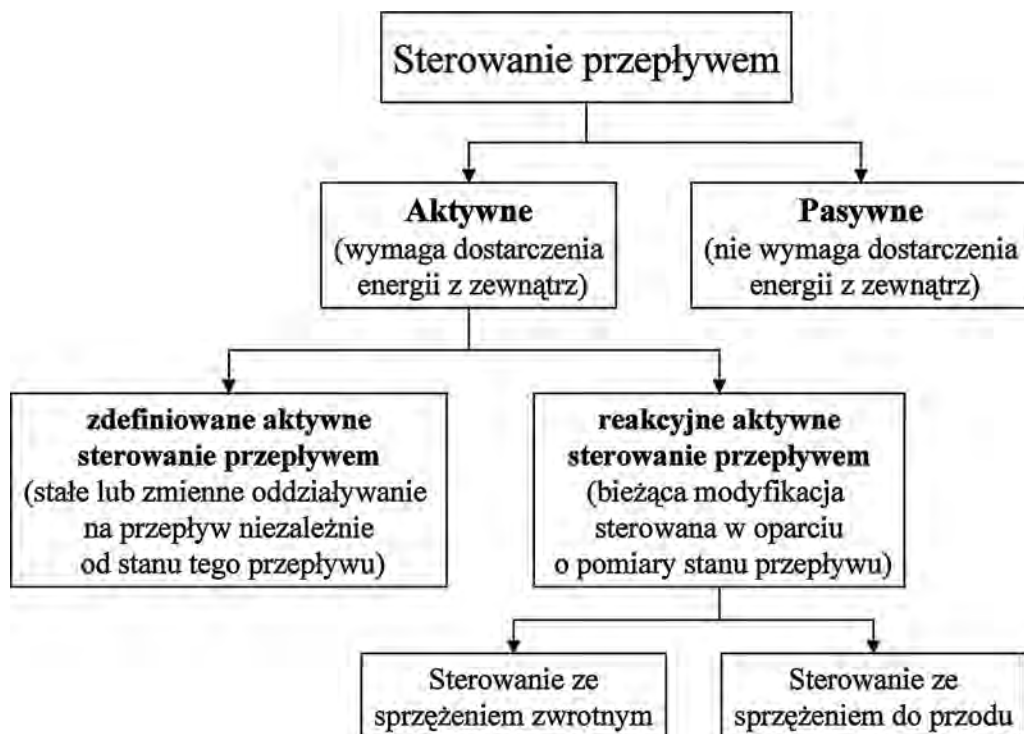
Sterowanie przepływem może być wykorzystywane w szeregu różnych celach, takich jak:

- redukcja lub wzrost oporu,
- wzrost lub zmniejszenie siły nośnej,
- podwyższenie wartości krytycznego kąta natarcia,
- ograniczenie hałasu związanego z przepływem,
- redukcja drgań obiektu,
- sterowanie ruchem obiektu.

Powyższe cele osiągnąć można z reguły poprzez:

- opóźnienie lub przyspieszenie przejścia laminarno-turbulentnego
- opóźnienie lub wymuszenie oderwania przepływu
- zmniejszenie lub zwiększenie poziomu turbulencji przepływu

Schemat blokowy przedstawiający podział metod sterowania przepływem, ze względu na sposób dostarczenia energii wymuszającej zmiany przepływu zaprezentowano na Wykr. 1.

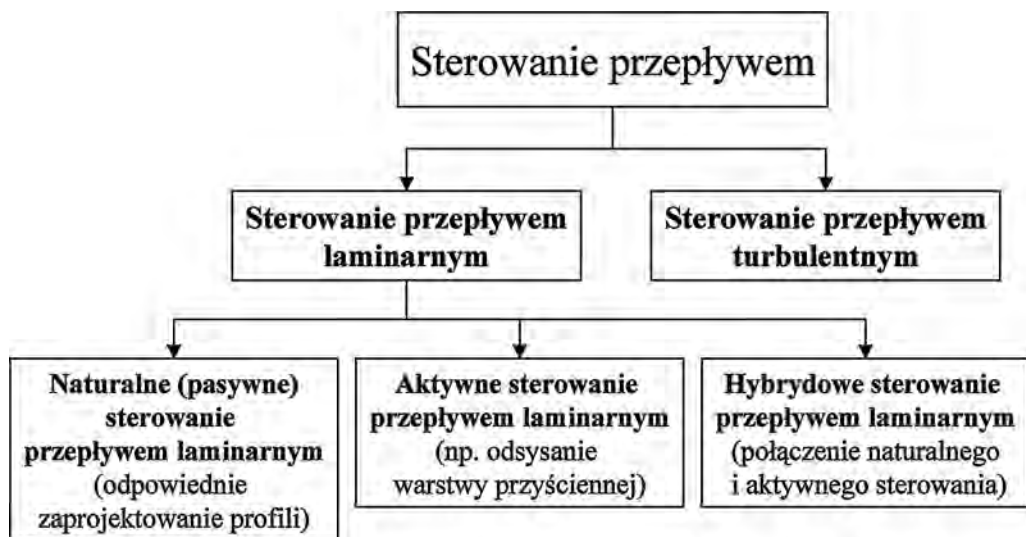


Wykr. 1. Schemat blokowy przedstawiający podział metod sterowania przepływem, ze względu na sposób dostarczenia energii wymuszającej zmiany przepływu

W literaturze naukowej opisującej zagadnienia sterowania przepływem dość często dokonywany jest inny od zaprezentowanego powyżej podział technik sterowania, który bierze pod uwagę charakter sterowanego przepływu, a mianowicie: **sterowanie przepływem laminarnym** (ang. Laminar Flow Control) oraz **sterowanie przepływem turbulentnym** (ang. Turbulent Flow Control). Oba rodzaje sterowania mogą być realizowane zarówno w sposób aktywny, jak i pasywny. Ten podział na sterowanie laminarne i turbulentne jest związany również ze stopniem trudności w technicznej realizacji tego procesu. Sterowanie rozwiniętym przepływem turbulentnym jest bowiem z reguły znacznie trudniejsze niż sterowanie przepływem laminarnym.

Schemat blokowy przedstawiający podział metod sterowania przepływem, ze względu na charakter sterowanego przepływu zaprezentowano na Wykr. 2.

Podsumowując powyższe wprowadzenie w zagadnienia sterowania przepływem można na podstawie dość bogatej literatury naukowej stwierdzić, że problematyka sterowania opływem obiektu, a przez to sterowania zmianą jego charakterystyk aerodynamicznych, jest jednym z ważniejszych celów poznawczych w obecnie prowadzonych pracach badawczych (zarówno numerycznych jak i eksperymentalnych).



Wykr. 2. Schemat blokowy przedstawiający podział metod sterowania przepływem, ze względu na charakter sterowanego przepływu.

Niniejsza praca obejmuje przegląd stanu wiedzy w zakresie sterowania przepływem, w tym sterowania przepływem przy wykorzystaniu strumieniowych generatorów wirów, a także prezentuje nową, oryginalną, stworzoną przez autora niniejszej pracy, koncepcję sterowania przepływem przy użyciu samozasilających się strumieniowych generatorów wirów. W następnych rozdziałach niniejszej pracy zaprezentowano wyniki eksperymentalnych badań obu tych typów strumieniowych generatorów wirów tj. dotychczas stosowanych „konwencjonalnych”, oraz proponowanych „**samozasilających się**” [6]. Badania te wykonano w tunelach aerodynamicznych małych i dużych prędkości Instytutu Lotnictwa na segmentach profilu NACA 0012. Pierwszym celem tych badań było dokonanie analizy wpływu wybranych parametrów konwencjonalnych strumieniowych generatorów takich, jak:

- kąt pochylenia i kąt przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dysz generatorów wirów,
- częstotliwość pulsacji tych strumieni,
- prędkość strumienia powietrza wypływającego z dysz,
- wielkość wydatku powietrza wypływającego z dysz,

na skuteczność ich działania. Miernikiem tej skuteczności jest przyrost wartości krytycznego kąta natarcia profilu α_{kr} oraz wzrost współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$ badanego profilu NACA 0012 wywołany efektem działania tych generatorów.

W następnych rozdziałach niniejszej pracy opisane zostały wyniki badań proponowanych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów. W pierwszej kolejności skuteczność działania tych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów przebadano eksperymentalnie w tunelu aerodynamicznym Małych Prędkości T-1 w zakresie $M = 0.05 \div 0.1$, na tym samym segmencie profilu NACA 0012, na którym badane były konwencjonalne strumieniowe generatory wirów. Następnie porównano ze sobą skuteczność działania obu typów generatorów wirów. Ponadto, w tunelu

aerodynamicznym T-1 dokonano wizualizacji struktur wirowych generowanych przez oba typy generatorów wykorzystując do tego celu metodę nitkową.

W następnej kolejności skuteczność działania zaproponowanych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów badana była eksperymentalnie w zakresie wyższych prędkości odpowiadających liczbom Macha $M = 0.2 \div 0.8$. Badania te zrealizowano w Tunelu Dużych Prędkości N-3.

W przedostatnim rozdziale niniejszej pracy, przedstawiono koncepcję podwyższenia skuteczności działania zaproponowanych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów, poprzez wytworzenie podwójnych sprzężonych ze sobą wirów.

Ostatni rozdział pracy zawiera wyniki eksperymentalnych badań zastosowania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów do sterowania przeciągnięciem dynamicznym na łopacie odchodzącej wirnika śmigłowca.

W Załączniku zaprezentowano numeryczną symulację opływu profilu NACA 0012 wyposażonego w strumieniowe generatory wirów dla wytypowanych warunków przepływu. Ponadto, porównano wyniki badań uzyskane z eksperymentu z obliczeniami numerycznymi.

3. PRZEGLĄD STANU WIEDZY

Przeгляdu stanu wiedzy w obszarze sterowania przepływem dokonano w oparciu o kryterium podziału metod sterowania, które bierze pod uwagę charakter sterowanego przepływu tj. sterowanie przepływem laminarnym lub turbulentnym. Następnie zaprezentowano stan wiedzy w obszarze jednej z wybranych metod sterowania, a mianowicie sterowania przepływem przy użyciu strumieniowych generatorów wirów. Ta metoda sterowania przepływem jest szczególnym obiektem zainteresowania autora pracy.

3.1 Sterowanie przepływem laminarnym

Zainteresowanie techniką sterowania przepływem związane jest przede wszystkim z możliwością zmniejszenia oporu aerodynamicznego samolotów oraz innych obiektów latających, a tym samym ograniczeniem zużycia paliwa i poprawą ich osiągnięć. Jak wiadomo, znaczącą część oporu całkowitego obiektu latającego stanowi opór tarcia, który z kolei zależy od charakteru warstwy przyściennej na opływanych powierzchniach. Siły tarcia występujące pomiędzy opływającą powierzchnią a przepływem z laminarną warstwą przyścienną są istotnie mniejsze, niż pomiędzy opływającą powierzchnią a przepływem z turbulentną warstwą przyścienną [7]. Tak więc pomijając efekty oderwania przepływu, ciała wokół których dominuje opływ z laminarną warstwą przyścienną charakteryzują się mniejszym oporem, niż ciała wokół których dominuje opływ z turbulentną warstwą przyścienną. Z tych też powodów, sterowanie przepływem laminarnym polega przede wszystkim na takim oddziaływaniu na opływ obiektu, aby przesunąć strefę przejścia warstwy laminarnej w turbulentną w kierunku krawędzi spływu. Tak jak już wspomniano wcześniej, można zdefiniować dwie podstawowe grupy metod mające na celu opóźnienie przejścia laminarno-turbulentnego, a mianowicie: metodę pasywną oraz aktywną.

W metodzie pasywnej poprzez odpowiednie zaprojektowanie profili można uzyskać

laminarny przepływ na przednich częściach powierzchni nośnych samolotu lub innych jego częściach (skrzydła, usterzenia). Chodzi o takie ukształtowanie powierzchni tych profili, aby w przepływie poruszającym się w kierunku od krawędzi natarcia do krawędzi spływu, zachować na możliwie jak największym obszarze ujemny gradient ciśnienia. Uzyskany tym sposobem laminarny przepływ nosi w literaturze [8] nazwę **naturalnego laminarnego przepływu** (ang. Natural Laminar Flow, NLF).

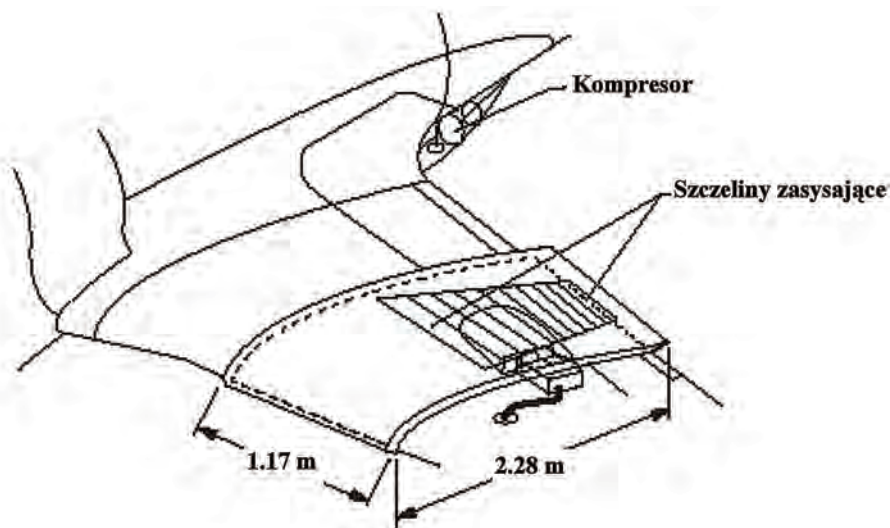
Aktywne techniki mające na celu opóźnienie przejścia laminarno-turbulentnego, polegają na oddziaływaniu czynnika zewnętrznego na opływ i wymagają dostarczenia dodatkowej energii spoza przepływu. Te techniki noszą w literaturze nazwę **aktywnego sterowania przepływem laminarnym** (ang. Active Laminar Flow Control, ALFC). Podstawową metodą, która jest stosowana przy aktywnym sterowaniu przepływem z laminarną warstwą przyścienną, polega na częściowym odsysaniu tej warstwy z opływanych powierzchni, poprzez różnego kształtu szczeliny i otwory lub też przez porowate materiały. Kombinacja technik aktywnego sterowania przepływem oraz naturalnego sterowania przepływem laminarnym nosi nazwę **hybrydowego sterowania przepływem laminarnym** (ang. Hybrid Laminar Flow Control, HLFC).

Pierwsze eksperymentalne próby praktycznego wykorzystania sterowania przepływem laminarnym rozpoczęły się pod koniec lat 30-tych i na początku lat 40-tych ubiegłego wieku. Takie prace prowadzono między innymi w tunelu aerodynamicznym w Langley Memorial Aeronautical Laboratory (NACA). Badano tam wpływ zasysania powietrza, poprzez sloty wykonane w opływanych powierzchniach, na przejście laminarno-turbulentne [9, 10, 11]. Przeprowadzone testy pozwoliły na sformułowanie pierwszych kryteriów aerodynamicznych związanych z projektowaniem szczelin zasysających powietrze. Uzyskane w warunkach tunelowych wyniki badań, podczas których utrzymano laminarny przepływ aż do liczb Reynolds'a $Re = 7 \cdot 10^6$, zweryfikowane zostały następnie podczas pierwszych badań w locie w roku 1941. W badaniach tych na skrzydłach samolotu B-18 zainstalowano (w obszarze pomiędzy 20% a 40% cięciwy skrzydła) 17 szczelin odsysających.

Prowadzone w czasie II wojny światowej przez niemieckich uczonych Tollmien'a i Schlichting'a, studia teoretyczne nad stabilnością warstwy laminarnej w warunkach występowania małych dwuwymiarowych zakłóceń, z równoczesnym ciągłym zasysaniem powietrza przez szczelinę wykazały, że można uzyskać stabilność tej warstwy przyściennej przy stosunkowo niewielkiej ilości zasysanego powietrza. Wyniki prac teoretycznych niemieckich uczonych zostały potwierdzone eksperymentalnie w tunelu aerodynamicznym LaRC (NACA) w roku 1946. Podczas tych badań nad odsysaniem powietrza z porowatej powierzchni wykonanej z brązu, uzyskano na całym modelu stabilną warstwę przyścienną, aż do liczb Reynolds'a $Re = 24 \cdot 10^6$. Przeprowadzone badania tunelowe potwierdziły teoretycznie wskazania, że przy ciągłym odsysaniu powietrza przez szczeliny pełny stabilny laminarny przepływ (w warunkach poddźwiękowych) nie jest limitowany przez wzrost liczby Reynolds'a [12]. O ile taki stabilny laminarny przepływ udaje się uzyskać w warunkach występowania małych dwuwymiarowych zakłóceń, to w przypadku zakłóceń trójwymiarowych, pochodzących na przykład od nieregularności szczelin odsysających lub chropowatości powierzchni, stabilność laminarnej warstwy przyściennej ulga ograniczeniu. Przeprowadzone badania

wykazały ponadto, że skos krawędzi natarcia skrzydła (w przybliżeniu powyżej 18°) przyspiesza przejście laminarno-turbulentne, co jest spowodowane występowaniem zakłóceń generowanych przez przepływ boczny (ang. cross flow disturbance) [13].

W latach 50-tych firma Northrop przeprowadziła badania w locie na samolocie F-94 instalując na powierzchni jego skrzydeł szczeliny odsysające powietrze (rys. 1). Dzięki gładkiej powierzchni skrzydeł oraz systemowi sterowania laminarną warstwą przyścienną (poprzez jej odsysanie) udało się uzyskać laminarność warstwy przyściennej wzdłuż całej cięciwy skrzydła, aż do liczb Reynolds'a powyżej $Re = 30 \cdot 10^6$ [14].



Rys. 1. Aktywne sterowanie laminarną warstwą przyścienną w locie na samolocie F-94[8]

Mimo tych niewątpliwych sukcesów osiągniętych w dziedzinie sterowaniu laminarną warstwą przyścienną, wszystkie prowadzone w tym czasie doświadczenia eksperymentalne, w tym zwłaszcza badania w locie uświadomiły, że utrzymanie stabilnej laminarnej warstwy przyściennej na rozległym obszarze skrzydła samolotu wymaga zachowania bardzo dużej gładkości jej powierzchni [15]. W praktyce ten warunek jest bardzo trudny do osiągnięcia. Problem nie dotyczy bowiem tylko wysokiej jakości wykonania powierzchni nośnych samolotu, czy też starannego jej utrzymania, lecz związany jest też ze zjawiskiem osadzania się na tych powierzchniach drobnych kryształków lodu, które w istotny sposób przyspieszają przejście laminarno-turbulentne. Podobny efekt występuje również w przypadku zanieczyszczenia krawędzi natarcia w skutek zderzenia z owadami. Z tych też powodów, różnego rodzaju systemy odladzające krawędź natarcia skrzydła lub też systemy oczyszczające tę powierzchnię można zliczyć do systemów sterowania przepływem. Ich użycie w bezpośredni sposób wpływa bowiem na położenie strefy przejścia laminarno-turbulentnego, a ponadto poprawia kształt profilu. Przykładem praktycznego zastosowania takich urządzeń jest samolot „Jet Star”, na którym zainstalowano w obszarze krawędzi natarcia sloty odsysające, które mogły być równocześnie użyte do wyrzucania płynu przeciwoblodzeniowego i czyszczenia tej części powierzchni skrzydła.

Rozwój technologii materiałowej oraz technik obróbczych, w tym techniki laserowej, pozwolił na zastąpienie szczelin odsysających przez poszycie perforowane małymi otworkami, znajdującymi się z reguły w pobliżu krawędzi natarcia [16]. Ponadto, zrezygnowano z odsysania warstwy przyściennej z obu powierzchni skrzydła koncentrując się jedynie na powierzchni górnej, gdzie siła tarcia (ze względu na większą prędkość przepływu) jest większa.

W przypadku wspólnie projektowanych małych samolotów, charakteryzujących się niedużym skosem krawędzi natarcia, laminarny przepływ utrzymywany jest na powierzchniach nośnych poprzez odpowiednie zaprojektowanie ich profili (czyli poprzez naturalne laminarne sterowanie przepływem). Natomiast w przypadku większych samolotów, których eksploatacja odbywa się w obszarze wyższych liczb Reynolds'a, i które z reguły charakteryzują się większym skosem krawędzi natarcia skrzydła i usterzeń, stosuje się hybrydowy system sterowania przepływem laminarnym, łączący odpowiedni kształt profili z odsysaniem warstwy przyściennej w pobliżu krawędzi natarcia.

Z pośród prac prowadzonych w ostatnich latach nad zastosowaniem hybrydowego sterowania przepływem z odsysaniem warstwy przyściennej na uwagę zasługują kompleksowe badania prowadzone przez firmę Airbus Industrie [17, 18]. Badania te obejmowały zarówno teoretyczne rozważania i numeryczne obliczenia, jak ich eksperymentalną weryfikację w tunelu aerodynamicznym oraz w locie (na samolocie Airbus 320). Warto również zaznaczyć, że oprócz wspomnianego odsysania przepływu, na krawędziach natarcia skrzydeł i usterzenia pionowego samolotu Airbus 320, tuż przy kadłubie ukształtowano garb (tzw. Guster bump). Zadaniem tego garbu było ograniczenie wpływu turbulენტnej warstwy przyściennej tworzącej się na kadłubie na warstwę laminarną na powierzchniach nośnych samolotu (w pobliżu ich krawędzi natarcia). Przeprowadzone badania pokazały, że poprzez zastosowanie hybrydowego sterowania przepływem można w znaczący sposób opóźnić przejście laminarno-turbulentne na powierzchniach nośnych samolotu, zmniejszając w ten sposób ich opór (o około 10%), a więc i zużycie paliwa.

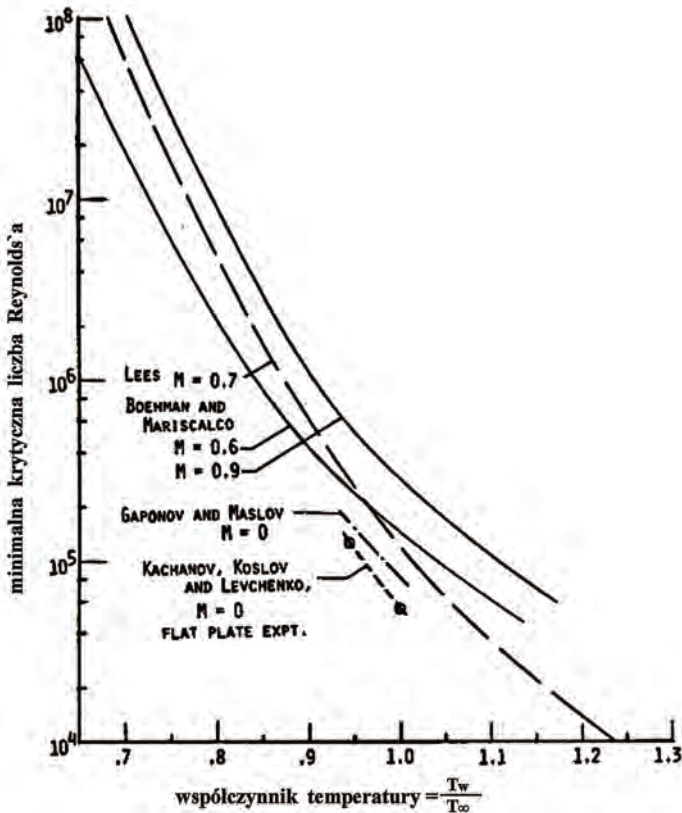
Poważnym wyzwaniem dla naukowców było zastosowanie techniki sterowania warstwą laminarną na skrzydłach samolotów poruszających się z prędkościami nadźwiękowymi. Te trudności wynikały z dość dużych skosów ich krawędzi natarcia. Prowadzone badania wykazały, że w tym wypadku najlepsze efekty przynosi również technika hybrydowego sterowania przepływem laminarnym.

W przypadku profili stosowanych na skrzydłach szybowców lub małych samolotów bezpilotowych, gdzie mamy do czynienia z małymi lub średnimi wartościami liczb Reynolds'a ($Re = 0.2 \div 2 \cdot 10^6$), poszukuje się często innego rozwiązania polegającego na bezpośrednim oddziaływaniu na przejście laminarno-turbulentne. Przy tych wartościach liczb Reynolds'a przejście laminarno-turbulentne bardzo często ma formę laminarnego pęcherza oderwania. Oderwany przepływ laminarny wewnątrz pęcherza przechodzi w przepływ turbulentny, a następnie przykleja się ponownie do powierzchni profilu. Badania doświadczalne pokazały, że taki pęcherz oderwania jest wrażliwy na zewnętrzne oddziaływanie (np. na falę akustyczną lub wibracje powierzchni) [19, 20, 21]. Kiedy częstotliwość zewnętrznego wzbudzenia jest w rezonansie z częstotliwością

przepływu w pęcherzu, wtedy efektem tego oddziaływania jest istotne zmniejszenie wielkości tego pęcherza, a tym samym grubości tworzącej się warstwy turbulentnej. Poprzez takie aktywne sterowanie przepływem można w istotny sposób zmniejszyć opór profilu (nawet do 40%).

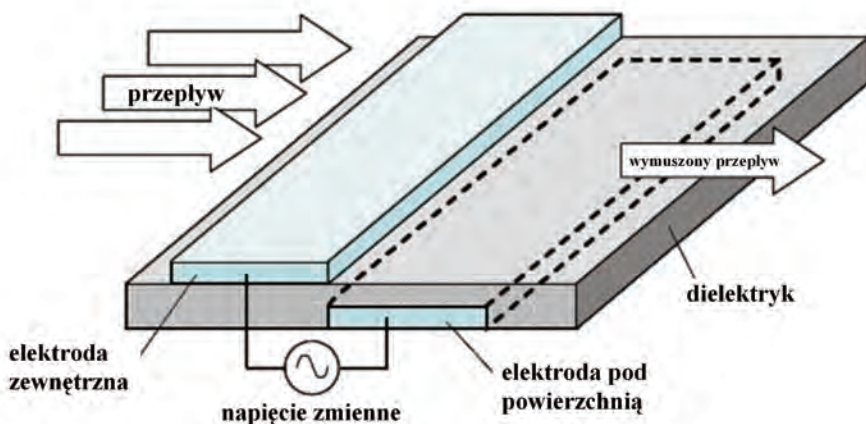
Inny sposób oddziaływania na laminarno-turbulentne przejście występujące w zakresie małych liczb Reynolds'a, polega na tworzeniu mikrozakłóceń w przepływie laminarnym. Te mikrozakłócenia na tyle modyfikują strukturę przepływu, że przepływ pozostając laminarny staje się bardziej odporny na oderwanie. Mikrozakłócenia mogą być generowane albo przez chropowatość powierzchni lub też przez mikrogeneratory wirów umieszczone w warstwie przyściennej w pobliżu krawędzi natarcia [22]. Efektem takiego oddziaływania na przejście laminarno-turbulentne jest zmniejszenie oporu opływanych powierzchni.

Na warstwę przyścienną można również oddziaływać poprzez ogrzewanie lub chłodzenie opływanej powierzchni. Prowadzone od połowy ubiegłego wieku badania tego zagadnienia [23, 24] wykazały, że obniżenie temperatury powoduje zmniejszenie lepkości gazów (a więc równocześnie wzrost krytycznej liczby Reynolds'a, rys. 2). W efekcie ochładzania opływanej powierzchni gradient prędkości w warstwie przyściennej rośnie, a profil prędkości staje się bardziej wypełniony, czyli warstwa przyścienna staje się mniej podatna na oderwanie.



Rys. 2. Wpływ temperatury na wartość minimalnej krytycznej liczby Reynolds'a [25]

W ostatnim okresie obiektem zainteresowania badaczy jest użycie plazmowych wzbudników do sterowania przepływem, a także do sterowania lotem samolotu [26, 27]. Wzbudniki plazmowe składają się z dwóch elektrod, wykonanych w formie cienkich płytek lub folii oddzielonych materiałem dielektrycznym (np. teflonem lub kaptonem) i przesuniętych względem siebie w kierunku przepływu. Obie elektrody umieszczone są w pobliżu krawędzi natarcia profilu, przy czym przednia elektroda znajduje się na jej powierzchni, a tylna tuż pod powierzchnią profilu (Rys. 3). Po przyłożeniu wysokiego napięcia (rzędu $10 \div 20$ kV) na powierzchni profilu za przednią elektrodą tworzy się obszar zjonizowanego gazu (plazma). W efekcie asymetrycznej konfiguracji elektrod jony przyspieszają w kierunku przepływu, zmieniając rozkład prędkości w laminarnej warstwie przyściennej. Doenergetyzowana warstwa przyścienna jest bardziej odporna na oderwanie, skutkiem czego punkt przejścia laminarno-turbulentnego przesuwają się w kierunku krawędzi spływu. Jak wykazały badania, użycie pulsujących plazmowych wzbudników jest szczególnie korzystne w obszarze niskich liczb Reynoldsa ($Re < 1 \cdot 10^5$), gdzie można uzyskać znaczący (tj. kilkudziesięciu procentowy) wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$ [28].



Rys. 3. Sterowanie przepływem przy użyciu plazmowych wzbudników [29]

3.2 Sterowanie przepływem turbulentnym

Sterowanie przepływem turbulentnym polega na odpowiednim oddziaływaniu na turbulentną warstwę przyścienną, dzięki któremu zostaje ona w takim stopniu doenergetyzowana, że przepływ staje się odporniejszy na oderwanie. Ze względu na skomplikowaną strukturę turbulentnej warstwy przyściennej sterowanie przepływem turbulentnym jest pod względem technicznym z reguły znacznie trudniejsze, niż sterowanie przepływem laminarnym. Do sterowania przepływem turbulentnym można zastosować niektóre z klasycznych metod sterowania przepływem omawianych w poprzednim rozdziale, jak na przykład sterowanie przy użyciu odsysania warstwy przyściennej. Jednak w przypadku warstwy turbulentnej zadawalająca skuteczność tego

sterowania uzyskuje się ponosząc znacznie wyższe koszty energetyczne, niż w przypadku sterowania warstwą laminarną. Dlatego efektywność takiego sposobu sterowania jest stosunkowo niska, a możliwość jego praktycznego zastosowania staje się mocno problematyczna. Z tego też powodu podstawowym celem obecnie prowadzonych badań nad sterowaniem przepływem turbulentnym jest opracowanie takich technik, które wymagałyby niezbyt dużego wydatku energetycznego.

W sterowaniu turbulentną warstwą przyścienną można wyróżnić dwa podstawowe sposoby realizacji tego procesu, polegające na:

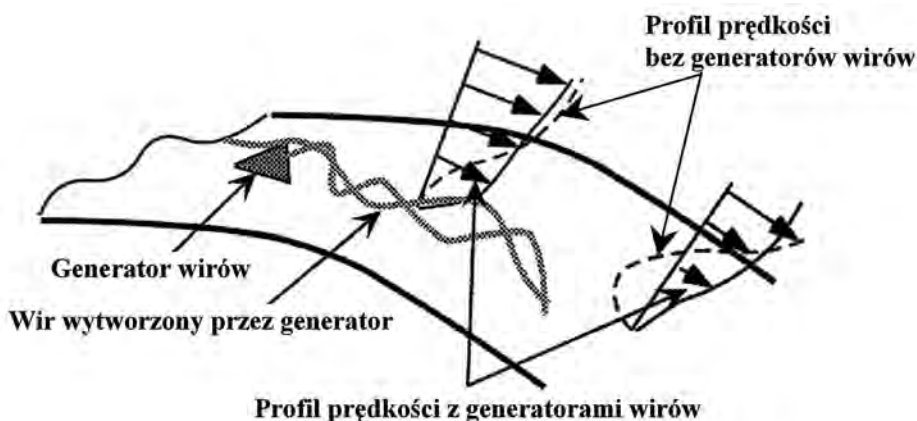
- oddziaływaniu całościowym na warstwę przyścienną przepływu celem zmiany jej struktury np. poprzez wywołanie dodatkowych zaburzeń w tej warstwie lub całym opływie. Ten proces sterowania może odbywać się zarówno metodą aktywną jak i pasywną. Źródła literaturowe wskazują, że spośród wielu różnych metod sterowania turbulentną warstwą przyścienną najbardziej rozpowszechnione jest użycie różnego rodzaju generatorów wirów, w tym także generatorów strumieniowych, będących szczególnym obiektem zainteresowania autora niniejszej pracy (opis stanu wiedzy z tej dziedziny znajduje się w rozdziale 3.3). W ostatnim czasie dużym zainteresowaniem cieszy się także metoda sterowania przepływem zwana „synthetic jet”.
- oddziaływaniu selektywnym na poszczególne struktury koherentne tego przepływu metodą reakcyjną. Taki sposób realizacji sterowania polega na bieżącej identyfikacji stanu warstwy przyściennej i odpowiednim wytłumieniu turbulencji. Praktyczna realizacja takiego oddziaływania selektywnego jest dużo trudniejsza pod względem technicznym, niż w przypadku oddziaływania całościowego, ale za to dużo efektywniejsza pod względem wydatkowanej energii. Ponadto, co jest bardzo istotne, zastosowanie oddziaływania selektywnego nie generuje strat w oporze.

Najczęściej stosowaną w praktyce metodą oddziaływaniu całościowego na turbulentną warstwę przyścienną przepływu jest metoda generowania wirów przez tradycyjne skrzydełkowe generatory wirów (ang. vane vortex generators). Generatory te w postaci cienkich płaskich płytek, o różnych obrysach i wysokości przewyższającej nieco grubość warstwy przyściennej, oraz ustawionych prostopadle do opływanych powierzchni, pojawiły się na skrzydłach samolotu już około 50 lat temu [30]. Podstawowym zadaniem tych generatorów jest zapobieżenie lub opóźnienie oderwania przepływu na powierzchniach skrzydeł zwłaszcza w obszarze urządzeń sterujących lotem, takich jak lotki czy stery. Ponadto, tego typu generatory wirów wykorzystywane są także do innych celów, takich jak:

- podwyższenie granicy buffetingu skrzydła,
- zmniejszenia prędkości minimalnej samolotu w fazie startu i lądowania,
- zmniejszenia wpływu oddziaływania podskrzydłowych gondol silnikowych na opływ skrzydła przy dużych kątach natarcia,
- zmniejszenie zaburzeń ciśnienia na wlotach do silników.

Sterowanie przepływem przy użyciu skrzydełkowych generatorów wirów jest sterowaniem pasywnym i polega na wytworzeniu stałego zawirowania na powierzchni opływającego obiektu, dzięki czemu do warstwy przyściennej dostarczana jest dodatkowa energia z przepływu zewnętrznego. Przyrost energii w warstwie

przyściennej objawia się wzrostem prędkości przepływu (Rys. 4), przez co zredukowany zostaje efekt przeciwnego gradientu ciśnienia i tarcia powierzchniowego. Zasilona energetycznie warstwa przyścienna staje się bardziej odporna na oderwanie, a jej grubość ulega zmniejszeniu, w porównaniu do warstwy przyściennej nie będącej w obszarze oddziaływania wirów. Przesunięcie strefy oderwania przepływu w kierunku krawędzi spływu skutkuje zmniejszeniem oporu. Tak więc, stosując skrzydełkowe generatory wirów mamy równocześnie do czynienia z dwoma przeciwstawnymi efektami, a mianowicie: ze wzrostem oporu związanym z oporem samych generatorów, oraz wspomnianym zmniejszeniem oporu wywołanym przesunięciem strefy oderwania przepływu. Uzyskanie pozytywnego efektu zmniejszenia oporu całkowitego obiektu wymaga starannego zaprojektowania generatorów wirów i odpowiedniego ich umieszczenia na opływanych powierzchniach.



Rys. 4. Zmiana profilu prędkości w warstwie przyściennej wywołana oddziaływaniem wiru [31]

Tradycyjne skrzydełkowe generatory wirów są obecnie szeroko stosowane na wielu samolotach zarówno cywilnych (np. Boeing, Cessna), jak i wojskowych (np. Harrier, B1-B Lancer). Generatory te mocowane są przeważnie sekwencyjnie, w jednej linii wzdłuż rozpiętości skrzydła lub usterzenia, w równej odległości od siebie. Ze względu na sposób ich wzajemnego usytuowania, a tym samym wzajemnego usytuowania generowanych przez nie wirów, wyróżnia się dwa podstawowe typy generatorów skrzydełkowych, a mianowicie: generatory wytwarzające wiry współrotacyjne (tj. wirujące w tym samym kierunku, rys. 5) oraz kontrrotacyjne (tj. pary wirów wirujące w przeciwnych kierunkach, rys. 6).



Rys. 5. Współrotacyjne skrzydełkowe generatory wirów umieszczone na skrzydle samolotu Harrier (fot. A. Dziubiński)



Rys. 6. Kontrrotacyjne skrzydełkowe generatory wirów umieszczone na skrzydle samolotu Cessna [32]

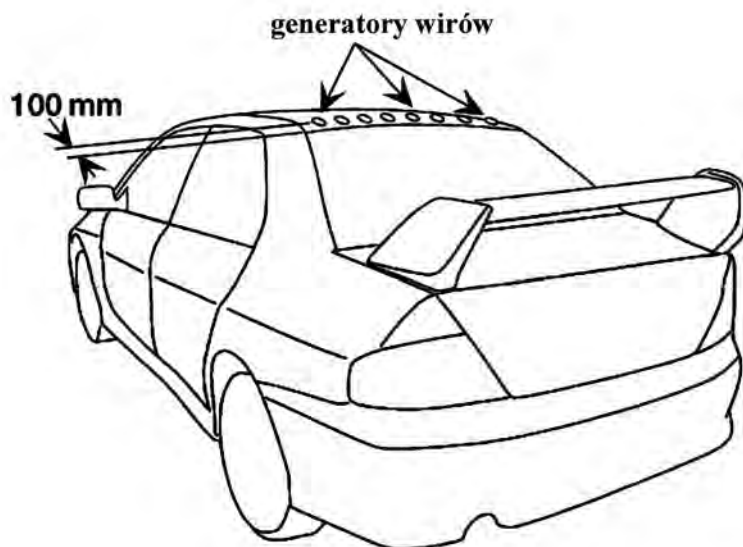
Zasadniczą wadą skrzydełkowych generatorów wirów jest brak możliwości sterowania tymi generatorami, jak również pewien wzrost oporu związany z ich obecnością.

Oprócz tradycyjnych skrzydełkowych generatorów wirów współczesne samoloty bojowe wyposażone są z reguły w tzw. pasma (ang. „strakes”), czyli dodatkowe powierzchnie nośne o dużym skosie krawędzi natarcia. Pasma przylegają bezpośrednio do kadłuba samolotu i przy wyższych kątach natarcia wytwarzają stabilne wiry na górnej powierzchni skrzydła, rys. 7. Podobnie jak to ma miejsce w przypadku skrzydełkowych generatorów wirów, wytworzone przez pasma wiry (w tym przypadku o dużo większych rozmiarach) doenergetyzowują warstwę przyścienną opóźniając oderwanie przepływu. Opóźnienie oderwania przepływu powoduje wzrost siły nośnej, oraz podwyższenie manewrowości samolotu [33].

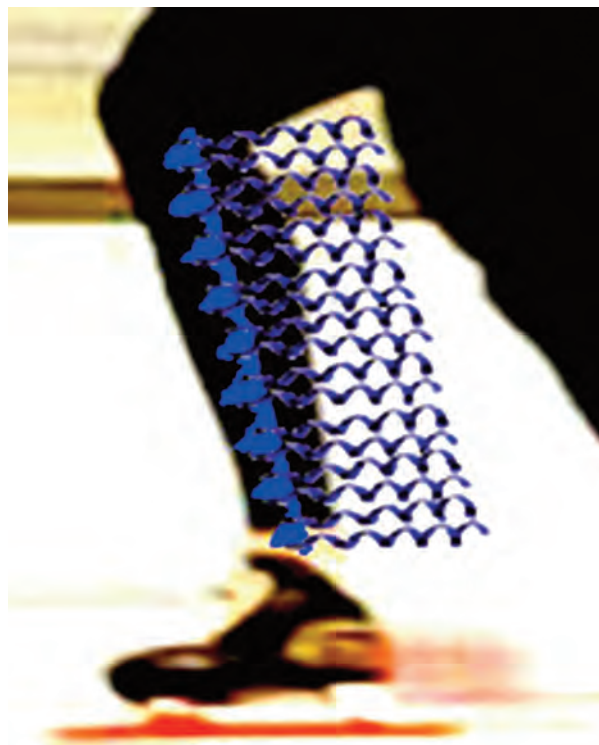


Rys. 7. Wiry tworzące się na pasmach samolotu FA-18 na dużych kątach natarcia [34]

Zastosowanie generatorów wirów nie ogranicza się tylko do obiektów latających, lecz może być również stosowane do sterowania przepływem na innych poruszających się obiektach. Ciekawymi przykładami z tej dziedziny może być zastosowanie generatorów wirów na samochodach (Rys. 8) [31] lub też w niektórych dyscyplinach sportowych, rys. 9 ÷ 11.



Rys. 8. Zastosowanie generatorów wirów na dachu samochodu osobowego [31]



Rys. 9. Symulacja mikro generatorów wirów na kombinezonie panczenisty [35]



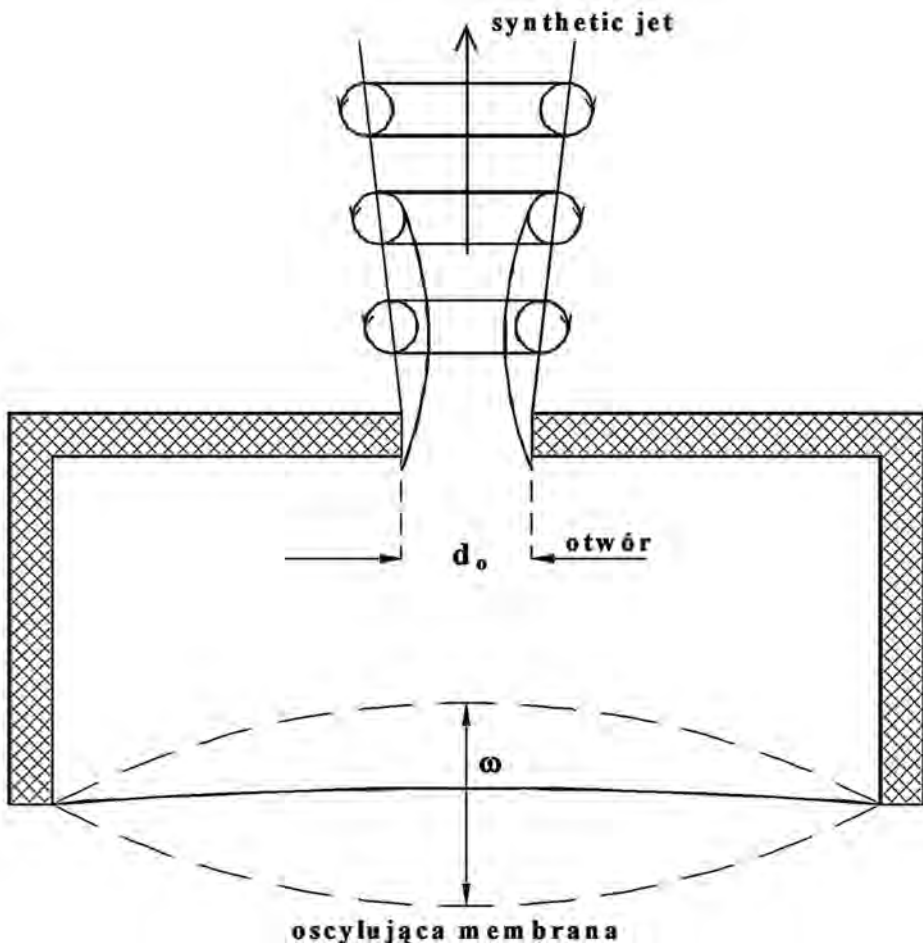
Rys. 10. Kask z wgłębieniami i generatorami wirów [36]



Rys. 11. Wizualizacja dymowa narciarza z generatorami wirów umieszczonymi na kasku [35]

Tak jak już wspomniano wcześniej, inną ostatnio dość intensywnie badaną techniką oddziaływania całościowego na warstwę przyścienną jest tak zwana metoda „synthetic jet” [37]. Polega ona na wytworzeniu pulsującego strumienia powietrza, zasysanego i wydychanego z otworów lub szczelin wykonanych w opływanej powierzchni. Ten pulsujący strumień wytwarzany jest przez oscylującą membranę (lub zespół membran) zamykającą przestrzeń znajdującą się tuż pod opływającą powierzchnią, rys. 12. Membrana z reguły wprawiana jest w ruch przez wzbudnik piezoelektryczny o regulowanej częstotliwości wzbudzeń. Wydychany periodycznie

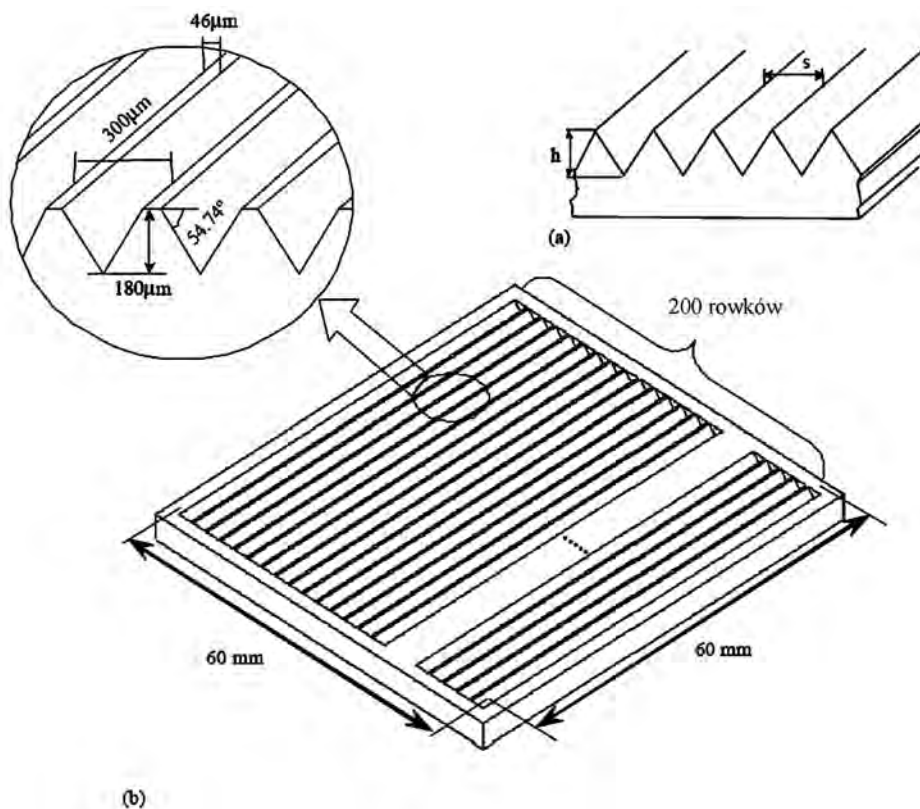
strumień powietrza wytwarza pierścienie wirów (w przypadku otworów) lub pary wirów (w przypadku szczelin). Dla małych amplitud oscylacji membrany, pary wirów tworzące się przy wydmuchu są w cyklu ssania z powrotem zasysane do wnętrza opływającego obiektu. W tym przypadku wytworzone zakłócenie ogranicza się tylko do bezpośredniego sąsiedztwa otworu nie powodując istotnych zmian w przepływie. Natomiast przy wyższych amplitudach oscylacji membrany, tworzące się wiry mają dostateczną energię aby opuścić otwór wylotowy, „uciekając” przed cyklem zasysania. W rezultacie wytwarza się seria cyklicznych wirów, które interferując z przepływem wytwarzają pasmo wirów „przyklejonych” do opływanej powierzchni. Doenergetyzowana warstwa przyścienna staje się wtedy odporniejsza na oderwanie, co skutkuje zmniejszeniem oporu opływającego obiektu.



Rys. 12. Schemat działania wzbudnika „synthetic jet” [38]

Innym sposobem oddziaływania na warstwę przyścienną turbulentną jest wprowadzenie zaburzeń małej skali (z reguły w postaci mikrostruktur wirowych), które porządkują często bardzo chaotyczny przepływ w tej warstwie czyniąc go bardziej

odpornym na oderwanie. Przykładem takiego oddziaływania jest zastosowanie sztucznej szorstkości w postaci równoległych mikrożeberek (zwanych ang. micro-riblets), usytuowanych w kierunku prostym do przepływu. Już w 1983 Walsh [38] odkrył, że podłużne rowki umieszczone na opływanej powierzchni redukują opór tarcia. Efekt ten związany jest ze zmniejszeniem grubości odpowiadającej stracie pędu w warstwie przyściennej (ang. momentum thickness), oraz z redukcją fluktuacji wywołanych turbulencją. Efektywność działania mikro rowków uzależniona jest głównie od ich konfiguracji, a więc wysokości (h), rozstawu (s) i kształtu. Generalnie literatura określa efektywność działania mikrożeberek, mierzona zmniejszeniem oporu tarcia na $\Delta C_x/C_x = 1-2\%$. Na rys. 13 przedstawiono przykład zastosowanej warstwy chropowatości z mikrożeberekami.

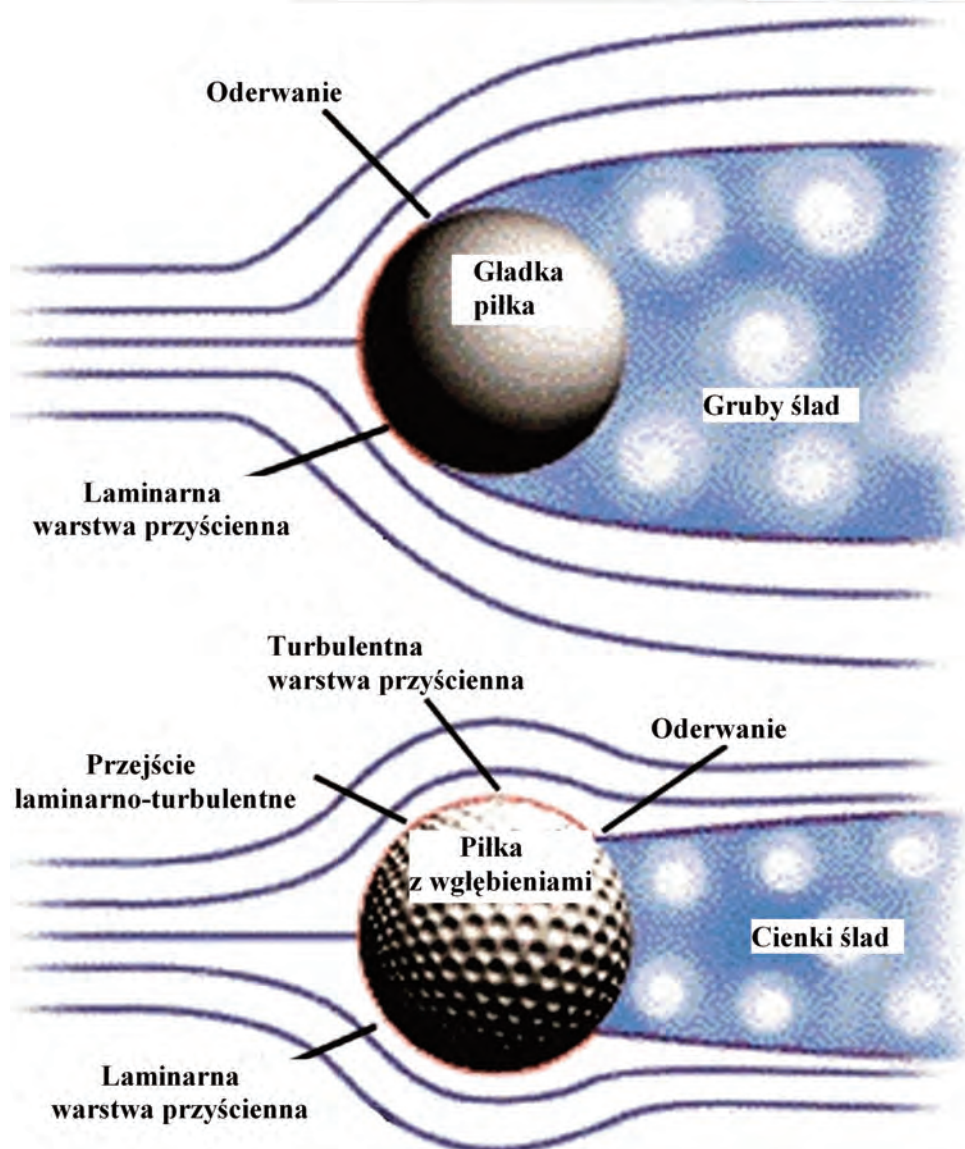


Rys. 13. Przykładowa warstwa chropowatości z mikrożeberekami (tzw. micro-riblets) [40]

Ciekawym przykładem praktycznego zastosowania małych zaburzeń do zmniejszenia oporu poruszającego się obiektu, są małe wklęsnięcia wykonane na powierzchni piłki golfowej. Te małe wklęsnięcia generują dużą liczbę małych wirów, które stabilizują przepływ i opóźniają oderwanie warstwy przyściennej, rys. 14, 15 [40]. W rezultacie opór piłki golfowej z wgłębieniami jest znacząco mniejszy, niż piłki gładkiej.

Innym sposobem sterowania przepływem jest stosowanie różnego rodzaju kłapek (ruchomych i nieruchomych) na krawędzi spływu profilu, lub w jej pobliżu. Powszechnie znaną i stosowaną zarówno na samochodach sportowych (już od 1971

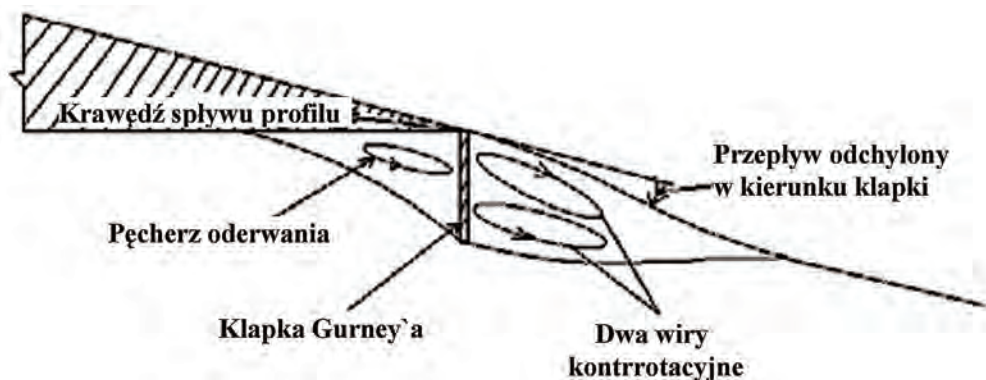
roku), jak i na statecznikach śmigłowców (Bell, Eurocopter), jest tzw. klapka Gurney'a. Wymyślona przez Gurney'a, a następnie przebadana aerodynamicznie przez Liebeck'a [43] klapka, to niewielkich rozmiarów (wysokości $1 \div 2\%$ cięciwy) nieruchoma płytką umieszczona na krawędzi spływu prostopadle do cięciwy w kierunku dołu profilu (czyli w kierunku powierzchni na której występują nadciśnienia). Klapka Gurney'a generuje za sobą parę wirów kontrotacyjnych (Rys. 16) powodując odchylenie strug spływających z profilu w kierunku klapki. W rezultacie działania klapki mamy do czynienia ze zwiększeniem ciśnienia na powierzchni dolnej oraz zmniejszeniem ciśnienia na powierzchni górnej, a więc wzrostem siły nośnej na profilu.



Rys. 14. Porównanie opływu piłki golfowej gładkiej oraz z wgłębieniami [42]



Rys. 15. Numeryczny model opływu piłki golfowej z wkłnięciami przy $V = 40$ m/s (bez uwzględnienia ruchu wirowego) [43]



Rys. 16. Opływ profilu z płytką Gurney'a [44]

W ostatnim okresie prowadzone są intensywne badania nad wykorzystaniem aktywnie sterowanej klapki, umieszczonej na krawędziach spływu łopatek śmigłowca, do sterowania przepływem na tych łopatkach. Jak wykazały badania poprzez odpowiednie sterowanie taką płytką można osiągnąć szereg celów, takich jak:

- poprawa osiągnięć śmigłowca,
- zmniejszenie wibracji,
- obniżenie poziomu hałasu.

Sterowanie przepływem było też przedmiotem szeregu prac badawczych prowadzonych w Instytucie Lotnictwa, takich jak: sterowanie nadmuchem na klapę, sterowanie przy użyciu oscylującej klapki, czy też sterowanie przy pomocy skrzydełkowych lub strumieniowych generatorów wirów.

W roku 2003 autor niniejszej pracy prowadził eksperymentalne badania wpływu drgającej klapki spływowej na podstawowe charakterystyki aerodynamiczne oscylującego profilu NACA 0012. Badania przeprowadzono w tunelu trisonicznym Instytutu Lotnictwa, podczas których symulowano warunki lotu śmigłowca w ruchu postępowym. W trakcie tych badań model segmentu profilu NACA 0012 oscylował względem przepływu z częstotliwością zbliżoną do częstotliwości obrotów wirnika. Równocześnie wymuszano niezależne drgania klapki spływowej. Przeprowadzone badania wykazały istotny wpływ przesunięcia fazowego, pomiędzy oscylacją profilu a oscylacją klapki, na charakterystyki aerodynamiczne tego profilu [37, 44].

Kąt przesunięcia fazowego definiowany był następująco:

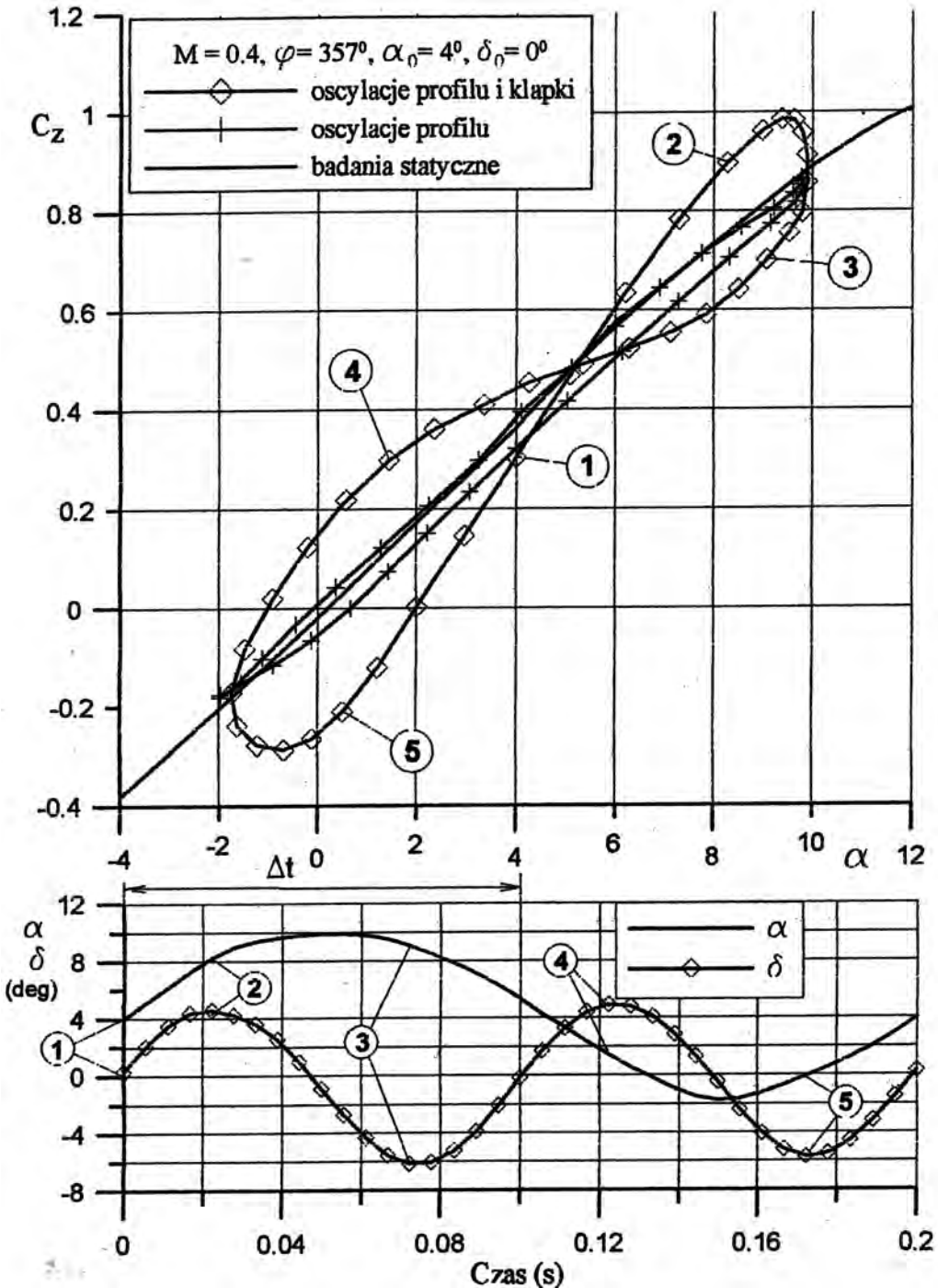
$$\varphi = 360^\circ \Delta t f_k \quad (1)$$

Przykładowe wyniki tych badań uzyskane dla $M = 0.4$, $\varphi = 357^\circ$, $\alpha_0 = 4^\circ$, $\delta_0 = 0^\circ$, $\Delta\alpha = \pm 6^\circ$, $\Delta\delta = \pm 5^\circ$, $f_p = 5$ Hz oraz $f_k = 5$ Hz zaprezentowano na rys. 17.

Elementy drgające, takie jak mikroklapki czy też mikromembrany, umieszczone z reguły na krawędziach opływanych powierzchni i stanowiące źródło generujące ścieżki wirowe w opływie, mogą służyć również do sterowania lotem mikrosamolotów, zastępując tradycyjne elementy sterownia (takie jak: stery czy lotki). Podobne rezultaty można uzyskać stosując do sterowania mikrodysze lub mikrołośniki akustyczne. Podstawową zaletą takiego sposobu sterowania jest szybkość oraz skuteczność ich działania, co ma szczególnie istotne znaczenie w przypadku niskiej prędkości lotu obiektu oraz konieczności wykonywania szybkich manewrów. Te niekonwencjonalne metody sterowania ruchem mikrosamolotów, wykorzystujące do tego celu sterowanie przepływem, są obecnie przedmiotem zainteresowania wielu ośrodków naukowych [48-50].

W roku 1958 Neuringer i McIlroy [52] zaproponowali wykorzystanie efektu magnetohydrodynamicznego, czyli oddziaływania pola magnetycznego na płyn przewodzący prąd elektryczny, do zmniejszenia tarcia powierzchniowego. Kiedy pole elektromagnetyczne oddziałuje na poruszający się płyn przewodzący, wtedy na przepływ zaczynają oddziaływać siły Lorentza. Te siły powodują ograniczenie turbulencji przepływu poprzez tłumienie fluktuacji prędkości. Ostatnio przeprowadzone numeryczne badania pokazują, że efekt magnetohydrodynamiczny może być wykorzystany z powodzeniem do opóźnienia oderwania przepływu, zarówno o charakterze laminarnym jak i turbulentnym.

Wszystkie przedstawione powyżej metody sterowania turbulentną warstwą przyścienną odnosiły się do globalnego oddziaływania na ten przepływ. W ostatnim jednak okresie coraz więcej badań prowadzi się nad selektywnym oddziaływaniem na poszczególne struktury koherentne przepływu turbulentnego. Po raz pierwszy możliwość selektywnego oddziaływania na przepływ turbulentny zaproponowana została przez Gad el Haka i Blackweldera w roku 1989 [53] i opatentowana w roku 1990 [54]. Obaj naukowcy stwierdzili, że jedyną skuteczną metodą zmniejszenia ilości wydatkowanej energii na sterowanie przepływem turbulentnym jest rozpoznanie w warstwie przyściennej obszarów występowania lokalnej obniżonej i podwyższonej prędkości, a następnie zastosowanie odsysania powietrza z obszaru o obniżonej prędkości (punkty z_1 i z_3) i wydmuchu w obszarze o podwyższonej prędkości (punkty z_2), rys. 18a.



Rys. 17. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 357^\circ$) na zależność $C_z = f(\alpha)$

Efektom tych działań jest wyrównanie oscylacji prędkości w kierunku prostopadłym do opływanej powierzchni, rys. 18b (linia ciągła). Ponadto, odsysanie powietrza

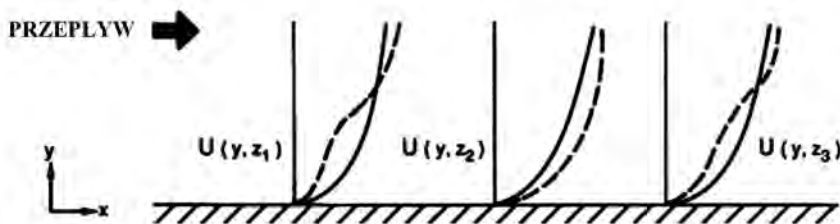
powoduje korzystną zmianę profilu prędkości w kierunku przepływu, rys. 18c (linia ciągła), tj. wzrost prędkości w bezpośrednim sąsiedztwie opływanej powierzchni. W konsekwencji selektywnego oddziaływania na opływ w warstwie przyściennej, przy stosunkowo niedużym wydatku energetycznym, przepływ staje się bardziej stabilny i mniej podatny na oderwanie.



Rys. 18a. Koncepcja selektywnego oddziaływania na warstwę przyściennej poprzez lokalne zasysanie i nadmuchi [53]



Rys. 18b. Wpływ proponowanego selektywnego oddziaływania na warstwę przyściennej na rozkład prędkości w pł. y-z dla $y = y_0$ [53]



Rys. 18c. Wpływ proponowanego selektywnego oddziaływania na warstwę przyściennej na rozkład profilu prędkości w warstwie przyściennej, pł. y-x [53]

Opisana powyżej metoda sterowania przepływem poprzez selektywne oddziaływanie na warstwę przyściennej, wymaga użycia dużej liczby mikroczuJNIKÓW i mikroaktywatorów i stanie się w pełni możliwa do realizacji, wraz z postępem wiedzy i technologii w zakresie urządzeń mikroelektromechanicznych (tzw. MEMS-ów).

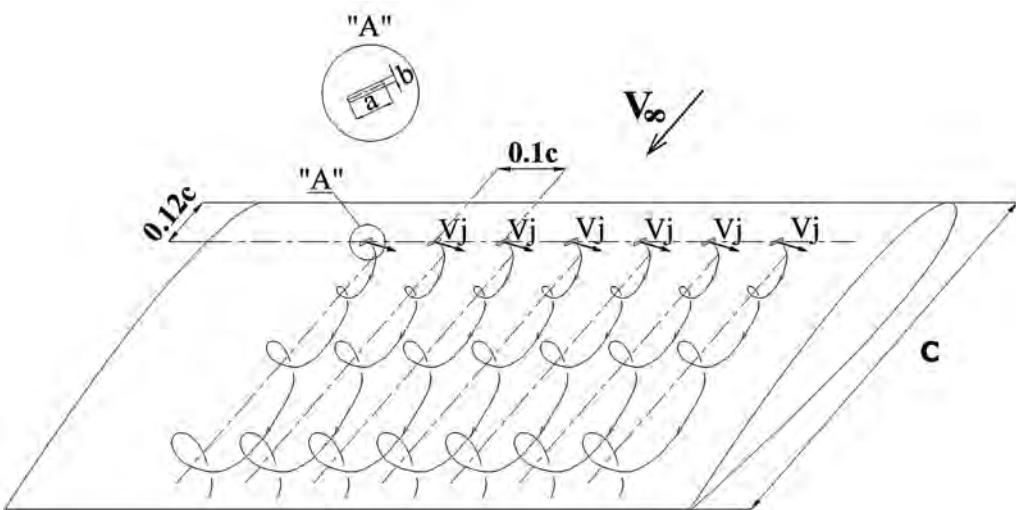
Przedmiotem zainteresowania badaczy jest również zastosowanie aktywnego sterowania przepływem do tłumienia hałasu związanego z przepływem. Do tego celu mogą być wykorzystane zarówno zdefiniowane metody sterowania jak i metody reakcyjne (rozdz.2). Przykładem zdefiniowanej metody aktywnego sterowania przepływem

stosowanej do tłumienia hałasu jest metoda polegająca na wymuszeniu oscylacji w strumieniu gazów wylotowych z silnika odrzutowego, które zmniejszają poziom jego turbulencji. W konsekwencji prowadzi to do ograniczenia emitowanego hałasu [54].

Reakcyjne metody aktywnego sterowania przepływem służące do tłumienia hałasu, wymagają bieżącego monitorowania pola dźwiękowego oraz zdefiniowania jego parametrów (amplituda, faza). Główna idea tych metod sterowania polega na niwelowaniu lub ograniczeniu istniejącego pola dźwiękowego, poprzez wytworzenie dodatkowego pola dźwiękowego, o takiej samej amplitudzie jak istniejące, lecz o przeciwnej fazie. To dodatkowe pole dźwiękowe zwane jest w literaturze antydźwiękiem [55, 56].

3.3 Sterowanie przepływem przy użyciu strumieniowych generatorów wirów zasilanych powietrzem z zewnętrznego źródła

Alternatywą dla tradycyjnych skrzydełkowych generatorów są strumieniowe generatory wirów (ang. Air Jet Vortex Generators, AJVGs). Składają się one z szeregu małych strumieni powietrza wychodzących z opływanej powierzchni (w przypadku profilu będzie to jego górna powierzchnia) i odpowiednio ustawionych względem przepływu. Dysze generatorów wirów (z reguły o przekroju prostokątnym lub kołowym) umieszczone są za krawędzią natarcia w równych odległościach od siebie, i ustawione jednakowo względem opływanej powierzchni. Wzajemne oddziaływanie pomiędzy tymi strumieniami powietrza a przepływem, generuje dobrze zorganizowane współrotacyjne struktury wirowe (rys. 19), które są w stanie przeciwstawić się niekorzystnemu gradientowi ciśnienia, pojawiającemu się na górnej powierzchni profilu przy wyższych kątach natarcia. W rezultacie, mamy do czynienia z opóźnieniem oderwania przepływu. Ten korzystny efekt może być wykorzystany do poprawy aerodynamiki wielu obiektów i urządzeń, takich jak: łopaty śmigłowców, skrzydła samolotów (w tym ich urządzenia hipernośne), łopatki silników turbinowych, itp.

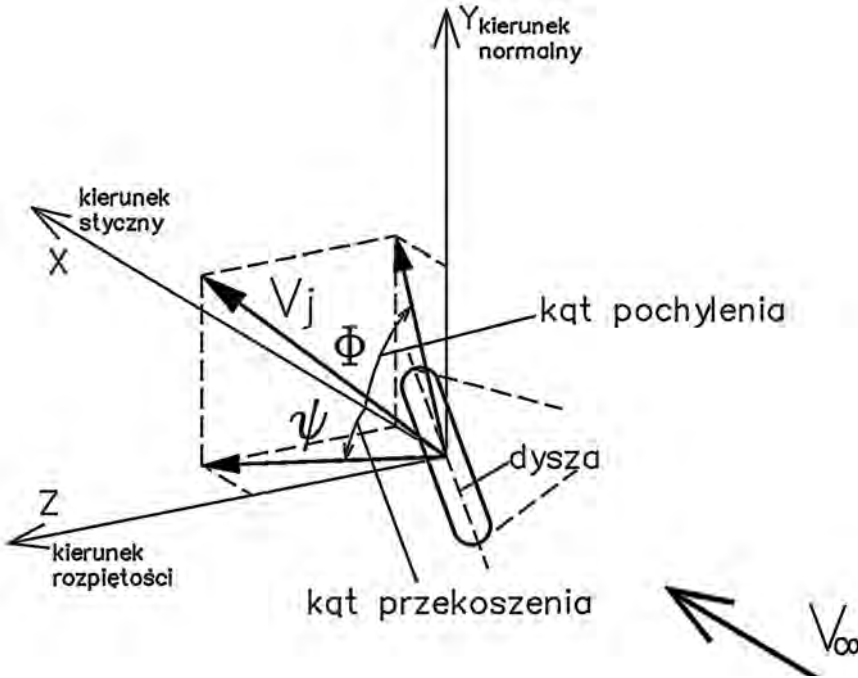


Rys. 19. Generowanie wirów na profilu przez strumieniowe generatory wirów (rozmieszczenie dysz na modelu segmentu profilu NACA 0012, który był badany w I.Lot.)

Strumieniowe generatory wirów zaproponowane zostały po raz pierwszy przez Wallis'a w roku 1952 [58÷60], celem zastąpienia tradycyjnych generatorów wirów. Podstawowymi zaletami dotychczas stosowanych „skrzydełkowych” generatorów wirów była ich prostota i niski koszt wykonania. Niestety, generatory „skrzydełkowe” nie mogą być użyte do aktywnego sterowania przepływem, czyli w technikach które są obecnie stosowane w wysoko manewrowych samolotach. Ponadto, skrzydełkowe generatorów wirów są źródłem dodatkowego oporu, co w szczególności ma istotne znaczenie w warunkach przelotowych samolotu. Strumieniowe generatory wirów przy nieco wyższych kosztach ich zastosowania w praktyce, w porównaniu z tradycyjnymi „skrzydełkowymi” generatorami (co wynika ze złożoności ich konstrukcji), eliminują te dwie niekorzystne cechy. W swoich pracach Wallis w oparciu o eksperymentalne badania modelu profilu NACA 0012 przeprowadzone w zakresie małych prędkości ($V = 18.3 \text{ m/s}$) udowodnił, że zastosowanie strumieniowych generatorów wirów może w istotny sposób opóźnić oderwanie turbulენტnej warstwy przyściennej. Pearcy i Stuart w roku 1959 [61], a następnie Zhang i Li w roku 1987 [62] zbadali fizykę przepływu ze strumieniowymi generatorami wirów, w tym ich zastosowanie do opóźnienia początku występowania buffetingu wywołanego oderwaniem przepływu za falą uderzeniową oraz zmniejszenia jego intensywności. W roku 1984 Papell [63] badał zastosowanie strumieniowych generatorów wirów o różnych kształtach dysz do chłodzenia łopatek turbin silników. Johnson i Nishi w roku 1990 [64], w efekcie przeprowadzonych tunelowych badań eksperymentalnych pokazali, że wylatujące z opływanej powierzchni odpowiednio ukierunkowane strumienie powietrza wytwarzają wiry o osiach zorientowanych w kierunku przepływu. Wiry te z kolei redukują obszar oderwania tego przepływu występujący przy ujemnym gradiencie ciśnienia.

W strumieniowych generatorach wirów wykorzystuje się strumienie powietrza wypływające z dysz tych generatorów, które są pochylone względem opływanej powierzchni pod kątem pochylenia Φ , oraz przekoszone względem kierunku przepływu niezakłóconego pod kątem przekoszenia Ψ , rys. 20.

Jak wykazały badania kąt przekoszenia odgrywa decydującą rolę w tworzeniu się silnego wiru na opływanej powierzchni. Wpływ kąta przekoszenia na generowanie wirów zaprezentowany została przez Pearcy'ego w roku 1961 [65], a wyjaśniony na podstawie badań prowadzonych wspólnie z Rao i Sykes [66] w latach późniejszych. Otóż nieprzekoszony (lub przekoszony pod małym kątem) strumień powietrza wychodzący z dysz generatorów powoduje wytworzenie się dwóch kontrotacyjnych wirów. Efekt przekoszenia powoduje wzmocnienie jednego z tych wirów (tj. tego, w którego stronę jest strumień przekoszony), a osłabienie drugiego z wirów. Powyżej pewnego krytycznego kąta przekoszenia Ψ , następuje jakościowa zmiana opływu i dwa wiry kontrotacyjne zostają zastąpione przez jeden silny wir. Wir ten ulega wzmocnieniu przy dalszym wzroście kąta przekoszenia. Wartość krytyczna kąta przekoszenia Ψ zależna jest od stosunku prędkości strumienia wypływającego z dyszy V_j do prędkości przepływu niezakłóconego V_∞ .



Rys. 20. Geometria strumienia wylatującego z dyszy

Badania wizualizacyjne strumieniowych generatorów wirów przeprowadzone przez Barberopoulos'a [67] pokazały, że struktura tworzących się wirów jest dość skomplikowana. I tak, z tyłu za strumieniem wychodzącym z otworu kołowego (strona zewnętrzna w odniesieniu do przepływu niezakłóconego), po jego obu stronach, tworzą się obszary oderwania przepływu, które są podobne w naturze do obszarów oderwania za opływającym walcem o przekroju kołowym. Wypływający z dyszy strumień powietrza porywa ze sobą część oderwanego przepływu wzmacniając efekt zwijania się wiru. W rezultacie struktura wiru staje się podobna do wiru typu „tornado”.

Prowadzone w następnych latach badania strumieniowych generatorów wirów miały na celu zdefiniowanie, a następnie optymalizację parametrów konstrukcyjnych tych generatorów, pod względem skuteczności ich działania w zakresie sterowania oderwaniem przepływu. Na podstawie wyników badań prowadzonych przez wielu naukowców [62, 64-69] stwierdzono, że skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów uzależniona jest od szeregu parametrów tych generatorów, takich jak:

- wydatek masowy powietrza wypływającego z dysz generatorów,
- kąt pochylenia oraz kąt przekoszenia strumienia wypływającego z dyszy,
- stosunek grubości warstwy przyściennej do średnicy strumienia,
- liczba Reynolds'a strumienia wypływającego z dyszy,
- stosunek prędkości strumienia do prędkości przepływu niezakłóconego,
- geometria dysz oraz miejsca ich rozmieszczenia na opływanej powierzchni.

W roku 1990 Selby, Lin i Howard [69] zaprezentowali wyniki kompleksowych parametrycznych badań strumieniowych generatorów wirów. Badano wpływ następujących parametrów na skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów:

- kąta pochylenia strumienia wypływającego z dyszy (w zakresie $\Phi = 15 \div 90^\circ$),
- kąta przekoszenia strumienia wypływającego z dyszy (w zakresie $\Psi = 0 \div 90^\circ$),
- średnicy otworu dyszy (w zakresie $d_d = 0.8 \div 4.8$ mm),
- stosunku prędkości strumienia do prędkości przepływu niezakłóconego (w zakresie $VR = 0.6 \div 6.8$),

Badania przeprowadzono dla prędkości przepływu niezakłóconego $V_\infty = 40$ m/s. Badania te wykazały, że przy stałych wartościach kątów pochylenia oraz przekoszenia strumienia powietrza wypływającego z dyszy, wzrost wydatku powietrza przepływającego przez dyszę, a także wzrost jego względnej prędkości (VR) korzystnie wpływa na skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów. Ponadto, w pracy [50] określono optymalne (ze względu na skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów) kąty pochylenia oraz przekoszenia strumienia wypływającego z dyszy, jako $\Phi = 15 \div 20^\circ$, a także $\Phi = 45^\circ$ oraz $\Psi = 60 \div 90^\circ$.

Prowadzone równoległe do badań Selby, Lin i Howard'a badania Zhang i Li [70] potwierdziły wcześniejsze wnioski, że wzrost prędkości względnej strumienia wypływającego z dyszy generatora wirów (VR) powoduje wzrost wielkości i intensywności wiru. Równocześnie jednak uzyskano nieco odmienne wyniki jeżeli chodzi o wpływ kąta przekoszenia, gdyż maksymalne wzmocnienie wirów uzyskano przy $\Psi = 30^\circ$, a nie dla $\Psi > 60^\circ$ jak to wykazali Selby, Lin i Howard. Późniejsze badania prowadzone przez Pearcey'a [66] i Barberopoulos'a [71] wskazują jednak, że optymalny kąt przekoszenia (ze względu na intensywność tworzącego się wiru) ma wartość zbliżoną do $\Psi = 60^\circ$.

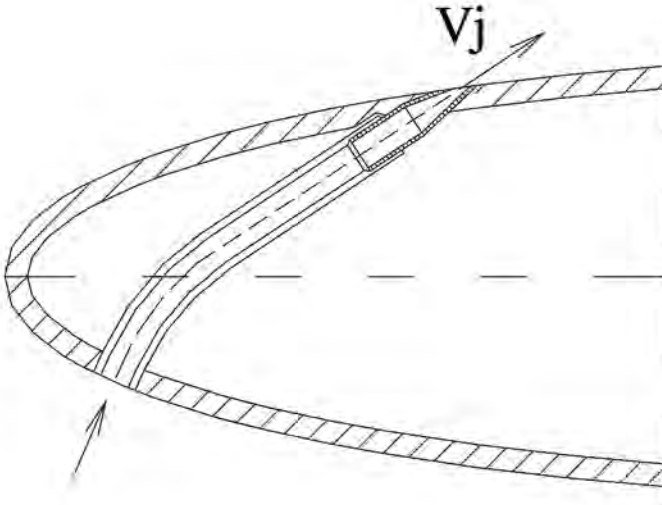
Prowadzone w ostatnim czasie eksperymentalne, oraz numeryczne badania nad zastosowaniem strumieniowych generatorów wirów, koncentrują się głównie na zagadnieniu zmniejszenia ilości energii wydatkowanej na generowanie tych wirów, przy zachowaniu optymalnej ich skuteczności. Jedną z proponowanych metod polega na pulsacyjnym wyrzucaniu strumieni powietrza z dysz generatorów [72], co w istotny sposób zmniejsza wydatek powietrza niezbędny do generowania wirów. Inna metoda polega na wykorzystaniu dużej liczby (rzędu kilkuset) małych strumieni powietrza (ang. micro-jet vortex generators, MJVGs) [73] wypływających z otworów o średnicy kilkuset mikrometrów. Podejmowane są również próby sterowania takimi strumieniami poprzez wykorzystanie układów mikroelektromechanicznych (tzw. MEMS-ów).

Publikacje naukowe na temat strumieniowych generatorów wirów wskazują, że mogą one być wykorzystane nie tylko do poprawy aerodynamiki wielu obiektów i urządzeń, takich jak: łopaty śmigłowców, skrzydła samolotów, kanały wlotowe silników, łopatki silników turbinowych, itp. lecz również do sterowania małymi obiektami latającymi (mikrosamolotami).

4. KONCEPCJA SAMOZASILAJĄCYCH STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW

Konwencjonalne strumieniowe generatory wirów pomimo niewątpliwych zalet nie znalazły się jak dotychczas w powszechnym użyciu w technice lotniczej. Główną przyczyną jest konieczność zasilania tych generatorów sprężonym powietrzem z zewnętrznego źródła, a tym samym umieszczenie wewnątrz obiektu dodatkowej

instalacji pneumatycznej. Dlatego też w pracy [6] zaproponowano inne prostsze rozwiązanie polegające na zasilaniu strumieniowych generatorów wirów powietrzem chwytanym w dolnej noskowej części profilu, rys. 21. Rozwiązanie to uzyskało ochronę patentową (patent RP nr 206221 pt. „Segment profilu ze strumieniowymi generatorami wirów”).



Rys. 21. Samozasilające się strumieniowe generatory wirów

Chwyatanie powietrza oraz jego przepływ poprzez przewód pneumatyczny do dyszy były możliwe dzięki różnicy ciśnień, występującej pomiędzy obszarem nadciśnienia, który pojawia się (przy wyższych kątach natarcia) w części noskowej dolnej powierzchni profilu oraz obszarem podciśnienia na górnej części tego profilu (w miejscu usytuowania dysz generatorów). Celem optymalnego wykorzystania wspomnianego nadciśnienia, osie otworów wlotowych przecinały kontur dolnej powierzchni profilu w punktach spiętrzenia przepływu (występujących w obszarze okołokrtycznych kątów natarcia profilu) i były ustawione równoległe do kierunku napływających strug. W efekcie wspomnianej różnicy ciśnień, występującej na wyższych kątach natarcia pomiędzy dolną i górną powierzchnią profilu, następowało wymuszenie przepływu powietrza przez przewód łączący wlot powietrza (znajdujący się na dolnej powierzchni profilu) z dyszą (znajdującą się na górnej powierzchni profilu) i wypływ strumienia powietrza z pewną prędkością przez dyszę. Podobnie jak to ma miejsce w przypadku konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, strumienie powietrza wypływające z dysz mieszając się z powietrzem opływającym profil, tworzą na górnej powierzchni profilu dobrze zorganizowane struktury wirowe. Tworzące się wiry są stale przeciwstawiać się niekorzystnemu gradientowi ciśnienia pojawiającemu się przy wyższych kątach natarcia. W rezultacie mamy do czynienia z opóźnieniem oderwania przepływu, co skutkuje wzrostem krytycznego kąta natarcia oraz wzrostem wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej. Warto zauważyć, że w zakresie niższych kątów natarcia, gdy różnica ciśnień pomiędzy dolną a górną powierzchnią profilu jest

niewielka samozasilające się strumieniowe generatory wirów pozostają nieaktywne.

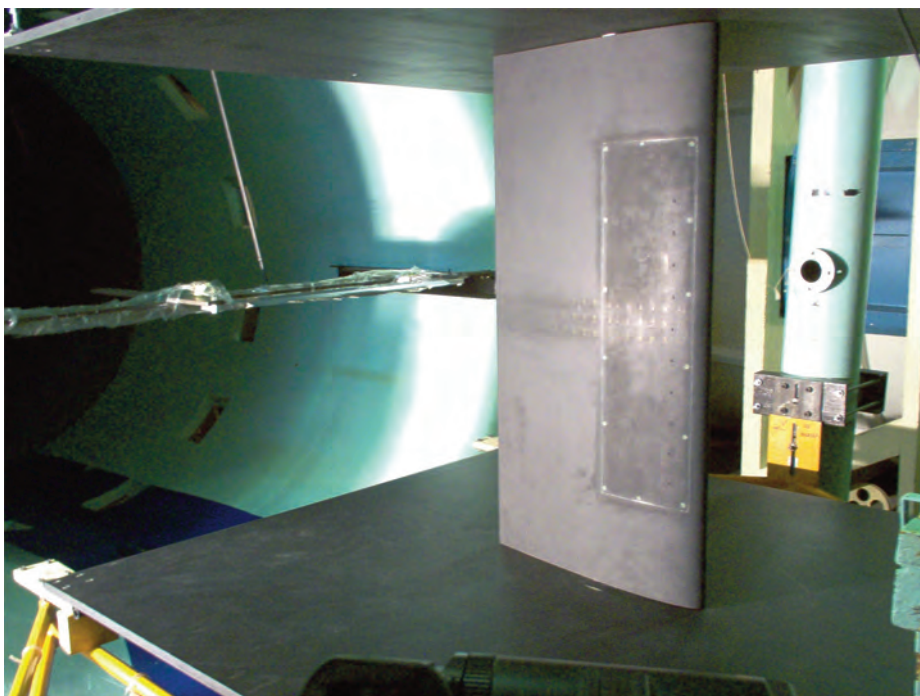
Do projektu dysz generatorów samozasilających się oraz miejsca ich usytuowania na modelu wykorzystano zarówno wiedzę dostępną w literaturze [64, 65] jak i wyniki badań konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów wykonanych przez autora niniejszej pracy w Instytucie Lotnictwa [rozdz. 9].

5. TECHNIKA EKSPERYMENTALNYCH BADAŃ SEGMENTU PROFILU NACA 0012 ZE STRUMIENIOWYMI GENERATORAMI WIRÓW

5.1 Tunel Małych Prędkości (T-1) Ø1.5m

Tunel aerodynamiczny T-1, w którym prowadzone były badania strumieniowych generatorów wirów jest tunelem małych prędkości ciągłego działania o otwartej przestrzeni pomiarowej (średnica 1.5 m, długość 2 m). Maksymalna prędkość powietrza w tunelu wynosi 40 m/s, a minimalna 15 m/s. Badany model segmentu profilu NACA 0012 z generatorami wirów umocowany był w przestrzeni pomiarowej tunelu w pozycji pionowej (Rys. 22) pomiędzy dwoma płytami brzegowymi o wymiarach 1495 x 1495 mm. W każdej z płyt umieszczone były łożyska kulkowe dające możliwość zmiany kąta natarcia względem pionowej osi tunelu, w zakresie $\alpha = \pm 45^\circ$. Przed właściwymi badaniami wyznaczono kąt skosu strumienia w tunelu wykorzystując symetrię profilu względem cięciwy. Zmierzony kąt skosu wynosił $\alpha_s = -2.27^\circ$. Rzeczywisty kąt natarcia modelu wyznaczono uwzględniając poprawki tunelowe i obliczany był z wzoru (2).

$$\alpha = \alpha_m - \alpha_s - 5.61^\circ * c_z \quad (2)$$



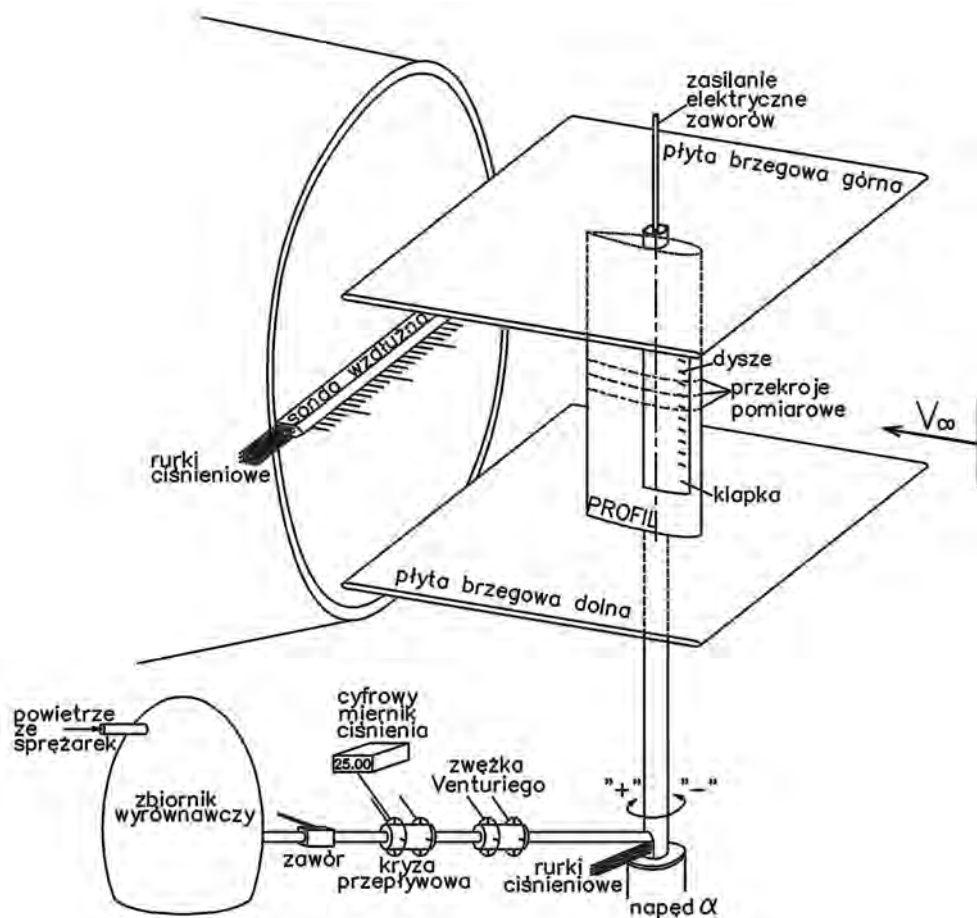
Rys. 22. Model profilu NACA 0012 w Tunelu Małych Prędkości T-1

Za modelem (w odległości 528 mm) umieszczono wzdłużną sondę umożliwiającą pomiary rozkładu ciśnienia spiętrzenia oraz ciśnienia statycznego w śladzie za modelem.

5.2 Model profilu NACA 0012 badany w Tunelu Małych Prędkości Ø1.5m

Badany model segmentu profilu NACA 0012 był modelem laminatowym, dwudźwigarowym z odejmowaną górną pokrywą i wolną przestrzenią wewnątrz modelu. Cięciwa modelu wynosiła $c = 0.5$ m, a rozpiętość $d = 1$ m. Dokładność wykonania powierzchni zewnętrznej profilu wynosiła ± 0.05 mm. Na górnej pokrywie modelu (w odległości 60 mm od krawędzi natarcia, tj. na 12% cięciwy) umieszczono w równych odległościach od siebie (rozstaw $z = 55$ mm) 10 dysz strumieniowych generatorów wirów, jednakowo usytuowanych względem kierunku przepływu niezakłóconego. Rozmieszczenia dysz na profilu wykonano w oparciu o wyniki badań uzyskane przez Pearcey'a [65, 66], rys. 19. Ponadto w ograniczonym zakresie wykonano też badania charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012 z generatorami wirów umieszczonymi względem siebie w odległości $z = 27.5$ mm. Wykonane z mosiądzu dysze miały wymiary $a = 5.6$ mm i $b = 1.1$ mm (wariant 1) lub $a = 7.2$ mm i $b = 1.2$ mm (wariant 2). Na omawianym modelu profilu NACA 0012 wykonane zostały badania zarówno konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, jak i proponowanych samozasilających strumieniowych generatorów wirów. Do badań obydwu rodzajów generatorów wirów wykorzystano te same dysze o wymiarach $a = 7.2$ mm i $b = 1.2$ mm. Konwencjonalne strumieniowe generatory wirów zasilane były powietrzem z dwóch sprężarek o łącznym maksymalnym wydatku powietrza 600 l/min. W układzie zasilania umieszczono ponadto zbiornik wyrównawczy, zawór regulacyjny, kryzę przepływową, zwężkę Venturiego oraz zawory elektromagnetyczne. Schemat zasilania konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów powietrzem przedstawiono na rys. 23.

Zadaniem zaworu regulacyjnego było utrzymanie stałego ciśnienia w układzie zasilania, którego wartość odczytywana była na cyfrowym mierniku ciśnienia. Kryza przepływowa oraz zwężka Venturiego służyły do pomiaru całkowitego wydatku powietrza w układzie zasilającym. We wnętrzu modelu znajdowało się 10 zaworów elektromagnetycznych umożliwiających wymuszenie pulsacyjnego wypływu strumieni powietrza z dysz generatorów wirów.

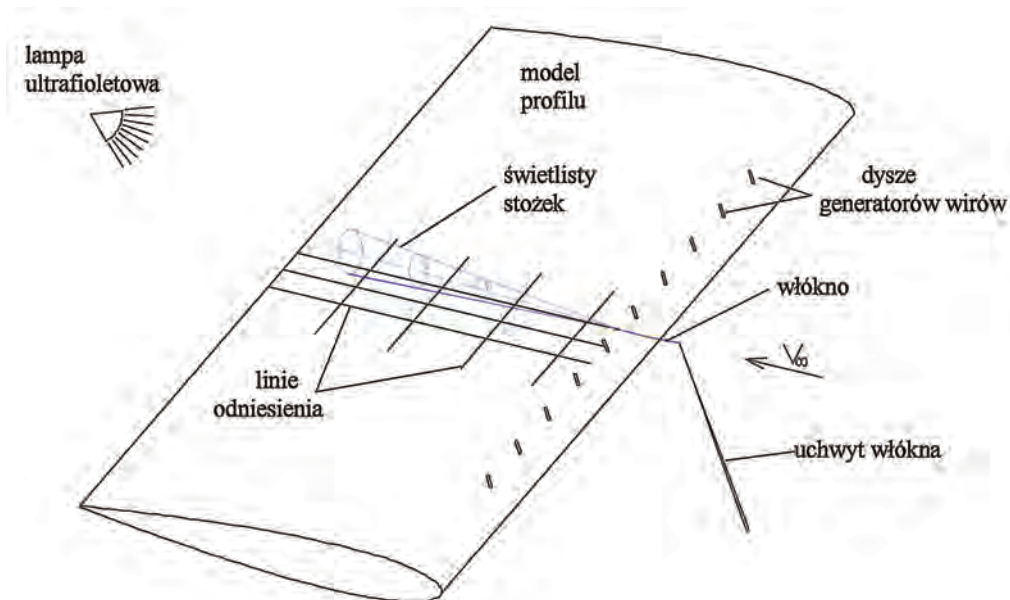


Rys. 23. Schemat zasilania konwencjonalnych generatorów wirów powietrzem

Na górnej i dolnej powierzchni badanego modelu, wzdłuż cięciwy profilu, wykonano otwarki pomiarowe służące do pomiaru rozkładu ciśnienia na powierzchni tego modelu. Otwarki pomiarowe rozmieszczone były w trzech rzędach (odległych od siebie o 27.5 mm), w środkowej części rozpiętości modelu (Rys. 23), po 48 otworków w każdym rzędzie. Środkowy rząd otworków usytuowany był w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny cięciw i przecinającej wylot jednej z dysz generatorów wirów. Wartości wszystkich ciśnień, tj. ciśnień z profilu, z sondy wzdużnej oraz ciśnień statycznego i spiętrzenia przepływu niezakłóconego, mierzone były przez różnicowe czujniki czujniki firmy „Druck” (o zakresie pomiarowym 14.85 cala H_2O tj. 0.037 bar), umieszczone w mechanicznym przełączniku ciśnień firmy Scanivalve oraz przez elektroniczny skaner ciśnienia ESP-16HD (o zakresie pomiarowym 5 PSI tj. 0.34 bar). Uzyskane rozkłady ciśnienia na profilu, oraz w jego śladzie pozwoliły na określenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012, tj. współczynników siły nośnej, siły oporu oraz momentu pochylającego. Prezentowane w niniejszej pracy charakterystyki aerodynamiczne uwzględniają korekcję uzyskanych wyników badań o poprawki tunelowe przewidziane dla tunelu \varnothing 1.5 m.

5.3 Technika wizualizacji opływu profilu NACA 0012 ze strumieniowymi generatorami wirów w tunelu Małych Prędkości \varnothing 1.5m

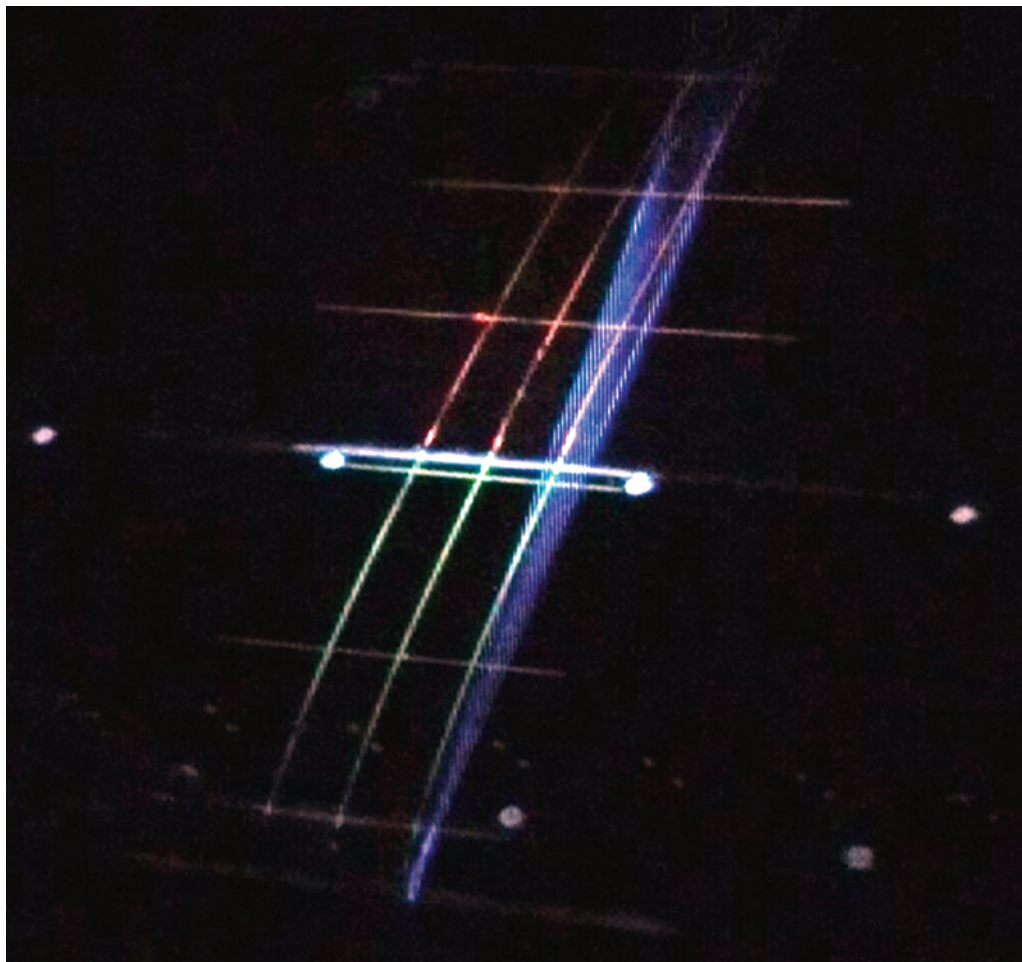
Wizualizację opływu modelu profilu NACA 0012 wyposażonego w konwencjonalne i samozasilające się strumieniowe generatory wirów przeprowadzono w tunelu \varnothing 1.5m przy pomocy włókna zwanego „monofilament”, charakteryzującego się podwyższoną zawartością wybielacza optycznego. Włókno o długości około 40 cm zamocowane zostało na końcu uchwyty o długości około 1.5m. W trakcie badań uchwyt usytuowany był w taki sposób, że punkt zamocowania włókna znajdował się kilka centymetrów przed krawędzią natarcia modelu i mógł przemieszczać się równoległe wzdłuż rozpiętości tego modelu. Podczas badań włókno oświetlane było promieniami ultrafioletowymi, które wywoływały jego luminescencję w paśmie widzialnym. W obszarze występowania wirów włókno ulegało rotacji wokół osi wirów tworząc świetliste stożki, rys. 24.



Rys. 24. Technika pomiarów wizualizacyjnych

Obrazy z wizualizacji filmowane były kamerą. Celem uzyskania lepszego kontrastu na rejestrowanych obrazach, powierzchnie zewnętrzną modelu profilu pomalowano na kolor czarny. Ponadto, na górnej powierzchni modelu, równoległe do jego cięciw, naniesiono farbą fluorescencyjną trzy równoległe cienkie linie. Linia środkowa przecina oś dyszy jednego z generatorów wirów umieszczonego w przybliżeniu w połowie rozpiętości modelu. Natomiast dwie sąsiednie linie leżą w połowie odległości pomiędzy wspomnianą dyszą generatora, a dyszami sąsiadujących generatorów (czyli w odległości 27.5 mm od linii środkowej). Oprócz trzech linii równoległych do cięciwy na górnej powierzchni modelu naniesiono też (co 10 cm) krótkie prostopadłe do nich linie. Zadaniem wszystkich naniesionych linii jest ułatwienie lokalizacji punktów na czarnej powierzchni modelu. Na rys. 25 przedstawiono przykładowe zdjęcie z wizua-

lizacji wirów wytwarzanych przez konwencjonalne strumieniowe generatory. Na zdjęciu tym widoczne są: trzy długie linie równoległe do siebie oraz do cięciw profilu, krótkie linie równoległe do rozpiętości modelu oraz świetlisty stożek zataczany przez włókno.



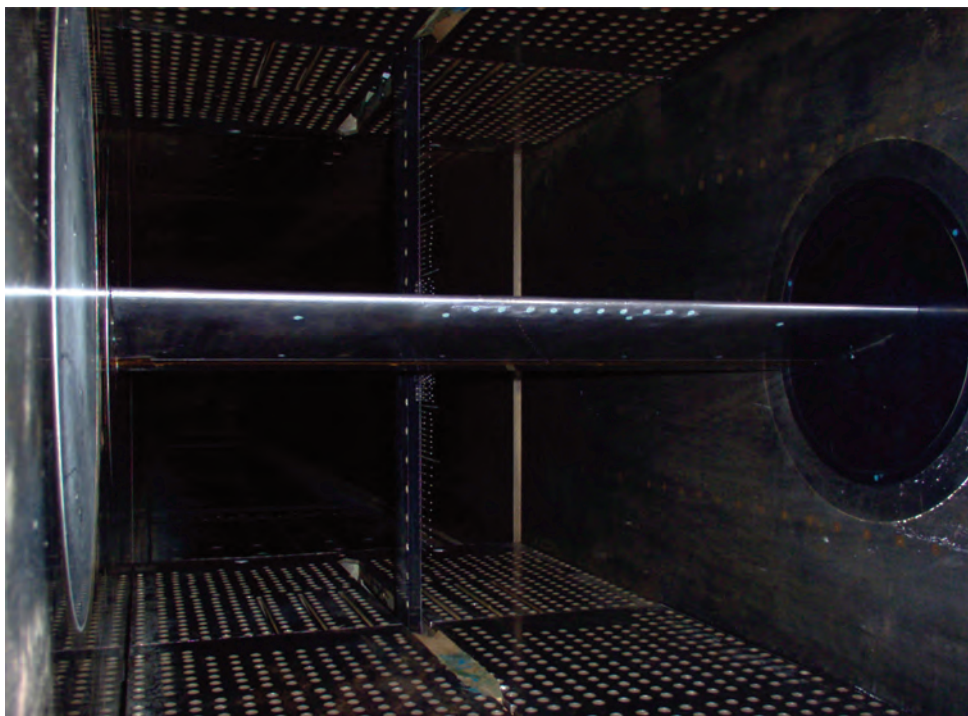
Rys. 25. Wizualizacja wiru wytwarzanego przez konwencjonalne strumieniowe generatory wirów

5.4 Tunel Dużych Prędkości N-3.

Tunel Dużych Prędkości N-3 jest tunelem typu wydmuchowego z częściową recyrkulacją przepływu, operującym w zakresie poddźwiękowych, okołodźwiękowych, jak i naddźwiękowych prędkości, co odpowiada liczbom Macha $M = 0.2 \div 1.2$, 1.5 oraz 2.3. W zakresie liczb Macha $M = 0.2 \div 1.2$ możliwa jest płynna regulacja prędkości przepływu, natomiast w zakresie naddźwiękowym przy zmianie prędkości przepływu każdorazowo zachodzi konieczność wymiany dyszy. Obecnie laboratorium posiada dwie dysze naddźwiękowe pozwalające uzyskać liczby Macha przepływu niezakłóconego $M = 1.5$ oraz $M = 2,3$.

W zakresie poddźwiękowych i około-dźwiękowych prędkości zamknięta komora pomiarowa, o wymiarach 0.6 x 0.6 m, wyposażona jest w perforowaną górną i dolną ścianę, natomiast w zakresie prędkości naddźwiękowych prędkości stosuje się ściany pełne. Perforacja ścian tunelu zmniejsza ich interferencję na przepływ. Ściany boczne tunelu wyposażane w dwa podwójne okna. Boczne okna tunelu mogą służyć do mocowania modelu na wadze bocznej lub do mocowania mechanizmu wymuszającego ruchy oscylacyjne modelu. Kontrolowany przez układ sterowania mechanizm zmiany kąta natarcia modelu w komorze pomiarowej tunelu, umożliwia zmianę tego kąta natarcia w zakresie 20° , z dokładnością 0.01° . Pomiary ciśnienie statycznego i całkowitego przepływu niezakłóconego dokonywane są przez dwa niezależne układy czujników pomiarowych „Solatron” i „Sonix”, o zakresach pomiarowych 1.3 bar (ciśnienie statyczne) oraz 2.6 bar (ciśnienie dynamiczne) i dokładności pomiaru 0.02% zakresu pomiarowego. Czas trwania jednego testu badawczego w tunelu Dużych Prędkości N-3 uzależniony jest od warunków badań (między innymi, liczby Macha oraz liczby Reynoldsa) i przeciętnie wynosi od 3 minut w zakresie prędkości naddźwiękowych, 5 minut w zakresie transonicznym do 15 minut w zakresie poddźwiękowym.

5.5 Model profilu NACA 0012 do badań w Tunelu Dużych Prędkości N-3.



Rys. 26. Model segmentu profilu NACA 0012 w tunelu Dużych Prędkości N-3

W tunelu Dużych Prędkości N-3 wykonane zostały badania podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu segmentu profilu NACA 0012 wyposażonego w samozasilające się strumieniowe generatory wirów. Badany model profilu był modelem dzielonym (z odejmowaną górną pokrywą), wydrążonym w środku,

wykonanym całkowicie z metalu, o cięciwie $c = 180$ mm i rozpiętości $d = 600$ mm. Ze względu na to, że model ten wykorzystywany był wcześniej do badań dynamicznych (profilu + klapka), końcowe 22.6% cięciwy profilu stanowiła klapka zamocowana na łożyskach, umieszczonych w czterech konsolach części głównej tego profilu. W obecnych badaniach klapka została unieruchomiona w położeniu nie wychylonym. Ponadto, zaklejono szczelinę pomiędzy klapką a częścią główną profilu. Na rys. 26 przedstawiono model segmentu profilu NACA 0012 w komorze pomiarowej tunelu Dużych Prędkości N-3.

Na górnej i dolnej powierzchni badanego modelu, wzdłuż cięciwy profilu, wykonano otworki pomiarowe o średnicy 0.5 mm służące do pomiaru rozkład ciśnienia na powierzchni tego modelu. Otworki rozmieszczone były zarówno na głównej części profilu, jak i na unieruchomionej klapce, w przybliżeniu w połowie rozpiętości modelu. W sumie na profilu znajdowało się 47 punktów pomiarowych, podłączonych do dwóch pierwszych sekcji mechanicznego skanera ciśnienia „Scanivalve”. Na pozostałych dwóch sekcjach tego skanera podłączono 61 punktów pomiarowych z 115-punktowej sondy oporu umieszczonej za modelem w odległości 180 mm. Mechaniczny skaner ciśnienia „Scanivalve” dokonywał pomiaru rozkładu ciśnienia na profilu przy użyciu czterech różnicowych czujników ciśnienia firmy „Druck”. Trzy z tych czujników miały zakres pomiarowym 15 psid (tj. 1.03 bar), a jeden zakres pomiarowy 5 psid (tj. 0.34 bar). Dokładności pomiaru tych czujników wynosiła 0.1% zakresu pomiarowego. Podobnie jak to miało miejsce w przypadku badań w tunelu \varnothing 1.5m, uzyskane rozkłady ciśnienia na profilu oraz w jego śladzie, pozwoliły na wyznaczenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych badanego w Tunelu N-3 profilu NACA 0012, tj. współczynników siły nośnej, siły oporu oraz momentu pochylającego. Prezentowane w niniejszej pracy charakterystyki aerodynamiczne uwzględniają korekcję uzyskanych wyników badań o poprawki tunelowe przewidziane dla tunelu N-3.

Na górnej powierzchni model segmentu profilu NACA 0012 znajdowała się odejmwana pokrywa, do której wklejono 10 dysz strumieniowych generatorów wirów. Podobnie, jak w przypadku modelu segmentu profilu NACA 0012 badanego w tunelu Małych Prędkości T-1, usytuowanie dysz na profilu zrealizowane zostało na podstawie rekomendacji zaczerpniętych z literatury [48, 49]. Wykonane z mosiądzu dysze (o wymiarach $a = 3$ mm i $b = 0.6$ mm) umieszczone były w jednym rzędzie, w jednakowej odległości od siebie ($z = 19.8$ mm, tj. $z/c = 0.11$) oraz w jednakowej odległości od krawędzi natarcia modelu profilu ($x = 21.6$ mm, tj. $x/c = 0.12$), Kąt przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dysz wynosił $\Psi = 60^\circ$, a kąt ich pochylenia $\Phi = 30^\circ$. Parametry konstrukcyjne generatorów badanych na modelu profilu w tunelu N-3 odpowiadały optymalnym ich wartościom ze względu na efektywność ich działania. Wartości tych parametrów dobrane były zarówno na podstawie literatury [74], jak i na podstawie wyników badań przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym 1.5 m.

6. OCENA POPRAWNOŚCI STOSOWANEJ TECHNIKI BADAWCZEJ

Podstawowe zadanie, jakie musi być zrealizowane w eksperymentalnych tunelowych badaniach charakterystyk aerodynamicznych modeli obiektów latających polega na zachowaniu podobieństwa przepływów pomiędzy warunkami rzeczywistymi

a tunelowymi i wynikającego z tego podobieństwa w zakresie wielkości i kierunku działania sił i momentów aerodynamicznych. W tunelowych badaniach statycznych najistotniejszą kwestią jest zachowanie podobieństwa przepływów z uwzględnieniem lepkości i ściśliwości, a więc i podobieństwa geometrycznego opływanych ciał. Podobieństwo to jest zachowane przy utrzymaniu tych samych wartości liczby Reynolds'a oraz liczby Macha, w przepływie rzeczywistym i modelowanym, czyli

1 liczba Reynolds'a (Re):

$$\left(\frac{l \cdot V_\infty}{\gamma} \right)_R = \left(\frac{l \cdot V_\infty}{\gamma} \right)_T, \quad (3)$$

2 liczby Macha (M):

$$\left(\frac{V_\infty}{a_\infty} \right)_R = \left(\frac{V_\infty}{a_\infty} \right)_T, \quad (4)$$

Poprawność charakterystyk aerodynamicznych badanych obiektów lub ich modeli uzyskiwanych w trakcie badań tunelowych (czyli ich zgodność z rzeczywistością) jest podstawowym wyznacznikiem jakości przeprowadzonych badań. W przypadku tunelowych badań aerodynamicznych o zgodności uzyskanych wyników z rzeczywistością decyduje poprawność całego szeregu działań wykonywanych, w fazie przygotowawczej, w trakcie samych badań, a także w fazie obróbki wyników.

W fazie przygotowawczej do badań, najważniejszą sprawą z punktu widzenia jakości tych badań jest przyjęcie prawidłowych założeń co do sposobu modelowania badanego obiektu, takich jak: przyjęta skala modelu, dopuszczalne zniekształcenie geometrii modelu, dokładność wykonania powierzchni zewnętrznych, sposób mocowania modelu w tunelu aerodynamicznym, wybór miejsca usytuowania w modelu wagi aerodynamicznej lub wybór położenia punktów pomiarowych do pomiaru rozkładu ciśnienia, itp.

W trakcie wykonywania badań eksperymentalnych na ich jakość ma wpływ wiele czynników, takich jak: dokładność utrzymania zaplanowanych parametrów przepływu w tunelu, dokładność pomiaru mierzonych wielkości (ciśnienia, sił i momentów), a także, dokładność zdefiniowania położenia badanego obiektu względem przepływu (tj. jego kąta natarcia, kąta ślizgu, oraz kąta przechylenia).

W fazie przetwarzania uzyskanych wyników badań istotną rzeczą, z punktu widzenia jakości, jest poprawność przyjętych algorytmów programów przetwarzających wyniki badań oraz wzorów pozwalających na obliczenie poprawek aerodynamicznych.

Rozpatrywanie osobno wpływu każdego z wymienionych powyżej elementów procesu badawczego, jakim są tunelowe badania aerodynamiczne, na dokładność mierzonych charakterystyk aerodynamicznych byłoby niezwykle skomplikowane i pracochłonne. Z tych też powodów, w praktyce tunelowej dla oceny poprawności uzyskiwanych wyników badań wykonuje się pomiary charakterystyk aerodynamicznych pewnych wybranych modeli, zwanych modelami wzorcowymi. Modele te cha-

rakteryzują się ściśle określoną znaną geometrią, a wyniki ich badań są powszechnie udostępnione w literaturze fachowej. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych modeli wzorcowych uzyskanych w kilkudziesięciu tunelach na świecie pozwoliło na określenie charakterystyk wzorcowych tych modeli. Zgodność charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych z badań modelu wzorcowego w danym tunelu z charakterystykami wzorcowymi jest sprawdzianem poprawności stosowanej techniki badawczej, a tym samym dobrej jakości badań.

Badania modeli wzorcowych w tunelu aerodynamicznym powinny być przeprowadzane okresowo, a w szczególności przed każdym dłuższym cyklem badawczym prowadzonym w tunelu. Ponadto, każdorazowo po wprowadzeniu istotniejszych zmian w systemie pomiarowo-rejestracyjnym lub w programach przetwarzających wyniki badań. Wykonanie tych badań pozwala na wyeliminowanie ewentualnych błędów systematycznych.

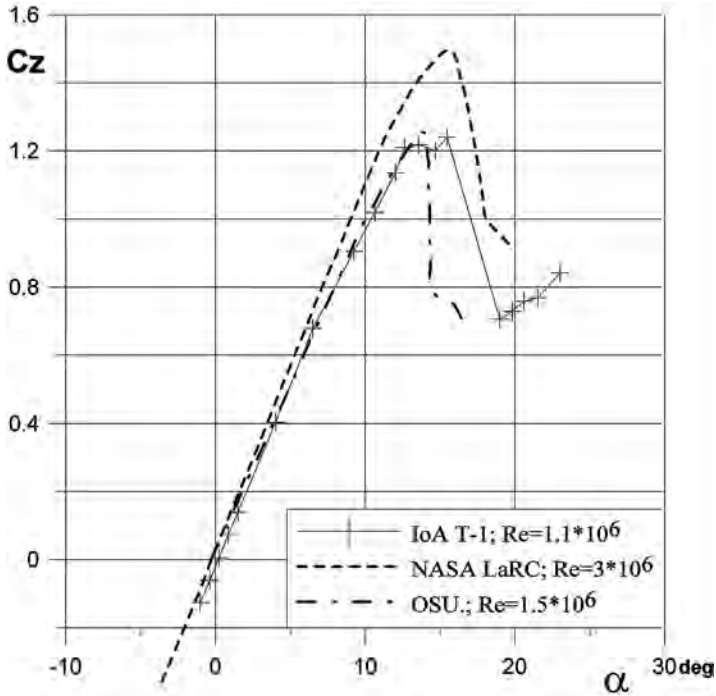
Oprócz przedstawionych powyżej powodów, dla których prowadzone są badania modeli wzorcowych, konieczność wykonywania takich badań wynika z wymogów jakie są stawiane laboratoriom akredytowanym przez Polskie Centrum Akredytacji, do których zaliczają się tunele Instytutu Lotnictwa.

W badaniach dwuwymiarowych (do których zaliczają się badania modeli profili) modelem uznawanym powszechnie za model wzorcowy, jest model profilu NACA 0012. Z tych też powodów, wyniki pomiaru statycznych charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych w trakcie niniejszych badań można było porównać z wynikami uzyskanymi w innych tunelach na świecie i dokonać analizy poprawności prowadzonych badań. W szczególności taka analiza była niezbędna ze względu na wprowadzone zmiany w systemie pomiarowo-rejestrującym oraz w programach przetwarzających wyniki badań.

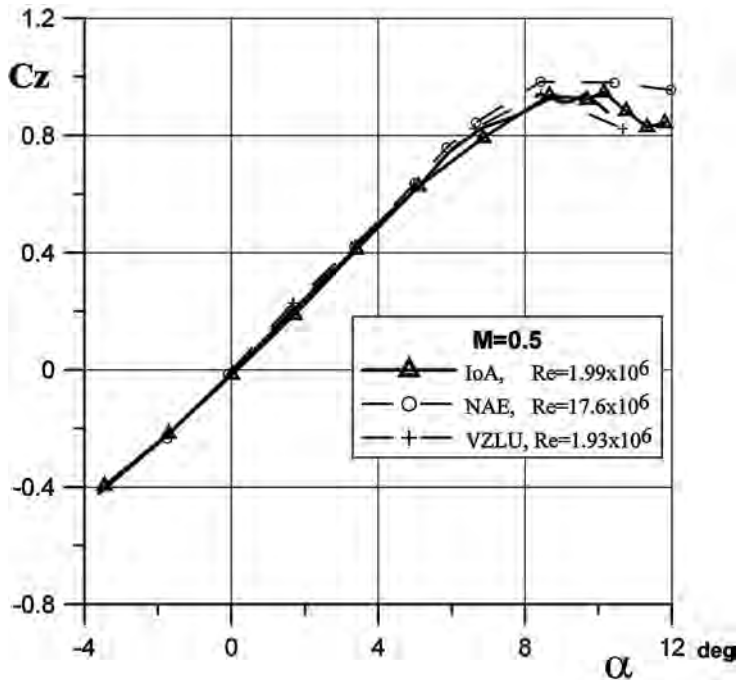
Korzystając z wyników badań profilu NACA 0012 wykonanych w innych tunelach na świecie i zamieszczonych w wybranej literaturze [75÷78], dokonano porównania statycznych charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych w tunelach T-1 oraz N-3 Instytutu Lotnictwa (dla modelu profilu NACA 0012 z uwzględnieniem poprawek interferencyjnych), z wynikami uzyskanymi w innych tunelach.

Na rys. 27 porównano zależność współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia uzyskane w przepływie nieściśliwym w Tunelu Małych Prędkości T-1 Instytutu Lotnictwa (IoA), oraz w NASA Langley Research Centre, USA (NASA LaRC) [75] i w Ohio State University, USA (OSU) [76].

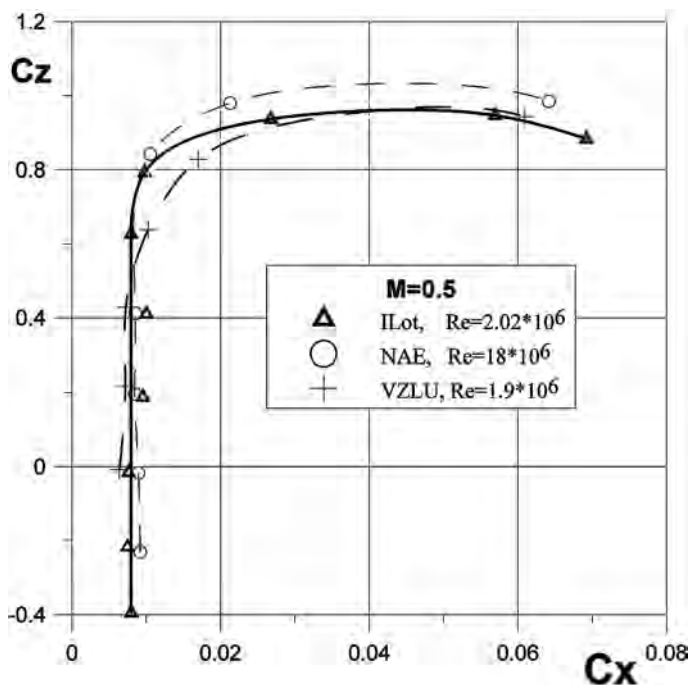
Z kolei na rys. 28 i 29 porównano zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia oraz w funkcji współczynnika siły oporu uzyskane w Tunelu Dużych Prędkości N-3 Instytutu Lotnictwa (IoA) oraz w Vyzkumny a Zkusebni Letecky Ustav, Czechy (VZLU) [77] i w National Aeronautical Establishment, Kanada (NAE) [78], dla liczby Macha $M = 0.5$.



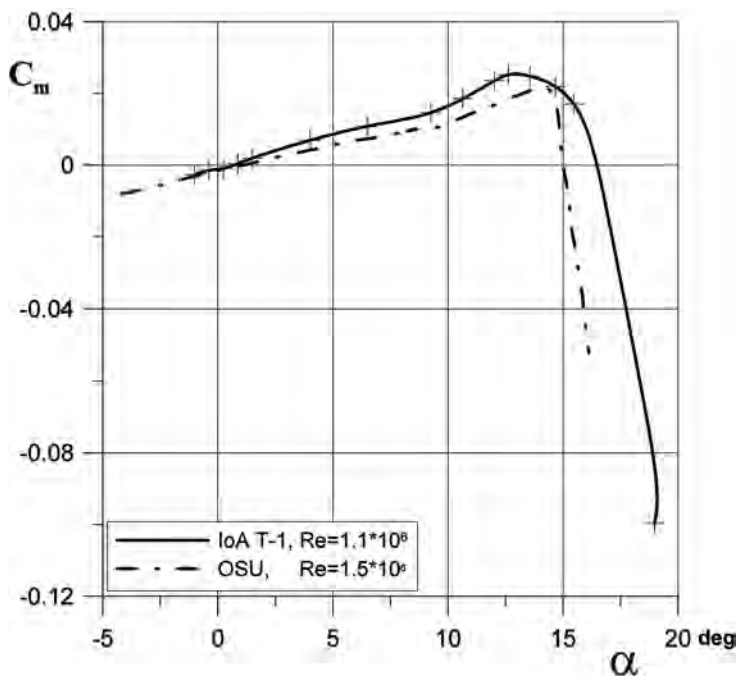
Rys. 27. Porównanie zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia uzyskane dla zakresu małych prędkości w tunelach IoA, NASA LaRC oraz OSU



Rys. 28. Porównanie zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia uzyskane dla liczby Macha $M = 0.5$ w tunelach IoA, NAE oraz VZLU



Rys. 29. Porównanie zależności współczynnika siły nośnej w funkcji współczynnika siły oporu uzyskane dla liczby Macha $M = 0.5$ w tunelach IoA, NAE oraz VZLU



Rys. 30. Porównanie zależności współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia uzyskane dla zakresu małych prędkości w tunelach IoA oraz OSU (Ohio State University)

Na rys. 30 porównano zależność współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia uzyskane w tunelu Małych Prędkości T-1 Instytutu Lotnictwa (IoA) oraz w Ohio State University, USA (OSU) [76].

Porównanie, przedstawionych powyżej charakterystyk aerodynamicznych profilu wzorcowego NACA 0012 uzyskanych z badań w tunelach T-1 oraz N-3 Instytutu Lotnictwa, z wynikami badań uzyskanymi w innych tunelach na świecie wykazało ich dość dobrą zgodność i to pomimo dość istotnych różnic w warunkach badań (różne liczby Reynolds'a). Wpływ liczb Reynolds'a uwidacznia się zwłaszcza w uzyskanych wartościach współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$, rys. 27. Na podstawie przeprowadzonych porównań uzyskanych wyników badań można stwierdzić poprawność stosowanej w tunelach T-1 i N-3 techniki badawczej (dla tego typu badań), a tym samym potwierdzić dobrą jakość uzyskiwanych wyników pomiarów.

7. CEL I ZAKRES BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH

Zasadniczym celem eksperymentalnych badań strumieniowych generatorów wirów przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa było nie tylko uzyskanie potwierdzenia, co do skuteczności działania zaproponowanych samozasilających się generatorów wirów, lecz także uzyskanie pewnej wiedzy praktycznej związanej z konstruowaniem tego typu generatorów. Ponadto ważnym problemem, który zdaniem autora wymagał wyjaśnienia, była kwestia istotnych różnic w wynikach badań uzyskanych przez Zhang i Li [70], a wynikami Selby [69], Pearcey'a [66] i Barberopoulos'a [71] w zakresie wartości optymalnego kąta przekoszenia Ψ_{opt} (rozd. 3.3). Z tych też powodów w pierwszej kolejności (opierając się na wiadomościach literaturowych) przeprowadzono badania konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów. Badania wykonano w Tunelu Małych Prędkości T-1 na modelu profilu NACA 0012. Przy czym zakres przeprowadzonych badań wpływu parametrów konstrukcyjnych tych generatorów na charakterystyki aerodynamiczne był znacząco szerszy niż dotychczas publikowany w literaturze (np. zakres badanych częstotliwości pulsacji strumienia, czy wpływ współczynnika wypełnienia sygnału sterującego zaworami). W badaniach tych określono wpływ wybranych parametrów konstrukcyjnych tych generatorów na efektywność ich działania. Następnie w oparciu o uzyskane wyniki badań skonstruowano samozasilające się strumieniowe generatory wirów. Generatory umieszczono na dwóch modelach profilu NACA 0012 i przebadano skuteczność ich działania, zarówno w zakresie małych prędkości (w tunelu T-1), jak i w zakresie wyższych prędkości (w tunelu N-3). Ponadto, w ramach niniejszej pracy w Tunelu Małych Prędkości T-1 przeprowadzono wizualizację wirów wytwarzanych przez strumieniowe generatory i to zarówno konwencjonalne, jak i proponowane samozasilające się. Celem tych badań było potwierdzenie tworzenia się struktur wirowych na profilu wyposażonym w generatory strumieniowe oraz określenie ich intensywności.

8. WARUNKI BADAŃ

Omawiane w niniejszej pracy eksperymentalne badania charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA0012 wyposażonego w strumieniowe generatory wirów wykonane zostały w warunkach przedstawionych w tabelach 1 i 2. Warunki badań wizualizacyjnych przedstawiono w tabeli 3.

Tabela 1. Warunki badań charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA0012 wyposażonego w konwencjonalne strumieniowe generatory wirów w Tunelu Małych Prędkości T-1

Liczba Macha przepływu niezakłóconego	$M = 0.05, 0.075, 0.1$
Liczba Reynolds'a przepływu niezakłóconego	$Re = 0.6 \times 10^6$ ($M = 0.05$) $Re = 1.1 \times 10^6$ ($M = 0.1$)
Wymiary przekroju wylotowego dysz	5.6 mm x 1.1 mm (wariant 1) 7.2 mm x 1.2 mm (wariant 2)
Kąty natarcia profilu*	$\alpha = -2.7^\circ \div 21.7^\circ$
Kąty przekoszenia	$\Psi = 30^\circ, 60^\circ, 75^\circ$
Kąty pochylenia	$\Phi = 20^\circ, 30^\circ$
Rozstaw dysz	$z_d = 27.5, 55$ mm
Wydatek powietrza wypływającego przez dyszę	$Q_m = 10^{-4} \div 10^{-3}$ kg/s
Względna prędkość strumienia VR	$1.2 \div 4.6$

* z uwzględnieniem poprawek interferencyjnych

Współczynniki siły nośnej oraz momentu pochyłającego profilu NACA 0012 obliczane były na podstawie pomierzonych na powierzchni modelu rozkładów ciśnienia. Ze względu na trójwymiarowy charakter opływu modelu profilu, wywołany tworzeniem się struktur wirowych na górnej powierzchni modelu, pomiar rozkładu ciśnienia wykonano w trzech przekrojach tego modelu. Prezentowane w niniejszej pracy wartości współczynników siły nośnej oraz momentu pochyłającego stanowią uśrednioną wartość tych współczynników obliczoną z tych trzech przekrojów. Współczynnik siły oporu modelu profilu NACA 0012 obliczany był metodą pomiaru straty wydatku na podstawie rozkładu ciśnień na sondzie wzdluznej.

Tabela 2. Warunki badań charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA0012 wyposażonego w samozasilające się strumieniowe generatory wirów w Tunelu Małych Prędkości T-1 oraz w Tunelu Dużych Prędkości N-3

Liczba Macha przepływu niezakłóconego	$M = 0.05 \div 0.85$
Liczba Reynolds'a przepływu niezakłóconego	$Re = 0.6 \times 10^6$ ($M = 0.05$) $Re = 2.6 \times 10^6$ ($M = 0.85$)
Wymiary dysz: Tunel Małych Prędkości T-1 Tunel Dużych Prędkości N-3	7.2 mm x 1.2 mm 3 mm x 0.6 mm
Kąty natarcia profilu*	$\alpha = -2.7^\circ \div 21.7^\circ$
Kąty przekoszenia	$\Psi = 60^\circ$
Kąty pochylenia	$\Phi = 30^\circ$
Rozstaw dysz: Tunel Małych Prędkości T-1 Tunel Dużych Prędkości N-3	$z_d = 55$ mm $z_d = 19.8$ mm
Wydatek powietrza wypływającego przez dyszę**	$Q_m = 2.1 \times 10^{-4}$ kg/s
Względna prędkość strumienia VR**	1.6

* z uwzględnieniem poprawek interferencyjnych

** obliczenia numeryczne dla $M = 0.05$ oraz $\alpha = 14^\circ$

Tabela 3. Warunki badań wizualizacyjnych modelu profilu NACA0012 wyposażonego w konwencjonalne i samozasilające się strumieniowe generatory wirów w Tunelu Małych Prędkości T-1

Liczba Macha przepływu niezakłóconego	$M = 0.05, 0.075$
Liczba Reynolds'a przepływu niezakłóconego	$Re = 0.6 \times 10^6$ ($M = 0.05$) $Re = 0.84 \times 10^6$ ($M = 0.075$)
Wymiary przekroju wylotowego dysz	5.6 mm x 1.1 mm (wariant 1) 7.2 mm x 1.2 mm (wariant 2)
Kąty natarcia profilu*	$\alpha = -2.7^\circ \div 21.7^\circ$
Kąty przekoszenia	$\Psi = 60^\circ$
Kąty pochylenia	$\Phi = 30^\circ$
Rozstaw dysz	$z_d = 55$ mm
Wydatek powietrza wypływającego przez dyszę	$Q_m = 10^{-4} \div 10^{-3}$ kg/s
Względna prędkość strumienia VR	2 ÷ 4

9. WYNIKI EKSPERYMENTALNYCH BADAŃ WPŁYWU PARAMETRÓW KONSTRUKCYJNYCH KONWENCJONALNYCH STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE PROFILU NACA 0012.

Eksperymentalne badania podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA 0012 wyposażonego w konwencjonalne strumieniowe generatorów wirów przeprowadzone zostały w tunelu Małych Prędkości T-1. Zasadniczym celem tych badań było określenie wpływu szeregu wybranych parametrów, charakteryzujących te generatory wirów, na współczynniki aerodynamiczne profilu NACA 0012. Badano wpływ następujących parametrów:

- prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów,
- kąta pochylenia i przekoszenia strumieni powietrza,
- częstotliwości pulsacji strumienia i wartości współczynnika wypełnienia sygnału sterującego W .

9.1 Wpływ prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne.

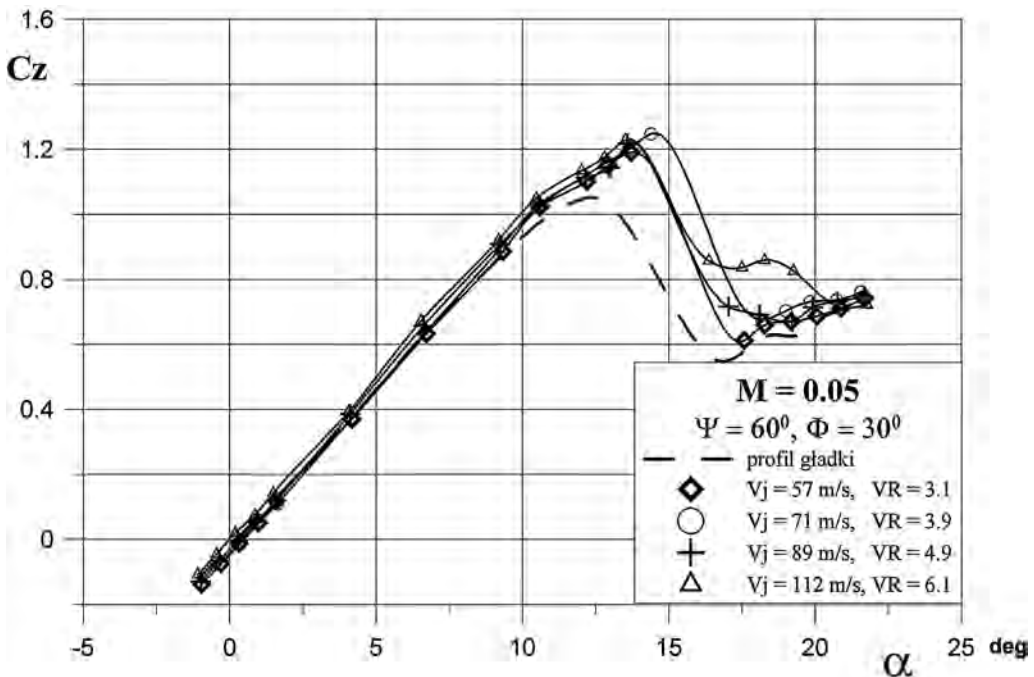
Celem określenia wpływu prędkości strumieni wylatujących z dysz konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012 przeprowadzono pomiary tych charakterystyk, przy różnych wydatkach powietrza wypływających z dysz generatorów i nie zmienionych wymiarach tych dysz. W trakcie tych badań wielkość wspomnianego wydatku była sterowana zaworem regulacyjnym i zmieniała się w zakresie $Q_m = 4.5 \div 11.7 \times 10^{-4}$ kg/s, co odpowiadało prędkościom wypływu strumieni powietrza $V_j = 57 \div 112$ m/s. Jak wykazały badania, celem uzyskania wydatków powietrza w dyszach, większych niż $Q_m = 8 \times 10^{-4}$ kg/s, zaistniała konieczność wstrzymania przepływu w dwóch zewnętrznych dyszach. Tak więc, w tych przypadkach używanych było osiem z dziesięciu dysz zamontowanych na segmencie profilu. Natomiast celem uzyskania wydatków powietrza w dyszach, większych niż $Q_m = 11 \times 10^{-4}$ kg/s trzeba było wstrzymać przepływ w dwóch następnych zewnętrznych dyszach. W tym przypadku, używanych było tylko sześć z dziesięciu dysz. Wstrzymywanie przepływu przez dysze było realizowane przy użyciu zaworów elektromagnetycznych umieszczonych wewnątrz modelu. W trakcie omawianych badań pozostałe parametry charakteryzujące strumieniowe generatory wirów pozostawały nie zmienione, tabela 4.

Tabela 4. Warunki badań wpływu prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

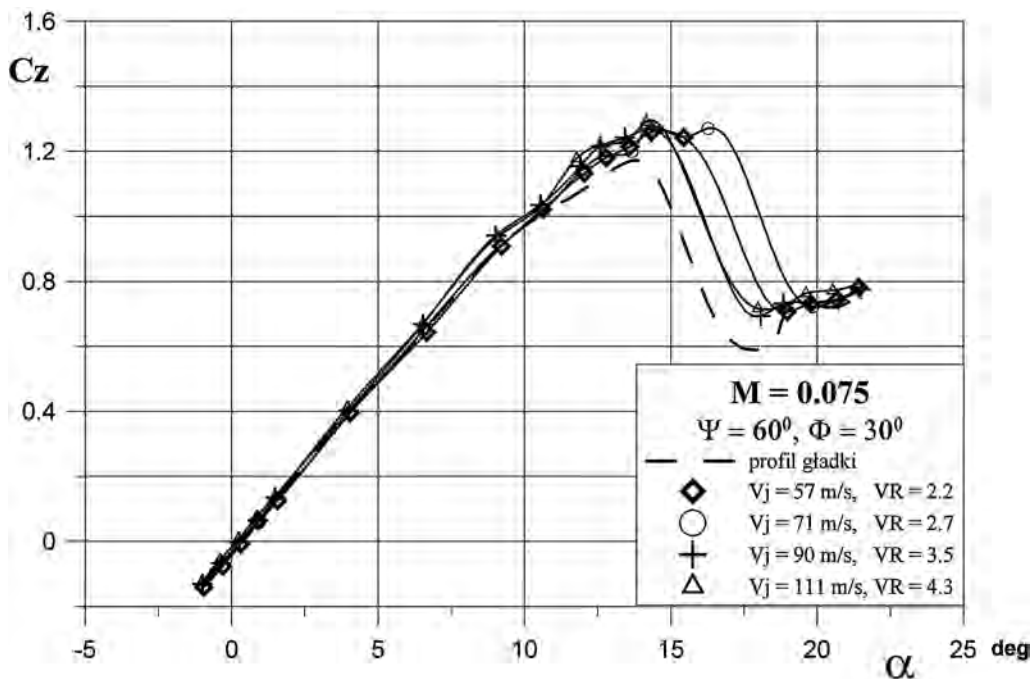
M	α [°]	V_∞ [m/s]	V_j [m/s]	Q_m [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05	2.7÷21.7	18.3	57, 71, 89, 112	4.5*10 ⁻⁴ ,	0.6*10 ⁶	60	30	5.6 x 1.1
0.075		25.9		6.2*10 ⁻⁴ ,	0.84*10 ⁶			
0.1		34.4		8.6*10 ⁻⁴ ,	1.12*10 ⁶			
				11.7*10 ⁻⁴				

Na rys. 31÷33 przedstawiono wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz generatorów na zależność współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla liczb Macha $M = 0.05, 0.075$ oraz 0.1 .

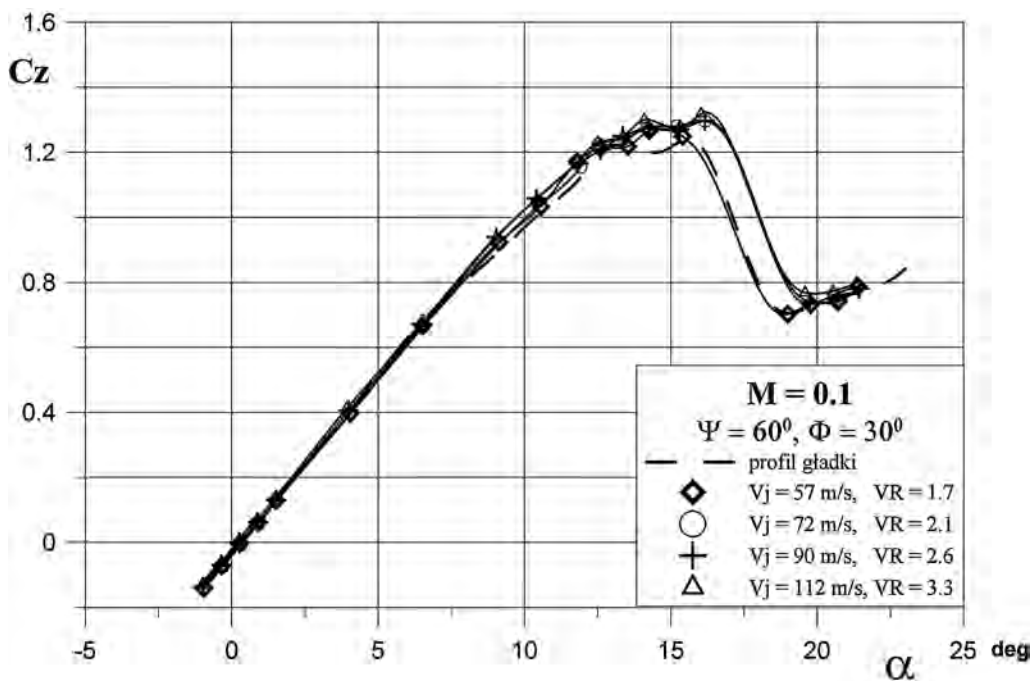
Korzystając z powyższych zależności dokonano oceny wpływu prędkości strumieni wylatujących z dysz generatorów wirów, oraz liczby Reynolds'a przepływu niezakłóconego na skuteczność działania tych generatorów (mierzonej przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej $\Delta C_{z_{max}}$ oraz przyrostem wartości krytycznego kąta natarcia $\Delta \alpha_{kr}$). Przyrosty wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia przedstawiono w funkcji bezwymiarowego współczynnika prędkości VR , czyli uśrednionej prędkości wypływu powietrza z dysz V_j odniesionej do prędkości przepływu niezakłóconego V_∞ , rys. 34 i 35.



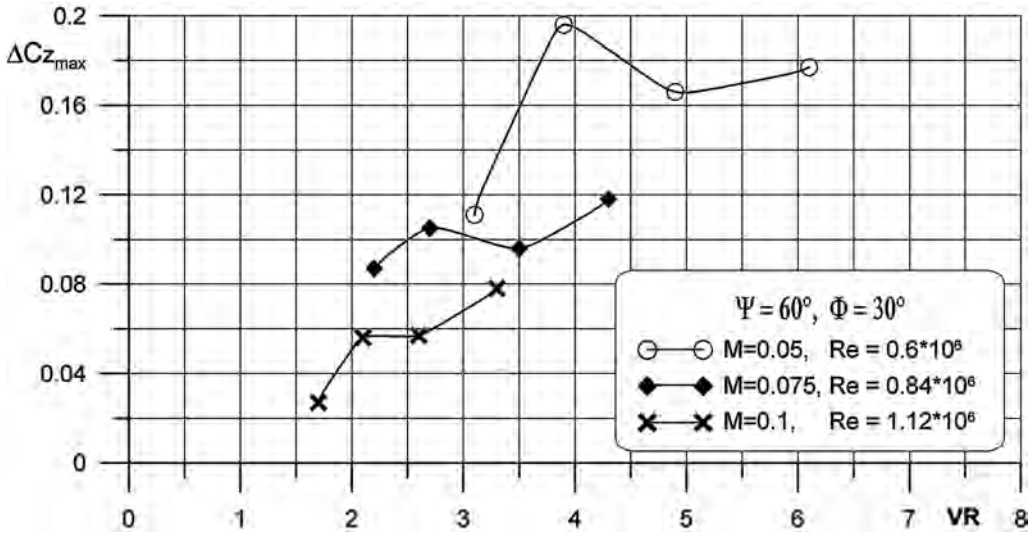
Rys. 31. Wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$



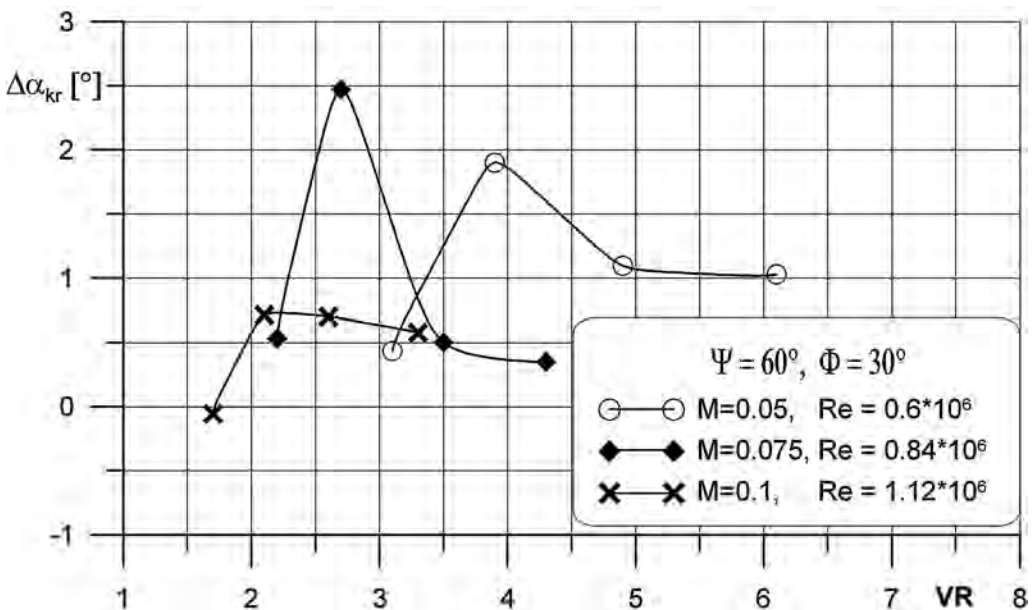
Rys. 32. Wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



Rys. 33. Wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.1$



Rys. 34. Wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz generatorów oraz liczby Reynoldsa przepływu niezakłóconego na przyrost współczynnika maksymalnej siły nośnej



Rys. 35. Wpływ prędkości strumieni wylatujących z dyszy generatorów oraz liczby Reynoldsa przepływu niezakłóconego na przyrost wartości krytycznego kąta natarcia

Analiza przedstawionych zależności prowadzi do następujących wniosków:

- wzrost prędkości strumieni wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów, przy stałej prędkości przepływu niezakłóconego, skutkuje wzrostem wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$. Efekt ten stwierdzono w całym badanym zakresie prędkości tego strumienia, tj. $V_j = 57 \div 112$ m/s, co odpowiada wartościom współczynnika prędkości $VR = 1.7 \div 6.1$. Na tej podstawie można

domniemywać, że w całym tym zakresie prędkości strumieni, jak i badanych prędkości przepływu niezakłóconego, na górnej powierzchni segmentu profilu tworzą się struktury wirowe. Tak więc, wiry te tworzą się również dla najmniejszej badanej prędkości wypływu strumienia, tj. $V_j = 57$ m/s, przy najwyższej badanej w tunelu T-1 prędkości przepływu niezakłóconego tj. $V_\infty = 34.4$ m/s. Wniosek ten jest istotny ze względu na możliwość zastosowania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów, w których prędkości wypływu strumieni z dysz są znacznie mniejsze, niż w przypadku konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów.

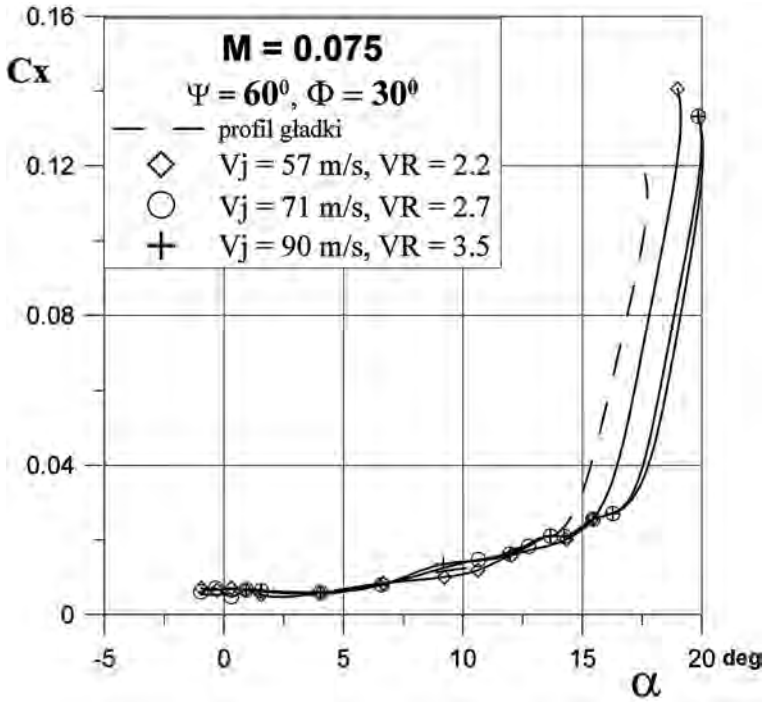
- skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów mierzona przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej $\Delta C_{z_{max}}$ w istotny sposób zależna jest od wzajemnej relacji pomiędzy prędkością strumieni powietrza wylatujących z dysz generatorów wirów, a prędkością przepływu niezakłóconego. Stwierdzono bowiem, że wzrost prędkości przepływu niezakłóconego (czyli w konsekwencji wzrost liczby Reynolds'a tego przepływu), przy stałej prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz generatorów, powoduje spadek skuteczności działania generatorów wirów. I tak przykładowo, przy $VR = 3.3$ przyrosty współczynnika maksymalnej siły nośnej $\Delta C_{z_{max}}$ dla różnych badanych liczb Reynolds'a przedstawiają się następująco, tabela 5.
- wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na wartość krytycznego kąta natarcia α_{kr} jest odmienny, niż na $C_{z_{max}}$. Otóż stwierdzono, że niezależnie od wartości liczby Reynolds'a przepływu niezakłóconego, przy której wykonywane były badania, wzrost krytycznego kąta natarcia wraz ze wzrostem prędkości strumieni wylatujących z dysz, ma miejsce tylko dla najniższych badanych wartości współczynnika prędkości VR . Przy dalszym wzroście prędkości strumieni wylatujących z dysz wartość krytycznego kąta natarcia osiąga pewne maksimum, po czym zaczynała spadać. Oznacza to, że dla każdej z badanych liczb Reynolds'a istnieje pewna optymalna wartość współczynnika prędkości wypływu strumieni z dysz generatora VR , przy której przyrost krytycznego kąta natarcia jest najwyższy. W badanych warunkach ta optymalna wartość współczynnika prędkości, odpowiada stałej wartości prędkości strumieni wylatujących z dysz wynoszącej $V_j = 71$ m/s, tabela 6

Tabela 5. Przyrosty współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$ dla profilu NACA 0012 będące efektem działania strumieniowych generatorów wirów, dla $VR = 3.3$ i różnych badanych liczb Reynolds'a

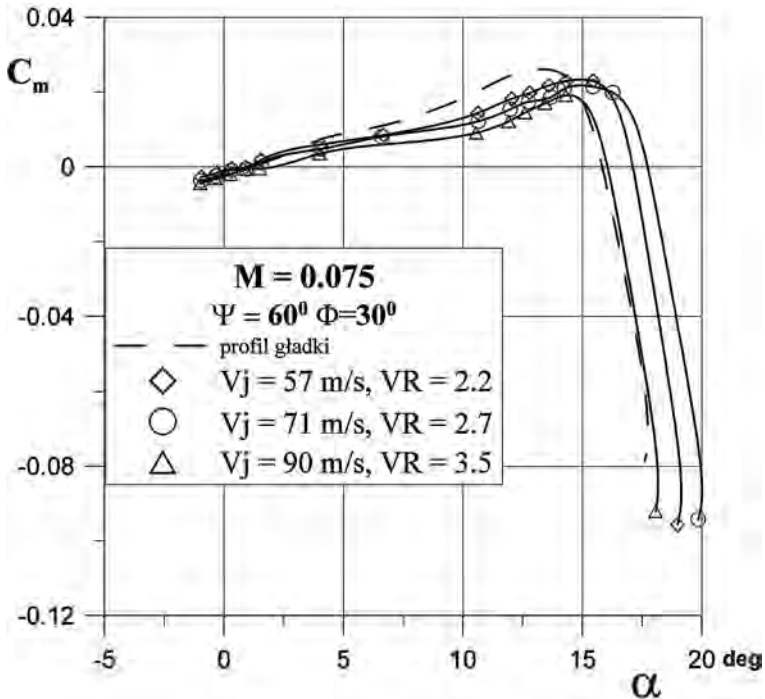
Re	$\Delta C_{z_{max}}$
$0.6 \cdot 10^6$	0.140
$0.84 \cdot 10^6$	0.098
$1.12 \cdot 10^6$	0.078

Tabela 6. Optymalna (ze względu na przyrost krytycznego kąta natarcia) wartość współczynnika prędkości wypływu strumieni z dysz, dla badanych liczb Reynolds'a

Re	VR_{opt}	V_j [m/s]
$0.6 \cdot 10^6$	3.9	71
$0.84 \cdot 10^6$	2.7	71
$1.12 \cdot 10^6$	2.1	71



Rys. 36. Wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_x = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



Rys. 37. Wpływ prędkości strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_m = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

Dla badanego zakresu prędkości strumieni wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów i kątów natarcia mniejszych niż α_{kr} , nie stwierdzono istotnego wpływu prędkości tego strumienia na wartość współczynnika siły oporu profilu NACA 0012, rys. 36. W zakresie wyższych badanych kątów natarcia, zastosowanie strumieniowych generatorów wirów opóźnia oderwanie przepływu. Opóźnienie oderwania przepływu skutkuje spadkiem oporu. Jednak powyżej wspomnianej wcześniej prędkości $V_j = 71$ m/s (która była prędkością optymalną ze względu na przyrost krytycznego kąta natarcia), dalszy wzrost prędkości strumieni wylatujących z dysz nie powoduje już spadku oporu w zakresie nadkrytycznych kątów natarcia.

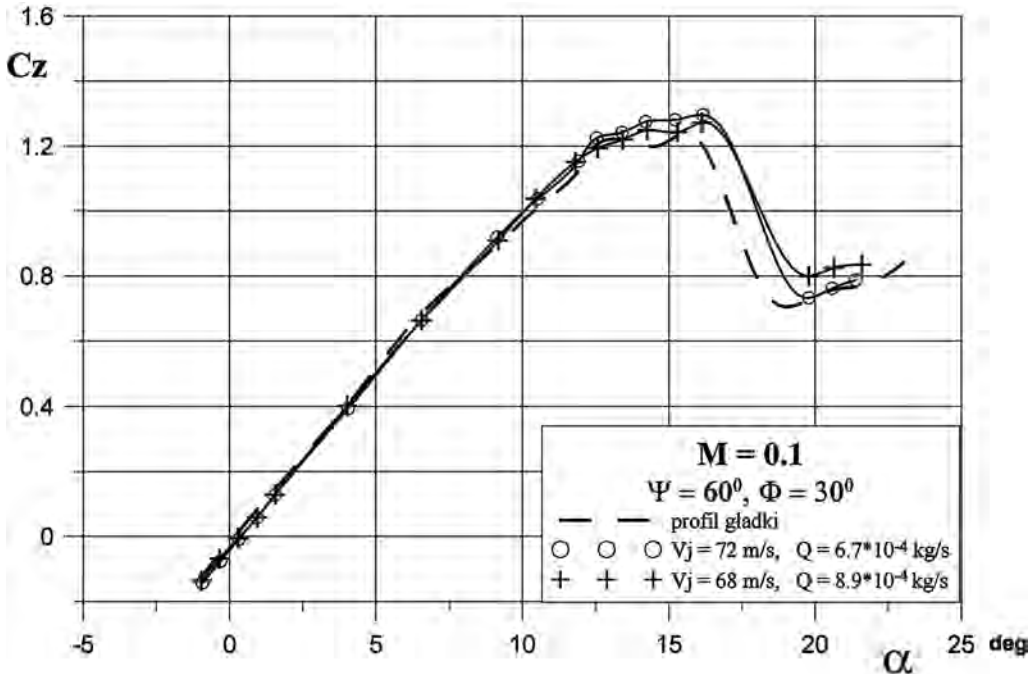
Przeprowadzone badania wykazały, że w zakresie podkrytycznych kątów natarcia, wraz ze wzrostem prędkości wypływu strumieni z dysz generatorów wirów wartość współczynnika momentu pochylającego nieco maleje, co związane jest ze zmianą rozkładu ciśnienia na górnej powierzchni profilu, w tym w części spływowej profilu (rys. 61). Spada również wartość pochodnej $dC_m/d\alpha$. W zakresie nadkrytycznych kątów natarcia opóźnienie oderwania przepływu skutkuje wzrostem wartości współczynnika momentu pochylającego, rys. 37.

W ramach niniejszej pracy wykonano również badania wpływu wydatku powietrza przepływającego przez dysze generatorów wirów, przy stałej prędkości strumieni wylatujących z tych dysz, na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012. W tym celu na modelu profilu zamontowano dysze o większych przekrojach poprzecznych tj. $a = 7.2$ mm i $b = 1.2$ mm w porównaniu do poprzednio stosowanych ($a = 5.6$ mm i $b = 1.1$ mm). Równocześnie zwiększono ciśnienie powietrza dostarczanego do strumieniowych generatorów wirów tak, aby zwiększając wydatek powietrza przepływającego przez dysze, zachować w przybliżeniu tę samą prędkość wylatującego powietrza tj. $V_j \approx 70$ m/s. Zwiększenie wydatku powietrza wymagało wyłączenia z zasilania dwóch (z dziesięciu zamontowanych) skrajnych dysz generatorów. W trakcie omawianych badań pozostałe parametry charakteryzujące strumieniowe generatory wirów pozostawały nie zmienione, tabela 7.

Tabela 7. Warunki badań wpływu wydatku powietrza przepływającego przez dysze generatorów wirów, przy stałej prędkości strumieni wylatujących z tych dysz, na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

M	α [°]	V_∞ [m/s]	V_j [m/s]	Q_m (jedna dysza) [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05 0.075 0.1	-2.7÷21.7	18.3 25.9 34.4	≈ 70	$6.7 \cdot 10^{-4}$ i $8.6 \cdot 10^{-4}$	$0.6 \cdot 10^6$ $0.84 \cdot 10^6$ $1.12 \cdot 10^6$	60	30	5.6x1.1, 7.2 x 1.2

Analiza wyników badań wpływu wydatku powietrza przepływającego przez dysze generatorów wirów, przy stałej prędkości strumieni wylatujących z tych dysz wskazuje, że w badanym zakresie parametrów generatorów, zmiana wielkości wydatków nie ma większego wpływu na uzyskane charakterystyki aerodynamiczne. Na rys 38 przedstawiono przykładowo wpływ wydatku powietrza przepływającego przez dyszę na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.1$.



Rys. 38. Wpływ wydatku powietrza wylatującego z dysz na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.1$

9.2 Wpływ kąta przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dyszy strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne.

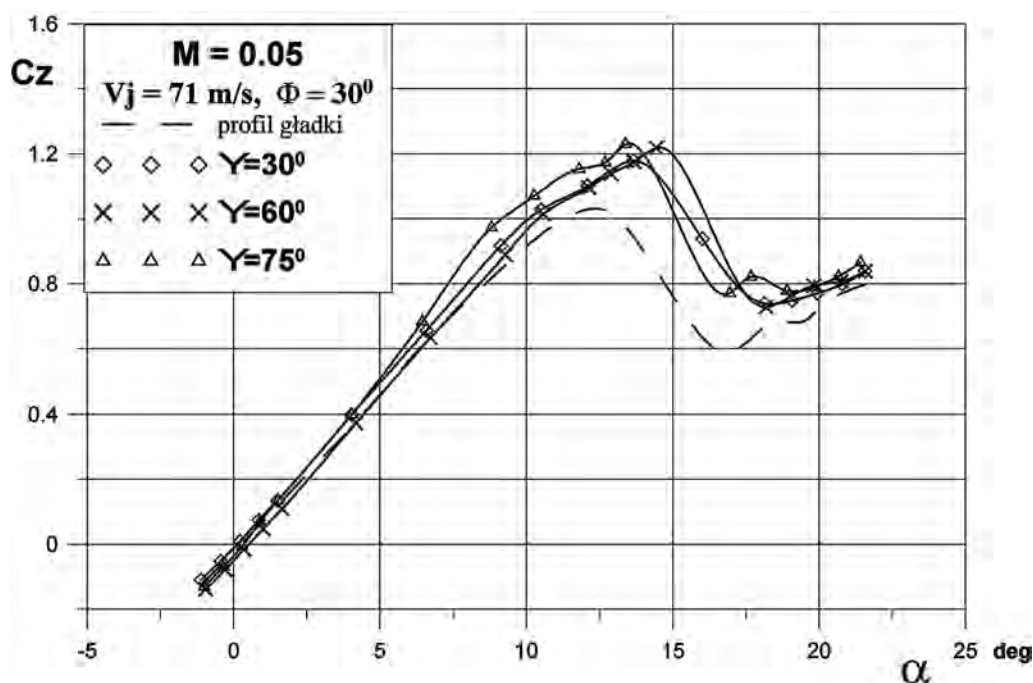
Tak jak już wspomniano w rozdziale 3.3 na podstawie obecnego stanu wiedzy można stwierdzić, że wartość kąta przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów odgrywa decydującą rolę w tworzeniu się silnego wiru na opływanej powierzchni. Wykazano bowiem, że powyżej pewnego krytycznego kąta przekoszenia Ψ następuje jakościowa zmiana opływu, w trakcie której dwa wiry kontrrotacyjne (tworzące się przy małych wartościach kąta przekoszenia) zostają zastąpione przez jeden silny wir, co w istotny sposób wzmacnia efekt jego oddziaływania na warstwę przyścienną. Wir ten ulega wzmocnieniu przy dalszym wzroście kąta przekoszenia, aż do osiągnięcia maksymalnej intensywności, przy pewnej optymalnej wartości tego kąta. Większość badaczy zajmująca się tym zagadnieniem [66, 67, 71] wskazywała, że ta optymalna wartość kąta przekoszenia wynosi około 60° .

W ramach niniejszych badań w tunelu Małych Prędkości T-1 przeprowadzono pomiary charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012, przy różnych kątach przekoszenia strumieni wylatujących z dysz generatorów wirów. Ze względu na dużą pracochłonność związaną ze zmianą kąta przekoszenia dysz generatorów wirów na modelu (każdorazowo, wymagało to odpowiedniego ustawienia i wklejenia 10 dysz), badania wykonano jedynie przy trzech różnych kątach przekoszenia, a mianowicie: $\Psi = 30^\circ, 60^\circ$ i 75° . W trakcie omawianych badań pozostałe parametry charakteryzujące strumieniowe generatory wirów pozostawały nie zmienione, tabela 8.

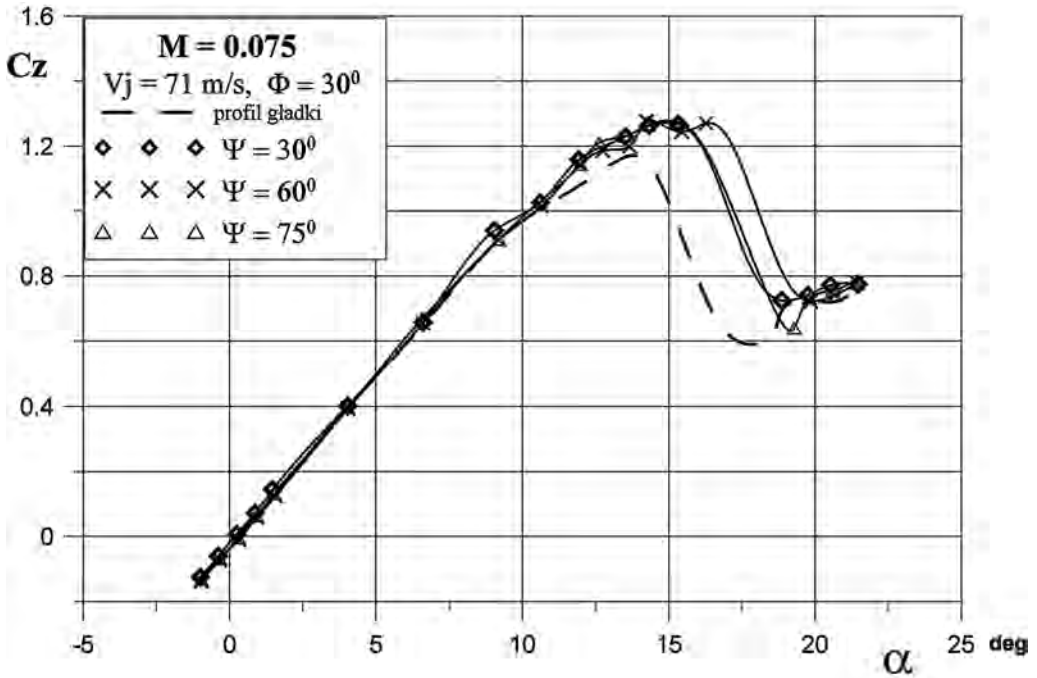
Tabela 8. Warunki badań wpływu kąta przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

M	α [°]	V_∞ [m/s]	V_j [m/s]	Qm [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05		18.3			$0.6 \cdot 10^6$	30,		
0.075	-2.7÷21.7	25.9	71	$6.2 \cdot 10^{-4}$	$0.84 \cdot 10^6$	60,	30	5.6 x 1.1
0.1		34.4			$1.12 \cdot 10^6$	75		

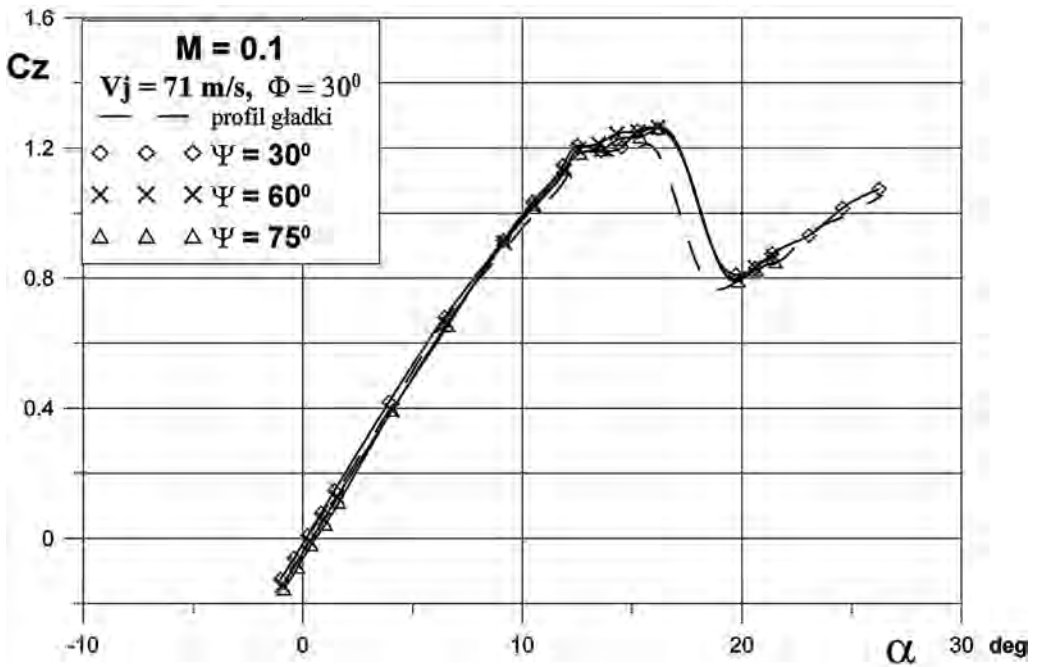
Na rys. 39÷41 przedstawiono wpływ kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz na zależność współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla liczb Macha $M = 0.05, 0.075$ oraz 0.1 .



Rys. 39. Wpływ kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$

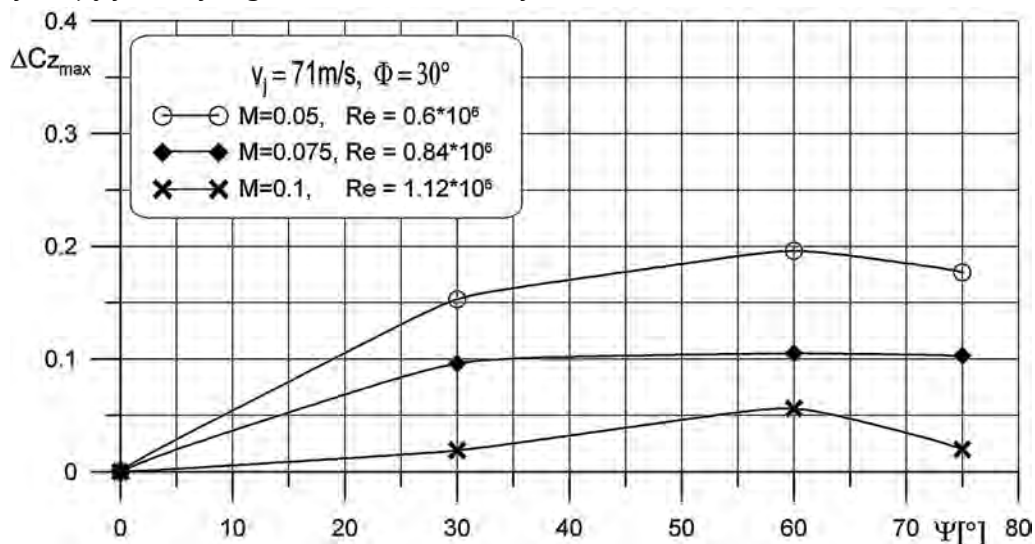


Rys. 40. Wpływ kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

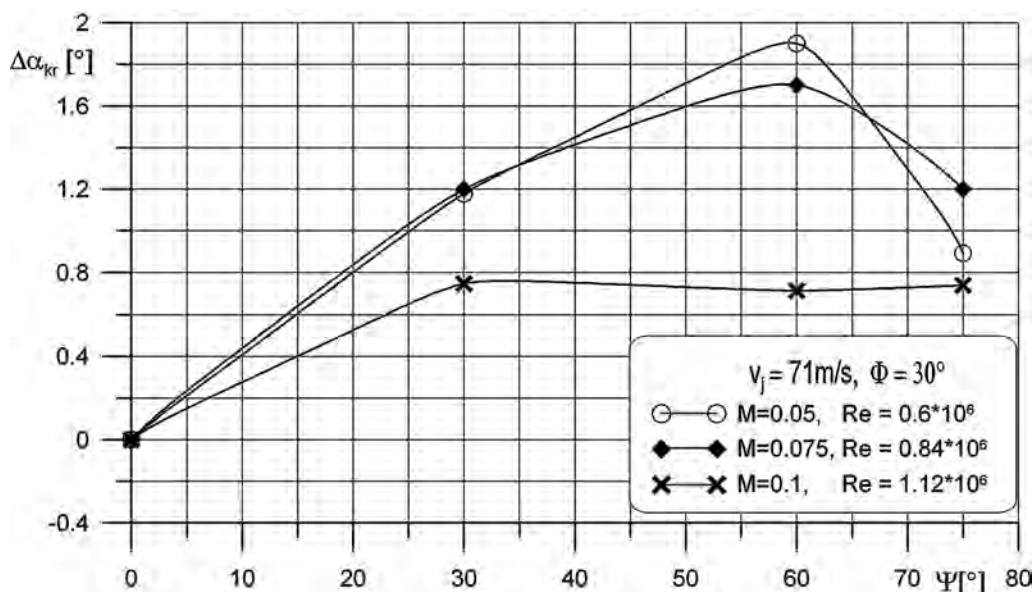


Rys. 41. Wpływ kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.1$

Korzystając z powyższych zależności dokonano oceny wpływu kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz generatorów wirów oraz liczby Reynolds'a przepływu niezakłóconego na skuteczność działania tych generatorów, mierzonej przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej Cz_{max} , oraz przyrostem wartości krytycznego kąta natarcia α_{kr} . Wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz przyrost wartości krytycznego kąta natarcia przedstawiono w funkcji kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz generatorów wirów, rys. 42 i 43.



Rys. 42. Wpływ kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz generatorów oraz liczby Reynolds'a przepływu niezakłóconego na współczynnik maksymalnej siły nośnej



Rys. 43. Wpływ kąta przekoszenia strumieni wylatujących z dysz generatorów oraz liczby Reynolds'a przepływu niezakłóconego na przyrost wartości krytycznego kąta natarcia

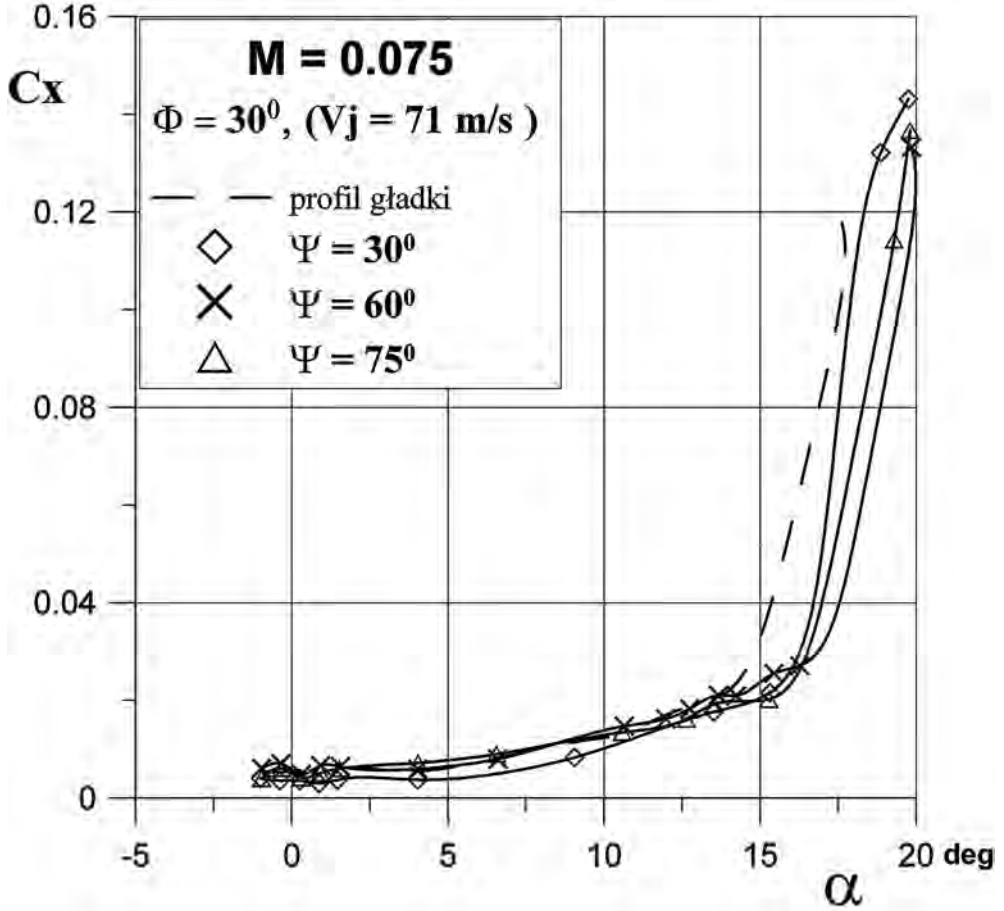
Analiza przedstawionych zależności prowadzi do następujących wniosków:

- kąt przekoszenia strumieni wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów w istotny sposób wpływa na skuteczność działania tych generatorów, mierzoną przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej, oraz przyrostem wartości krytycznego kąta natarcia. Przy czym najwyższy przyrost tej skuteczności występuje wraz ze wzrostem kątów przekoszenia w zakresie $\Psi < 30^\circ$. Jak można przypuszczać, fakt ten związany jest z jakościową zmianą opływu strumienia wylatującego z dyszy, kiedy to dwa słabsze wiry kontrrotacyjne zostają zastąpione przez jeden silny wir.
- przeprowadzone badania potwierdziły wnioski wynikające z badań opisanych w literaturze, że istnieje pewna optymalna wartość kąta przekoszenia, przy której skuteczność działania strumieniowych generatorów jest najwyższa. Wartość tego optymalnego kąta wynosi $\Psi_{\text{opt.}} \approx 60^\circ$. Tak więc, uzyskaną inną wartość tego kąta, niż otrzymali Hang i Li [53] (czyli $\Psi_{\text{opt.}} \approx 30^\circ$), natomiast była ona zgodna z wynikami badań Selby [52], Pearcey'a [49] i Barberopoulos'a [54].
- wzrost liczby Reynolds'a przepływu niezakłóconego (przy stałej wartości prędkości strumienia wylatującego z dysz generatorów) skutkuje generalnie spadkiem skuteczności działania strumieniowych generatorów wirów, gdyż maleje prędkość względna strumieni, określana współczynnikiem VR. Przyrosty wartości współczynnika maksymalnej siły Cz_{max} oraz krytycznego kąta natarcia α_{kr} , związane z efektem działania strumieniowych generatorów wirów, a uzyskane dla optymalnej wartości kąta przekoszenia $\Psi_{\text{opt.}} = 60^\circ$ i badanych liczb Reynolds'a, przedstawiono w tabeli 9.

Tabela 9. Przyrosty wartości współczynnika maksymalnej siły Cz_{max} oraz krytycznego kąta natarcia α_{kr} , uzyskane dla optymalnej wartości kąta przekoszenia $\Psi_{\text{opt.}} = 60^\circ$ i badanych liczb Reynolds'a

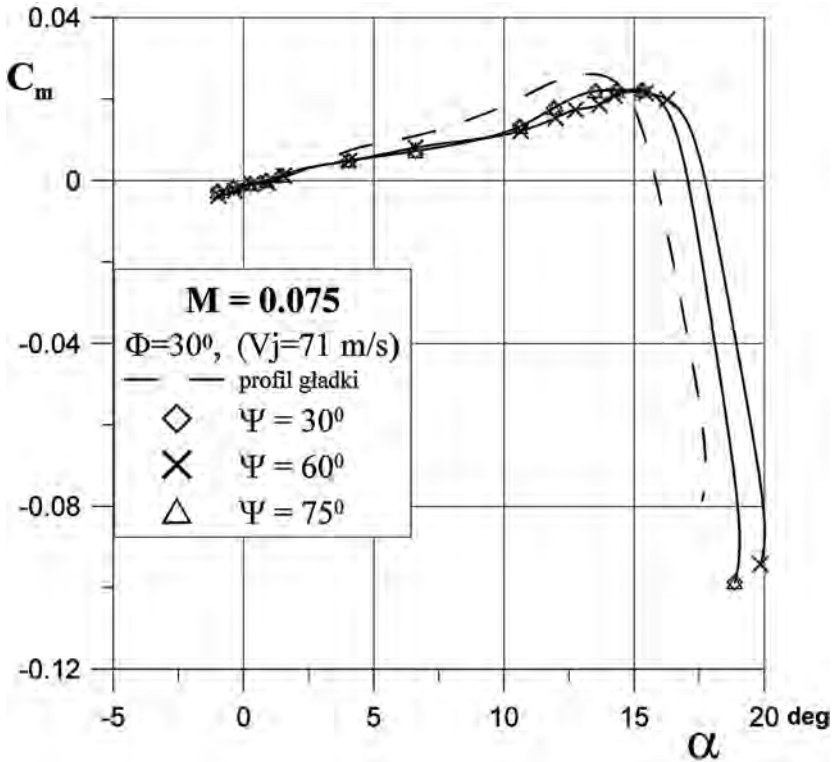
Re	ΔCz_{max}	$\Delta \alpha_{\text{kr}}$ [deg]
$0.6 \cdot 10^6$	0,20	1,90
$0.84 \cdot 10^6$	0,11	1,70
$1.12 \cdot 10^6$	0,06	0,71

W zakresie podkrytycznych kątów natarcia wpływ kąta przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dysz generatorów wirów w niewielkim stopniu wpływa na wartość współczynnika siły oporu profilu NACA 0012, rys. 44. Jedynie dla kąta przekoszenia $\Psi = 30^\circ$ stwierdzono minimalny spadek oporu. W zakresie wyższych badanych kątów natarcia, zastosowanie strumieniowych generatorów wirów opóźnienia oderwanie przepływu. Opóźnienie oderwania przepływu skutkuje istotnym spadkiem oporu w tym zakresie kątów natarcia. Tak jak już wspomniano wcześniej, najwyższą efektywność działania strumieniowych generatorów wirów stwierdzono dla kąta przekoszenia strumieni $\Psi \approx 60^\circ$. Dlatego też największy spadek oporu w zakresie nadkrytycznych kątów natarcia stwierdzono dla tego optymalnego kąta przekoszenia.



Rys. 44. Wpływ kąta przekoszenia na zależność $C_x = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

Na rys. 45 przedstawiono wpływ kąta przekoszenia na zależności współczynnika momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia, dla liczby Macha $M = 0.075$. Można stwierdzić, że tworzenie się wirów na górnej powierzchni profilu powoduje zmniejszenie wartości współczynnika momentu oraz pochodnej $dC_m/d\alpha$ (z $dC_m/d\alpha \approx 0.1$ dla profilu gładkiego do $dC_m/d\alpha \approx 0.06$ dla profilu z nadmuchem). Przy zmianie kąta przekoszenia w zakresie $\Psi = 30 \div 75^\circ$ wartość pochodnej $dC_m/d\alpha$ pozostaje niezmienną. W zakresie nadkrytycznych kątów natarcia opóźnienie oderwania przepływu skutkuje wzrostem wartości współczynnika momentu pochylającego.



Rys. 45. Wpływ kąta przekoszenia na zależność $C_m = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

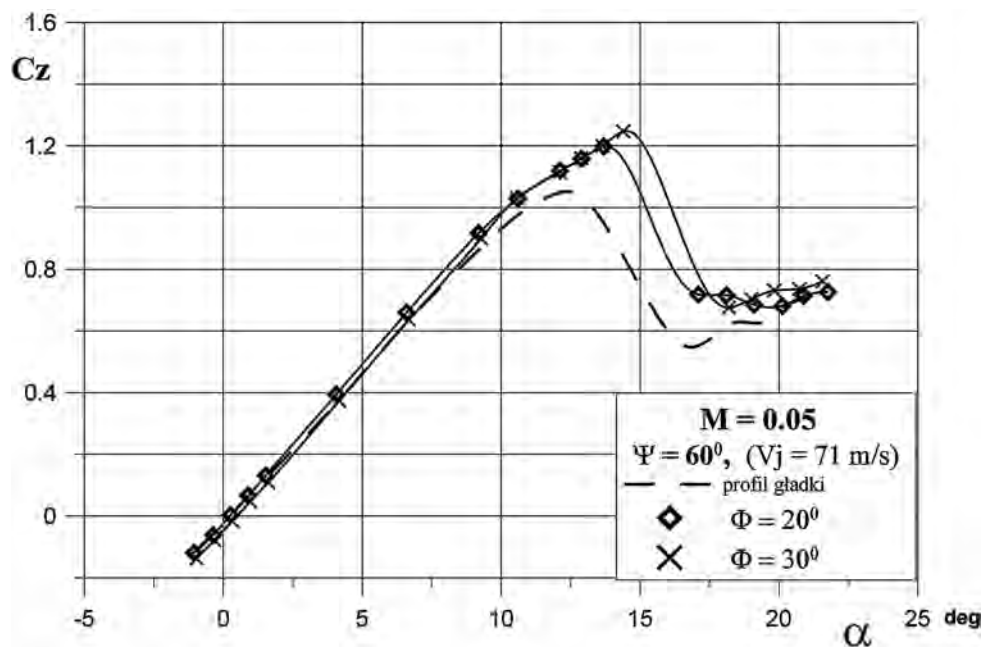
9.3 Wpływ kąta pochylenia strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne.

Opisane w literaturze badania strumieniowych generatorów wirów wskazują, że ze względu na skuteczność ich działania, optymalna wartość kąta pochylenia strumieni powietrza wylatujących z dysz tych generatorów względem opływanej powierzchni, wynosi $\Phi \approx 30^\circ$ [64, 69, 79]. W tunelu Małych Prędkości T-1 przeprowadzono pomiary charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012, przy dwóch różnych kątach pochylenia tego strumienia, a mianowicie: $\Phi = 20^\circ$ i 30° . W trakcie omawianych badań pozostałe parametry charakteryzujące strumieniowe generatory wirów pozostawały nie zmienione, tabela 10.

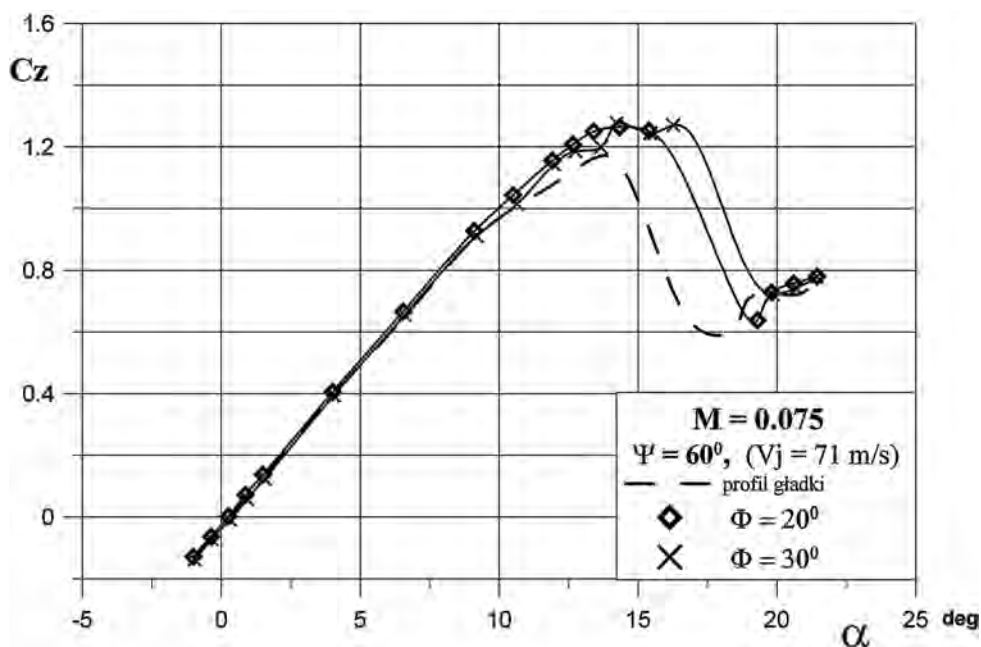
Tabela 10. Warunki badań wpływu kąta pochylenia strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

M	α [°]	V_∞ [m/s]	V_j [m/s]	Q_m [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05		18.3			$0.6 \cdot 10^6$			
0.075	-2.7 ÷ 21.7	25.9	71	$6.2 \cdot 10^{-4}$	$0.84 \cdot 10^6$	60	20, 30	5.6 x 1.1
0.1		34.4			$1.12 \cdot 10^6$			

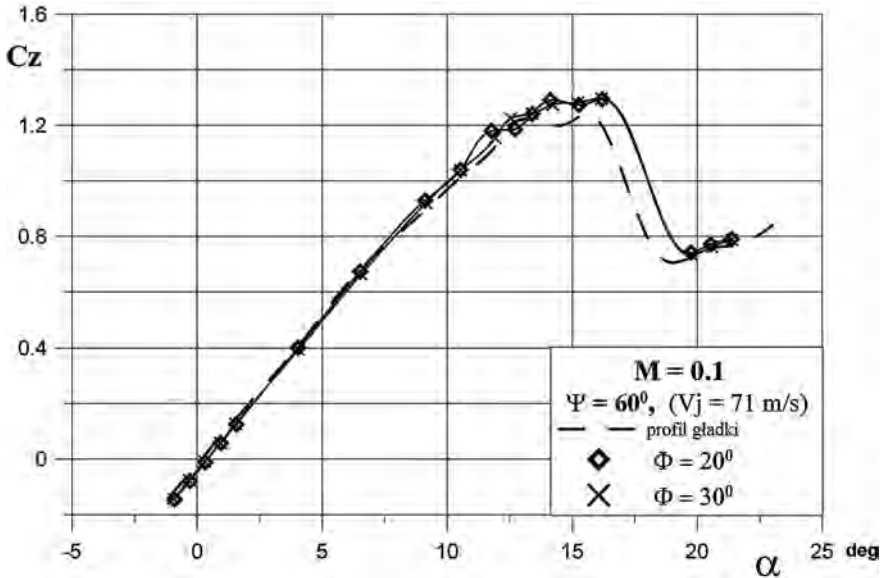
Na rys. 46÷48 przedstawiono wpływ kąta pochylenia strumieni wylatujących z dysz na zależność współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla liczb Macha $M = 0.05$, 0.075 oraz 0.1 .



Rys. 46. Wpływ kąta pochylenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$



Rys. 47. Wpływ kąta pochylenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



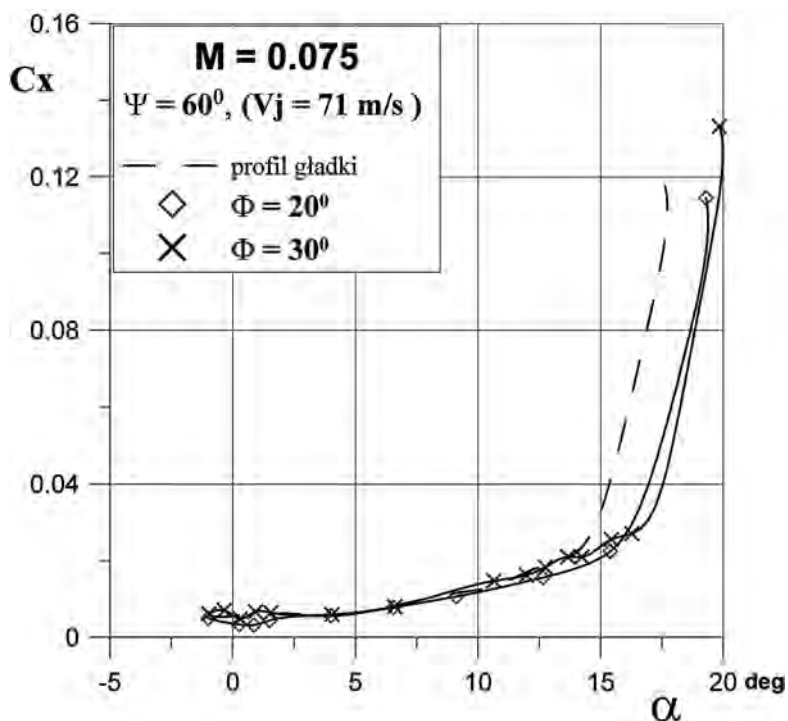
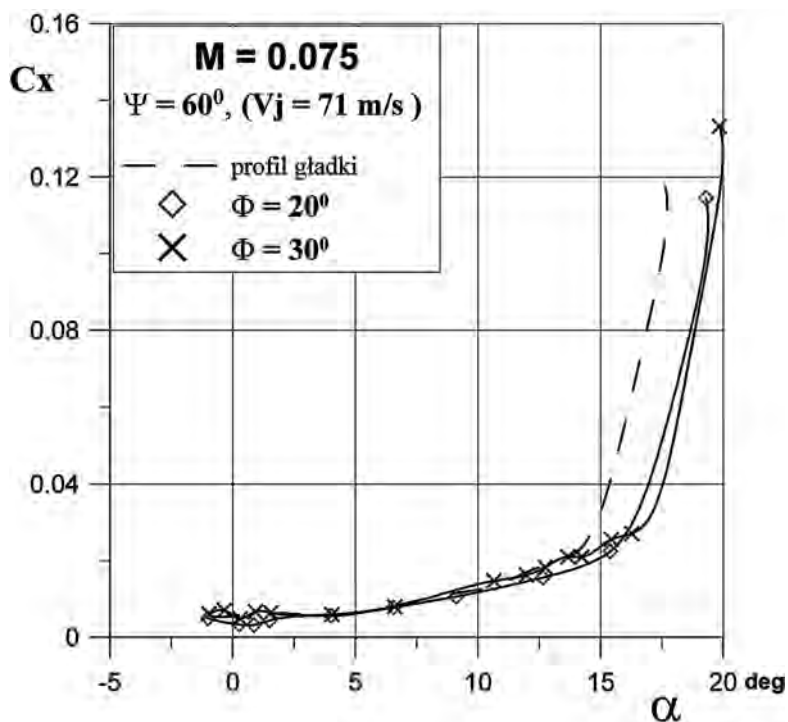
Rys. 48. Wpływ kąta pochylenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.01$

Z przedstawionych rezultatów badań wynika, że kąt pochylenia strumienia wychodzącego z dysz generatorów ma istotny wpływ na skuteczność ich działania, tj. wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia. W szczególności dotyczy to zakresu niższych prędkości przepływu niezakłóconego, odpowiadających liczbom Macha $M = 0.05$, oraz $M = 0.075$. Przy czym, zgodnie z oczekiwaniami wyższą skuteczność uzyskano przy kącie pochylenia strumienia wynoszącym $\Phi = 30^\circ$, niż przy $\Phi = 20^\circ$, tabela 11. Natomiast dla liczby Macha $M = 0.1$ skuteczność działania generatorów wirów spada w porównaniu z niższymi prędkościami przepływu niezakłóconego. Ponadto dla $M = 0.1$ nie stwierdzono istotnych różnic w przebiegu zależności $C_z = f(\alpha)$ dla badanych kątów pochylenia strumienia $\Phi = 20^\circ$ i $\Phi = 30^\circ$. Oznacza to, że całkowity przyrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia dla tej liczby Macha ma miejsce, przy wzroście kąta pochylenia strumienia z $\Phi = 0^\circ$ do $\Phi = 20^\circ$.

Tabela 11. Przyrosty wartości współczynnika maksymalnej siły $C_{z_{max}}$ oraz krytycznego kąta natarcia $\Delta\alpha_{kr}$, uzyskane w efekcie działania strumieniowych generatorów wirów dla kątów pochylenia strumienia $\Phi = 20^\circ$ i $\Phi = 30^\circ$

Re	$\Delta C_{z_{max}}$		$\Delta\alpha_{kr}$ [deg]	
	$\Phi = 20^\circ$	$\Phi = 30^\circ$	$\Phi = 20^\circ$	$\Phi = 30^\circ$
$0.60 \cdot 10^6$	0.15	0,20	1.10	1.90
$0.84 \cdot 10^6$	0.11	0.11	0.90	1.70
$1.12 \cdot 10^6$	0.06	0.06	0.70	0.70

Nie stwierdzono istotnej różnicy w wartościach współczynnika siły oporu oraz współczynnika momentu pochylającego dla kątów pochylenia strumienia $\Phi = 20^\circ$ oraz $\Phi = 30^\circ$ oraz badanych liczb Macha. Na rys. 49 i 50 zaprezentowano przykładowe zależności $C_x = f(\alpha)$ oraz $C_m = f(\alpha)$ uzyskane dla liczby Macha $M = 0.075$.

Rys. 49. Wpływ kąta pochylenia na zależność $C_x = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$ Rys. 50. Wpływ kąta pochylenia na zależność $C_m = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

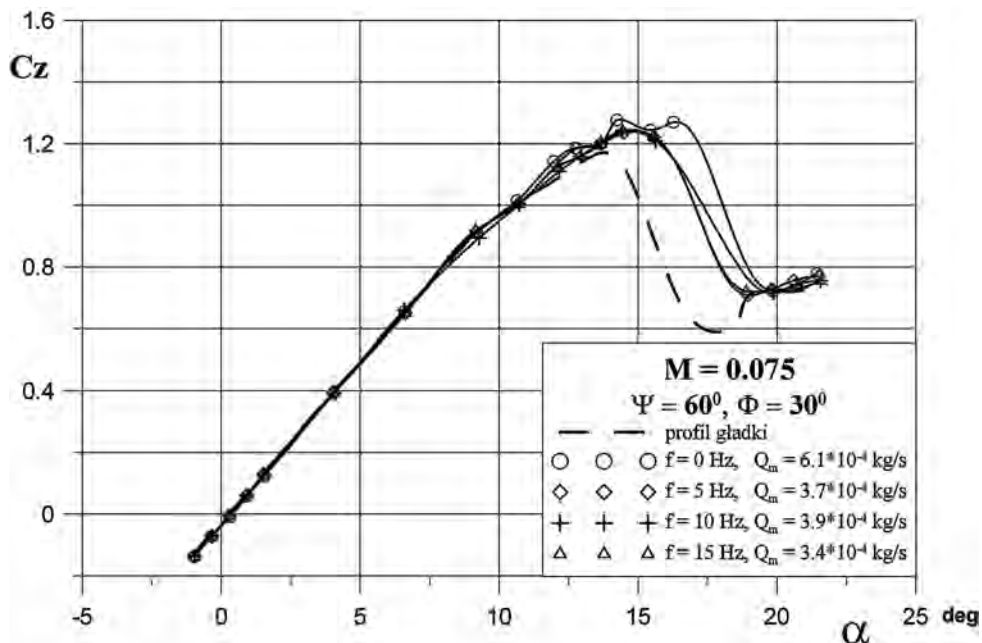
9.4 Wpływ pulsacyjnego wypływu strumieni powietrza z dyszy strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne

Proponowana w literaturze [72, 80÷82] metoda, umożliwiająca ograniczenie wydatku powietrza przepływającego przez dysze w konwencjonalnych strumieniowych generatorach wirów, polega na wymuszeniu pulsacji strumieni powietrza wypływających z tych dysz. W ramach niniejszych badań w tunelu Małych Prędkości T-1 wykonano badania wpływu częstotliwości pulsacji strumienia powietrza (w zakresie od 0 do 15 Hz) na charakterystyki aerodynamiczne modelu profilu NACA 0012 dla liczby Macha $M = 0.075$. Pulsacje strumienia wywoływane były poprzez otwieranie i zamykanie zaworów elektromagnetycznych (umieszczonych wewnątrz modelu profilu), przez które płynęło powietrze do dysz generatorów. Zawory sterowane były sygnałem prostokątnym, którego współczynnik wypełnienia dla przeważającej większości badań wynosił $W = 0.5$ (co oznaczało, że okres czasu, w którym zawory pozostawały otwarte równał się okresowi czasu, w którym te zawory były zamknięte). Dla określenia wpływu współczynnika wypełnienia sygnału sterującego zaworami elektromagnetycznymi na charakterystyki aerodynamiczne, dla liczby Macha $M = 0.05$ wykonano pomiary tych charakterystyk, przy różnych wartościach współczynnika wypełnienia, tj. dla $W = 0.25, 0.5$ oraz 0.75 . W trakcie omawianych badań pozostałe parametry charakteryzujące strumieniowe generatory wirów pozostawały nie zmienione, tabela 12 i 14.

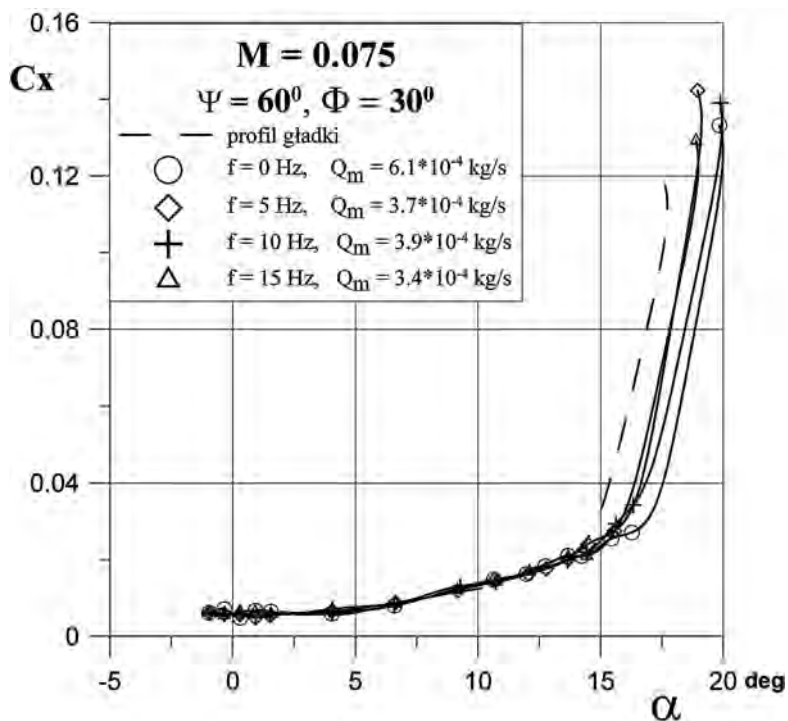
Tabela 12. Warunki badań wpływu częstotliwości pulsacji strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

M	α [°]	V_∞ [m/s]	F [Hz]	W	Qm [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.075	-2.7÷21.7	25.9	0	1	$6.1 \cdot 10^{-4}$	$0.84 \cdot 10^6$	60	30	5.6 x 1.1
			5	0.5	$3.7 \cdot 10^{-4}$				
			10	0.5	$3.9 \cdot 10^{-4}$				
			15	0.5	$3.4 \cdot 10^{-4}$				

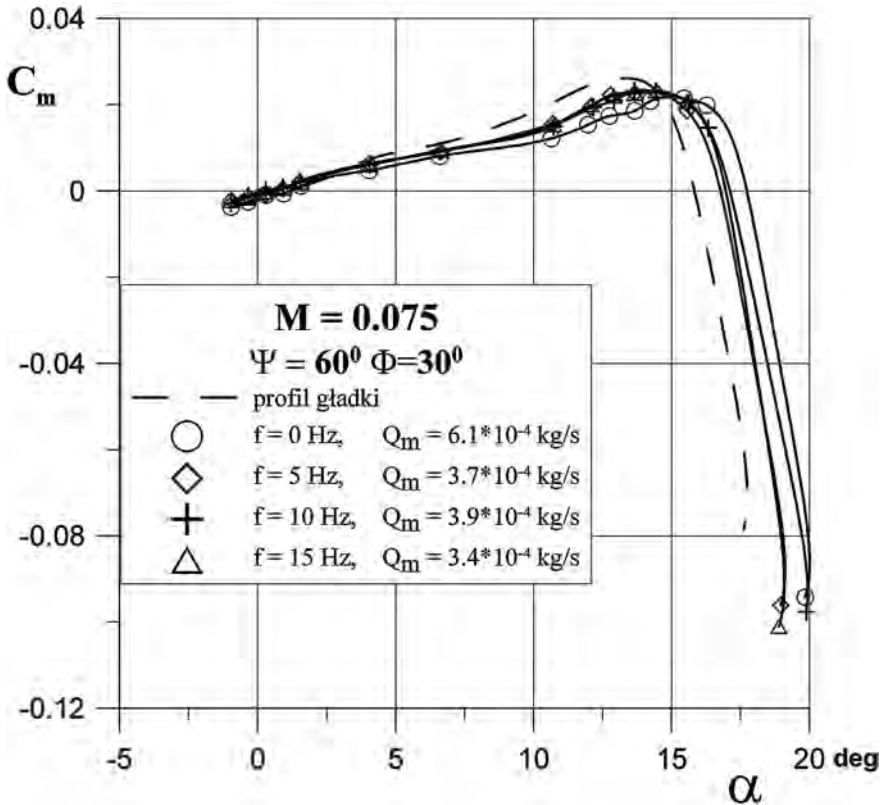
Na rys. 51÷53 przedstawiono wpływ częstotliwości pulsacji strumienia na współczynniki siły nośnej, siły oporu oraz momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia dla liczby Macha $M = 0.075$.



Rys. 51. Wpływ częstotliwości pulsacji strumieni powietrza na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



Rys. 52. Wpływ częstotliwości pulsacji strumieni powietrza na zależność $C_x = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



Rys.53. Wpływ częstotliwości pulsacji strumienia powietrza na zależność $C_m = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

Z analizy powyższych zależności wynika, że wymuszenie pulsacji strumienia, a tym samym zmniejszenie wydatku powietrza płynącego przez dyszę (w przybliżeniu o połowę) powoduje nieduży spadek efektywności działania strumieniowych generatorów wirów, w porównaniu do strumieni bez pulsacji. Natomiast nie stwierdzono istotnych różnic w uzyskanych wartościach współczynników aerodynamicznych dla poszczególnych badanych częstotliwości pulsacji tego strumienia. Porównanie skuteczności działania strumieniowych generatorów wirów o wypływie ciągłym i pulsacyjnym mierzone przyrostami współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia przedstawiono w tabeli 13.

Tabela 13. Porównanie skuteczności działania strumieniowych generatorów wirów o wypływie ciągłym i pulsacyjnym

$\Delta C_{z_{max}}$		$\Delta \alpha_{kr}$ [deg]	
Wypływ ciągły	Wypływ pulsacyjny	Wypływ ciągły	Wypływ pulsacyjny
0.11	0.09	1.7	0.9

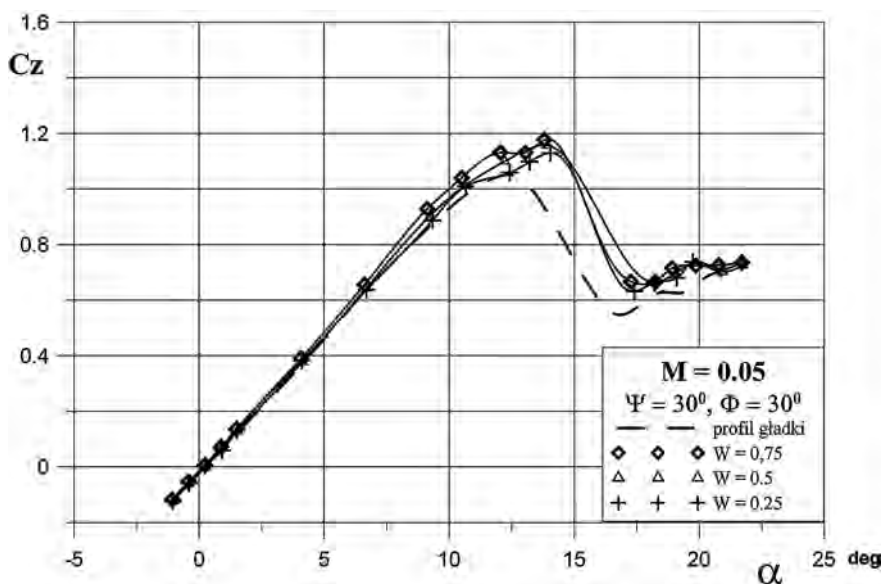
Nie stwierdzono istotnego wpływu pulsacji strumieni wypływających z dysz generatorów na współczynnik siły oporu. Natomiast można zauważyć, że wprowadzenie

pulsacji strumieni powoduje nieznaczny wzrost wartości współczynnika momentu pochylającego w zakresie podkrytycznych kątów natarcia (dla $M = 0.075$ ten przyrost wynosi $\Delta C_m = 0.001 \pm 0.003$).

Tabela 14. Warunki badań wpływu współczynnika wypełnienia sygnału sterującego zaworami strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

M	α [°]	V_∞ [m/s]	F [Hz]	W	Qm [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05	-2.7 ÷ 21.7	18.3	10	0.75	$4.9 \cdot 10^{-4}$	$0.6 \cdot 10^6$	30	30	5.6 x 1.1
				0.5	$3.9 \cdot 10^{-4}$				
				0.25	$2.2 \cdot 10^{-4}$				

Na rys. 54 przedstawiono wpływ współczynnika wypełnienia sygnału sterującego na współczynniki siły nośnej.



Rys. 54. Wpływ współczynnika wypełnienia sygnału W na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$

Generalnie można stwierdzić, że współczynnik wypełnienia sygnału sterującego zaworami nie ma większego wpływu na skuteczność działania pulsacyjnych strumieniowych generatorów wirów. Jedynie w przypadku współczynnika wypełnienia $W = 0.25$ w zakresie około krytycznych kątów natarcia, otrzymano nieco niższe wartości współczynników siły nośnej.

10 EKSPERYMENTALNE BADANIA SKUTECZNOŚCI DZIAŁANIA SAMOZASILAJĄCYCH STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW

Eksperymentalne badania modelu profilu NACA 0012 wyposażonego w samozasilające się strumieniowe generatory wirów przeprowadzone zostały w dwóch tunelach Instytutu Lotnictwa, a mianowicie w tunelu Małych Prędkości T-1 w zakresie liczb

Macha $M = 0.05 \div 0.1$ oraz w tunelu Dużych Prędkości N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.2 \div 0.85$. Badania te wykonane zostały dla zoptymalizowanego, na podstawie wcześniejszych prac eksperymentalnych, kierunku wypływu strumieni z dysz generatorów względem przepływu niezakłóconego oraz modelu. Ten optymalny kierunek wypływu określony został poprzez kąt przekoszenia strumieni $\Psi = 60^\circ$ oraz kąt pochylenia strumieni $\Phi = 30^\circ$. Do badań wykorzystano powiększone dysze generatorów wirów o wymiarach przekroju poprzecznego $a = 7.2$ mm oraz $b = 1.2$ mm. Szczegółowe warunki badań samozasilających się strumieniowych generatorów wirów w tunelach T-1 i N-3 przedstawiono w tabeli 15.

Tabela 15. Warunki badań samozasilających się strumieniowych generatorów wirów w tunelach T-1 i N-3

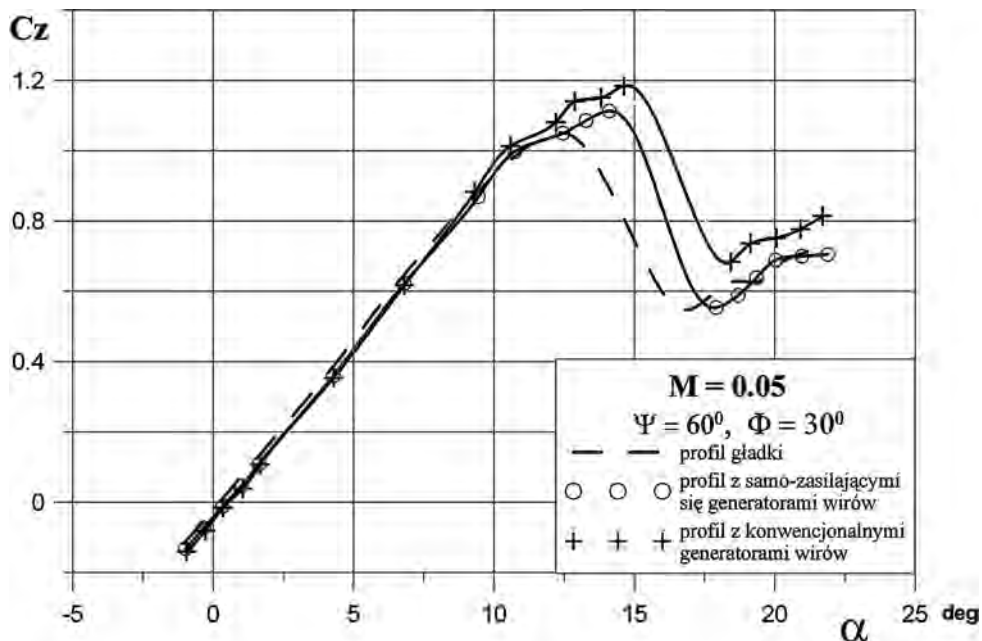
M	Tunel	α [°]	V_j^* [m/s]	VR*	Q_m^* [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05	T-1	-2.7÷21.7	$\approx 30^*$	$\approx 1.6^*$	$\approx 3.7 \cdot 10^{-4}$	$0.60 \cdot 10^6$	60	30	7.2 x 1.2
0.075	T-1	-2.7÷21.7	-	-	-	$0.84 \cdot 10^6$			7.2 x 1.2
0.1	T-1	-2.7÷21.7	-	-	-	$1.12 \cdot 10^6$			7.2 x 1.2
0.2	N-3	-3.5÷13.7	-	-	-	$0.87 \cdot 10^6$			3 x 0.6
0.3	N-3	-3.5÷13.9	-	-	-	$1.27 \cdot 10^6$			3 x 0.6
0.4	N-3	-3.5÷13.1	-	-	-	$1.57 \cdot 10^6$			3 x 0.6

*obliczenia numeryczne dla okołokrytycznych kątów natarcia

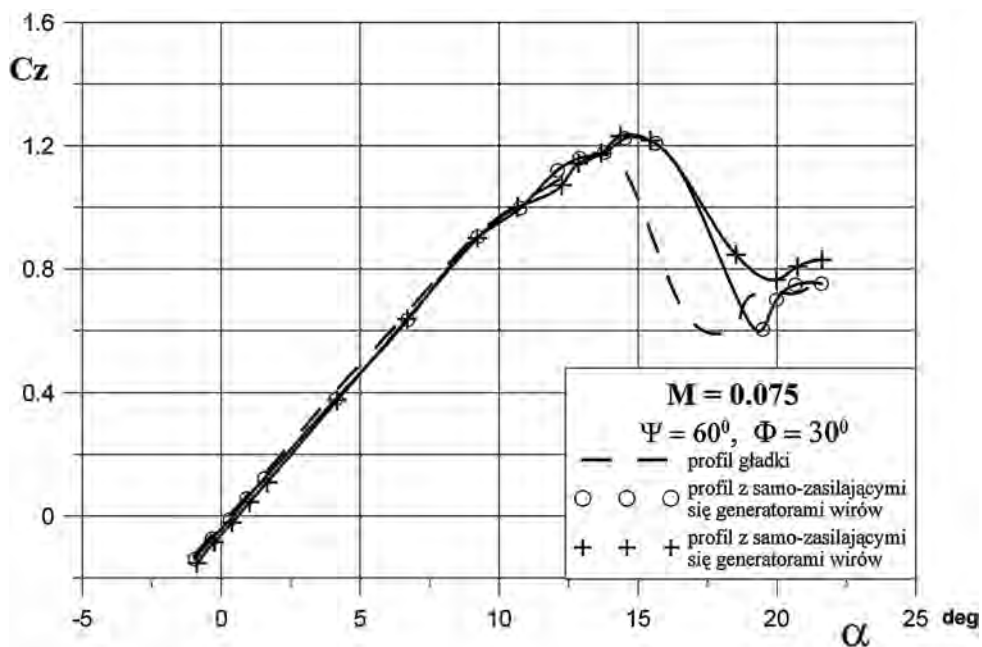
Na rys. 55 ÷ 60 przedstawiono wpływ zastosowania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia. Ponieważ w tunelu Małych Prędkości T-1 przeprowadzono badania charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012 wyposażonego zarówno w konwencjonalne jak i samozasilające się strumieniowe generatory wirów, to na rys. 55 ÷ 57 porównano skuteczność działania obu typów generatorów. Warunki w jakich wykonano badania generatorów konwencjonalnych (użyte do porównań) przedstawiono w tabeli 16.

Tabela 16. Warunki badań konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów w tunelu T-1

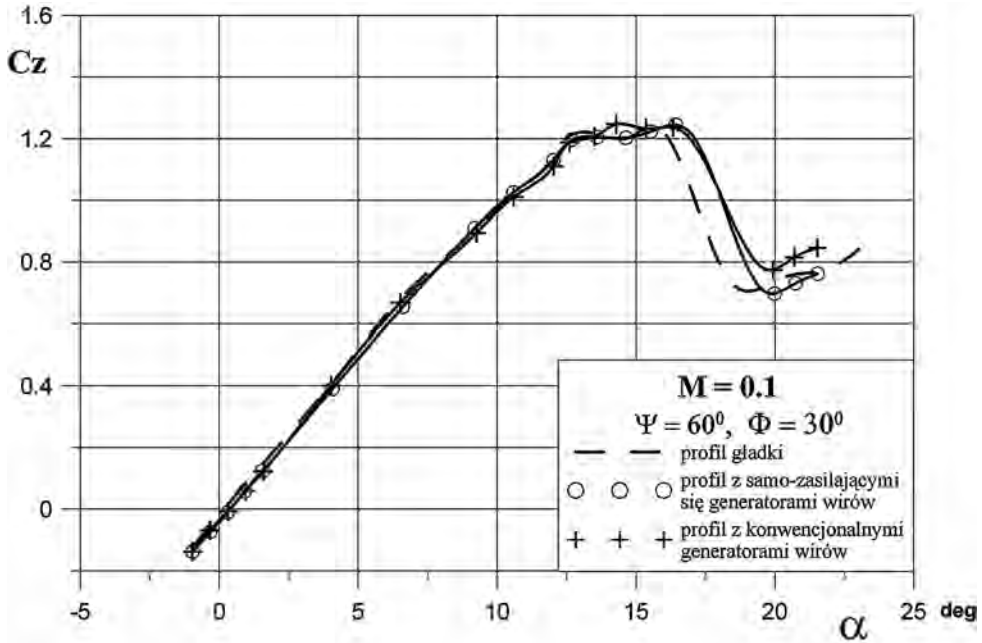
M	Tunel	α [°]	V_j [m/s]	VR	Q_m [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05	T-1	-2.7÷21.7		2.8		$0.6 \cdot 10^6$	60	30	7.2 x 1.2
0.075	T-1	-2.7÷21.7	≈ 52	2.1	$6.4 \cdot 10^{-4}$	$0.84 \cdot 10^6$			
0.1	T-1	-2.7÷21.7		1.5		$1.12 \cdot 10^6$			



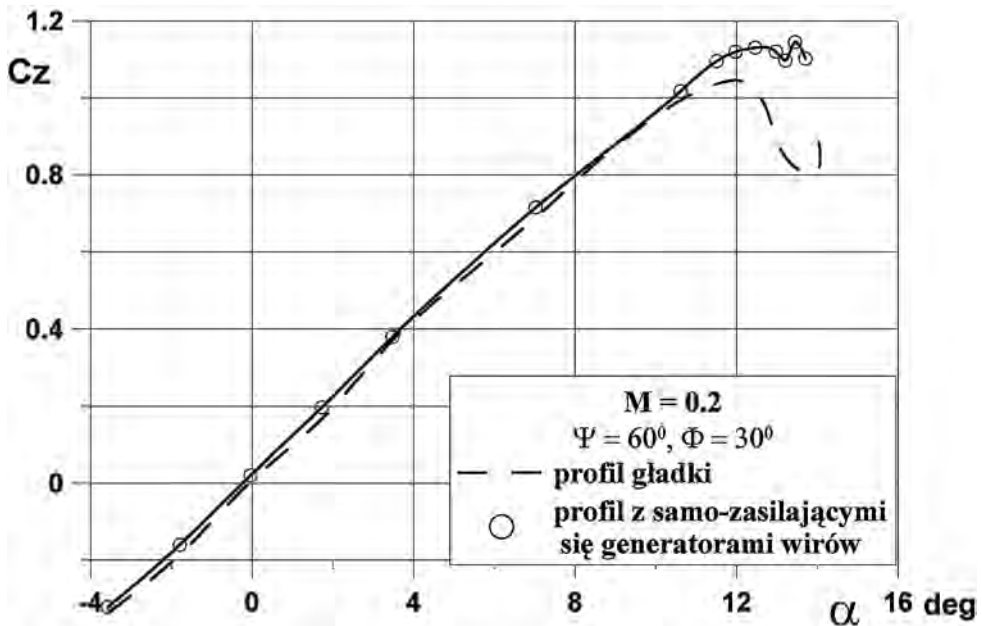
Rys. 55. Wpływ samozasilających się i konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$



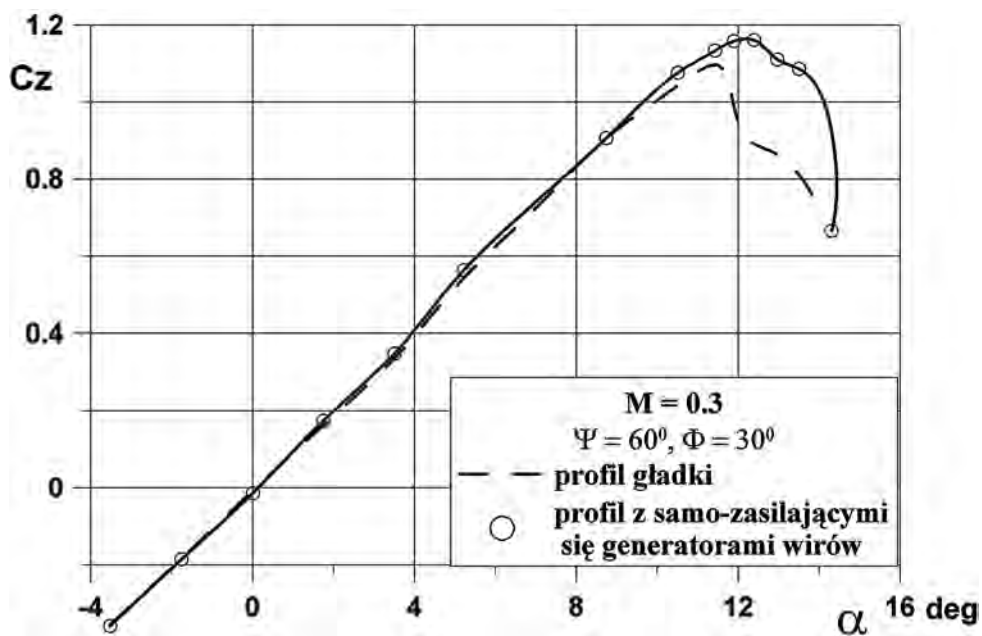
Rys. 56. Wpływ samozasilających się i konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



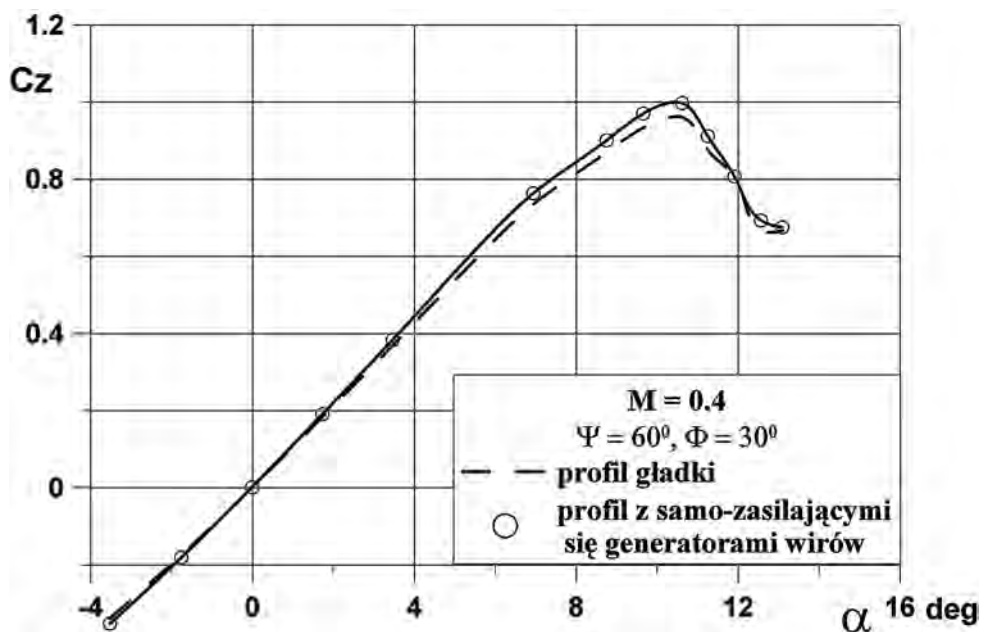
Rys. 57. Wpływ samozasilających się i konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.1$



Rys. 58. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.2$



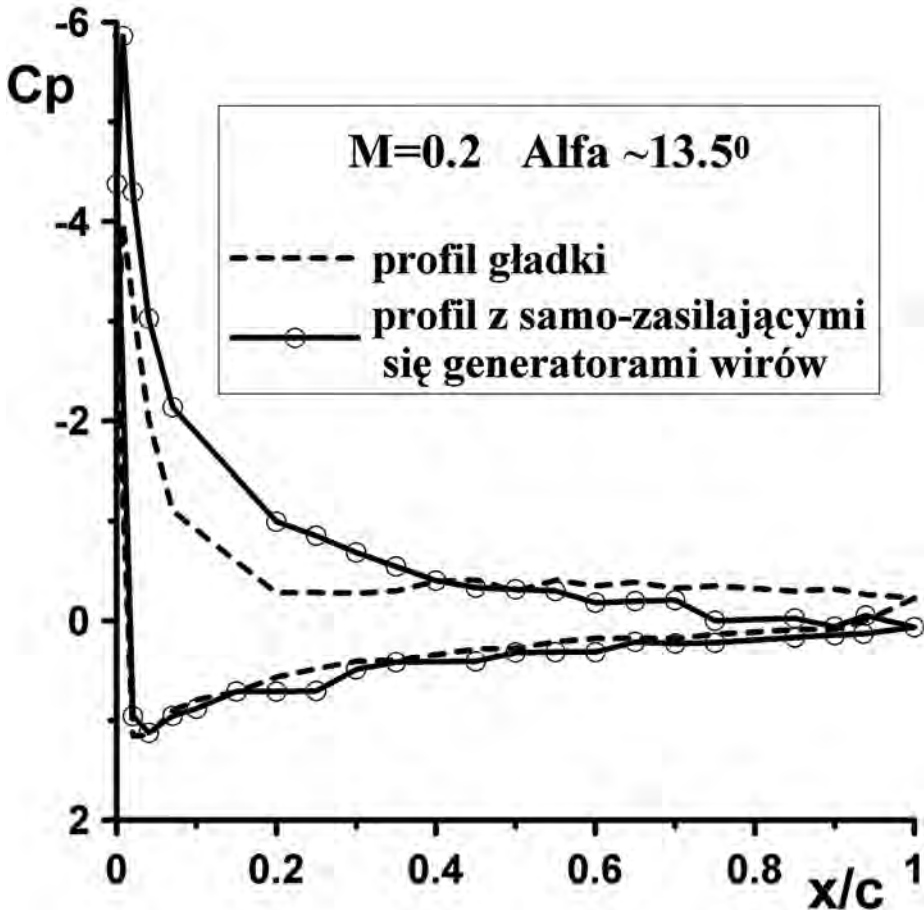
Rys. 59. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.3$



Rys. 60. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.4$

Analiza przedstawionych zależności prowadzi do następujących wniosków;

- eksperymentalne badania prowadzone w tunelach aerodynamicznych T-1 oraz N-3 potwierdziły słuszność przyjętych założeń związanych z koncepcją samozasilających się strumieniowych generatorów wirów. Połączenie wlotów powietrza usytuowanych na dolnej powierzchni profilu, w obszarze występowania najwyższych ciśnień, z dyszami generatorów zamontowanymi na górnej powierzchni, generuje na tyle intensywny wypływ powietrza z dysz (i to pomimo znacznie niższych prędkości tego wypływu w porównaniu do generatorów konwencjonalnych), że na górnej powierzchni tworzą się struktury wirowe. Istnienie wirów wytworzonych przez samozasilające się strumieniowe generatory wirów potwierdzone zostało w badaniach wizualizacyjnych. Tworzące się wiry doenergetyzowują warstwę przyścienną opóźniając jej oderwanie. Skutkiem tego w zakresie około-krytycznych kątów natarcia rośnie wartość podciśnienia na górnej powierzchni profilu, rys. 61. W efekcie wzrasta siła nośna na profilu oraz przyrasta wartość krytycznego kąta natarcia.



Rys. 61. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy profilu NACA 0012 dla $M = 0.2$ oraz $\alpha = 13.5^\circ$

- w zakresie podkrytycznych kątów natarcia samozasilające się strumieniowe generatory wirów pozostają nie aktywne i uzyskane charakterystyki aerodynamiczne niewiele odbiegają od charakterystyk uzyskanych dla profilu gładkiego tj. bez generatorów.
- w zakresie liczb Macha $M = 0.05 \div 0.1$, w którym badane były oba typy strumieniowych generatorów wirów, skuteczność działania generatorów samozasilających się (mierzona przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz wzrostem krytycznego kąta natarcia) jest niewiele mniejsza od skuteczności działania konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, tabela 17. Porównywalną skuteczność działania obu typów generatorów wirów uzyskano pomimo, że wydatek powietrza wypływający z dysz generatorów samozasilających się był prawie dwukrotnie mniejszy, niż w przypadku generatorów konwencjonalnych. Należy jednak podkreślić, że dla dysz o powiększonym przekroju poprzecznym wylotu (tj. $a = 7.2$ mm i $b = 1.2$ mm), dla których badano oba typy generatorów, w przypadku generatorów konwencjonalnych nie wyznaczono optymalnej (ze względu na skuteczność ich działania) wartości wydatku i prędkości wpływu strumieni z dysz.

Tabela 17. Porównanie skuteczności działania samozasilających się i konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów uzyskanych w tunelu T-1 w warunkach przedstawionych w tabelach 15 i 16, dla liczb Macha $M = 0.05 \div 0.1$

M	$\Delta C_{z_{max}}$		$\Delta \alpha_{kr}$ [deg]	
	Generatory samozasilające	Generatory konwencjonalne	Generatory samozasilające	Generatory konwencjonalne
0.05	0.09	0.15	1.6	2.1
0.075	0.09	0.09	1.6	1.6
0.1	0.03	0.03	0.9	0.9

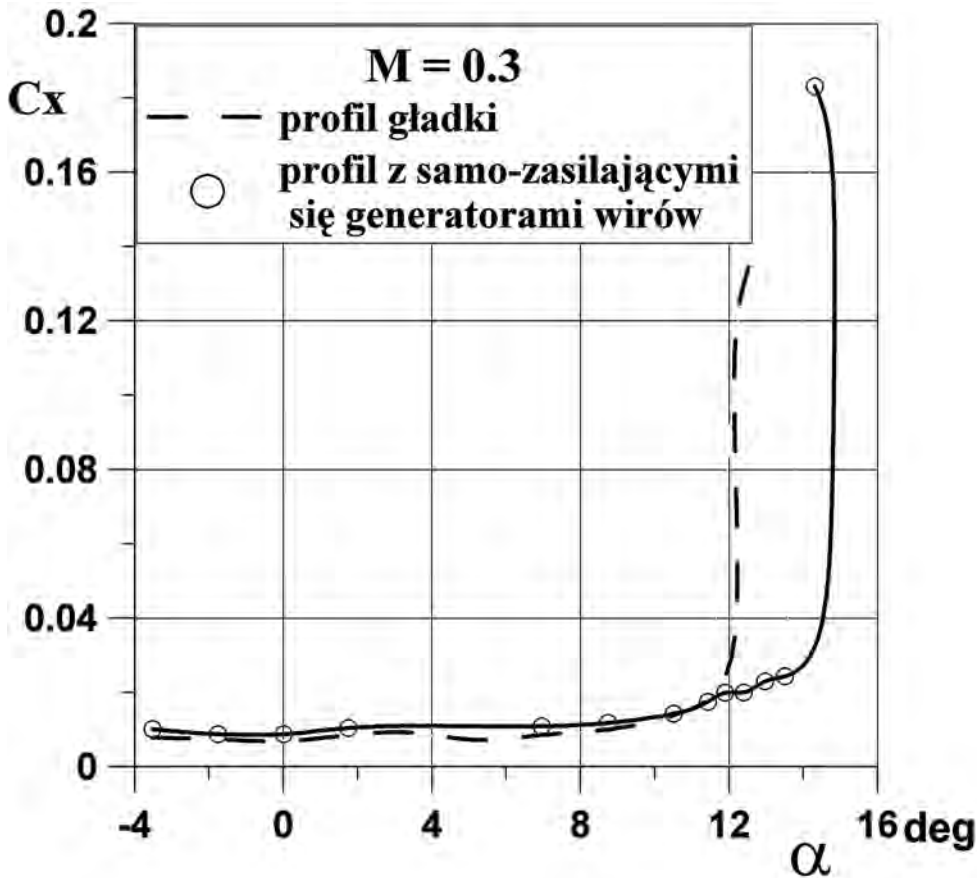
Skuteczność działania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów uzyskana w zakresie liczb Macha $M = 0.2 \div 0.4$ w tunelu N-3, przedstawiono w tabeli 18.

Tabela 18. Skuteczność działania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów uzyskana w warunkach opisanych w tabeli 15 dla liczb Macha $M = 0.2 \div 0.4$

M	$\Delta C_{z_{max}}$	$\Delta \alpha_{kr}$ [deg]
0.2	0.10	1.4
0.3	0.07	0.9
0.4	0,03	0

W zakresie wyższych badanych liczb Macha tj. dla $M = 0.5 \div 0.85$ stwierdzono istotny spadek skuteczności działania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów. W tym zakresie prędkości wpływ strumieniowych samozasilających się generatorów wirów na wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia jest pomijanie mały.

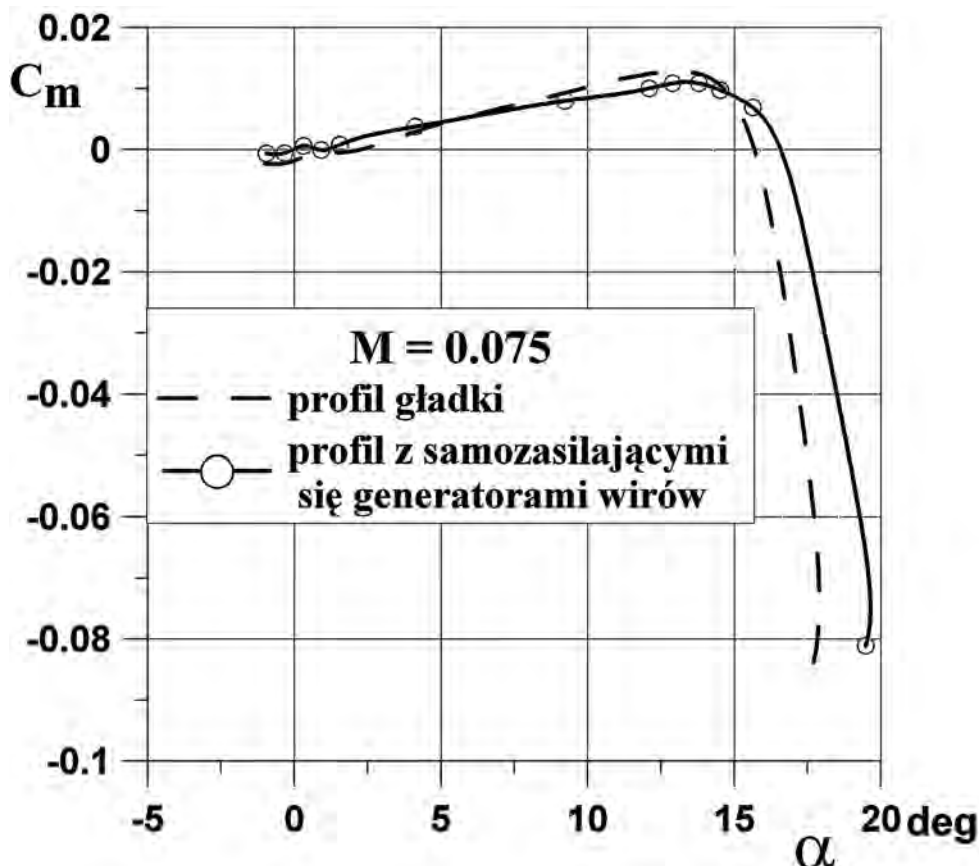
Przeprowadzone badania wykazały, że w zakresie niższych liczb Macha, tj. dla $M = 0.3$ oraz podkrytycznych kątów natarcia zastosowanie na profilu NACA 0012 samozasilających się strumieniowych generatorów wirów powoduje jedynie niewielki wzrost współczynnika siły oporu o $\Delta C_x = 0.001 \div 0.0015$. W zakresie wyższych kątów natarcia opóźnienie oderwania przepływu, wywołane oddziaływaniem generowanych wirów na warstwę przyścienną, powoduje istotny spadek wartości współczynnika oporu profilu. Na rys. 62 przedstawiono przykładowo wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik siły oporu dla $M = 0.3$.



Rys. 62. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik siły oporu dla $M = 0.3$

W zakresie podkrytycznych kątów natarcia zastosowanie samozasilających się strumieniowych generatorów wirów ma niewielki wpływ na wartość współczynnika momentu pochylającego. Stwierdzono bowiem że tworzenie się wirów na górnej powierzchni profilu powoduje jedynie nieznaczne zmniejszenie wartości pochodnej $dC_m/d\alpha$. Podobny efekt stwierdzono w przypadku zastosowania konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów. W zakresie wyższych kątów natarcia zastosowanie samozasilających się strumieniowych generatorów wirów powoduje spadek wzrost wartości współczynnika momentu pochylającego. Na rys. 63 przedstawiono

wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik momentu pochylającego dla $M = 0.075$.



Rys. 63. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik momentu pochylającego dla $M = 0.075$

11. BADANIA WIZUALIZACYJNE STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW

Zasadniczym celem badań wizualizacyjnych strumieniowych generatorów wirów było uzyskanie potwierdzenia, że na profilu wyposażonym w generatory strumieniowe tworzą się struktury wirowe. Ponadto, wizualizacja opływu miała za zadanie określić obszar ich występowania oraz intensywność. Badania te miały szczególnie istotne znaczenie w przypadku zaproponowanych generatorów samozasilających się. Należało bowiem potwierdzić stawianą tezę, że wypływ powietrza z dysz tych generatorów, wywołany różnicą ciśnienia pomiędzy dolną a górną powierzchnią profilu jest na tyle duży, że generuje wiry na górnej powierzchni tego profilu. Ważnym celem tych badań było również porównanie intensywności tworzących się wirów w przypadku zastosowania konwencjonalnych i samozasilających się strumieniowych generatorów wirów.

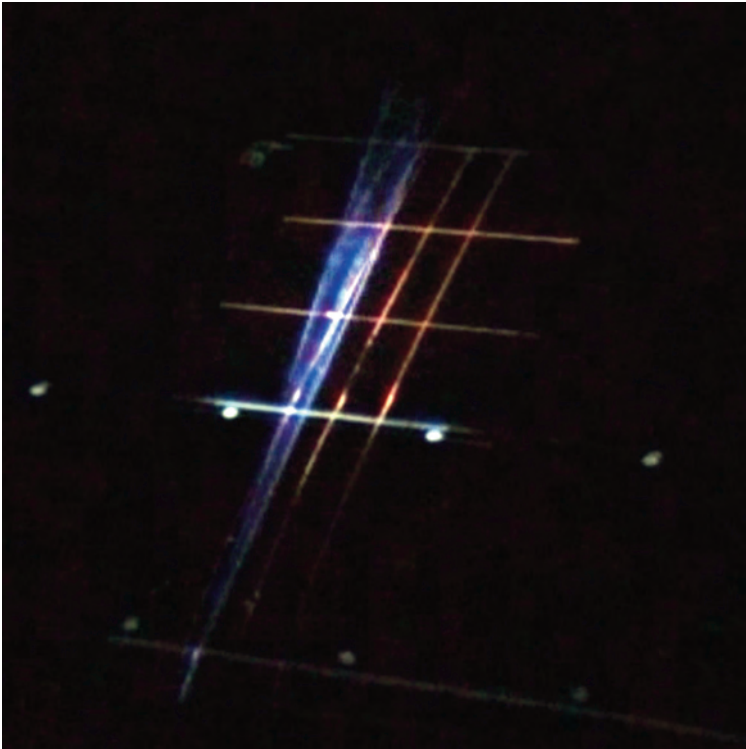
Badania wizualizacyjne konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów

Badania wizualizacyjne konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów przeprowadzone zostały dla parametrów przedstawionych w tabeli 19.

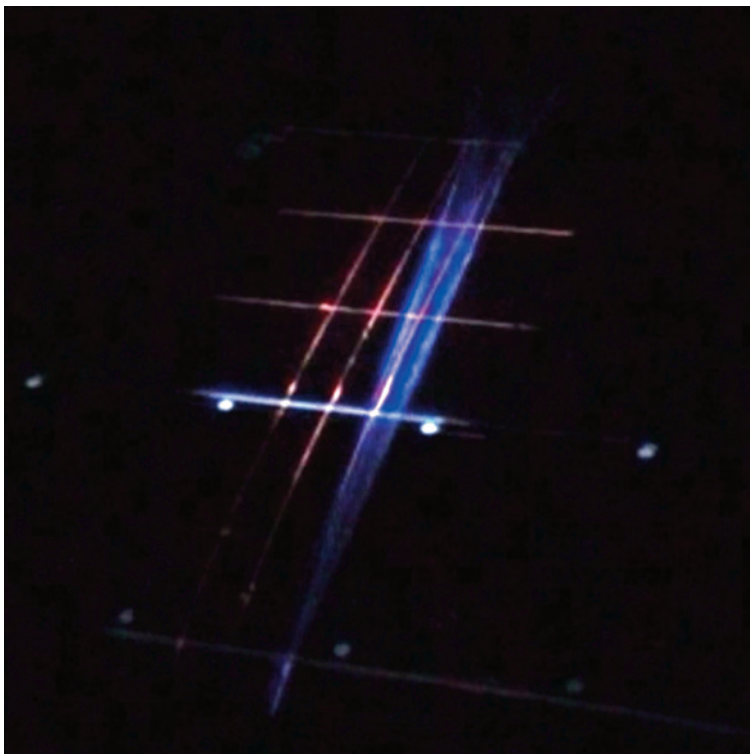
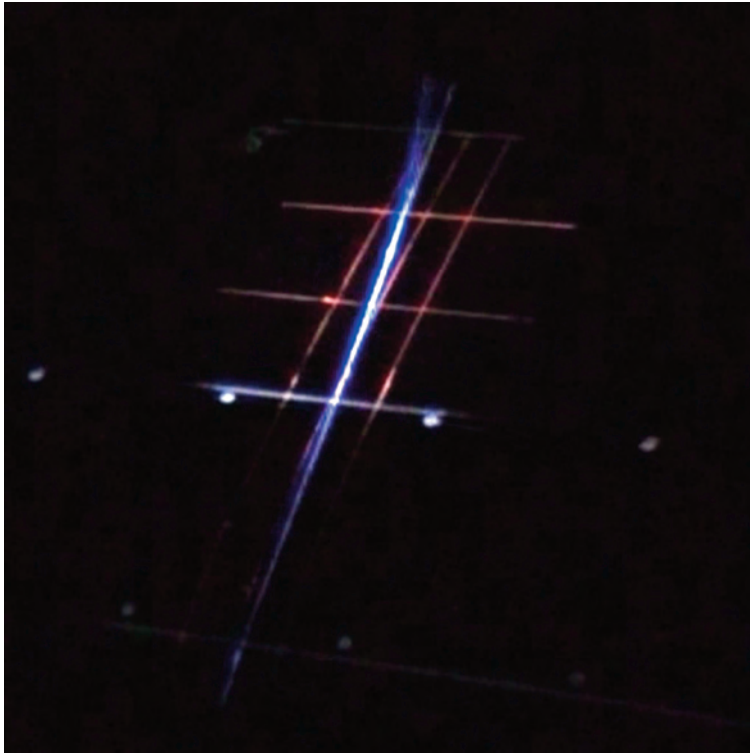
Tabela 19. Warunki badań konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów

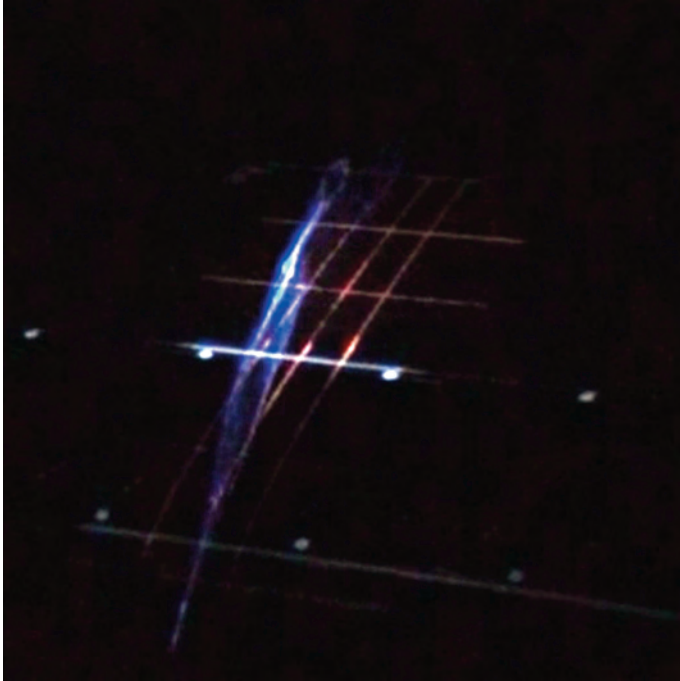
M	α [°]	V_∞ [m/s]	V_j [m/s]	Q_m [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05	$-2.7^\circ \div 21.7^\circ$	18.3	53	$6.4 \cdot 10^{-4}$	$0.6 \cdot 10^6$	60	30°	7.2×1.2

Na rys. 64÷66 przedstawiono obrazy wizualizacji wirów tworzących się na górnej powierzchni profilu NACA 0012 w skutek wypływu strumieni powietrza z dysz konwencjonalnych generatorów wirów dla kątów natarcia $\alpha = 4.3^\circ$, 12.20° oraz 18.4° . Na rys. 64 pokazano obrazy wizualizacji wirów uzyskane dla trzech różnych położzeń włókna. Obrazy uzyskano przesuwając włókno prostopadle do kierunku przepływu, co $25 \div 30$ mm.

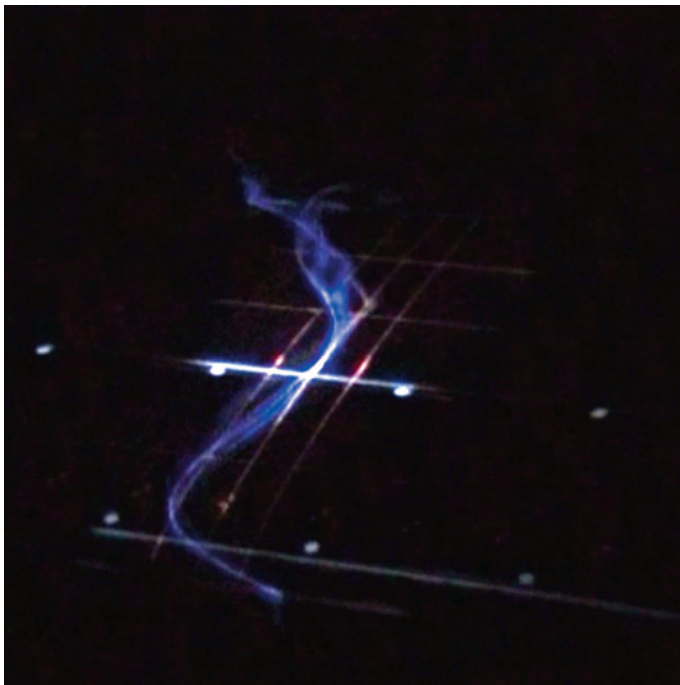


Rys. 64 A., 64 B., 64 C. Wizualizacja opływu profilu NACA 0012 z konwencjonalnymi strumieniowymi generatorami wirów dla $\alpha = 4.3^\circ$ (dla trzech wybranych położzeń włókna)





Rys. 65. Wizualizacja opływu profilu NACA 0012 z konwencjonalnymi strumieniowymi generatorami wirów dla $\alpha = 12.2^\circ$



Rys. 66. Wizualizacja opływu profilu NACA 0012 z konwencjonalnymi strumieniowymi generatorami wirów dla $\alpha = 18.4^\circ$

Analiza otrzymanych obrazów wizualizacji (Rys. 64 i 65), uzyskanych dla modelu profilu NACA 0012 z konwencjonalnymi strumieniowymi generatorami wirów, potwierdziła założenia dotyczące tworzenia się wirów na górnej powierzchni profilu w całym badanym zakresie podkrytycznych kątów natarcia. Wspomniane wiry tworzą się tuż za dyszami generatorów, a obwiednia zarejestrowanych chwilowych położenia włókna przyjmuje kształt stożków rozszerzających się w kierunku krawędzi spływu. Osie tych stożków wirowych nie leżą w płaszczyznach przechodzących przez dysze generatorów, lecz w płaszczyznach (prostopadłych do cięciw) usytuowanych w przybliżeniu w połowie odległości pomiędzy tymi dyszami. Powyżej krytycznego kąta natarcia (który dla $M = 0.05$ wynosi $\alpha_{KR} \approx 14^\circ$) wiry, które tworzą się na skutek wypływu strumieni powietrza z dysz, ulegają całkowitemu rozpadowi w całym opływie profilu, rys. 66.

Badania wizualizacyjne samozasilających strumieniowych generatorów wirów

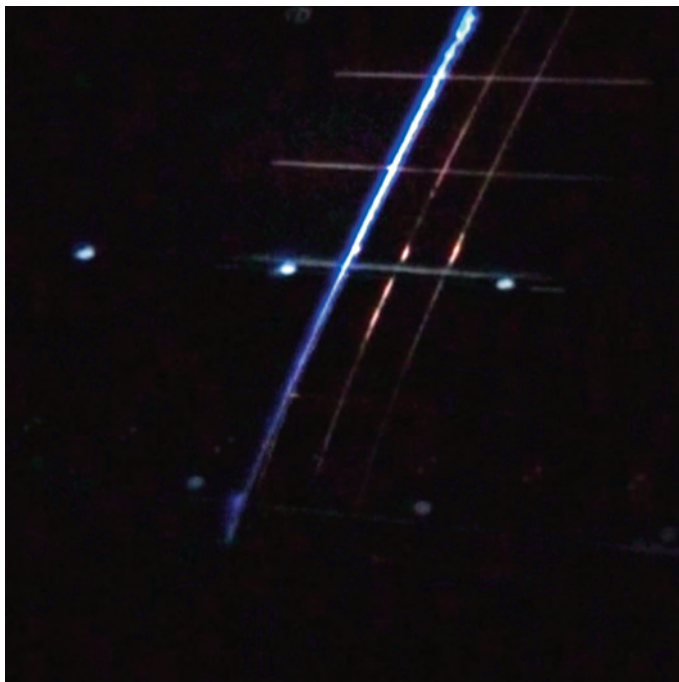
Badania wizualizacyjne samozasilających się strumieniowych generatorów wirów przeprowadzone zostały w warunkach przedstawionych w tabeli 20.

Tabela 20. Warunki badań samozasilających się strumieniowych generatorów wirów

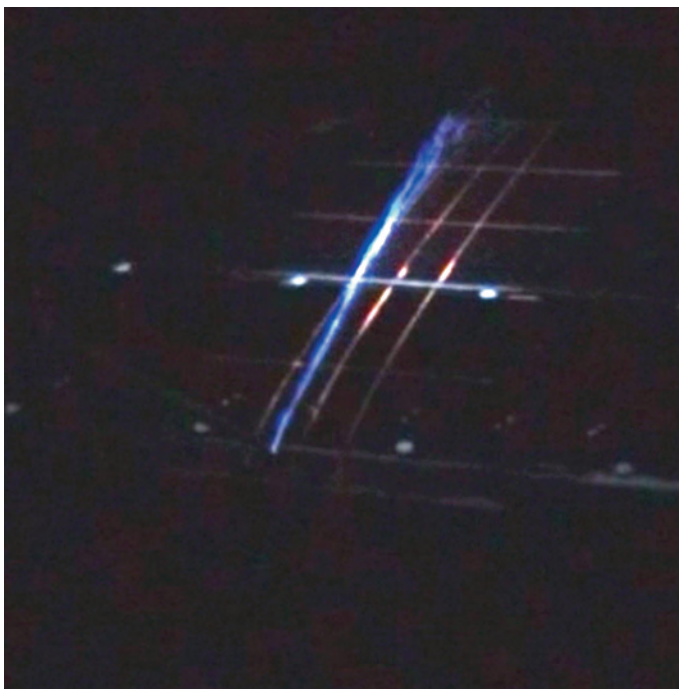
M	α [°]	V_∞ [m/s]	V_j [m/s]	Q_m [kg/s]	Re	Ψ [°]	Φ [°]	a x b [mm]
0.05 0.075	-2.7 ÷ 21.7	18.3 25.9	0 ÷ $\approx 30^*$	0 ÷ $\approx 3.7 \cdot 10^{-4}$ *	$0.6 \cdot 10^6$ $0.84 \cdot 10^6$	60	30	7.2 x 1.2

* obliczenia numeryczne

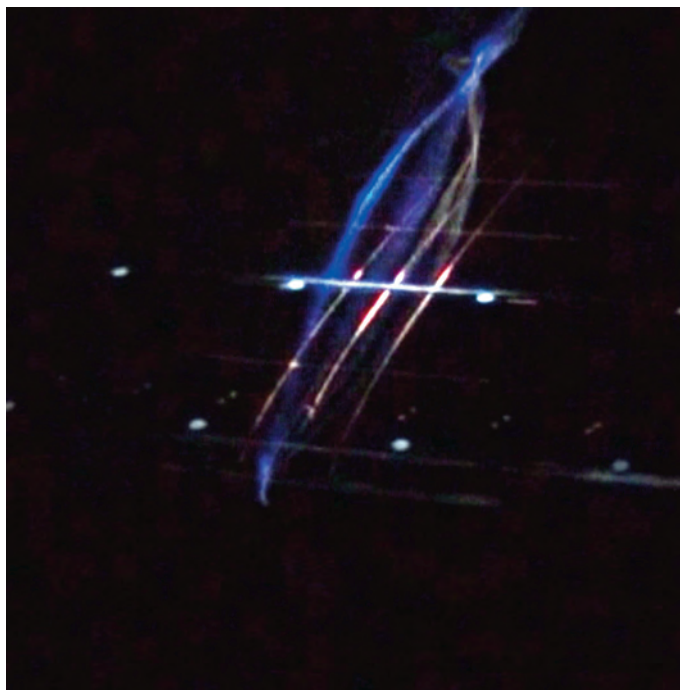
Na rys. 67÷69 przedstawiono obrazy wizualizacji wirów tworzących się na górnej powierzchni profilu NACA 0012, wskutek wypływu strumieni powietrza z dysz samozasilających się generatorów wirów dla liczby Macha $M = 0.075$ i kątów natarcia $\alpha = 4.1^\circ$, 13.8° oraz 15.7° .



Rys. 67. Wizualizacja opływu profilu NACA 0012 z samozasilającymi się strumieniowymi generatorami wirów dla $M = 0.075$ i $\alpha = 4.1^\circ$



Rys. 68. Wizualizacja opływu profilu NACA 0012 z samozasilającymi się strumieniowymi generatorami wirów dla $M = 0.075$ i $\alpha = 13.8^\circ$



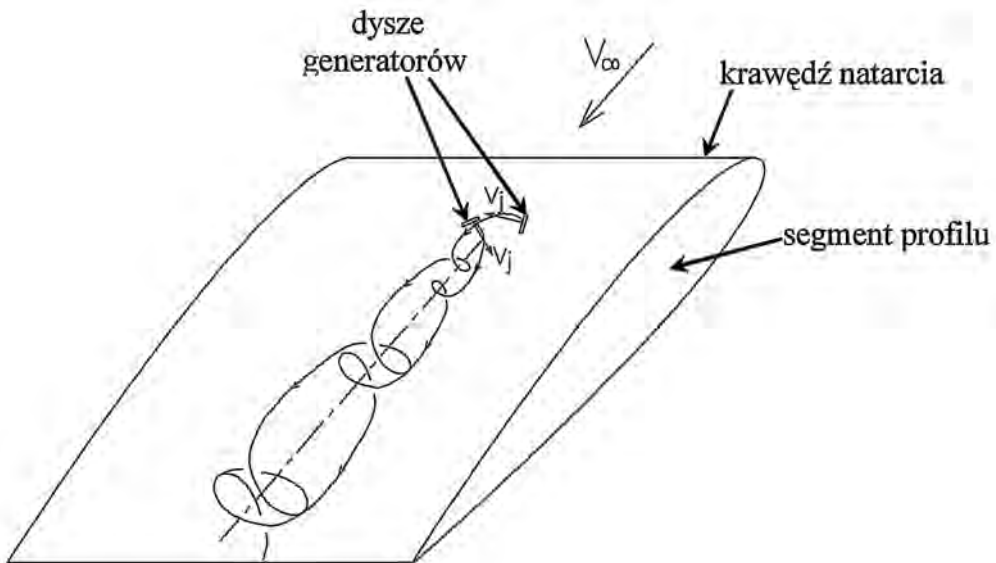
Rys. 69. Wizualizacja opływu profilu NACA 0012 z samozasilającymi się strumieniowymi generatorami wirów dla $M = 0.075$ i $\alpha = 15.7^\circ$

Analiza otrzymanych obrazów wizualizacji, uzyskanych dla modelu profilu NACA 0012 z samozasilającymi się strumieniowymi generatorami wirów, potwierdziła stawianą tezę, że wypływ powietrza z dysz tych generatorów, wywołany różnicą ciśnienia pomiędzy dolną a górną powierzchnią profilu jest na tyle duży, że generuje wiry na górnej powierzchni tego profilu, rys. 69. Podobnie jak to miało miejsce w przypadku konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, również przy zastosowaniu generatorów samozasilających się obwiednia zarejestrowanych chwilowych położenia włókna przyjmuje kształt stożków rozszerzających się w kierunku krawędzi spływu. Jednak ze względu na mniejszą prędkość wypływu powietrza z dysz, w porównaniu do generatorów konwencjonalnych, tworzące się stożki wirowe mają istotnie mniejsze kąty wierzchołkowe. Osie tych stożków wirowych usytuowane są w płaszczyznach prostopadłych do cięciw i leżących w przybliżeniu w jednej czwartej odległości pomiędzy tymi dyszami (mierząc od dyszy zasilającej wir). Powyżej krytycznego kąta natarcia (który dla $M = 0.075$ wynosi $\alpha_{KR} \approx 15^\circ$) wiry, które tworzą się na skutek wypływu strumieni powietrza z dysz ulegają całkowitemu rozpadowi, rys. 69.

12 ROZWÓJ KONCEPCJI SAMOZASILAJACYCH SIĘ STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW

Przeprowadzone badania eksperymentalne potwierdziły słuszność przyjętej koncepcji zasilania strumieniowych generatorów wirów powietrzem uzyskiwanym z obszarów nadciśnienia na dolnej powierzchni profilu, a także potwierdziły skuteczność ich działania. Jednak jak wykazały badania wizualizacyjne, wiry tworzące się na górnej

powierzchni profilu będące efektem działania tych generatorów są słabsze, niż w przypadku optymalnie dobranych konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów. To przekłada się na nieco niższą skuteczność ich działania, mierzoną przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz wzrostem krytycznego kąta natarcia. Z tych też powodów należałoby prowadzić dalsze badania nad optymalizacją parametrów konstrukcyjnych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów w powiązaniu z zmieniającymi się warunkami przepływu (należałoby określić wpływ liczby Reynoldsa oraz liczby Macha na te parametry). Ponadto, zrodziła się koncepcja wzmocnienia genrowanych wirów poprzez zastosowanie par wirów sprzężonych ze sobą, a wytwarzanych przez pary odpowiednio usytuowanych względem siebie samozasilających się strumieniowych generatorów wirów. Proponowaną koncepcję sprzężonych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów (zgłoszoną do ochrony patentowej) przedstawiono na rys. 70.



Rys. 70. Koncepcja sprzężonych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów

Przedstawiona koncepcja sprzężonych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów powinna zostać przebadana numerycznie oraz eksperymentalnie, celem optymalizacji wzajemnego położenia dysz generatorów na profilu oraz optymalizacji innych parametrów ich wykonania. Innym kierunkiem prac badawczych powinny być badania nad implementacją proponowanego rozwiązania w praktyce np. do podwyższenia własności aerodynamicznych urządzeń hipernośnych samolotu lub łopatek turbin wiatrowych. W następnym rozdziale przedstawiono, zaproponowane i prowadzone przez autora niniejszej pracy, eksperymentalne badania nad zastosowaniem samozasilających się strumieniowych generatorów wirów do sterowania przeciągnięciem dynamicznym na łopacie odchodzącej wirnika śmigłowca.

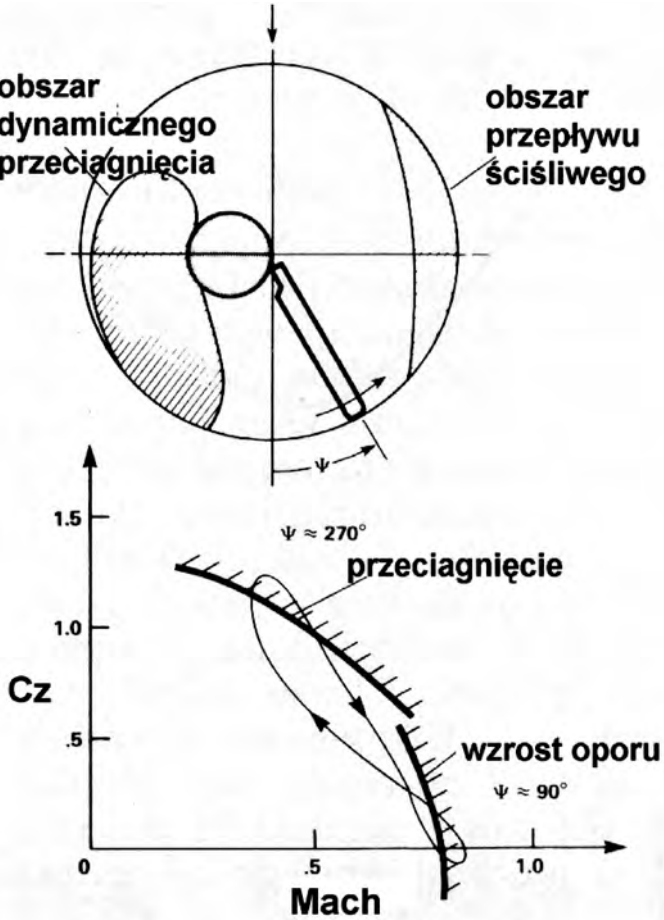
13 ZASTOSOWANIE SAMOZASILAJĄCYCH STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW DO STEROWANIA PRZECIĄGNIĘCIEM DYNAMICZNYM NA ŁOPACIE ODCHODZĄCEJ WIRNIKA ŚMIGŁOWCA

Sterowanie przepływem mające na celu opóźnienie występowania przeciągnięcia dynamicznego na łopacie powracającej, a w konsekwencji podwyższenie możliwości eksploatacyjnych śmigłowca, jest obecnie przedmiotem badań w szeregu laboratoriach na świecie. W niniejszym rozdziale przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań nad zastosowaniem do tego celu samozasilających się strumieniowych generatorów wirów.

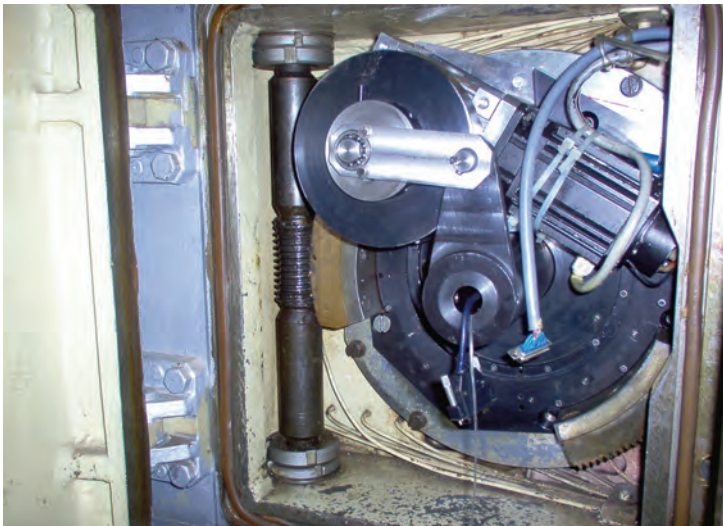
W locie poziomym śmigłowca prędkość opływu profilu łopaty wirnika w trakcie jego obrotu ulega zmianie. Związane to jest z sumowaniem się prędkości ruchu obrotowego wirnika oraz prędkości ruchu postępowego śmigłowca. W rezultacie, na łopacie nacierającej prędkość opływu rośnie, a na łopacie odchodzącej maleje. W takiej sytuacji równowagę śmigłowca zapewnia sterowanie skokiem cyklicznym łopat wirnika. Dzięki temu na łopacie nacierającej kąt natarcia jest mniejszy, niż na łopacie odchodzącej. Tak więc, w trakcie obrotu wirnika na jego łopatach następuje okresowa zmiana kąta natarcia, od małych wartości na łopacie nacierającej do dużych wartości na łopacie odchodzącej, rys. 71. W rezultacie może to prowadzić do przekroczenia krytycznych kątów natarcia i oderwania przepływu na łopacie odchodzącej, a więc spadku siły nośnej oraz silnych drgań. Ponieważ krytyczny kat natarcia jest jednym z elementów ograniczających możliwości eksploatacyjne śmigłowca, dlatego podejmowane są badania nad możliwością zastosowania różnych metod sterowania przepływem do podwyższenia wartości tego kąta, np. metody „synthetic jet” lub metody sterowania przy użyciu wzbudników plazmowych [83]. Badano również możliwość zastosowania do tego celu konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów [84].

Sterowanie przepływem na łopatach wirnika odbywa się w warunkach dynamicznych (cykliczna zmiana kąta natarcia i prędkości) i jest trudniejsze w realizacji oraz mniej efektywne, niż w przypadku sterowania przepływem w warunków statycznych. Wynika to z faktu, że okresowej zmianie kąta natarcia towarzyszą zmiany w opływie podwyższające wartość krytycznego kąta natarcia. Zjawisko to nosi nazwę przeciągnięcia dynamicznego.

W niniejszym rozdziale zaprezentowano wyniki eksperymentalnych tunelowych badań sterowania przepływem na segmencie profilu NACA 0012, przy wykorzystaniu samozasilających się strumieniowych generatorów wirów, w warunkach symulujących ruch łopaty wirnika śmigłowca. Badania przeprowadzone zostały na segmencie profilu NACA 0012 (o cięciwie $c = 180$ mm) w tunelu trisonicznym N-3 w Instytucie Lotnictwa, tj. na tym samym modelu, na którym wykonywane były badania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów (rozdział 10). Badania przeprowadzono dla liczb Macha $M = 0.2$ i 0.3 oraz bazowych kątów natarcia z zakresu $\alpha_0 = 0 \div 15^\circ$. Celem symulacji warunków opływu łopaty wirnika występujących w locie poziomym śmigłowca, w trakcie badań tunelowych segment profilu oscylował względem kąta bazowego w zakresie $\Delta\alpha = \pm 5^\circ$ z częstotliwością $f = 5$ Hz. Na rys. 72 przedstawiono korbowodowy układ wymuszający oscylacyjne ruchy profilu.



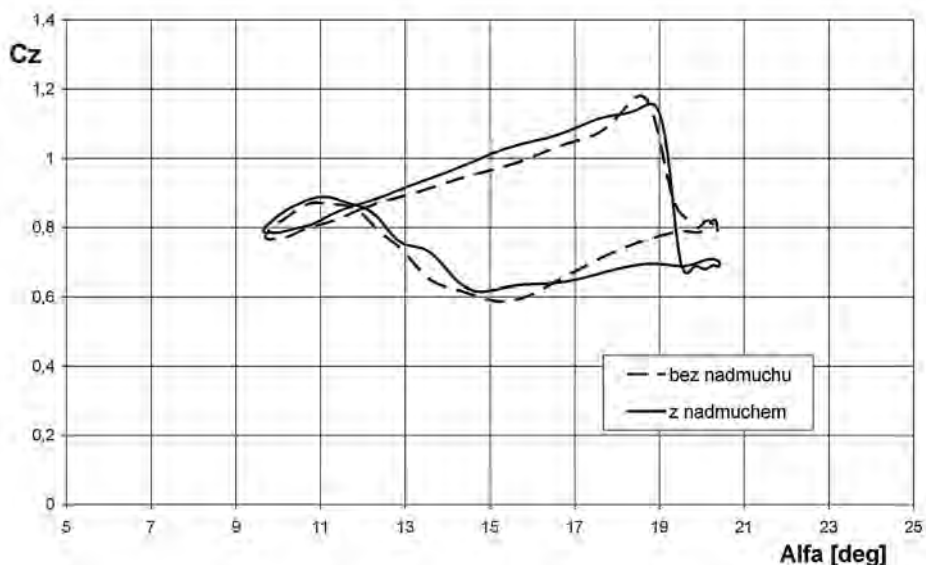
Rys. 71. Obszar występowania dynamicznego przeciągnięcia na łopacie wirnika



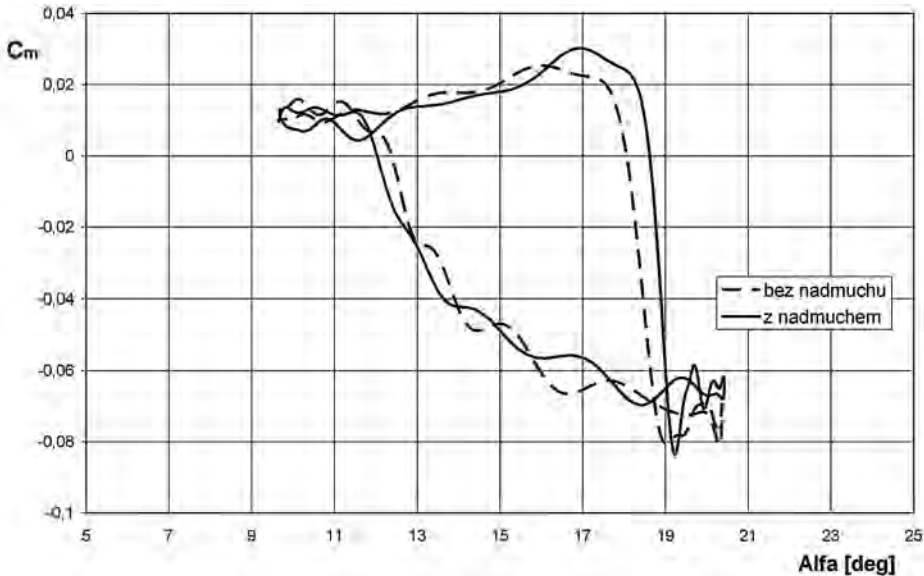
Rys. 72. Układ wymuszający oscylacyjne ruchy profilu

Podobnie, jak w przypadku wcześniej opisanych prac badawczych (rozdział 10), badany model segmentu profilu wyposażony został w 10 samozasilających się strumieniowych generatorów wirów, których dysze (o wymiarach 3×0.6 mm) umieszczone były na jego górnej powierzchni w równych odległościach od siebie (co $0.1c$) w 12% cięciwy. Dysze ustawiono pod kątem przekoszenia $\Psi = 60^\circ$ oraz kątem pochylenia $\Phi = 30^\circ$ względem profilu. W trakcie badań wykonywano pomiary rozkładu ciśnienia na powierzchni profilu (przy użyciu elektronicznych skanerów ciśnienia) i na ich podstawie wyznaczono wartości współczynnika siły nośnej oraz momentu pochylającego profilu.

Na rys. 73 i 74 przedstawiono przykładowe wyniki badań oscylującego profilu NACA 0012 z samozasilającymi się strumieniowymi generatorami wirów uzyskane dla bazowego kąta natarcia $\alpha_0 = 15^\circ$ oraz liczby Macha $M = 0.3$.



Rys. 73. Wpływ zastosowania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik siły nośnej w obszarze przeciągnięcia dynamicznego dla $M = 0.3$ oraz $\alpha_0 = 15^\circ$



Rys. 75. Wpływ zastosowania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik momentu pochylającego w obszarze przeciągnięcia dynamicznego dla $M = 0.3$ oraz $\alpha_0 = 15^\circ$

Jak można stwierdzić na podstawie uzyskanych wyników badań zastosowanie samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na łopatach wirnika śmigłowca może poprawić jego charakterystyki aerodynamiczne w warunkach przeciągnięcia dynamicznego. Ten efekt jest wynikiem oddziaływania wirów tworzących się za generatorami na opływ górnej powierzchni łopaty wirnika. Badania oscylującego profilu NACA 0012 wyposażonego w samozasilające się strumieniowe generatory wirów wykazał (dla liczb Macha 0.2 i 0.3):

- wzrost wartości współczynnika siły nośnej w zakresie podkrytycznych kątów natarcia o $\Delta C_z = 0.03 \div 0.05$.
- wzrost wartości krytycznego dla siły nośnej kąta natarcia (tj. odpowiadającego zjawisku tzw. „*lift stall*”) o $\Delta \alpha_{kr} \approx 0.4^\circ$.
- wzrost wartości krytycznego dla momentu kąta natarcia (tj. odpowiadającego zjawisku tzw. „*moment stall*”) o $\Delta \alpha_{kr} \approx 1^\circ$.

14 WNIOSKI

Przeprowadzone badania eksperymentalne konwencjonalnych oraz zaproponowanych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów w pełni potwierdziły tezy stawiane w niniejszej pracy, a mianowicie:

- istnieje możliwość uproszczenia budowy dotychczas stosowanych strumieniowych generatorów wirów, która polegałaby na tym, że nie musiałyby one korzystać z zewnętrznego źródła zasilania powietrzem (np. ze sprężarki), lecz byłyby zasilane powietrzem z obszarów nadciśnienia występujących na opływającym obiekcie.
- proponowane samozasilające się strumieniowe generatory wirów wytwarzają na tyle silne obszary zawirowań, że skuteczność ich działania jest niewiele niższa, niż

w przypadku optymalnie dobranych konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów. Z tego powodu mogą one stać się alternatywą dla dotychczas stosowanych generatorów wirów.

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA 0012 wyposażonego zarówno w konwencjonalne jak i proponowane samozasilające się strumieniowe generatory wirów. Badania wykonano w tunelu Małych Prędkości T-1, oraz w tunelu Dużych Prędkości N-3 Instytutu Lotnictwa na modelach profilu NACA 0012, w zakresie liczb Macha $M = 0.05 \div 0.4$. Uzyskane wyniki badań prowadzą do następujących wniosków;

- poprzez zastosowanie na profilu strumieniowych generatorów wirów (zarówno konwencjonalnych jak i samozasilających się) można opóźnić oderwanie przepływu, a w konsekwencji uzyskać wzrost wartości krytycznego kąta natarcia oraz wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej.
- skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów, mierzona wzrostem wartości krytycznego kąta natarcia oraz wzrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej, uzależniona jest od prawidłowego doboru parametrów konstrukcyjnych tych generatorów, takich jak:
 - prędkość strumienia powietrza wylatującego z dysz strumieniowych generatorów wirów,
 - kąt pochylenia tego strumienia powietrza względem opływanej powierzchni,
 - kąt przekoszenia tego strumienia powietrza względem przepływu niezakłóconego,
 - częstotliwość pulsacji strumienia.
- wzrost prędkości strumieni wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów, przy stałej prędkości przepływu niezakłóconego, skutkuje wzrostem wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$. Efekt ten stwierdzono w całym badanym zakresie prędkości tego strumienia tj. $V_j = 57 \div 112$ m/s. Na tej podstawie można domniemywać, że w całym tym zakresie prędkości strumieni, jak i badanych prędkości przepływu niezakłóconego, na górnej powierzchni segmentu profilu tworzą się struktury wirowe.
- skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów, mierzona przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$, w istotny sposób zależy od wzajemnej relacji pomiędzy prędkością strumieni powietrza wylatujących z dysz generatorów wirów a prędkością przepływu niezakłóconego. Stwierdzono bowiem, że wzrost prędkości przepływu niezakłóconego (czyli w konsekwencji wzrost liczby Reynolds'a tego przepływu), przy stałej prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz generatorów, powoduje spadek skuteczności działania generatorów wirów.
- w zakresie badanych liczb Reynolds'a stwierdzono, że istnieje pewna optymalna wartość współczynnika prędkości wypływu strumieni z dysz generatora VR, przy której przyrost krytycznego kąta natarcia jest najwyższy. Ta optymalna wartość współczynnika prędkości dla badanych warunków, odpowiada stałej wartości prędkości strumieni wylatujących z dysz generatorów. Dla przeprowadzonych badań ta prędkość wynosi $V_j \approx 71$ m/s.
- przy stałej prędkości strumieni wylatujących z dysz generatorów wirów, zmiana wielkości wydatków powietrza, uzyskana poprzez zmianę przekrojów poprze-

cznych tych dysz, nie ma większego wpływu na uzyskane charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012.

- wartości kąta przekoszenia oraz kąta pochylenia strumieni wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów w istotny sposób wpływają na skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów, mierzoną przyrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz przyrostem wartości krytycznego kąta natarcia. Przeprowadzone badania potwierdziły wnioski wynikające z badań opisanych w literaturze, że istnieje pewna optymalna wartość kąta przekoszenia, przy której skuteczność działania strumieniowych generatorów jest najwyższa. Wartość tego optymalnego kąta wynosi $\Psi_{\text{opt.}} \approx 60^\circ$. Tak więc, uzyskano inną wartość tego kąta, niż otrzymali Zhang i Li [70] (czyli $\Psi_{\text{opt.}} \approx 30^\circ$), natomiast była ona zgodna z wynikami badań Selby [69], Pearcey'a [66] i Barberopoulos'a [71].
- dla badanego zakresu prędkości strumieni wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów i kątów natarcia mniejszych niż krytyczne, nie stwierdzono istotnego wpływu prędkości tego strumienia na wartość współczynnika siły oporu profilu NACA 0012. W zakresie wyższych badanych kątów natarcia, zastosowanie strumieniowych generatorów wirów opóźnienia oderwania przepływu. Opóźnienie oderwania przepływu skutkuje spadkiem oporu.
- w zakresie podkrytycznych kątów natarcia, wraz ze wzrostem prędkości wypływu strumieni z dysz generatorów wirów wartość współczynnika momentu pochylającego nieznacznie maleje. Spada również wartość pochodnej $dC_m/d\alpha$. W zakresie nadkrytycznych kątów natarcia opóźnienie oderwania przepływu skutkuje wzrostem wartości współczynnika momentu.
- wymuszenie pulsacji strumienia, a tym samym zmniejszenie wydatku powietrza płynącego przez dyszę, powoduje niewielki spadek efektywności strumieniowych generatorów wirów w porównaniu do strumieni bez pulsacji. W przypadku konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów pulsacyjny wpływ powietrza z dysz może stanowić skuteczną metodę ograniczenia zapotrzebowania na dostarczane powietrza.
- badania wizualizacyjne zarówno konwencjonalnych jak i samozasilających się strumieniowych generatorów wirów pokazały, że wpływ powietrza z dysz, generuje wiry na górnej powierzchni badanego profilu. Obwiednia zarejestrowanych chwilowych położenia włókna przyjmuje kształt stożków rozszerzających się w kierunku krawędzi spływu. Jednak ze względu na mniejszą prędkość wypływu powietrza z dysz samozasilających się strumieniowych generatorów wirów, w porównaniu do generatorów konwencjonalnych, tworzące się stożki wirowe mają istotnie mniejsze kąty wierzchołkowe. Ponadto, w przypadku samozasilających się strumieniowych generatorów wirów osie tych stożków wirowych usytuowane są bliżej dysz.
- uzyskane obrazy wirów tworzących się na powierzchni profilu w efekcie działania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów sugerują, że można podwyższyć skuteczność ich działania poprzez zmniejszenie odległości pomiędzy dyszami tych generatorów. Można również domniemywać, że podobny efekt można by uzyskać poprzez zastosowanie podwójnych sprzężonych samozasilających się strumieniowych generatorów wirów.

15 BIBLIOGRAFIA

- [1] **Prandtl L.** *Motion of Fluids with Very Little Viscosity*, English Translation of *Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung*, Third International Congress of Mathematicians at Heidelberg, 1904, from *Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik*, Gottingen, 1927, NACA TM-452, March 1928, pp. 1-8.
- [2] **Betz A.** (1961). *History of boundary layer control in Germany*. In: Lachmann GV, editor. *Boundary layer and flow control. Its principles and application*, vol. 1. New York. Pergamon Press, pp. 1-19.
- [3] **Gwo-Bin L., Chiang S., Yu-Chong Tai, Tsao T., Liu Ch., Adam Huang A., Chih-Ming Ho** *Robust vortex control of a delta wing by distributed microelectromechanical-systems actuators*, Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 4, 2000, pp. 697-706.
- [4] **Muse J., Tchieu A., Kutay A., Chandramohan R., Calise A., Leonard A.** *Vortex Model Based Adaptive Flight Control Using Synthetic Jets*. Georgia Institute of Technology, August 20, 2008.
- [5] **Gad-el-Hak M.** *The Timing of the Shrew; Why Is It so Difficult to Control Turbulance?* paper contributed to the Conference „Active Flow Control” in Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design – Volume 95, Springer, Berlin, Germany 2006, pp. 1-25.
- [6] **Krzysiak A.** „Control of Flow Using Self-Supplying Air Jet Vortex Generators” AIAA Journal Vol. 46, No. 9, September 2008, pp.2229-2234.
- [7] **Bukowski J.** „Mechanika płynów” PWN, Warszawa 1975.
- [8] **Braslow A.J.** „A History of Suction-Type Lamina-Flow Control with Emphasis on Flight Research” Aerospace History, No. 13, Washington DC, 1999.
- [9] **Bushnell D.M., Tuttle M.H.** „Survey and Bibliography on Attainment of Laminar Flow Control in Air Using Pressure Gradient and Suction” NASA RP-1035, Washington DC, September 1979.
- [10] **Jobe C.E.** „A Bibliography of AFFDL/FXM Reports on Laminar Flow Control” U.S. Air Force: AFFDL-TM-76-26-FXM, March 1976.
- [11] **Tuttle M.H., Maddalon D.V.** „Laminar Flow Control (1976-1991) – A Comprehensive Annotated Bibliography” NASA TM 107749, Washington DC, March 1993.
- [12] **Braslow A.L., Burrows D.L., Tetervin N., Visconte F.** „Experimental and Theoretical Studies of Area Suction for Control of the Laminar Boundary Layer on an NACA 64A010 Airfoil” NACA Report 1025, Washington DC, March 1951.
- [13] **Gray W.E.** „The effect of Wing Sweep on Laminar Flow” RAE TM Aero. 255, 1952
- [14] **Pffenniger W., Groth E.E., Whites B.H., Carmichael B.H., Atkinson J.M.** „Note About Low Drag Suction Experiments on a Wing Glove of a F94-A Airplane” Northrop Corp., Norair Division Report NAI-54-849, BLC-69, December 1954.
- [15] **Doenhoff A.E., Braslow A.L.** „The Effects of Distributed Surface Roughness on Laminar Flow” in „Boundary-Layer and Flow Control – Its Principles and Application” Vol. 2, Lachmann 1961, pp. 657-681.
- [16] **Maddalon D.V., Braslow A.L.** „Simulated-Airline-Service Flight Tests of Laminar-

Flow Control with Perforated-Surface Suction System" NASA Technical Paper 296, Washington DC., March 1990.

[17] **Schmitt V., Archambaud J.P., Hortstmann K.H., Quast A.** „*Hybrid Laminar Fin Investigation*” NATO Raport RTO MP-051, June 2001.

[18] **Reneaux J.** „*Overview on Drag Reduction Technologies for Civil Transport Aircraft*” Proceedings of European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS, July 2004.

[19] **Ingen J.L., Boermans L.M.** „*Research on Laminar Separation Bubbles at Delft University of Technology in Relation to Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics*” Proceedings of the Conference of Low Reynolds Number Aerodynamics, T.J. Mueller, UNDAF – CP 77B, June 1985, pp. 89-124.

[20] **Malew W.M., Kozlow W.W.** „*Application of Small Localised Vibration of a Surface for the control of Transition Process in boundary Layer*” (in Russian) Izv. Ak. Nauk ZSRR, aer. Tech. Nauk. Wyp.2, Nr 10, 1985.

[21] **Wojciechowski J.** „*Active Control of the Boundary Layer on The Laminar Airfoil*” Narodni Konferencija s Mezinardni Ucasti INŽENYRSKA MECHANIKA '99, Svatka, kveten 1999.

[22] **Kerho M., Hutcherson S., Blackwelder R.F., Liebeck R.H.** „*Vortex Generators Used to Control Laminar Separation Bubbles*” Journal of Aircraft Vol. 30, No. 3, May-June 1993.

[23] **Linke W.** „*Über den Strömungswiderstand einer beheizten ebenen Platte*” Luftfahrtforschung 19, 1942, pp. 157-160.

[24] **Frick C.W., McCullough C.B.** „*Tests of a heated Low Drag Airfoil*” NACA ARR, December 1942, Washington, DC.

[25] **Kachanov Y.S., Koslov V.V., Levchenko Ya.V.** „*Experimental Study of the Influence of Cooling on the Stability of Laminar Boundary layers*” Izvestia Sibirskogo Otdielenia Ak. Nauk SSR, Seria Technicheskich Nauk, Novosibirsk Vo. 8-2, 1974, pp. 75-79.

[26] **Roth J.R., Sherman D.M., Wilkinson S.P.** „*Boundary Layer Flow Control with One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma*” AIAA Paper 98-0328, 1998

[27] **Goksel B., Rechenberg I.** „*Active Separation Flow Control Experiments in Weakly Ionized Air*” Paper 086H, 10th EUROMECH European Turbulence Conference, Trondheim, Norwegen, 2004.

[28] **Goksel B., Greenblatt D., Rechenberg I., Singh Y., Nayeri C.N., Paschereit C.O.** „*Pulsed plasma Actuators for Separation Flow Control*” Proceedings of Conference on Turbulence and Interaction, Porquerolles, France, 2006.

[29] **Font G.I.** „*Boundary Layer Control with Atmospheric Plasma Discharge*” US Air Force Academy, CO, 80840.

[30] **Wendt B.J., Reichert B.A.** „*The Modelling of Symmetric Airfoil Vortex Generators.*” AIAA Paper 96-0807.

[31] **Koike M., Nagayoshi T., Hamamoto N.** „*Research on Aerodynamic Drag Reduction by Vortex Generators*” Mitsubishi Motors Review No.16, 2004.

[32] Civil Air Patrol - www.cap-ny153.org

- [33] **Zuppari, G., Valenza, F.** *Visualizing Strake and Wing Vortices in Supersonic Flow by a Thermographic Technique* Journal of Visualization, Vol. 2, No.1, 1999, pp. 59-71.
- [34] U.S. Navy Official Website - www.blueangels.navy.mil
- [35] **Stark R., Squires B., Walker J.** „Vortex Generators”. prezentacja MPP, AOE 4124 Dr Mason, March 26, 2004.
- [36] Bike Hutt - www.thebikehutt.co.nz
- [37] **Amitay M., Smith, B. L., Glezer, A.** „*Aerodynamic Flow Control Using Synthetic Jet Technology*”. AIAA 98-0208, 1998.
- [38] **Jabbal M., Zhong S.** „*The near wall effect of synthetic jet in a boundary layer*” Heat and Fluid Flow 29, 2008, pp. 119-130.
- [39] **Walsh, M.J.** „*Riblets as a viscous drag reduction technique*” American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal No. 21, 1983 pp.485-486.
- [40] **Lee S.J., Jang Y.G.** „*Control of flow around a NACA 0012 airfoil with a micro-riblet film*” Journal of Fluids and Structures No. 20, 2005, pp. 659-672
- [41] **Gelberg, J. N.** „*The Rise and Fall of the Polara Asymmetric Golf Ball: No Hook, No Slice, No Dice*” Technology In Society, Vol. 18, No. 1, 1996, pp. 93-110,
- [42] **Faryniarz L.** „*The effect of Golf Ball Surface Geometry on Viscous Drag*” Honors College Senior Thesis, April 29, 2009.
- [43] SRI Sports Ltd. „*Super detailed analysis for air flows around a golf ball*” - www.sri-sports.co.jp
- [44] **Liebeck, R. H.** „*Design of subsonic Airfoils for High Lift*” Journal of Aircraft, Vol. 15, No. 9, 1978, pp. 547-561.
- [45] **Krzysiak A., Narkiewicz J.** „*Aerodynamic Loads on Airfoil with Trailing-Edge Flap Pitching with Different Frequencies*” Journal of Aircraft Vol. 43, No. 2, March-April 2006, pp. 407-418.
- [46] **A.Krzysiak** „*Eksperymentalne badania dynamicznych charakterystyk aerodynamicznych oscylującego profilu NACA 0012 z ruchomą klapką*” Prace Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2004, pp.93-104.
- [47] **A.Krzysiak** „*Eksperymentalne badania wpływu drgającej klapki spływowej na charakterystyki aerodynamiczne oscylującego profilu NACA 0012*” PTMTS, Mechanika w Lotnictwie, Warszawa 2004, pp. 421-450.
- [48] **J.Narkiewicz, A.Krzysiak** „*Experimental and Numerical Investigation of Unsteady Aerodynamic Loads on the Pitching Airfoil NACA 0012 with Oscillating Flap*”- Paper No 41, Proceedings of 28th European Rotorcraft Forum, Bristol, England, September 2002.
- [49] **Greenbaltt D., Wygnanski I.J.** „*The Control of Flow Separation by Periodic Excitation*” Progress in Aerospace Sciences, No 36, 2000, pp. 487-545.
- [50] **Lee G.B., Tai Y.C., Jiang F., Grosjean C., Liu C., Ho C.M.** “*Leading-edge Vortices Control on a Delta Wing by Micromachined Sensors and Actuators,*” Journal of American Institute Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [51] **Kulesza Z., Gosiewski Z.** „*Analiza numeryczna wibracyjnego generatora wirów*” Mechanika w Lotnictwie 2010, pp. 165-183.
- [52] **Neuringer J., McIlroy W.** „*Incompressible two-dimensional stagnation point flow of an electrically conducting viscous fluid in the presence of a magnetic field*” Journal of the Aeronautical Sciences, Vol.25, No. 3, March 1958, pp. 194-198.

- [53] **Gad el Hak M.** „*Flow Control*” Appl. Mech. Rev. No. 42, 1989, pp. 261-293.
- [54] **Gad el Hak M., Blackwelder R.F.** „*Method and Apparatus for Reducing Turbulent Skin Friction*” United States Patent No. 4,932,618.
- [55] **Hussain A. K., Hasan M. A.** „Turbulence suppression in free turbulent shear flows under controlled excitation. Part 2. Jet-noise reduction” Journal Fluid Mech., No. 150, 1985, pp. 159-168.
- [56] **Ffowcs W.** „Noise, anti-noise and fluid flow control” Philosophical Transaction of the Royal Society, No. 360, 2002, pp. 821-832.
- [57] **Tichy J., Warnaka G.E., Poole L.A.** „A study of active control of noise in ducts” ASME J. Vib. Acoust. Stress Rel. Design, No. 106, 1984, pp. 399-404
- [58] **Wallis R.A.** „*The use of air jets for boundary layer control*”, Technical Note ARL AERO Note 110, Australia, 1952.
- [59] **Wallis R.A.** „*A preliminary note on a modified type of air jet for boundary layer control*”, Report ARC CP 513, 1960.
- [60] **Wallis R.A., Stuart C.M.** „*On the control of shock-induced boundary layer separation with discrete air jets*”, Report ARC CP 595, 1962.
- [61] **Pearcey H., Stuart C.** „*Methods of Boundary-Layer Control for Postponing and Alleviating Buffeting and Other Effects of Shock-Induced Separation*” SMF Paper No. FF-22. New York, Institute of the Aeronautical Sciences, 1959.
- [62] **Zhang S., Li F.** „*Experiments about the air jet vortex generator*” Proceedings of the 8th Institute of Aeronautics and Astronautics Cincinnati, Ohio, 1987, pp. 513-516.
- [63] **Papell S.** „*Vortex generating flow passage design for increased film-cooling effectiveness and surface coverage*” NASA TM 83617, 1984.
- [64] **Johnston J., Nishi M.** „*Vortex generator jets*” – means for flow separation control” AIAA Journal, Volume 28, No.6, June 1990, pp. 989-994.
- [65] **Pearcey H. H.** „*Shock Induced Separation and its Prevention by Design and Boundary Layer Control. In Boundary Layer and Flow Control, its Principles and Application*” Vol. 2, Lachmann, G. V., Pergamon Press, Oxford, 1961.
- [66] **Pearcey H. H., Rao, K., Sykes, D. M.** „*Inclined Air-Jets used as Vortex Generators to Suppress Shock-Induced Separation*” AGARD CP-534, Paper 40, April 1993.
- [67] **Barberopoulos, A. A.** „*Investigation of the Effects of a Vortex Generator Jet on a Turbulent Boundary Layer at High Subsonic Speed*”. MSc Thesis, College of Aeronautics, Cranfield University. 1995.
- [68] **Selby G.** „*Experimental parametric study of jet vortex generators for flow separation control*” NASA CR 187836, December 1990.
- [69] **Selby, G., Lin, J., Howard, F.** „*Jet Vortex Generators for Turbulent Flow Separation Control*” paper from 12 th Symposium on Turbulence, September, 1990.
- [70] **Zhang S. Y., Li, F.** „*Experiments about the Air Jet Vortex Generator*” paper presented at 8 th International Symposium on Air Breathing Engines, Cincinnati, June 1987.
- [71] **Barberopoulos A.A., Garry K.P.** „*The effect of skewing on the vorticity produced by an airjet vortex generators*” The Aeronautical Journal, Vol. 102, No. 1013, March 1998.

- [72] **Singh C., Peake D.J., Kokkalis A., Coton F., Galbraith R.** „*Control of Flow on Helicopter Rotor Blades under Quasi-Steady and Unsteady Conditions Using Smart Air-Jet Vortex Generators*” Proceedings of 29th European Rotorcraft Forum, Germany, September 2003.
- [73] **Shih C., Beahn J., Krothapalli, A.** „*Control of Compressible Dynamic Stall Using Microjets*” Proceedings of 4th ASME JSME Joint Fluids Engineering Conference Honolulu, Hawaii, USA, July 2003.
- [74] **Bray T. P., Garry K. P.**, „*Optimisation of air-jet vortex generators with respect to system design parameters*” The Aeronautical Journal, Volume 102, No 1013 Oct, 1999, pp. 475-479.
- [75] **Abbott, I. H., von Doenhoff, A. E.** „*Theory of Wing Section*”. McGraw-Hill Book Company, INC, Londyn 1949.
- [76] **Brag, M. B.** „*Experimental Aerodynamic Characteristics of an NACA 0012 Airfoil with Simulated Glaze Ice*” Journal of Aircraft, Volume 25, No 9 Sept, 1988, pp. 849-858.
- [77] **Benetka, J., Kladrubsky M., Valenta R.** „*Mereni profilu NACA 0012 ve stebinovem mericim prostoru*”, Internal Report VZLU Praha, 1998.
- [78] **Dixon R. C.**, „*High Reynolds Number Investigation of an ONERA model of the NACA 0012 Airfoil Section*” Laboratory Technical Report, HA-5x5/0069, NAE Ottawa, Camnada, 1990.
- [79] **Compton D. A., Johnston J. P.** „*Streamwise vortex production by pitched and skewed jets in a turbulent boundary layer*” AIAA Paper 91-0038, 29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, January 1991.
- [80] **Weaver D., McAlister K.W., Tso, J.** „*Suppression of Dynamic Stall by Steady and Pulsed Upper-Surface Blowing*”, AIAA Paper 98-2413, 16th AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 1998,
- [81] **McManus K.R., Legner H.H., Davis, S.J.** „*Pulsed Vortex Generator Jets for Active Control of Flow Separation*” AIAA Paper 94-2218, 25th AIAA Fluid Dynamics Conference, June 1994,
- [82] **McManus K., Magil, J.** „*Airfoil Performance Enhancement Using Pulsed Jet Separation Control*”, AIAA Paper 97-1971, 28th AIAA Fluid Dynamics Conference June 1997,
- [83] **P. Lorber, D. McCormick, T. Anderson, B. Wake, D. MacMartin, M. Pollack, T. Corke, K. Breuer**, „*Rotorcraft Retreating Blade Stall Control*” FLUIDS 2000 Conference and Exhibit, June 2000, Denver Colorado.
- [84] **Singh C., Peake D., Kokkalis A., Khodagolian V., Coton F., Galbraith R.** „*Control of Rotorcraft Retreating Blade Stall Using Air-Jet Vortex Generators*” Journal of Aircraft No 43(4), 2006, pp. 1169-1176.

Załącznik Z1

Numeryczna symulacja opływu profilu NACA 0012 ze strumieniowymi generatorami wirów dla wytypowanych warunków przepływu.

1. Metodyka i warunki badań numerycznych

Celem numerycznej symulacji opływu profilu NACA 0012 ze strumieniowymi generatorami wirów, była analiza wpływu wydatku powietrza przepływającego przez dysze tych generatorów wirów, na efektywność ich działania dla kąta natarcia zbliżonego do krytycznego. Obliczenia numeryczne wykonane zostały przez dr Wieńczyśława Stalewskiego w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa w ramach projektu badawczego prowadzonego przez autora niniejszej pracy. Numeryczne badania pozwoliły nie tylko na ocenę ilościową badanego zjawiska, lecz również na analizę jego fizycznych aspektów poprzez badania pola przepływu wokół segmentu profilu.

Symulację opływu płata nośnego z układem strumieniowych generatorów wirów zrealizowano za pomocą programu „FLUENT”. Generalnie program ten umożliwia modelowanie szerokiej klasy przepływów w oparciu o rozwiązanie równań Naviera-Stokesa metodą objętości skończonych.

Założono, że obliczenia będą przeprowadzone dla geometrii i warunków przepływu odpowiadających tym, jakie były zrealizowane w trakcie badań eksperymentalnych. Przyjęto następujące parametry definiujące segment profilu wyposażonego w układ strumieniowych generatorów wirów:

- segment profilu o cięciwie 0.5 m i nieskończonym wydłużeniu, zbudowany na bazie profilu NACA0012
- rząd dysz strumieniowych generatorów wirów zlokalizowany w odległości 12% cięciwy skrzydła od jego krawędzi natarcia
- odległość pomiędzy dyszami (wzdłuż rozpiętości skrzydła): 55 mm
- osie dysz ustawione pod kątem 30° do powierzchni płata i pod kątem 60° do linii cięciw skrzydła
- wymiary wylotu dyszy:
 - w przekroju prostopadłym do osi dyszy: 1.1 mm x 5.6 mm
 - w przekroju stycznym do powierzchni płata : 2.2 mm x 5.6 mm

Dla potrzeb obliczeniowych założono okresowość przepływu wzdłuż rozpiętości skrzydła o nieskończonym wydłużeniu. W rozważanym przypadku parametry pola przepływu powtarzają się cyklicznie wzdłuż rozpiętości skrzydła co 55 mm (jest to odległość między dwiema kolejnymi dyszami). W rezultacie, jako obliczeniową reprezentację geometrii przyjęto segment skrzydła o szerokości 55 mm z położonym centralnie wylotem dyszy strumieniowego generatora wirów.

Obszar przepływu wokół rozważanego segmentu skrzydła obejmował:

- zewnątrz segmentu skrzydła
- wewnątrz dyszy strumieniowego generatora wirów

Obliczenia prowadzone były dla wytypowanych warunków przepływu: liczba Macha $M = 0.05$, kąt natarcia $\alpha = 14.5^\circ$, oraz czterech konfiguracji różniących się wydatkiem powietrza przez pojedynczą dyszę. W tabeli Z1 przedstawiono wszystkie badane konfiguracje segmentu profilu.

Tabela Z1. Badane konfiguracje segmentu profilu.

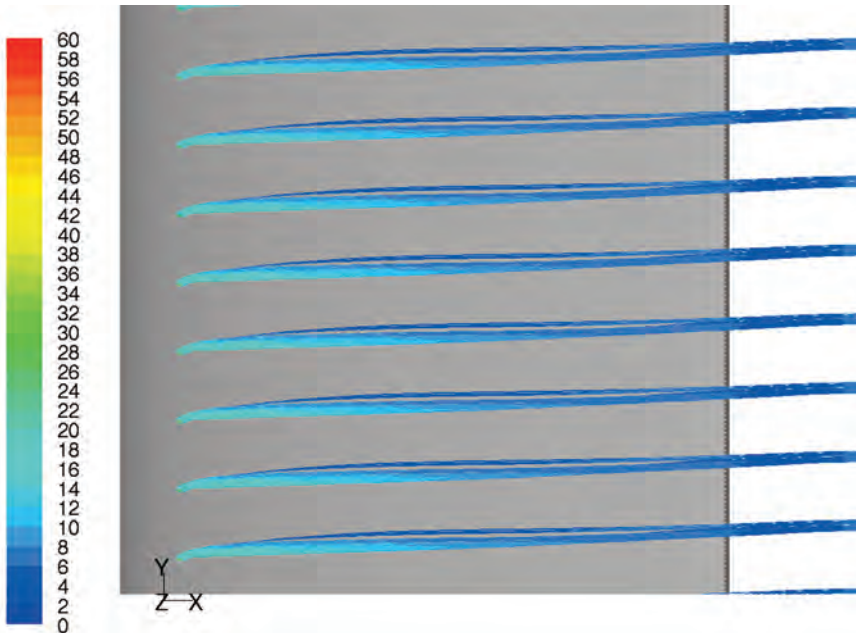
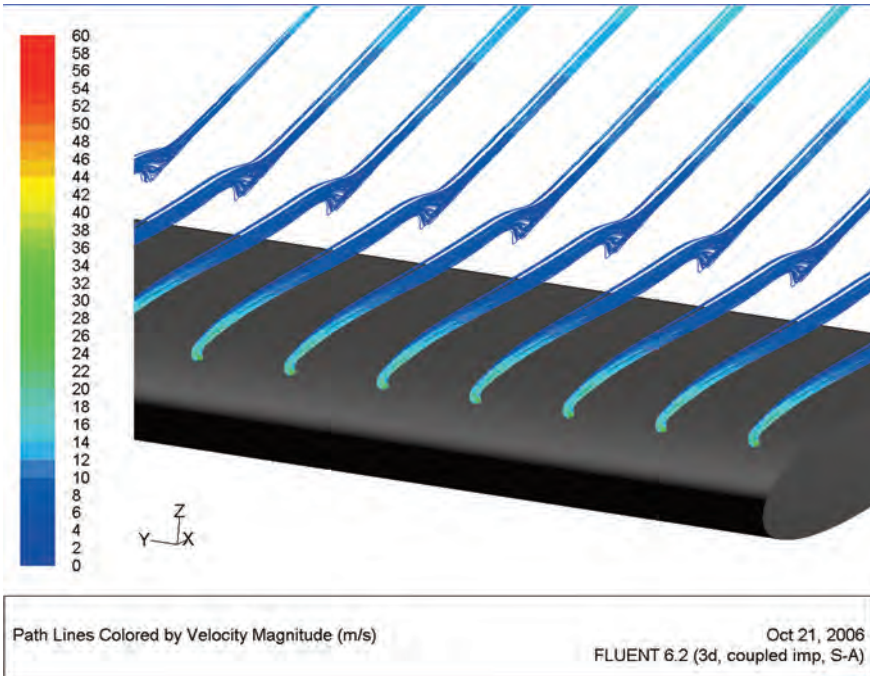
Nr	Konfiguracja	Qm [kg/s]	VR = V_j/V_∞
1	Segment profilu gładkiego	0.000000	0.000
2	Segment profilu ze strumieniowym generatorem wirów	0.000200	1.347
3	Segment profilu ze strumieniowym generatorem wirów	0.000500	3.341
4	Segment profilu ze strumieniowym generatorem wirów	0.000929	6.046

Obliczenia przepływu wokół gładkiego segmentu profilu oraz wyposażonego w strumieniowe generatory wirów wykonano przy zastosowaniu następującego modelu obliczeniowego zaimplementowanego w programie FLUENT:

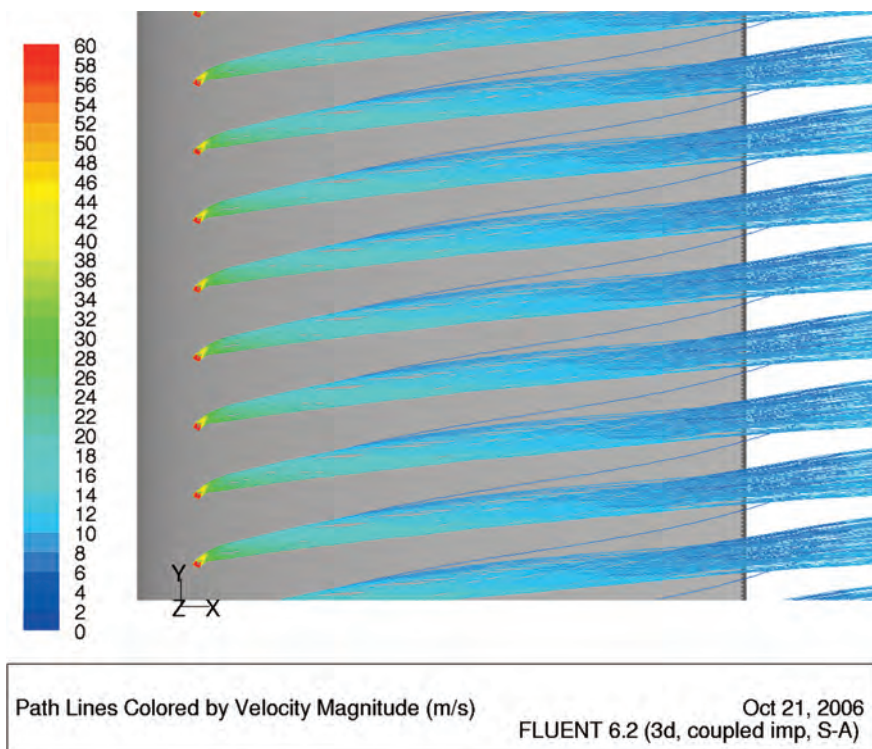
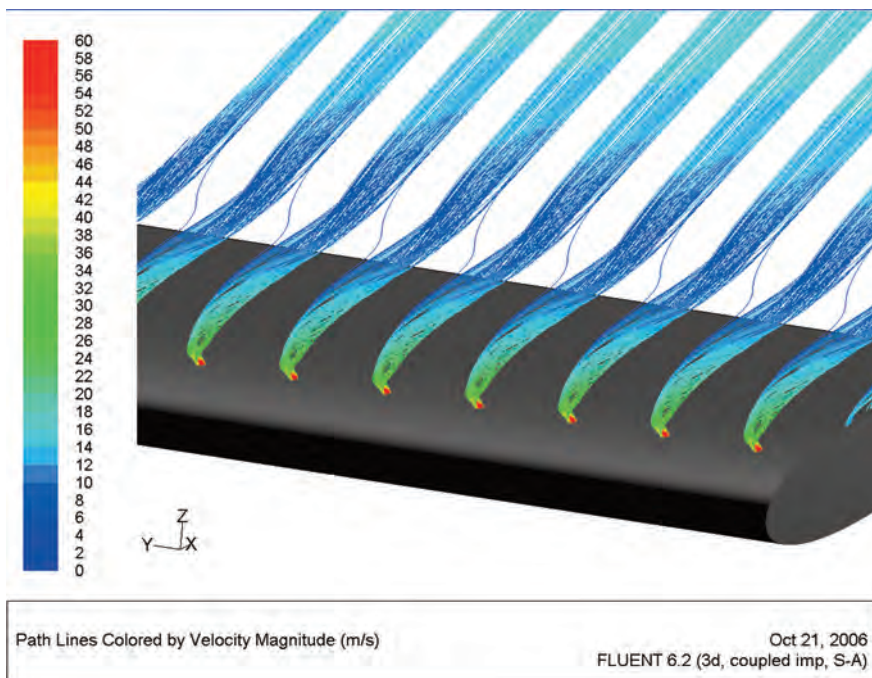
- przepływ lepki, ściśliwy, stacjonarny, trójwymiarowy
- model turbulencji: Spallarta-Allmarasa
- metoda całkowania równań przepływu: niejawna, sprzężona, drugiego rzędu

2. Wyniki symulacji przepływu oraz porównanie z wynikami badań eksperymentalnych

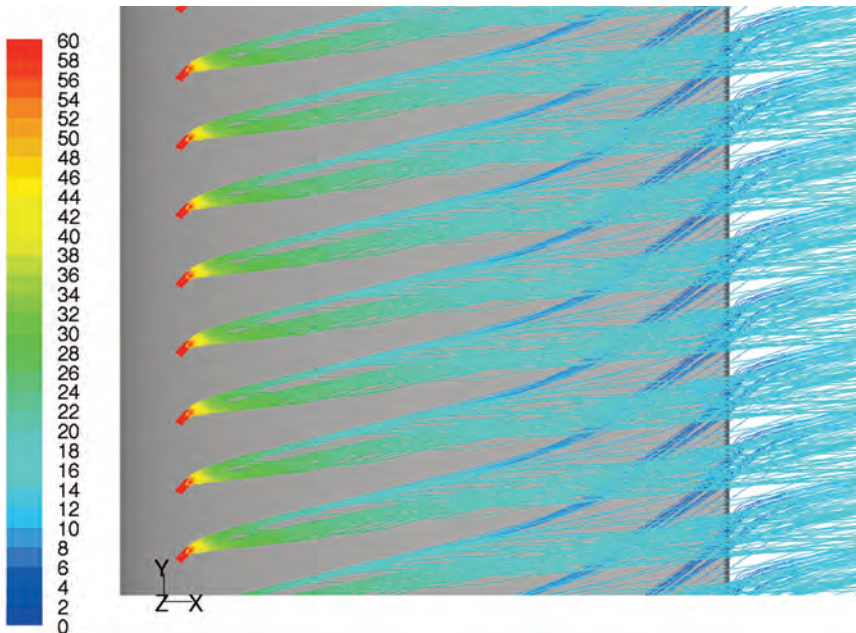
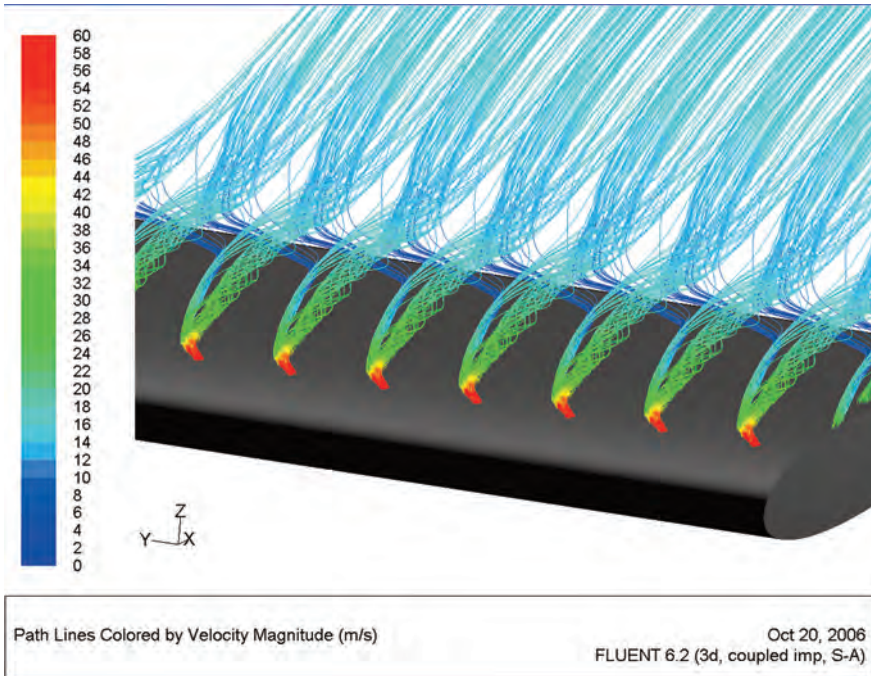
Dla czterech wymienionych w tabeli Z1 konfiguracji segmentu profilu wykonano obliczenia przepływu oraz przeprowadzono analizę uzyskanych wyników. Analiza ta dotyczyła w szczególności wpływu wydatku powietrza z dyszy na intensywność struktur wirowych generowanych przez strumieniowy generator wirów. Na rys Z1 – Z3 pokazano kształt linii prądu wypływających z dyszy strumieniowego generatora wirów. Przedstawione struktury linii prądu ilustrują istotny wpływ prędkości powietrza wylatującego z dyszy na intensywność wiru generowanego przez strumieniowy generator wirów. W pełni rozbudowaną strukturę wirową widać dla prędkości względnej wydmuchu powietrza z dyszy wynoszącej: $V_j/V_\infty = 6.046$ oraz 3.341. Natomiast dla prędkości wydmuchu $V_j/V_\infty = 1.347$ linie prądu nie wykazują tendencji do „splatania się”, co sugeruje znikomą intensywność wirowości w strudze powietrza wypływającego z dyszy.



Rys. Z1 Linie prądu wypływające z dysz strumieniowych generatorów wirów.
Przypadek wypływu z dyszy ze średnią prędkością $V_j/V_\infty = 1.347$.
Widok izometryczny oraz widok z góry.

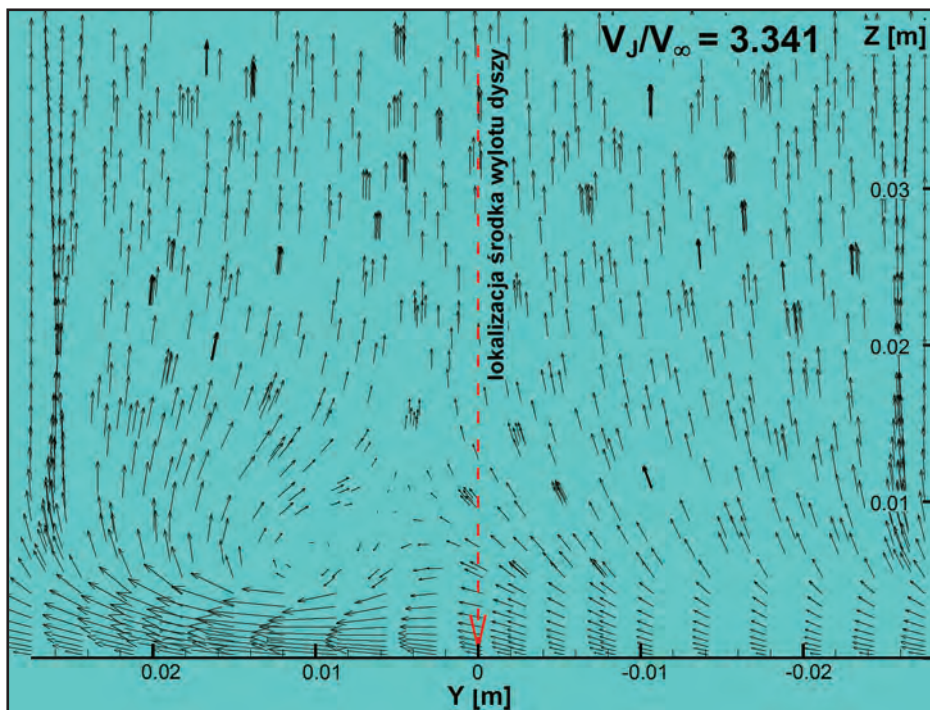


Rys. Z2 Linie prądu wypływające z dysz strumieniowych generatorów wirów.
Przypadek wypływu z dyszy ze średnią prędkością : $V_j/V_\infty = 3.341$.
Widok izometryczny oraz widok z góry.



Rys. Z3 Linie prądu wypływające z dysz strumieniowych generatorów wirów.
Przypadek wypływu z dyszy ze średnią prędkością $V_j/V_\infty = 6.046$.
Widok izometryczny oraz widok z góry.

Intensywność wirów generowanych przez generator strumieniowy zilustrowano także na rys. Z4 oraz Z5, gdzie przedstawiono składowe wektora prędkości przepływu w płaszczyźnie YOZ, położonej za dyszą w odległości 10% cięciwy profilu skrzydła. Na rysunkach widać wyraźnie zawirowanie strugi powietrza wydmuchiwanego z dyszy dla prędkości wypływu $V_j/V_\infty = 3.341$ oraz $V_j/V_\infty = 6.046$.



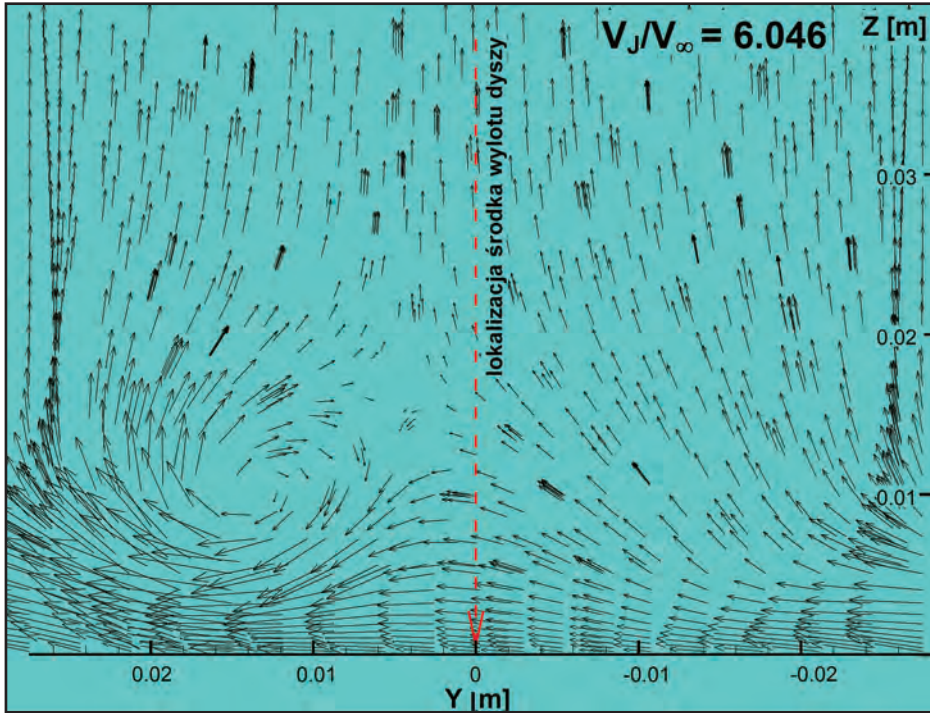
Rys. Z4. Składowe wektora prędkości na płaszczyźnie YOZ dla $V_j/V_\infty = 3.341$.

Analizując wyniki obliczeń stwierdzono, że intensywność wiru generowanego przez generator strumieniowy wpływa istotnie na nośność skrzydła w zakresie okołokrytycznych kątów natarcia. W tabeli Z2 przedstawiono wartości przyrostu współczynnika siły nośnej C_z oraz przyrostu współczynnika oporu C_x (wywołane działaniem strumieniowych generatorów wirów) uzyskane dla badanych konfiguracji segmentu profilu. Wyniki obliczeń dla warunków przepływu: Mach $M = 0.05$, Alfa = 14.5° .

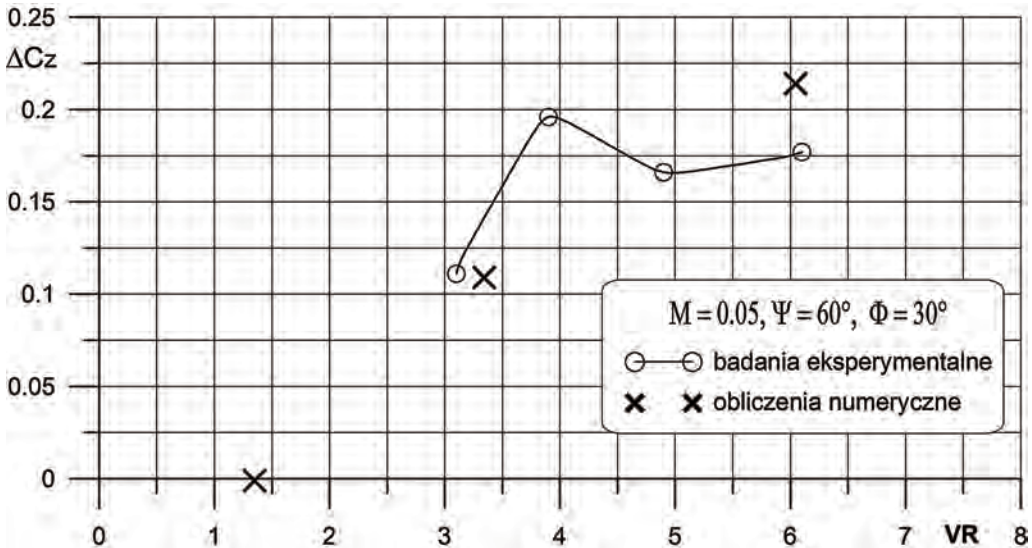
Tabela Z2. Wartości przyrostu współczynnika siły nośnej C_z oraz przyrostu współczynnika oporu C_x wywołane działaniem strumieniowych generatorów wirów.

$VR = V_j/V_\infty$	ΔC_z	ΔC_x
1.347	-0.001	0.004
3.341	0.109	-0.003
6.046	0.214	-0.004

Na rys. Z6 porównano zależności przyrostu współczynnika siły nośnej C_z w funkcji współczynnika prędkości VR dla $M = 0.05$, uzyskane z badań eksperymentalnych oraz obliczeń numerycznych.



Rys. Z5. Składowe wektora prędkości na płaszczyźnie YOZ dla $V_j/V_\infty = 6.046$.



Rys. Z6 Porównanie zależności przyrostu współczynnika siły nośnej C_z w funkcji współczynnika prędkości VR dla $M = 0.05$, uzyskanych z badań eksperymentalnych oraz obliczeń numerycznych.

Porównanie powyższych zależności wskazuje na poprawną korelację uzyskanych wyników badań eksperymentalnych z wynikami obliczeń numerycznych.

O AUTORZE



Dr inż. Andrzej Krzysiak ukończył studia na wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa w 1977 roku. Praca magisterska wykonana pod kierownictwem prof. dr Franciszka Misztala dotyczyła projektu konstrukcyjnego skrzydła małego samolotu turystycznego.

Po ukończeniu studiów i odbyciu rocznej służby wojskowej w SOR oraz w jednostce lotniczej, jako technik samolotu MIG-21, w roku 1978 rozpoczął pracę w Instytucie Lotnictwa w Zakładzie Aerodynamiki, gdzie pracuje do dnia dzisiejszego. Całą swoją wieloletnią pracę zawodową poświęcił eksperymentalnym badaniom aerodynamicznym. Swoją pracę naukową rozpoczął od badań i analizy zjawisk zachodzących w opływie skrzydła o umiarkowanym skosie krawędzi natarcia w przepływie transonicznym,

oraz ich wpływu na charakterystyki aerodynamiczne. Pierwszym zadaniem badawczym realizowanym przez autora niniejszej publikacji i mającym praktyczne zastosowanie był udział w aerodynamicznej konstrukcji skrzydła samolotu I-22 „Iryda”. Prace te prowadzonej były w Zakład Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa na początku lat 80-tych, i dotyczyły między innymi odpowiedniego dobór skręceń aerodynamicznych profili tego skrzydła. Przez następne lata pracy Andrzej Krzysiak prowadził wiele eksperymentalnych prac badawczych związanych z aerodynamiką samolotu, takich między innymi jak:

- Projektowanie pasm na skrzydłach samolotów, czyli dodatkowych powierzchni nośnych o dużym skosie przylegających bezpośrednio do jego kadłuba i generujących na wyższych katach natarcia stabilne wiry.
- Badania zagadnień aerodynamicznych związanych z opływem usterzenia poziomego samolotu takich jak:
 - optymalizacja położenia osi obrotu steru wysokości ze względu na skuteczność ich działania oraz wartość momentów zawiasowych,
 - badania drgań samowzbudnych steru wysokości związanych z przemieszczaniem się fali uderzeniowej,
 - dobór położenia usterzenia poziomego na samolocie.
- Modelowanie przejścia skrzydło-kadłub oraz wlotu do gondol silnikowych.
- Optymalizacja kształtu i usytuowania hamulców aerodynamicznych na samolocie pod względem skuteczności ich działania oraz oddziaływania na opływ usterzenia. Badania wpływu perforacji hamulców aerodynamicznych na charakterystyki aerodynamiczne samolotu.
- Badania wpływu kształtu oraz położenia konwencjonalnych skrzydełkowych generatorów wirów na podwyższenie granic lekkiego i średniego buffetingu skrzydła samolotu.
- Badania rozwoju kryzysu falowego na skrzydle samolotu.

- Badania wpływu różnych układów usterzenia poziomego (usterzenie motylkowe, typu „T”, typu „kaczka”) na charakterystyki aerodynamiczne samolotu.
- Badania charakterystyk aerodynamicznych modeli samolotów „Iryda”, „Iskra”, „Skorpion”, „Kobra”.

Na początku lat 90-tych wiodącym tematem badawczym prowadzonym przez Andrzeja Krzysiaka było modelowanie zrzutu podwieszów w warunkach tunelowych, przy naturalnym oraz wymuszonym ich odejściu od nosiciela, a także wpływ nosiciela na charakterystyki aerodynamiczne tych podwieszów. Zwieńczeniem prac prowadzonych nad zagadnieniem zrzutu podwieszów była obrona pracy doktorskiej na Wydziale Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej w roku 1996. Praca dotyczyła warunków bezpieczeństwa zrzutu podwieszów z belek podskrzydłowych.

W następnych latach jedną z ciekawszych prac badawczych prowadzonych przez autora niniejszej publikacji było modelowanie w warunkach tunelowych różnych wariantów oblodzenia występujących na skrzydłach samolotów oraz łopatach śmigłowców, a także badania wpływu tego oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne badanych obiektów.

Począwszy od roku 2000 obszarem zainteresowań dr inż. Andrzeja Krzysiaka stało się sterowanie przepływem przy użyciu metod niekonwencjonalnych, zwanych układami inteligentnymi (ang. „smart structures”). Jedną z takich badanych metod była koncepcja sterowania przepływem przy użyciu sterowanej klapki umieszczonej na krawędzi spływu łopaty wirnika. Celem wykonania badań eksperymentalnych takiego układu, w którym symulowane są warunki opływu wirującej łopaty wirnika z oscylującą klapką autor niniejszej pracy skonstruował specjalne stoisko badawcze (patent RP nr 196759). Wyniki badań charakterystyk aerodynamicznych oscylującego segmentu profilu z niezależnie drgającą klapką opisane zostały w pracy. *„Aerodynamic Loads on Airfoil with Trailing-Edge Flap Pitching with Different Frequencies”* (Journal of Aircraft Vol. 43, No. 2, March-April 2006). Kontynuacją tych prac był udział w badaniach nad zastosowaniem drgającej klapki do sterowania przepływem z falą uderzeniową prowadzonych w ramach projektu europejskiego UFAST.

W następnych latach dr inż. Andrzej Krzysiak prowadził między innymi badania sterowania przepływem przy użyciu strumieniowych generatorów wirów. Wyniki tych badań są szeroko omówione w niniejszej pracy. Oryginalnym wkładem autora pracy w tej dziedzinie było zaproponowanie koncepcji sterowania przepływem przy użyciu tzw. samo-zasilających się strumieniowych generatorów wirów (patent RP nr 206221). Eksperymentalne badania w pełni potwierdziły skuteczność ich działania. Wyniki tych badań przedstawiono w pracy *„Control of Flow Using Self-Supplying Air Jet Vortex Generators”* (AIAA Journal Vol. 46, No. 9, September 2008).

W czerwcu 2011 Zakład Aerodynamiki przy współdziałaniu autora pracy wygrał dwa konkursy na projekty europejskie organizowane w ramach platformy CLEAN SKY, dotyczące sterowania przepływem, a mianowicie: *„Multi-level Embedded Closed-Loop Control System for Fluidic Active Flow Control - ESTERA”* oraz *„Basic wind tunnel investigation to explore the use of Active Flow Control technology for aerodynamic load control - STARLET”*. Realizacja tych projektów pozwoli autorowi na kontynuowanie prac badawczych w dziedzinie sterowania przepływem w ciągu najbliższych kilku lat.

Dr inż. Andrzej Krzysiak jest autorem ponad 70-ciu publikacji i sprawozdań naukowych i kilkudziesięciu wystąpień i referatów na konferencjach, sympozjach i seminariach naukowych krajowych i zagranicznych. W roku 2008 został zaproszony przez redaktora AIAA Journal prof. F. Coton'a do recenzowania artykułu zgłoszonego do tego wydawnictwa, a dotyczącego badań nad strumieniowymi generatorami wirów.

Dr inż. Andrzej Krzysiak pełniąc w obecnej chwili funkcję kierownika Laboratorium Aerodynamiki Stosowanej w Instytucie Lotnictwa, oprócz bieżącej własnej pracy naukowej, sprawuje również merytoryczny nadzór nad badaniami prowadzonymi przez młodszych pracowników naukowych tego Laboratorium, ponosząc odpowiedzialność za jakość aerodynamicznych prac eksperymentalnych prowadzonych w I.Lot.

W roku 1991 autor niniejszej publikacji ukończył kurs prowadzony przez Międzynarodową Fundację Rozwoju Rynku Kapitałowego i Przekształceń Własnościowych w Rzeczypospolitej Polskiej na członków Rad Nadzorczych, zakończony egzaminem państwowym i przez prawie 10 lat zasiadał w Radach Nadzorczych spółek.

