

Sławomir Adam SORKO

Tomasz Janusz TELESZEWSKI

Politechnika Białostocka, WBiIŚ, ul. Wiejska 45E, 15-351 Białystok,

E-mail: t.teleszewski@pb.edu.pl, s.sorko@pb.edu.pl

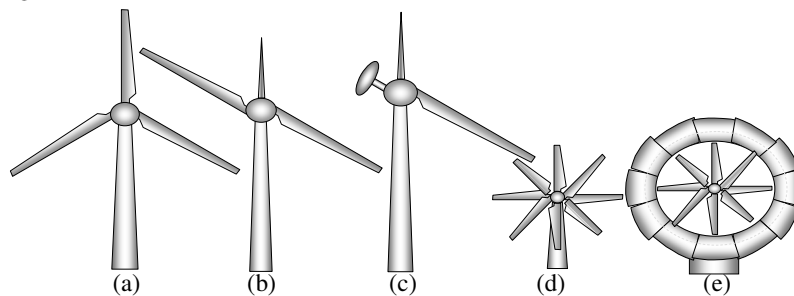
Modelowanie parametrów aerodynamicznych urządzeń energetyki wiatrowej

I. Aerodynamiczna analiza profili wirników turbin i rotorów wiatrowych

1 Wprowadzenie

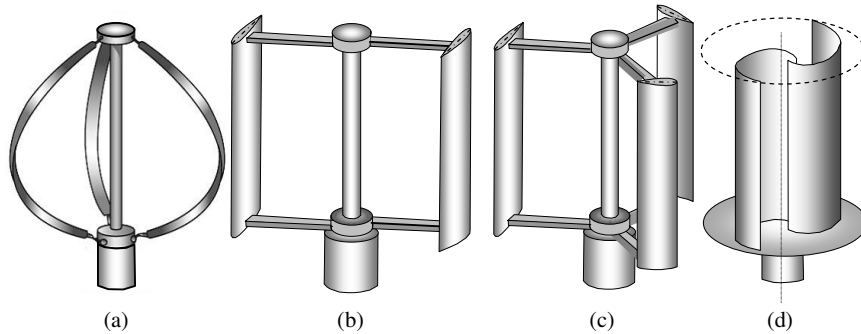
Wirniki urządzeń energetyki wiatrowej: turbin wiatrowych i rotorów wiatrowych są zaawansowanymi konstrukcjami, których elementy – łopaty śmigieł i rotorów są profilowane w celu uzyskania pożądanych właściwości aerodynamicznych. Zagadnienia aerodynamiczne wirników turbin i rotorów wiatrowych pozostają w ścisłym związku z teorią profilu lotniczego i teorią płaskiej palisady profili w zakresie przepływów poddźwiękowych, to jednak z uwagi na modyfikacje kształtu profili wirników turbin i rotorów wiatrowych w stosunku do profili lotniczych i charakteru opływu wymagają dostosowania metod aerodynamicznych do analizy właściwości tych obiektów.

Turbiny wiatrowe są maszynami wirnikowymi, w których energia kinetyczna strumienia powietrza - wiatru jest zamieniana na energię mechaniczną ruchu obrotowego wirnika (rotora), będącego zasadniczym elementem urządzenia. Ze względu na sposób położenia osi wirnika względem opływającego kierunku napływającego strumienia turbiny wiatrowe są dzielone na dwa typy: turbiny o osi poziomej [ang. HAWT - *Horizontal Axis Wind Turbine*] i turbiny o osi pionowej (ang. VAWT - *Vertical Axis Wind Turbine*).



Rys.1. Turbiny wiatrowe o poziomej osi wirnika: (a), (b), (c), turbiny śmigłowy, (d) wiatrak (e) turbina dyfuzorowa (tunelowa)

Fig.1. Horizontal axis wind turbines (a),(b),(c) HAWT's, (d) windmill (e) shrouded turbine



Rys.2. Turbiny wiatrowe o pionowej osi wirnika: a),b),c) turbina typu Darrieusa; b),c) H-rotor; d) rotor Savoniusa

Fig.2. Vertical axis wind turbines: a),b),c) Darrieus type turbine; b),c) H-rotor; d) Savonius turbine

Ułożenie osi wirników turbin wiatrowych względem kierunku strumienia istotnie determinuje kształty wirników tych maszyn. Pierwszą grupę stanowią wirniki śmigłowe o różnej liczbie profilowanych łopatek, od jednoelementowych do najczęściej stosowanych w dużych turbinach wirników trójelementowych o znacznym wydłużeniu łopatek, jak też wirniki wieloelementowe o nieznacznym wydłużeniu łopatek, w tym wirniki śmigłowe obudowane dyfuzorem oraz wirniki z łopatkami obracającymi się wokół własnych osi łopatkami cylindrycznymi, wykorzystujące efekt Magnusa. Drugą grupę stanowią turbiny wiatrowe, których rotory są wirnikami typu bębnowego, złożonymi z elementów profilowanych (turbiny typu Darrieusa) lub elementów nieprofilowanych (turbiny typu Savoniusa i pokrewne).

Zasadniczy wpływ na własności użytkowe turbin wiatrowych ma kształt wirników i własności aerodynamiczne profili układów łopatkowych wirników. W konstrukcji wirników turbin wiatrowych wykorzystuje się szeroko profile stosowane w konstrukcjach lotniczych, jak też profile specjalnie opracowywane dla urządzeń techniki wiatrowej, łączące w sobie cechy klasycznych profili lotniczych z właściwościami wynikającymi ze specyfiki zastosowania (znaczna smukłość i skręcenie łopatek, wytrzymałość ustroju etc.).

Na własności aerodynamiczne profili opływanych płynem ma kształt rozkładu prędkości wzdłuż konturu profilu. Zarówno badania doświadczalne, jak też badania teoretyczne dowodzą, że rozkład prędkości wzdłuż profilu opływanego płynem powinien być, w dużym uproszczeniu, możliwie równomierny na całej długości profilu z maksymalnymi wartościami w połowie cięciwy profilu i minimum w punkcie spływu profilu. Taki rozkład prędkości na profilu zapobiega odrywaniu warstwy przyściennej płynu i powstawaniu na profilu lokalnych obszarów o dużej prędkości płynu.

W opracowaniu przedstawiono metodę wyznaczania pól prędkości i ciśnienia oraz współczynników aerodynamicznych profili o dowolnych kształtach przy użyciu metody elementów brzegowych.

2 Zagadnienie podstawowe teorii profilu

Zagadnienie podstawowe teorii profilu jest formułowane jako zadanie wyznaczenia rozkładu prędkości na konturze profilu przy zakładanych uproszczeniach matematycznego opisu dotyczących modelu płynu i modelu przepływu. W zagadnieniach aerodynamiki przy przepływach z prędkością niższą od prędkości dźwięku przyjmuje się model gazu nielepkiego, ściśliwego, nieprzewodzącego ciepła i model potencjalnego przepływu płaskiego.

2.1 Sformułowanie zagadnienia. Matematyczny opis opływu profilu

Przepływ gazu doskonałego (płynu nielepkiego, ściśliwego) opisują równania [1]:
równanie ciągłości strugi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{u}) = 0, \quad (1)$$

równanie ruchu (Eulera):

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = \mathbf{F} - \frac{1}{\rho} \nabla p, \quad (2)$$

równanie zachowania energii:

$$\frac{\partial E}{\partial t} + p \nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (3)$$

gdzie: $\mathbf{u} \equiv (u_x, u_y, u_z)$ oznacza prędkość płynu, ρ – gęstość płynu, p – ciśnienie, a \mathbf{F} – siły masowe w przepływie.

Przy założeniu ruchu stacjonarnego ($\partial \mathbf{u} / \partial t = 0$; $\partial \rho / \partial t = 0$) i pominięciu sił masowych ($\mathbf{F} = 0$), przyjmując model płynu barotropowego $\rho = \rho(p)$, przy dodatkowym założeniu, że przepływ jest przepływem potencjalnym, w którym $\boldsymbol{\omega} = \nabla \times \mathbf{u} = 0$, wprowadzając potencjał prędkości Φ ($u_x = \partial \Phi / \partial x$; $u_y = \partial \Phi / \partial y$; $u_z = \partial \Phi / \partial z$) układ równań opisujących przepływ we współrzędnych kartezjańskich $\{X, Y, Z\}$ można sprowadzić do równania [1]:

$$\begin{aligned} & \left[1 - \frac{1}{a^2} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)^2 \right] \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \left[1 - \frac{1}{a^2} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial y} \right)^2 \right] \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \left[1 - \frac{1}{a^2} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial z} \right)^2 \right] \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} \\ & - \frac{2}{a^2} \left(\left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) \left(\frac{\partial \Phi}{\partial y} \right) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x \partial y} + \left(\frac{\partial \Phi}{\partial y} \right) \left(\frac{\partial \Phi}{\partial z} \right) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y \partial z} + \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) \left(\frac{\partial \Phi}{\partial z} \right) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x \partial z} \right) = 0 \end{aligned} \quad (4)$$

gdzie $a = \sqrt{\partial p / \partial \rho}$ jest lokalną prędkością dźwięku w płynie.

W zagadnieniach opływu struktur materialnych, w których prędkość przepływu jest znacząco mniejsza od prędkości dźwięku w rozpatrywanym płynie, możliwe jest

przyjęcie modelu płynu nieściśliwego ($\rho = \text{const}$; $a = \infty$), co pozwala na uproszczenie równania (4) opisującego przepływ do postaci:

$$\nabla^2 \Phi = \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} = 0 . \quad (4^*)$$

Pole prędkości opływu struktury materialnej można traktować jako sumę przepływu jednorodnego strumienia płynu i przepływu wzbudzonego przez obiekt znajdujący się w przepływie jednorodnym ($\mathbf{u} = \mathbf{u}_\infty + \tilde{\mathbf{u}}$), zatem potencjał prędkości (Φ) opływu struktury materialnej można traktować jako sumę potencjału przepływu jednorodnego ϕ_∞ i potencjału prędkości wzbudzonej immersją obiektu $\tilde{\phi}$ z warunkiem brzegowym $\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}_{ob} \equiv u_n = \partial \tilde{\phi} / \partial n = 0$ na powierzchni opływającego obiektu.

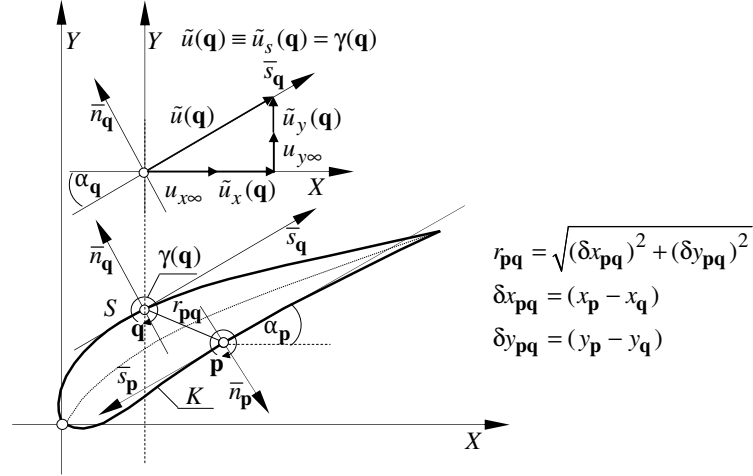
Jakkolwiek przedstawiony wyżej matematyczny opis płaskiego opływu struktury materialnej zawiera szereg uproszczeń, to w wielu zagadnieniach aerodynamiki: w teorii profilu, teorii płata nośnego, jak też w teorii palisady łopatkowej w maszynach przepływowych znajduje on zastosowanie z uwagi na prostotę opisu i możliwości równie prostych rozwiązań płaskich i przestrzennych zagadnień przepływowych sformułowanych przy użyciu tego modelu.

2.2 Całkowe równanie opływu profilu

Poddźwiękowy opływ profilu, przy poczynionych wyżej założeniach dotyczących kształtu profilu i superpozycji pól prędkości przepływu jednorodnego i przepływu generowanego przez profil, jednoznacznie opisuje równanie różniczkowe względem potencjału prędkości zaburzenia w przepływie płaskim $\tilde{\phi} = \tilde{\phi}(x, y)$ z warunkiem brzegowym postulującym zerową wartość normalnej składowej prędkości na konturze (\bar{K}) profilu, wynikającym z nieprzepuszczalności konturu struktury materialnej.

Wśród metod obliczeniowych stosowanych w potencjałowych zagadnieniach aerodynamiki opisanych równaniem Laplace'a istotne miejsce zajmują metoda Douglasa-Neumanna i metoda Martenensena, polegające na lokalizacji na liniach brzegowych (konturach) płaskich obiektów w przypadku przepływów płaskich, a na powierzchniach brzegowych opływanych obiektów w przypadku przepływów przestrzennych, hydrodynamicznych osobliwości w postaci punktowych, płaskich źródeł lub punktowych elementarnych wirów.

Lokalna gęstość rozkładu punktowych wirów na konturze profilu jest równa, pomijając tutaj wywód, wartości prędkości stycznej na konturze profilu (rys.3) i spełnia równanie całkowe [2,3]:



Rys.3. Szkic do analizy równania całkowitego opływu profilu
Fig.3. Sketch for analysis of the boundary integral equation of the flow

$$-\frac{1}{2}\gamma(\mathbf{p}) + \int_{(L)} \gamma(\mathbf{q}) H(\mathbf{p}, \mathbf{q}) dl_{\mathbf{q}} - u_{x\infty} \sin(\alpha_{\mathbf{p}}) + u_{y\infty} \cos(\alpha_{\mathbf{p}}) = 0, \quad (5)$$

gdzie $\mathbf{q} = \mathbf{q}(x_{\mathbf{q}}, y_{\mathbf{q}}) \in (L)$ i $\mathbf{p} = \mathbf{p}(x_{\mathbf{p}}, y_{\mathbf{p}}) \in (L)$ są odpowiednio punktem źródłowym i punktem ustalonym na linii brzegowej (L) konturu K natomiast $H(\mathbf{p}, \mathbf{q})$ jest funkcją Neumanna, będącą normalną pochodną rozwiązania podstawowego równania Laplace'a opisanego funkcją Greena w obszarze nieskończonym:

$$G(\mathbf{p}, \mathbf{q}) = \frac{1}{2\pi} \ln r_{\mathbf{pq}}, \quad H(\mathbf{p}, \mathbf{q}) = \frac{\partial G(\mathbf{p}, \mathbf{q})}{\partial \bar{n}_{\mathbf{p}}} = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{\delta x_{\mathbf{pq}} \sin(\alpha_{\mathbf{p}}) - \delta y_{\mathbf{pq}} \cos(\alpha_{\mathbf{p}})}{r_{\mathbf{pq}}^2} \right). \quad (5^*)$$

Prędkość styczna do profilu $u_s(\mathbf{p})$ i składowe $u_x(\mathbf{p}), u_y(\mathbf{p})$ w punktach $\mathbf{p} = \mathbf{p}(x_{\mathbf{p}}, y_{\mathbf{p}})$ na konturze profilu są odpowiednio równe:

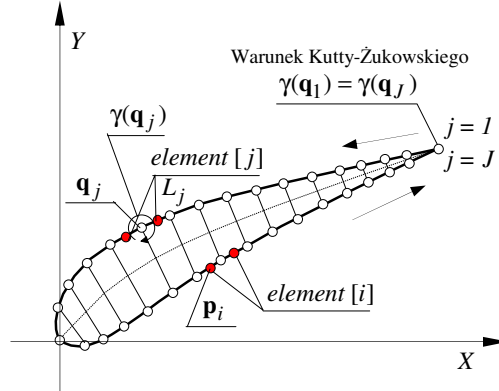
$$\begin{aligned} u_s(\mathbf{p}) &= \gamma(\mathbf{p}) \\ u_x(\mathbf{p}) &= u_s(\mathbf{p}) \cos(\alpha_{\mathbf{p}}), \quad u_y(\mathbf{p}) = u_s(\mathbf{p}) \sin(\alpha_{\mathbf{p}}) \end{aligned} \quad (6)$$

natomiast składowe prędkości $u_x(\mathbf{v}), u_y(\mathbf{v})$ w punktach $\mathbf{v} = \mathbf{v}(x_{\mathbf{v}}, y_{\mathbf{v}}) \notin (L)$ obszaru przepływu można wyznaczyć ze związków:

$$\left. \begin{aligned} u_x(\mathbf{v}) &= + \int_{(L)} \gamma(\mathbf{q}) \left(\frac{\delta y_{\mathbf{qv}}}{2\pi r_{\mathbf{qv}}} \right) dl_{\mathbf{q}}, \quad u_y(\mathbf{v}) = - \int_{(L)} \gamma(\mathbf{q}) \left(\frac{\delta x_{\mathbf{qv}}}{2\pi r_{\mathbf{qv}}} \right) dl_{\mathbf{q}} \end{aligned} \right\}. \quad (7)$$

2.3 Numeryczne rozwiązanie całkowego równania opływu profilu

W ramach metody brzegowych równań całkowych dokonuje się dyskretnego rozwiązania równania, przybliżając linię brzegową skończonym układem linii cząstkowych (rys.4) i zakładając, że rozważane równania całkowe są spełnione wraz z warunkami brzegowymi na tych liniach.



Rys.4. Profil - dyskretyzacja konturu

Fig.4. Aerofoil- discretization of the contour of aerofoil

Przyjmując dalej, że na poszczególnych liniach cząstkowych funkcje podcałkowe rozpatrywanych równań przyjmują stałe wartości, równanie całkowe (7) można sprowadzić do układu algebraicznych równań liniowych względem dyskretnych wartości hydrodynamicznych osobliwości, o wymiarze równym liczbie linii cząstkowych przybliżających rzeczywistą linię brzegową:

$$\sum_{j=1}^J \gamma(\mathbf{q}_j) H^*(\mathbf{p}_i, \mathbf{q}_j) L_j = u_{x\infty} \sin(\alpha_{\mathbf{p}_i}) + u_{y\infty} \cos(\alpha_{\mathbf{p}_i}), \quad (8)$$

gdzie:

$$\left. \begin{aligned} H^*(\mathbf{p}_i, \mathbf{q}_j) &= \frac{1}{2\pi} \left(\frac{\delta x_{\mathbf{p}_i \mathbf{q}_j} \sin(\alpha_{\mathbf{p}_i}) - \delta y_{\mathbf{p}_i \mathbf{q}_j} \cos(\alpha_{\mathbf{p}_i})}{r_{\mathbf{p}_i \mathbf{q}_j}^2} \right) \\ H^*(\mathbf{q}_j, \mathbf{q}_j) &= \frac{1}{2} \end{aligned} \right\}, \quad (8^*)$$

przy czym w przypadku liniowych elementów L_j o stałej gęstości $[\gamma(\mathbf{q}_j)]_{j=1}^J$ punkty kolokacji osobliwości $\mathbf{q}_j = \mathbf{q}(x_{\mathbf{q}_j}, y_{\mathbf{q}_j})$ przyjmuje się w punktach centralnych elementów.

Wyznaczenie rozkładu prędkości na profilu umożliwia w dalszej kolejności wyznaczenie rozkładu ciśnienia na profilu- współczynnika ciśnienia:

$$c_p(\mathbf{q}) = \frac{p(\mathbf{q}) - p_\infty}{\frac{\rho u_\infty^2}{2}} = 1 - \left(\frac{u(\mathbf{q})}{u_\infty} \right)^2 \quad (9)$$

2.4 Walidacja algorytmu wyznaczania opływu profilu

Weryfikację algorytmu obliczeniowego wyznaczania opływu profilu metodą elementów brzegowych (metoda panelowa) i ocenę dokładności rozwiązań zagadnienia przepływowego przeprowadzono, dokonując porównania opływu symetrycznego profilu lotniczego NACA 0018 przy niewielkich wartościach kąta natarcia. Profile rodziny NACA są dogłębnie przebadane w zakresie badań doświadczalnych w tunelach aerodynamicznych [4-7], jak też w zakresie obliczeń i symulacji numerycznych [8-12]. Na rysunku 5 przedstawiono profil NACA 0018 oraz wykres rozkładu prędkości stycznej dla kąta natarcia strumienia równego zero $\alpha_{nat} = 0.0^\circ \rightarrow u_x = u_\infty; u_y = 0$.

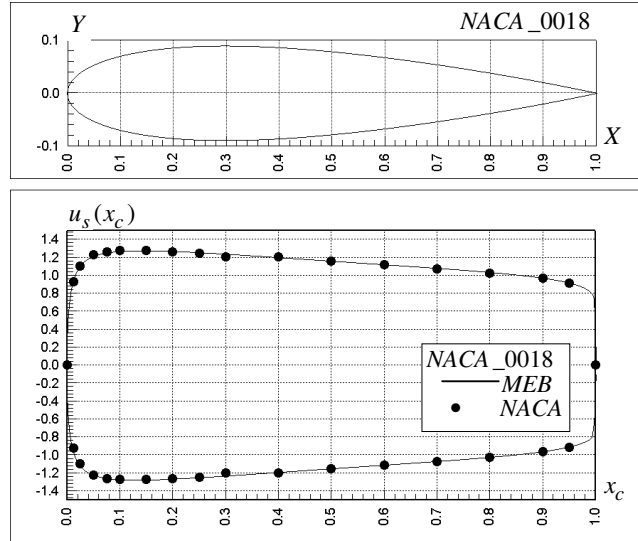
Rozkład prędkości na profilu, pole prędkości opływu profilu i współczynnik ciśnienia na profilu NACA 0018 wyznaczono, przyjmując podział konturu odpowiednio na 50 i 200 elementów liniowych (paneli). Porównano rozwiązanie opływu profilu metodą elementów brzegowych w zakresie wartości prędkości stycznej z wynikami zawartymi w Raporcie NACA No 824 [13]. Błąd rozwiązania zdefiniowano jako różnicę wartości referencyjnych (z opracowania [13]) i wartości otrzymanych z programu obliczeniowego MEB odniesione do wartości referencyjnych:

$$\Delta u_s = \left| \frac{u_{sNACA} - u_{sMEB}}{u_{sNACA}} \right| * 100\% .$$

Tab. 1. Rozkład prędkości na profilu NACA 0018 - błąd rozwiązania BEM

Tab. 1. Velocity on the NACA 0018 airfoil - error of BEM solution

Współrzędne profilu		Rozwiązanie NACA	Rozwiązanie MEB 50 el.	Błąd metody MEB 50 el.	Rozwiązanie MEB 200 el.	Błąd metody MEB 200 el.
x_K	y_K	u_{sNACA}/u_∞	u_{sMEB}/u_∞	Δu_s	u_{sMEB}/u_∞	Δu_s
m	m	m/s	m/s	%	m/s	%
1.2500E-02	2.8410E-02	9.2600E-01	9.4900E-01	2.4838E+00	9.2946E-01	3.7322E-01
2.5000E-02	3.9220E-02	1.1030E+00	1.1263E+00	2.1124E+00	1.0993E+00	3.3182E-01
5.0000E-02	5.3320E-02	1.2280E+00	1.2058E+00	1.8078E+00	1.2393E+00	9.2020E-01
7.5000E-02	6.3000E-02	1.2640E+00	1.2426E+00	1.6930E+00	1.2546E+00	7.4367E-01
1.0000E-01	7.0240E-02	1.2760E+00	1.2515E+00	1.9240E+00	1.2653E+00	8.3856E-01
1.5000E-01	8.0180E-02	1.2780E+00	1.2652E+00	1.0016E+00	1.2731E+00	3.8341E-01
2.0000E-01	8.6060E-02	1.2750E+00	1.2605E+00	1.1373E+00	1.2663E+00	6.8235E-01
2.5000E-01	8.9120E-02	1.2620E+00	1.2487E+00	1.0539E+00	1.2520E+00	7.9239E-01
3.0000E-01	9.0030E-02	1.2470E+00	1.2318E+00	1.2189E+00	1.2378E+00	7.3777E-01
4.0000E-01	8.7050E-02	1.2050E+00	1.2202E+00	1.2614E+00	1.1982E+00	5.6432E-01
5.0000E-01	7.9410E-02	1.1540E+00	1.1655E+00	9.9653E-01	1.1549E+00	7.7990E-02
6.0000E-01	6.8460E-02	1.1160E+00	1.1290E+00	1.1659E+00	1.1178E+00	1.6129E-01
7.0000E-01	5.4960E-02	1.0740E+00	1.0944E+00	1.8994E+00	1.0753E+00	1.2104E-01
8.0000E-01	3.9350E-02	1.0250E+00	1.0463E+00	2.0780E+00	1.0319E+00	6.7317E-01
9.0000E-01	2.1720E-02	9.6600E-01	9.7519E-01	9.5135E-01	9.6848E-01	2.5673E-01
9.5000E-01	1.2100E-02	9.1400E-01	9.0973E-01	4.6718E-01	9.1488E-01	9.6280E-02

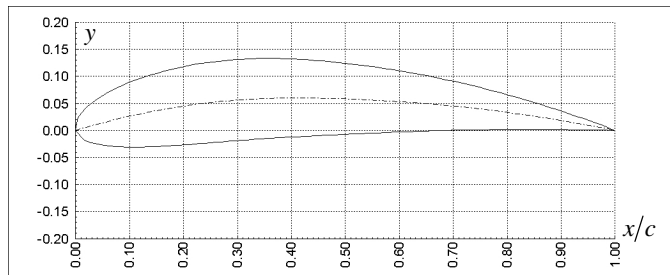


Rys.5. Profil NACA 0018. Rozkład prędkości stycznej [kąt natarcia $\alpha=0^\circ$]
 Fig.5. Airfoil NACA 0018. Tangential velocity distribution [attack angle $\alpha=0^\circ$]

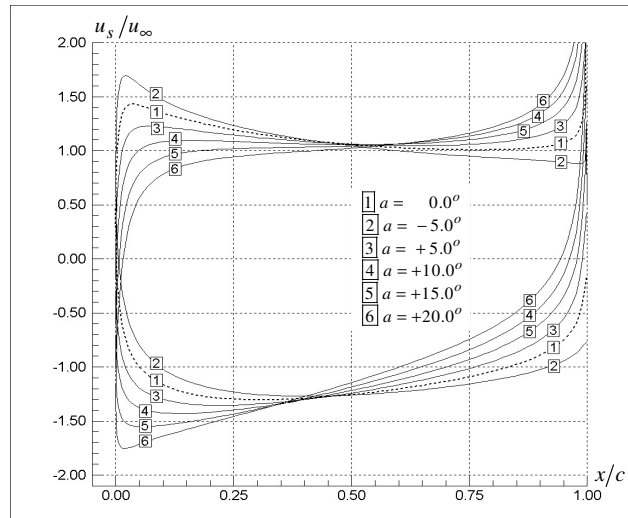
3 Przykład obliczeniowy. Wyznaczanie opływu profilu NACA 5518

Według prezentowanego wyżej algorytmu obliczeniowego wyznaczono rozkład prędkości, współczynnik siły nośnej oraz linie prądu opływu profilu niesymetrycznego NACA_5518, stosowanego zarówno w konstrukcji płatów lotniczych, jak też w konstrukcji łopatek turbin wiatrowych (po pewnych modyfikacjach kształtu krawędzi spływu). Na rysunku 6a przedstawiono profil NACA_5518, na rysunkach 6b i 6c wykresy prędkości stycznej na profilu i współczynnika ciśnienia.

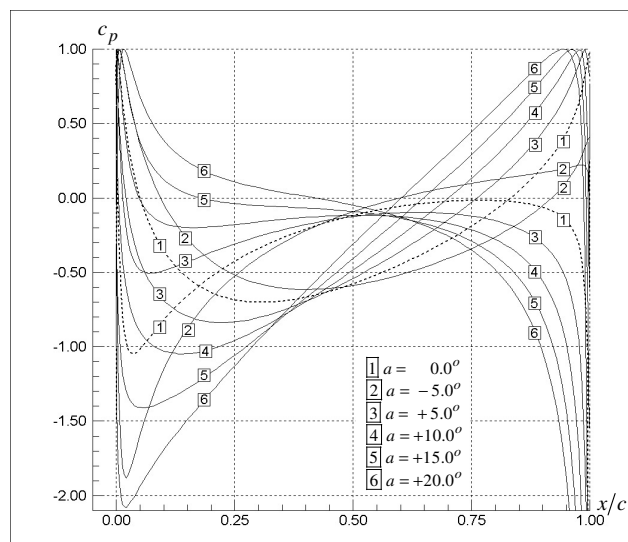
(a)



(b)



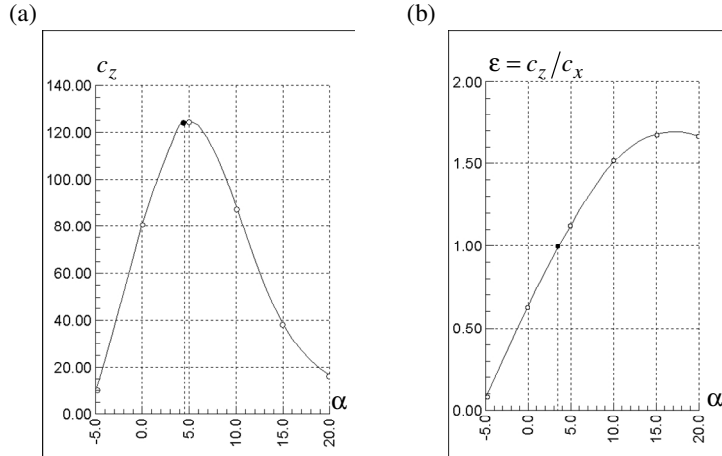
(c)



Rys.6. Profil NACA 5518: a) kształt profilu NACA_5518; b) rozkład prędkości na profilu przy różnych kątach natarcia; c) współczynnik ciśnienia c_p na profilu przy różnych kątach natarcia

Fig.6. Airfoil NACA 5518: a) contour shape of NACA_5510 profile; b) normalized tangential velocity on the profile at various attack angle; c) pressure coefficient c_p on the profile at various attack angle

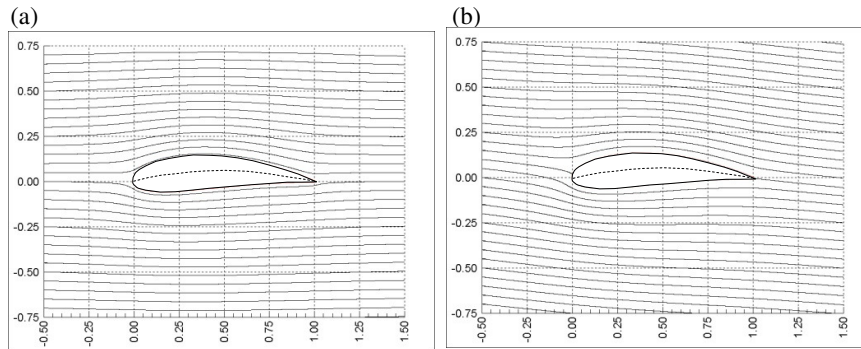
Na rysunku 7 przedstawiono wykresy współczynnika siły nośnej i współczynnika doskonałości profilu NACA_5518.

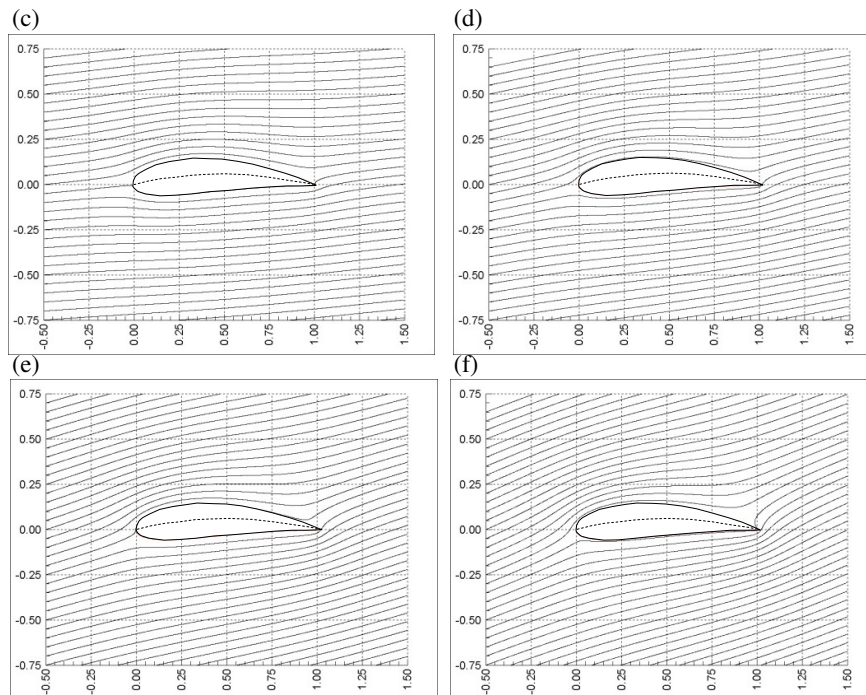


Rys.7. Profil NACA 5518: a) współczynnik siły nośnej; b) współczynnik doskonałości profilu (ϵ)

Fig.7. Airfoil NACA 5518: a) lift coefficient; b) lift-to-drag coefficient (ϵ)

Na rysunku 8 przedstawiono wykresy linii prądu opływu profilu NACA_5518 strumieniem o prędkości napływu $u_\infty = 1.0$ przy kątach natarcia $\alpha = [-5.0^\circ \text{ -- } +20.0^\circ]$.





Rys.8. Profil NACA 5518 linie prądu opływu profilu: a) $\alpha = 0.0^\circ$; b) $\alpha = -5.0^\circ$; c) $\alpha = +5.0^\circ$; d) $\alpha = +10.0^\circ$; e) $\alpha = +15.0^\circ$; f) $\alpha = +20.0^\circ$

Fig.8. Airfoil NACA 5518 flow field streamlines: a) $\alpha = 0.0^\circ$; b) $\alpha = -5.0^\circ$; c) $\alpha = +5.0^\circ$; d) $\alpha = +10.0^\circ$; e) $\alpha = +15.0^\circ$; f) $\alpha = +20.0^\circ$

4 Podsumowanie

Przedstawiony wyżej algorytm obliczeniowy wyznaczania pola prędkości i aerodynamicznych charakterystyk w laminarnym opływie profili płynem doskonałym w ograniczonym zakresie kątów natarcia, pomimo istotnych uproszczeń dotyczących modelu płynu i modelu przepływu, jest skutecznym narzędziem obliczeniowym do rozwiązywania pewnej klasy zagadnień przepływowych teorii profilu i teorii palisady profilu. Zastosowanie funkcji sklepanych do opisu współrzędnych profilu [14] umożliwia precyzyjny opis kształtu profilu i pozwala na przyjęcie w dyskretnym rozwiązaniu równań całkowych odpowiednio dużej liczby elementów liniowych przybliżających kształt konturu. Użycie dużej liczby prostoliniowych elementów przybliżających kontur generuje duże układy równań liniowych (8), których rozwiązanie prowadzi do wyznaczenia prędkości stycznej, jednak właściwość metody obliczeniowej, pozwalająca na przyjęcie stałych wartości gęstości osobliwości na elementach, i skuteczność współczesnych metod rozwiązywania układów równań liniowych kompensuje tę niedogodność.

Obliczenia zagadnień aerodynamicznych są realizowane w Centrum Komputerowych Sieci Rozległych Politechniki Białostockiej na wieloprocessorowej maszynie wirtualnej (16xXSEON 2,4GHz, 16 GB RAM) przy wykorzystaniu oprogramowania sporządzonego w Politechnice Białostockiej (programy sporządzone przez autorów opracowania) w języku programowania FORTRAN.

Literatura

1. Fletcher C.A.J.: Computational Techniques for Fluid Dynamics Vol. I. *Fundamental and General Techniques*, Vol. II. *Specific Techniques for Different Flow Categories*. Springer-Verlag, 1991
2. Lewis R.I.: *Vortex Element Methods for Fluid Dynamic Analysis of Engineering Systems*. Cambridge Univ. Press, 1991
3. Lewis R.I.: Development of Vortex Dynamics for Simulation of Turbomachine Cascades and Blade Rows. *Journal of Computational and Applied Mechanics*, vol. 2, no.1, pp. 73-85, 2001
4. Eastman N. J., Sherman A.: Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number NACA REPORT No. 586
5. Nakano T., Fujisawa N., Ogumaa Y., Takagia Y., Leeb S.: Experimental study on flow and noise characteristics of NACA0018 airfoil *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, **95** pp. 511–531, 2007
6. Timmer W.A.: Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018 *Wind Engineering*, vol. 32, no. 6, pp.525–537, 2008
7. Boutilier M.S.H.: Experimental Investigation of Transition over a NACA 0018 Airfoil at a Low Reynolds Number. Ph Thesis. Waterloo, Ontario, Canada, 2011
8. Sørensen J.N., Nygreen P.J.: Unsteady vorticity-stream function algorithm for external flows *Computers & Fluids*, **30**, pp. 69-87, 2001
9. Murthy P.S., Holla V.S., Kamath H.: Unsteady Navier-Stokes solutions for a NACA 0012 airfoil *Computational. Methods in Applied. Mechanics and Engineering*, **186**, pp. 85-99, 2000
10. Mateescu D., Abdo M.: Efficient second-order analytical solutions for airfoils in subsonic flows *Aerospace Science and Technology*, **9**, pp. 101-115, 2005
11. Ladopoulos E.G.: Unsteady inviscid flow fields of 2D-airfoils by non-linear singular integral computational analysis *International Journal of Non-Linear Mechanics*, **46**, pp. 1022-1026, 2011
12. Tapan K., Sengupta T.K., Bhole A., Sreejith N.A.: Direct numerical simulation of 2D transonic flows around airfoils *Computers & Fluids*, **88** 19-37, 2013
13. Abbott, I.H., von Doenhoff A., Stivers L.S.Jr.: Summary of airfoil data. NACA REPORT, No. 824, 1945
14. Sorko S.A.: Zastosowanie funkcji sklepanych do wyznaczania kształtu profili lotniczych. Wydawnictwa Politechniki Białostockiej. RN nr 32. Białystok 1995

Streszczenie

Wirniki urządzeń energetyki wiatrowej: turbin wiatrowych i rotorów wiatrowych są zaawansowanymi konstrukcjami, których elementy – łopaty śmigieł i rotorów – są profilowane w celu uzyskania pożądanych właściwości aerodynamicznych. W opracowaniu zaprezentowano metodę wyznaczania opływu potencjalnego wyizolowanych profili lotniczych i ich modyfikacji oraz profili stosowanych w turbinach i rotorach wiatrowych metodą hydrodynamicznych osobliwości, polegającą na rozkładzie punktowych wirów na konturze profilu. Wyznaczenie gęstości wirowości na profilu pozwala na wyznaczenie prędkości na konturze i pola prędkości przepływu wokół profilu oraz podstawowych charakterystyk aerodynamicznych profilu: współczynników siły nośnej i oporu oraz współczynnika doskonałości aerodynamicznej profilu.

Słowa kluczowe: metoda elementów brzegowych, profile turbin i rotorów wiatrowych

The modelling of aerodynamic parameters of the wind power engineering devices Part I. The aerodynamic analysis of the airfoils of wind turbines and rotors

Summary

Impellers and rotors of wind engineering devices: wind turbines and wind rotors are the advanced constructions whose elements - blades of propellers and rotors are profiled for the purpose of the obtainment of desirable aerodynamic proprieties. In the elaboration one presented the method for calculating of potential flow past of isolated air-sections and their modifications and practical profiles uses in wind turbines blades by the panel method (method of the hydrodynamic singularities - vortex or sources distribution on the profile). The delimitation the density of singularities on the profile by means boundary element method lets on the delimitation of the velocity on the profile and aerodynamic characteristics of the section: lift and drag coefficients of the profile.

Keywords: boundary element method, airfoils of wind turbines and rotors

Opracowanie zrealizowano w ramach pracy statutowej nr S/WBiIŚ/4/2014 Katedry Ciepłownictwa Politechniki Białostockiej.

