# ANALIZA PORÓWNAWCZA PROFILU SKRZYDŁA WYPOSAŻONEGO W KLAPĘ JEDNOSZCZELINOWĄ ORAZ W KLAPĘ ZMIENNOKSZTAŁTNĄ

MARTA MARCINIUK, KATARZYNA STRZELECKA

Politechnika Wrocławska, Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wrocław e-mail: marta.marciniuk@pwr.edu.pl; katarzyna.strzelecka@pwr.edu.pl

Praca przedstawia dwuwymiarowe badania numeryczne profilu NACA 2412 wyposażonego w klapę jednoszczelinową oraz w klapę zmiennokształtną. Skrzydła o zmiennokształtnym profilu od zawsze były obecne w lotnictwie, od projektów Leonarda da Vinci przez samolot braci Wright po projekty NASA. Wyniki przeprowadzonych badań wskazują, że skrzydło wyposażone w zmiennokształtną krawędź spływu generuje mniejszy opór od skrzydła z klapą zwykłą. Brak w literaturze jednak badań nad porównaniem skrzydła z klapą zmiennokształtną do skrzydła z klapą jednoszczelinową na małych liczbach Reynoldsa. Wykonano cztery siatki numeryczne o wartości parametru  $y^+$  poniżej 1. Przeprowadzono szereg badań symulacyjnych w oparciu o oprogramowanie OpenFOAM w celu ustalenia charakterystyk aerodynamicznych profilu skrzydła wyposażonego w przykładowe klapy jednoszczelinową oraz zmiennokształtną w dwóch przypadkach: klapy zamkniętej i klapy wychylonej o kąt 15°. Dokonano analizy porównawczej uzyskanych charakterystyk aerodynamicznych. Opisano zmianę charakterystyk aerodynamicznych pomiędzy skrzydłem wyposażonym w klapę jednoszczelinową i w klapę zmiennokształtną w przebadanym zakresie kątów natarcia.

 $Slowa\ kluczowe:$ skrzydło o zmiennok<br/>ształtnym profilu, klapa zmiennok<br/>ształtna, obliczenia numeryczne

# 1. Wstęp

Kluczowym elementem podczas projektowania brył współczesnych samolotów jest osiągnięcie najkorzystniejszych warunków aerodynamicznych w jak największym zakresie faz lotu. Fazy startu i lądowania zdecydowanie różnią się wymaganiami dotyczącymi siły oporu, siły nośnej czy doskonałości od fazy lotu poziomego w celu wykonania zadania lotniczego [1]. Z punktu widzenia aerodynamiki, w takim przypadku koniecznym staje się odpowiedni dobór parametrów wpływających na siłę nośną oraz siłę oporu [2]. Podczas fazy startu i lądowania wykorzystuje się mechanizację skrzydła z kilku powodów. Jednym z nich jest zwiększenie siły nośnej poprzez zwiększenie kątów natarcia lotu przy jednoczesnym zmniejszeniu prędkości lotu podczas podejścia do ladowania. W wiekszości przypadków jest to jednak niewystarczające i koniecznym staje się zwiększenie siły oporu i siły nośnej, zwykle poprzez zastosowanie klap, co bezpośrednio przekłada się na wzrost oporu kształtu. Powoduje to szybsze opadanie statku powietrznego, jak również zwiększenie kątów natarcia, a tym samym wzrost siły nośnej. Dzięki zwiększonym kątom natarcia oraz zwiększonej sile oporu możliwe jest obniżenie prędkości lotu podczas zniżania. Podczas fazy startu często konieczne jest wytworzenie dodatkowej siły nośnej przy zmniejszonej prędkości lotu w celu szybszego oderwania statku powietrznego i zmniejszenia długości rozbiegu [3]-[5].

W skład oporu całkowitego statku powietrznego wchodzą między innymi opór kształtu profili skrzydła oraz opór szczelinowy klap i slotów. Dzięki ich obniżeniu można obniżyć opór całego statku powietrznego. Proponowanym do tego celu rozwiązaniem jest skrzydło o zmiennokształtnym profilu, które od zawsze było obecne w lotnictwie, od projektów Leonarda da Vinci [6] przez samolot braci Wright [7] po projekty NASA. Jednym z pierwszych, którzy zajmowali się tym tematem był H.F. Parker, który zaprojektował żebrowane skrzydło o zmiennokształtnym profilu w latach 20. XX w. (rys. 1) [8].



Rys. 1. Żebrowany profil zmiennokształtny H.F. Parker-a [8]

Uproszczenie geometrii i brak odpowiednich materiałów skłoniły konstruktorów do odejścia od tego pomysłu, jednak intensywny rozwój materiałów pozwolił na powrót do tych rozważań. Jednymi z bardziej znanych i zaawansowanych projektów są projekty NASA, gdzie już od lat 70. ubiegłego wieku prowadzono program badań samolotu wyposażonego w skrzydło o zmiennokształtnym profilu. Program MAW (Mission Adaptive Wing) prowadzony na samolocie F-111 zakładał użycie zmiennokształtnej krawędzi spływu oraz noska na całej rozpiętości skrzydła (rys. 2). W latach 80. XX w. wykonano niemal 60 lotów, które wykazały spadek oporu skrzydła o zmiennokształtnym profilu w porównaniu do zwykłego skrzydła od około 7% w locie poziomym, do ponad 20% w skrajnych warunkach lotu [9]-[11]. Kolejnym programem prowadzonym przez NASA jest program ACTE (Adaptive Compliant Trailing Edge), który zakładał stworzenie i zbadanie zmiennokształtnej klapy połączonej ze skrzydłem elastyczną membraną w celu zwiększenia osiągów aerodynamicznych oraz zmniejszenia poziomu hałasu [12]-[15]. Wyniki badań wskazują, że skrzydło wyposażone w zmiennokształtną krawędź spływu generuje mniejszy opór od skrzydła z klapą zwykłą [16]-[20]. Skrzydło ze zmiennokształtną krawędzią spływu generuje także większą siłę nośną ze względu na większe wysklepienie i ugięcie profilu [6], [21]-[25].



Rys. 2. Samolot F-111 ze skrzydłem o zmiennokształtnym profilu [10]

Pomimo dużej liczby badań na temat skrzydeł o zmiennokształtnym profilu, literatura nie opisuje w sposób wystarczający zastosowania klapy zmiennokształtnej do małych samolotów klasy General Aviation wyposażonych w klapę jednoszczelinową. W wielu statkach powietrznych należących do klasy General Aviation stosuje się obecnie klapy jednoszczelinowe, które dzięki szczelinie między skrzydłem a klapą zapewniają wzrost prędkości na klapie, a co za tym idzie zwiększenie krytycznego kąta natarcia oraz siły nośnej [3].

## 2. Przygotowanie geometrii i metodyka badań

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki wstępnych badań numerycznych 2D na przykładowym profilu lotniczym w celu określenia ogólnych charakterystyk klapy zmiennokształtnej w porównaniu do przykładowej klapy jednoszczelinowej. Do obliczeń wybrano profil NACA 2412. Badania numeryczne zostały wykonane przy użyciu oprogramowania OpenFoam. Oprogramowanie to nie umożliwia stworzenia dwuwymiarowej siatki numerycznej, więc domena obliczeniowa została zamodelowana trójwymiarowo w wymiarach: długość 30 m, wysokość 20 m, grubość 0,1 m. Wlot został zamodelowany jako łuk o promieniu 10 m. Stworzono cztery siatki numeryczne, po dwie dla klapy jednoszczelinowej i klapy zmiennokształtnej. Każda z dwóch siatek dla każdej z klap zawierała model trójwymiarowy profilu NACA 2412 z klapą wychyloną na 0° i 15° (rys. 3). Dla profilu z klapą jednoszczelinową na klapie zastosowano profil NACA 4424.



Rys. 3. Profil NACA 2412: (a) z klapą zmiennokształtną wychyloną o kąt 0°, (b) z klapą jednoszczelinową wychyloną o kąt 0°, (c) z klapą zmiennokształtną wychyloną o kąt 15°, (d) z klapą jednoszczelinową wychyloną o kąt 15°

Każda siatka numeryczna została zagęszczona w taki sam sposób, aby zachować możliwie najbardziej zbliżone do siebie parametry wejściowe. Pierwszym zagęszczeniem była sfera, której promień wynosił 5 m, a jej środek został usytuowany w centrum łuku tworzącego wlot (rys. 4). Środek sfery pokrywał się nie tylko ze środkiem łuku tworzącego wlot, lecz także z noskiem badanego profilu (geometrii). Kolejne zagęszczenie dodano jako obwiednię wokół profilu o grubości 0,5 m w każdym punkcie geometrii (rys. 5). Aby uzyskać średnią wartość bezwymiarowej odległości od ściany, znanej także jako funkcja  $y^+$ , poniżej 1, zastosowano 12 warstw przyłożonych do profilu na jego obwodzie (rys. 6 i 7).



Rys. 4. Domena obliczeniowa i pierwsze zagęszczenie siatki numerycznej



Rys. 5. Zagęszczenie siatki numerycznej wokół profilu



Rys. 6. Zagęszczenie siatki numerycznej w warstwie przyściennej



Rys. 7. Zbliżenie na zagęszczenie siatki numerycznej w warstwie przyściennej

Siatkę numeryczną stworzono przy użyciu komendy snappy HexMesh, a następnie gotową siatkę wyciągnięto komendą extrude Mesh, co zmieniło domenę trójwymiarową na dwuwymiarową i możliwe było przeprowadzenie badań dwuwymiarowych. Badania numeryczne zostały przeprowadzone w oparciu o jednorównaniowy model turbulencji Spalart-Allmaras. Prędkość przepływu ustalono na u = 22,2 m/s, co w przybliżeniu odpowiada prędkości bliskiej prędkości minimalnej części małych samolotów klasy General Aviation. Badania przeprowadzono w powietrzu o lepkości kinematycznej równej  $\nu = 1,461 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}}$  i gęstości  $\rho = 1,205 \text{ kg/m}^3$ . W literaturze przedstawiono ten sam model numeryczny i przeprowadzono jego walidację dla profilu NACA 0012 w zakresie kątów natarcia od 0° do 20° oraz porównano wyniki z badaniami eksperymentalnymi z 1988 roku [26]. W niniejszej pracy zmieniona została jedynie geometria, prędkość przepływu i lepkość kinematyczna powietrza, dlatego dla wstępnych badań zdecydowano się skorzystać z dostępnej w literaturze walidacji. W kolejnych etapach badań dla zmienionej geometrii zostanie przeprowadzona walidacja modelu numerycznego na podstawie badań eksperymentalnych w tunelu powietrznym.

#### 3. Wyniki

Przeprowadzono szereg symulacji dla różnych kątów natarcia dla każdej siatki numerycznej, w celu uzyskania pełnych charakterystyk profili wyposażonych w klapę jednoszczelinową oraz zmiennokształtną na kątach wychylenia klap 0° i 15°. Dla kąta wychylenia klapy 0°, profil z klapą jednoszczelinową charakteryzuje się większym współczynnikiem siły nośnej  $c_z$  w pełnym zakresie kątów natarcia  $\alpha$  od profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 8). W zakresie kątów natarcia od  $-5^{\circ}$  do 15° współczynnik siły oporu  $c_x$  jest większy dla profilu z klapą jednoszczelinową. W pozostałym zakresie kątów natarcia współczynnik siły oporu jest większy dla profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 9 i 10). Wynika z tego, że dla użytkowanych w locie poziomym kątów natarcia klapa zmiennokształtna generuje mniejszy opór od klapy jednoszczelinowej.

Pomimo większego współczynnika siły nośnej  $c_z$  dla profilu z klapą jednoszczelinową, większą doskonałością D charakteryzuje się profil z klapą zmiennokształtną, jednak tylko w użytkowanych do lotu poziomego kątach natarcia  $\alpha$  (rys. 11). Dobrze zobrazowane jest to na rozkładzie prędkości na profilu dla kąta natarcia wynoszącego 10°. Rozkład prędkości jest taki sam dla obu badanych geometrii do miejsca, w którym pojawia się klapa. Na klapie profilu z klapą jednoszczelinową widać znacznie większy obszar obniżonej prędkości w porównaniu do profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 12), co świadczy o większym obszarze zawirowań i większym oporze skrzydła z klapą jednoszczelinową. Rozkład ciśnienia jest podobny dla obu analizowanych geometrii w pierwszej części profilu, patrząc od strony noska, w drugiej zaś części profilu następuje niewielki wzrost podciśnienia dla profilu z klapą jednoszczelinową (rys. 13), co wskazuje na niewielki wzrost siły nośnej dla profilu z klapą jednoszczelinową w porównaniu do profilu z klapą zmiennokształtną.



Rys. 8. Charakterystyka współczynnika siły nośnej $c_z$ w zależności od kąta natarcia $\alpha,$ dla klapy wychylonej na $0^\circ$ 



Rys. 9. Charakterystyka współczynnika siły oporu $c_x$ w zależności od kąta natarcia $\alpha,$ dla klapy wychylonej na $0^\circ$ 



Rys. 10. Biegunowa profilu z klapą zmiennok<br/>ształtną i jednoszczelinową dla klapy wychylonej na $0^\circ$ 



Rys. 11. Charakterystyka doskonałości Dw zależności od kąta natarcia $\alpha$ dla klapy wychylonej na $0^\circ$ 



Rys. 12. Rozkład prędkości wokół profilu: (a) z klapą zmiennokształtną, (b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt $0^\circ,$ dla kąta natarcia $10^\circ$ 



Rys. 13. Rozkład ciśnienia wokół profilu: (a) z klapą zmiennok<br/>ształtną, (b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt<br/>  $0^\circ,$ dla kąta natarcia $10^\circ$ 

Dla kąta wychylenia klapy 15° profil z klapą zmiennokształtną charakteryzuje się większym współczynnikiem siły nośnej  $c_z$  w zakresie od ujemnych kątów natarcia do 5°, powyżej 5° większy współczynnik siły nośnej ma profil z klapą jednoszczelinową (rys. 14). Współczynnik siły oporu  $c_x$  jest podobny dla obu analizowanych przypadków w zakresie kątów natarcia  $\alpha$ od  $-5^\circ$  do 13°. Powyżej kąta natarcia 13° większy współczynnik siły oporu ma profil z klapą zmiennokształtną, a poniżej kąta natarcia  $-5^\circ$  większym oporem charakteryzuje się profil z klap ą jednoszczelinową (rys. 15). Biegunowa profilu wskazuje jednak, że klapa zmiennokształtna generuje mniejszy opór dla małych współczynników siły nośnej w porównaniu do klapy jednoszczelinowej (rys. 16). Oznacza to, że klapa jednoszczelinowa miałaby lepsze osiągi podczas startu samolotu, gdy samolot leci na dużych kątach natarcia i potrzebuje większej siły nośnej, jednak podczas podejścia do lądowania na małych klapach mniejszym oporem charakteryzowałby się profil z klapą zmiennokształtną. Zaznaczyć należy jednak, że są to wstępne badania dwuwymiarowe i nie uwzględniają podpór klap. Podpory klap generują dodatkowy opór, więc opór profilu z klapą jednoszczelinową wzrośnie. Badania potwierdzające to założenie będą przeprowadzone eksperymentalnie w tunelu aerodynamicznym.



Rys. 14. Charakterystyka współczynnika siły nośnej $c_z$ w zależności od kąta natarcia $\alpha,$ dla klapy wychylonej na $15^\circ$ 

Na podstawie obecnie uzyskanych wyników współczynników siły nośnej  $c_z$  i oporu  $c_x$  opracowano charakterystykę doskonałości D w zależności od kąta natarcia  $\alpha$ . W zakresie ujemnych kątów natarcia oraz do 5° dodatniego kąta natarcia wyższą doskonałością charakteryzuje się profil z klapą zmiennokształtną, jednak powyżej kąta natarcia 5° większą od niego doskonałość ma profil z klapą jednoszczelinową (rys. 17). Rozkład prędkości w pierwszej części profilu jest podobny dla obu geometrii. Znaczne różnice widać w drugiej części profilu, gdzie struga przyspiesza w szczelinie klapy jednoszczelinowej i powoduje wzrost prędkości na klapie, podczas gdy na klapie zmiennokształtnej struga odrywa się, co obrazuje obszar zmniejszonej prędkości za wychyloną klapą zmiennokształtną (rys. 18). Na rozkładzie ciśnienia widać znacznie większy obszar podciśnienia nad profilem z klapą jednoszczelinową, co obrazuje wyższy współczynnik siły nośnej



Rys. 15. Charakterystyka współczynnika siły opor<br/>u $c_x$ w zależności od kąta natarcia $\alpha,$ dla klapy wychylonej na<br/>  $15^\circ$ 



Rys. 16. Biegunowa profilu z klapą zmiennok<br/>ształtną i jednoszczelinową dla klapy wychylonej na $15^\circ$ 



Rys. 17. Charakterystyka doskonałości Dw zależności od kąta natarcia $\alpha$ dla klapy wychylonej na $15^\circ$ 



Rys. 18. Rozkład prędkości wokół profilu: (a) z klapą zmiennokształtną, (b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt $15^\circ,$ dla kąta natarcia $10^\circ$ 

dla tej klapy na kątach natarcia powyżej 5°. Dodatkowo dla profilu z klapą jednoszczelinową tworzy się obszar podciśnienia na klapie, co nie występuje dla profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 19).



Rys. 19. Rozkład ciśnienia wokół profilu: (a) z klapą zmiennok<br/>ształtną, b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt<br/>  $15^\circ,$ dla kąta natarcia $10^\circ$ 

# 4. Podsumowanie

Wykonano dwuwymiarowe badania numeryczne czterech geometrii, które bazowały na profilu NACA 2412: z klapą zmiennokształtną i jednoszczelinową wychylone o kąt 0° i 15°. Stworzono siatkę numeryczną i zagęszczono ją w trzech stopniach, co umożliwiło przeprowadzenie symulacji numerycznych dla wartości bezwymiarowej odległości od ściany (parametru  $y^+$ ) poniżej 1. Obliczenia wykonano przy użyciu jednorównaniowego modelu turbulencji Spalart-Allmaras dla prędkości przepływu równej 22,2 m/s. Przeprowadzono szereg symulacji numerycznych, które wskazały, że profil z klapą zmiennokształtną charakteryzuje się mniejszym oporem w porównaniu do profilu z klapą jednoszczelinową dla użytkowanych w locie poziomym kątów natarcia. Dla klapy wychylonej na kąt 15° profil z klapą jednoszczelinową generuje znacznie większą siłę nośną w porównaniu do profilu z klapą zmiennokształtną dla kątów natarcia powyżej 5°. Charakterystyka oporu dla użytkowych kątów natarcia jest podobna dla profili z obydwiema klapami, jednak zaznaczyć należy, że są to wstępne badania, które nie uwzględniają podpór klap. Po ich dodaniu opór profilu z klapą jednoszczelinową wzrośnie. Dla wstępnych badań posiłkowano się geometrią opracowaną na podstawie roboczych pomiarów rzeczywistej szczeliny. W kolejnym etapie badań geometria zostanie zmodyfikowana tak, aby szczelina między skrzydłem a klapą zwiększała w sposób efektywny prędkość na górnej powierzchni klapy. Przeprowadzone badania wykazują częściową zgodność ze wstępnymi założeniami, wymagają jednak zmiany geometrii oraz rozszerzenia o trójwymiarowe badania eksperymentalne skrzydła z klapą jednoszczelinową wraz z jej podporami. Planowane są również badania eksperymentalne całego samolotu wyposażonego w klapę jednoszczelinową i zmiennokształtną, aby odnieść wyniki do samolotu General Aviation.

## **Bibliografia**

- ANTONIO CONCILIO A., DIMINO I. I INNI, Morphing Wing Technologies. Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters, Butterworth-Heinemann, 1st edition, Oxford, UK, 2018, ISBN 978-0-08-100964-2
- 2. SOŁTYK W., Budowa płatowców, PWNT, Warszawa, str. 113-116, 1957
- GALIŃSKI C., Wybrane zagadnienia projektowania samolotów, Wyd. ILOT, Warszawa, 2016, ISBN 978-83-63539-36-8, str. 32-33, 70-74, 136-142
- MARUSZKIEWICZ J., Aerodynamika. Część II Mechanika Lotu, Wyd. WAT, Warszawa, str. 106-119, 1973
- LEBIEDIEW A., STRAŻEWA I., SACHAROW G., Aeromechanika samolotu, Wyd. MON, Warszawa, str. 337-350, 1958, ISBN 978-83-24708-06-2
- 6. MOENS F., Augmented aircraft performace with the use of morphing technology for a turboprop regional aircraft wing, *Biomimetics*, 4, 2019, DOI: 10.3390/biomimetics4030064
- BARBARINO S., BILGEN O. I INNI, A review of morphing aircraft, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 22, 2011, DOI: 10.1177/1045389X11414084
- 8. PARKER H.F., The Variable Camber Wing, Scientific American Monthly, 1920
- 9. POWWERS S.G., WEBB L.D. I INNI, Flight test results from a supercritical mission adaptive wing with smooth variable camber, NASA Technical Memorandum 4415, Dryden Flight Research Facility, Edwards, California, 1992
- SMITH J.W., LOCK W.P. I INNI, Variable-camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 mission adaptive wing, NASA Technical Memorandum 4370, Dryden Flight Research Facility, Edwards, California, 1992
- 11. https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/F-111AFTI/F-111AFTI\_proj\_desc.html [dostęp: 14.02.2022]
- 12. https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/NewsReleases/2014/14-33.html [dostęp: 14.03.2021]
- 13. https://www.nasa.gov/centers/armstrong/research/ACTE/index.html [dostęp: 14.03.2021]
- 14. https://www.nasa.gov/centers/dryden/Features/flexsys.html [dostęp: 14.03.2021]
- WOODS B.K.S., PARSONS L., Morphing elastically lofted transition for active camber control surfaces, Aerospace Science and Technology, 55, 2016, DOI: 10.1016/j.ast.2016.06.017
- 16. MAJID T., JO B.W., Comparative aerodynamic performance analysis of camber morphing and conventional airfoils, *Applied Science*, **11**, 2021, DOI: 10.3390/app112210663
- 17. HAO F., TANG T. I INNI, Continuous morphing trailing-edge wing concept based on multi-stable nanomaterial, *Chinese Journal of Aeronautics*, **34**, 2021, DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.041
- BASHIR M., LONGTIN-MARTEL S. I INNI, Aerodynamic design optimization of a morphing leading edge and trailing edge airfoil-application on the UAS-S45, *Applied Science*, 11, 2021, DOI: 10.3390/app11041664

- COMMUNIER D., BOTEZ R.M. I INNI, Experimental validation of a new morphing trailing edge system using Price – Paidoussis wind tunel tests, *Chinese Journal of Aeronautics*, **32**, 2019, DOI: 10.1016/j.cja.2019.03.016
- CHANZY Q., KEANE A.J., Analysis and experimental validation of morphing UAV wings, *The Aeronautical Journal*, **122**, 2018, DOI: 10.1017/aer.2017.130
- RANA Z.A., MAURET F. I INNI, Computational analysis and design of an aerofoil with morphing tail for improved aerodynamic performance in transonic regime, *The Aeronautical Journal*, **126**, 2022, DOI: 10.1017/aer.2021.122
- NGUYEN N., KAUL U. I INNI, Development of variable camber continuous trailing edge flap for performance adaptive aeroelastic wing, SAE AeroTech Congress and Exhibition, Seattle, WA, United States, 2015, DOI: 10.4271/2015-01-2565
- NGUYEN N., PRECUP N. I INNI, Experimental investigation of a flexible wing with a variable camber continous trailing edge flap design, AIAA Space 2014 Conference and Exposition, San Diego, CA, United States, 2014, DOI: 10.2514/6.2014-2441
- 24. IPPOLITO C., NGUYEN N. I INNI, Initial assessment of a variable-camber continous trailing-edge flap system on a rigid wing for drag rediction in subsonic cruise, AIAA Space 2013 Conference and Exposition, Boston, MA, United States, 2013, DOI: 10.2514/6.2013-5143
- LI B., LI G., Analysis and optimization of a camber morphing wing model, International Journal of Advanced Robotic Systems, 13, 2016, DOI: 10.1177/1729881416664846
- 26. MALICKI Ł., Badania numeryczne aerodynamiki autorskiego samolotu myśliwskiego, Politechnika Wrocławska, Wrocław, 2020

# Comparative analysis of airfoil with variable camber continuous trailing edge flap to airfoil with single-slotted flap

The article presents two-dimensional numerical simulations of NACA2412 airfoil with a variable camber continuous trailing edge flap and a single-slotted flap. Morphing wings have been present in aviation since Leonardo da Vincis projects, through Wright brothers airplane to NASAs modern day projects. The current research results show a possibility of reducing the airfoil drag by using a morphing flap when compared to a single-slotted flap. However, currently there is a lack of research about comparing the morphing wings and wings with single-slotted flaps in low Reynolds numbers scenarios. In this article, four numerical grids were prepared with  $y^+$  parameter values below 1. Then a series of simulations were performed using the OpenFOAM open-source software to create lift and drag coefficient characteristics in two cases of flap deflection angle: 0 and 15 degrees. The obtained results were compared and analysed. The conclusion describes the differences in aerodynamic characteristics between the morphing flap and the single-slotted flap in the examined range of angles of attack.