

# Analiza aerodynamiczna przedniego skrzydła bolidu Formuły Student

## The analysis of Formula Student race car's front wing aerodynamics

KAROLINA ŻUK\*

DOI: <https://doi.org/10.17814/mechanik.2018.12.207>

Studenckie Koło Naukowe PolSI Racing w sezonie 2018 zaprezentuje nowy samochód wyścigowy z pakietem aerodynamicznym rozbudowanym o przednie oraz tylne skrzydło. Przedstawiono proces projektowania i optymalizacji geometrii przedniego skrzydła nowego bolidu. W analizach użyto narzędzia obliczeniowej mechaniki płynów (CFD). Analiza dwuwymiarowa skrzydła złożonego z dwóch profili pozwoliła na odrzucenie niespełniających wymagań wariantów geometrii. Jej optymalizacji dokonano z użyciem narzędzi optymalizacji algorytmami genetycznymi dostępnymi w programie Ansys 18.1. Następnym krokiem było dodanie do geometrii drugiego profilu dodatkowego, zamodelowanie i zoptymalizowanie geometrii dwuwymiarowej skrzydła składającego się z trzech płatów. Analizę trójwymiarową przeprowadzono dla jednego, najlepszego ustawienia profili (wybranego w poprzednim kroku), do którego dodano obracające się koło. Jej celem było sprawdzenie zachowania strugi na całej rozpiętości skrzydła, dobranie odpowiedniej geometrii płyty końcowej oraz zamodelowanie całej geometrii przodu bolidu.

**SŁOWA KLUCZOWE:** przednie skrzydło, Formuła Student, optymalizacja, algorytmy genetyczne, aerodynamika, CFD

*SKN PolSI Racing in the season of 2018 will present a new racing car. One of the changes, comparing to the old car, is development of the aerodynamics and adding front and rear wing. In the herein engineering project is presented the design process of front wing for the car. The analysis was performed with CFD process. Two-dimensional analysis of wing geometry consisting of two airfoils allowed us to reject few variants of geometry which haven't fulfill the requirements. The optimization of this analysis was performed by using genetic algorithm methods from Ansys 18.1 software. Next step was a two-dimensional analysis and optimization of geometry consisting of three airfoils. The three-dimensional analysis were performed for the best airfoil geometry with added rotating wheel to it selected in previous step. They were processed to examine air stream behavior alongside the wing and for selecting optimal endplate and modelling the geometry of car's front.*

**KEYWORDS:** front wing, Formula Student, optimization, genetic algorithms, aerodynamics, CFD

Studenckie Koło Naukowe PolSI Racing w bieżącym sezonie 2018 zaprezentuje całkowicie nowy samochód wyścigowy. Jedną ze zmian wprowadzonych względem starego bolidu jest doposażenie pakietu aerodynamicznego w przednie oraz tylne skrzydło.

### Założenia i narzędzia użyte podczas analizy

Najważniejszym kryterium, do którego dążono, było uzyskanie jak największej siły docisku; jak najniższa wartość siły oporu była kryterium drugorzędym. Po analizie

rozwiązań innych zespołów zdecydowano, że przednie skrzydło ma się składać z dwóch płatów (głównego i dodatkowego) albo z trzech płatów (głównego i dwóch dodatkowych), przy czym profile płatów dodatkowych mają być jednakowe, ponieważ ułatwi to ich wykonanie. Zaprojektowane skrzydło musi również spełniać ograniczenia stawiane przez regulaminy – amerykański i niemiecki – Formuły Student.

Na podstawie danych z literatury [1–3] oraz informacji dostępnych na platformie Airfoil Tools [4] jako najbardziej odpowiednie w przypadku projektowanej konstrukcji wybrano profile:

- dla skrzydła głównego: NACA 6412, NACA 9418, EPPLER e63,
- dla skrzydła dodatkowego: EPPLER e423, Selig S1223, EPPLER 420.

Analiza przedstawiona w niniejszym artykule została przeprowadzona na bazie modelu numerycznego CFD (obliczeniowej mechaniki płynów) dostarczonego przez program Ansys 18.1. Program ten bazuje na równaniach Naviera–Stokesa (RANS – Reynolds-averaged Navier–Stokes equations) i dyskretyzuje je za pomocą metody objętości skończonych. Do dyskretyzacji przestrzennej równań RANS zastosowano schemat wysokiej rozdzielczości.

Turbulencje modelowano z użyciem dwurównaniowego modelu turbulencji Shear Stress Transport (SST). Jest on kombinacją dwóch modeli turbulencji i łączy zalety modelu  $k-\omega$  Wilcoxa przy ścianach geometrii ze standardowym modelem  $k-\epsilon$ , który ma lepsze zastosowanie w otwartej objętości.

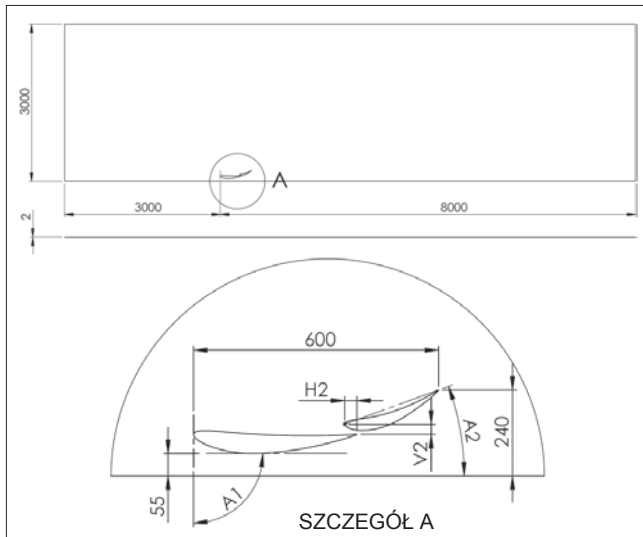
Po wygenerowaniu wstępnych wyników dokonano optymalizacji wybranych parametrów geometrycznych skrzydła. Szukano takiego ustawienia parametrów charakterystycznych dla geometrii, by dawało jak najwyższą wartość siły docisku. W tym celu skorzystano z modułu Design Exploration zaimplementowanego w środowisku Workbench. Wybrano optymalizację z tzw. płaszczyzną odpowiedzi: Response Surface Optimization. Pozwala ona na systematyczną zmianę ustawień badanych parametrów oraz rozpoznanie, które z nich mają największy wpływ na wynik [5].

### Analiza dwuwymiarowa

Rozpoczęcie procesu oceny konstrukcji od analizy dwuwymiarowej było o tyle korzystne, że siatka takiej geometrii jest relatywnie niewielka, co znacznie ułatwia i skraca obliczenia, a jednocześnie daje miarodajne wyniki.

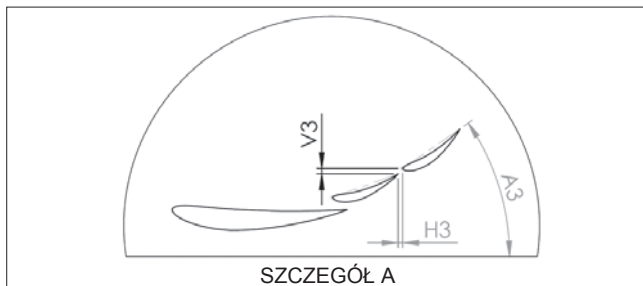
Zdefiniowano parametry charakterystyczne stworzonych geometrii dwóch płatów na podstawie wielkości: kąta natarcia płata głównego  $A_1$ , kąta natarcia płata dodatkowego  $A_2$  oraz szerokości i wysokości szczeliny pomiędzy płatami –  $H_2$  i  $V_2$ . Te wielkości były kluczowe dla geometrii, ponieważ to od nich zależy współoddziaływanie pomiędzy powierzchniami płatów.

\* Inż. Karolina Żuk (karolina.zuk@racing.polsi.pl) – SKN PolSI Racing, Politechnika Śląska



Rys. 1. Geometria dwuwymiarowa – obszar wokół badanych profili oraz szczegółowe przedstawienie wzajemnego położenia profili z zaznaczonymi wymiarami granicznymi oraz optymalizowanymi parametrami

Analiza dwuwymiarowa trzech płatów została przeprowadzona w analogiczny sposób jak analiza dwóch płatów. Geometrię stworzono poprzez modyfikację istniejących geometrii dwóch płatów – dodano drugi profil płata dodatkowego.

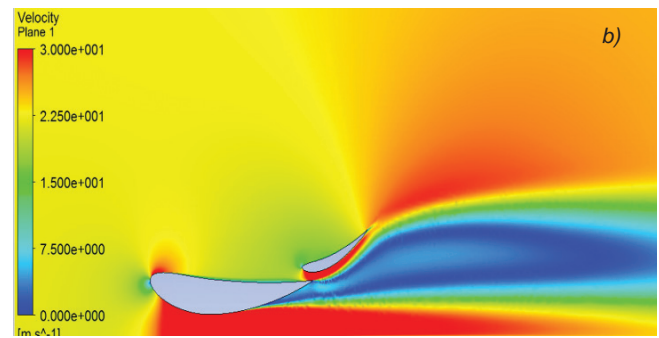
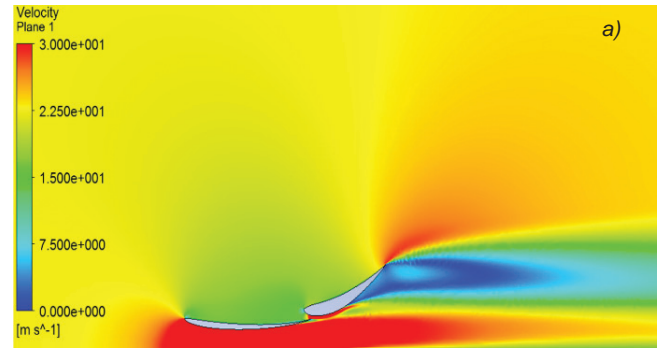


Rys. 2. Geometria dwuwymiarowa – optymalizowane parametry

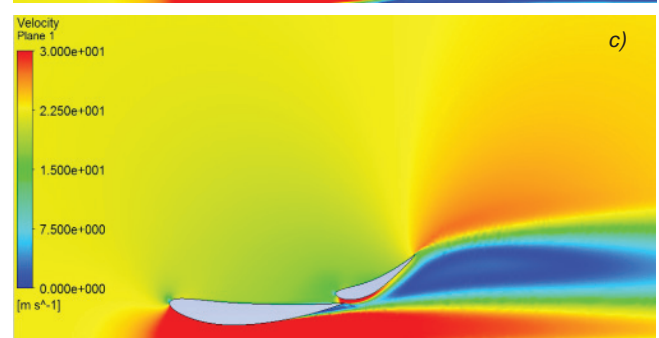
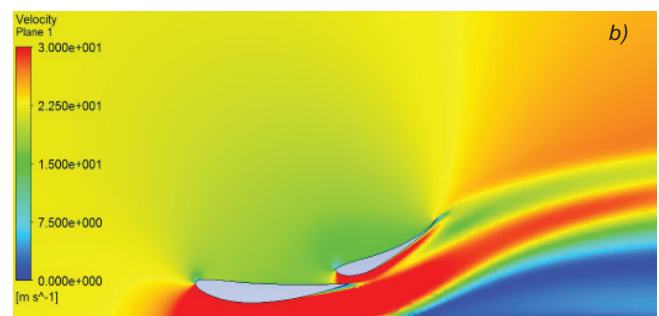
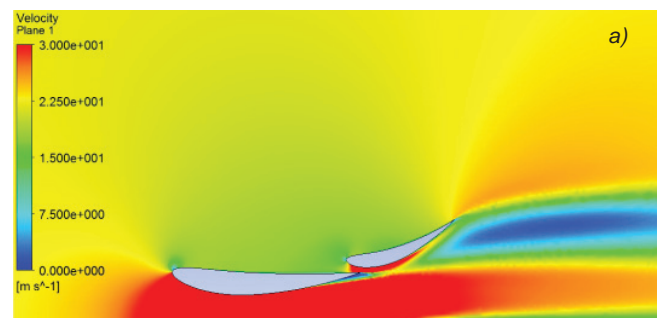
Po problemach z generowaniem siatki na pierwszym etapie obliczeń odrzucono z dalszych analiz profil EPPLER e63. Nie spełniał on również regulaminowych wymagań stawianych promieniowi zaokrąglenia elementów, które mogą mieć kontakt z pieszymi. Z dalszych analiz wyeliminowano także profil NACA 9418, ponieważ na jego dolnej powierzchni następowało zbyt duże oderwanie strugi przepływającego powietrza.

Po uzyskaniu wstępnych wyników rozpoczęto proces optymalizacji. Pierwszym krokiem było zaplanowanie tzw. punktów eksperymentu. Do parametrów charakterystycznych dla każdej analizy dobierano zakresy, w których mogą one zmieniać swoje wartości, oraz stworzono macierz DOE na bazie schematu Central Composite Design.

Następnie wygenerowano powierzchnię odpowiedzi w oparciu o metodę Genetic Aggregation, która automatyzuje proces wyboru, konfiguracji oraz generowania typów powierzchni odpowiedzi. Uzyskuje się to na drodze zaawansowanych algorytmów genetycznych, które generują populację różnych powierzchni odpowiedzi, rozwiązywanych równoległe. Funkcje dopasowania każdej z nich są używane do określenia, która dostarczy najlepsze dopasowanie. Wygenerowana w ten sposób powierzchnia odpowiedzi może być powierzchnią pojedynczego typu bądź kombinacją kilku różnych typów powierzchni (uzyskanych przez krzyżowanie w czasie procesu algorytmu genetycznego) [6]. Jest bardziej miarodajna niż klasyczne metamodele powierzchni odpowiedzi.



Rys. 3. Rozkład prędkości dla odrzuconych wariantów geometrii – EPPLER e63 + EPPLER e423 (a) oraz NACA 9418 + EPPLER e423 (b)



Rys. 4. Rozkład prędkości dla wariantu geometrii: a) NACA 6412 + EPPLER e423, b) NACA 6412 + Selig S1223, c) NACA 6412 + EPPLER 420

Ostatnim etapem była właściwa optymalizacja na stworzonym metamodelu. Wybrano metodę ewolucyjnego algorytmu MOGA (Multi-Objective Genetic Algorithm), który naśladuje prawdziwy, biologiczny proces ewolucji.

**TABLICA I. Porównanie wyników otrzymanych po optymalizacji geometrii dwu- oraz trzypłatowej**

Płat główny	Płat dodatkowy	Siła docisku, N	Siła oporu, N	Stosunek $l/D$
NACA 6412	EPPLER e423	946,4	34,6	27,4
NACA 6412	2 × EPPLER e423	1172,2 [+24%]	64,4 [+86%]	18,2 [-33%]
NACA 6412	Selig S1223	891,0	54,8	16,3
NACA 6412	2 × Selig S1223	1175,9 [+32%]	92,8 [+69%]	12,7 [-22%]
NACA 6412	EPPLER 420	941,2	40,7	23,1
NACA 6412	2 × EPPLER 420	872,8 [-7%]	81,9 [+101%]	10,6 [-54%]

W każdej iteracji generowana jest populacja osobników, które z kolei są reprezentowane przez chromosomy, będące wektorami zmiennych analizy. Każdy osobnik stanowi możliwe rozwiązanie rozpatrywanego problemu. Rozwiązania są oceniane w oparciu o funkcję przystosowania. Każda następna generacja osobników jest tworzona z użyciem procesu selekcji lub krzyżowania. W tym kroku im lepsze przystosowanie mają dane osobniki, tym większą szansę mają na wybranie. Dodatkowo niektóre z osobników mogą ulec mutacji [7–8].

Najwyższą możliwą siłą docisku – 946,4 N – otrzymano dla geometrii złożonej z profili NACA 6412 oraz EPPLER e423, jednak do dalszych analiz trzech płatów postanowiono zakwalifikować również geometrie z płatami dodatkowymi: EPPLER 420 oraz Selig S1223.




Wyniki analizy i jej optymalizacji prowadzą do wniosku, że należy porzucić dalsze rozważanie geometrii składającej się z trzech płatów, ponieważ dodanie dodatkowego profilu prowadzi do znacznego zwiększenia wartości siły oporu, a jednocześnie nie daje zadowalająco wysokiego przyrostu wartości siły docisku.

Do analizy trójwymiarowej wybrano zatem geometrię złożoną z płatów NACA 6412 i EPPLER e423.

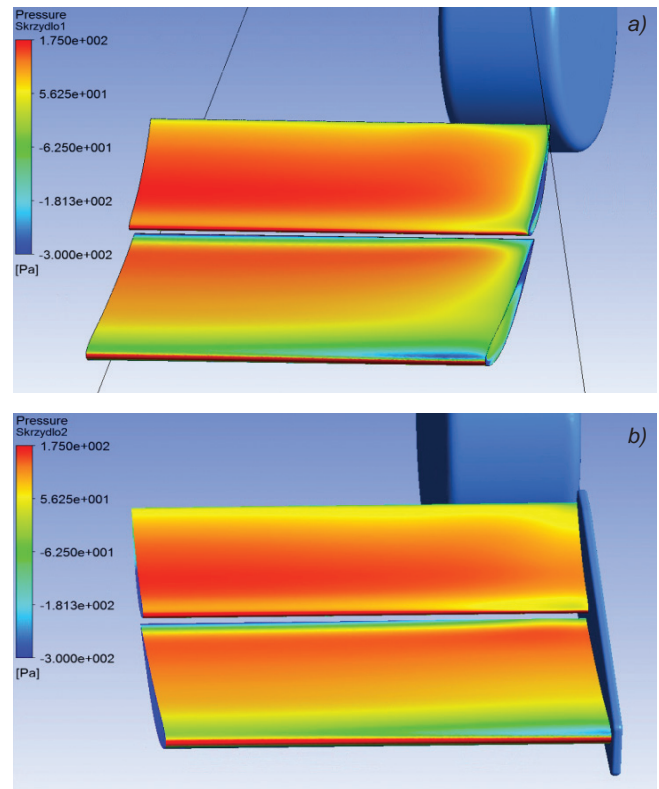
### Analiza trójwymiarowa

Analizę trójwymiarową, wariantową rozpoczęto od doboru płyty końcowej do konstrukcji dwóch płatów. Jej zastosowanie jest konieczne ze względu na późniejsze ułatwienie montażu skrzydła. Analizowano geometrię bez płyty, by uzyskać odniesienie, oraz z trzema jej wariantami, a wyniki analiz przedstawiono w tabl. II.

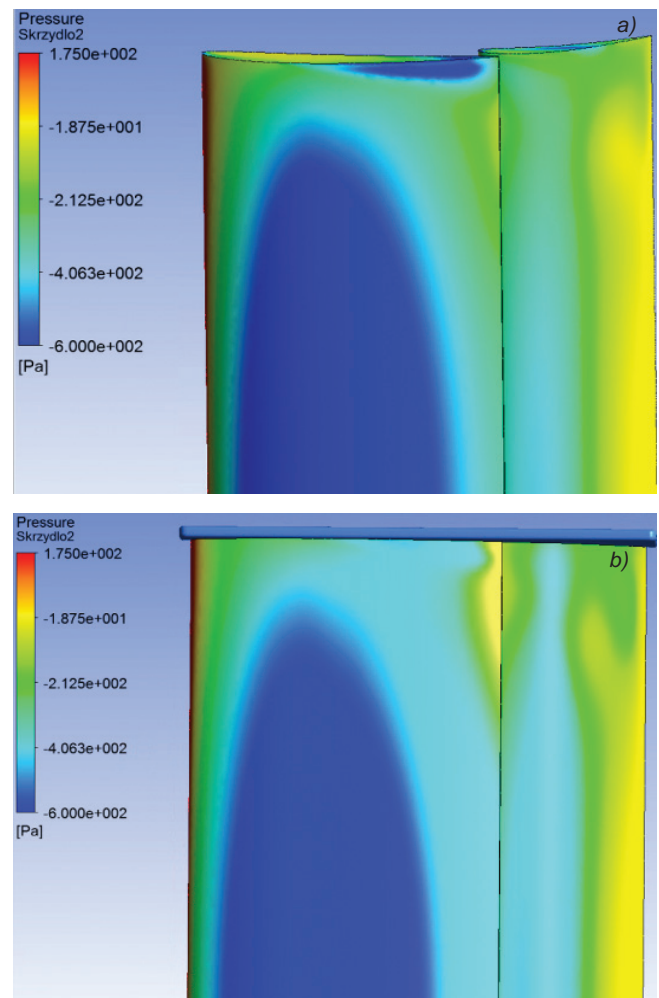
**TABLICA II. Porównanie wyników obliczeń otrzymanych dla różnych wariantów płyty końcowej**

Wariant	Siła docisku, N	Siła oporu, N	Stosunek $l/D$
Bez płyty końcowej	430	51	8,49
	420	46	9,13
	400	49	8,73
	402	45	8,83

Zdecydowano, że najlepszym wyborem będzie pierwszy analizowany wariant płyty, gdyż wytwarza on największą siłą docisku, a jednocześnie zmniejsza o ok. 10% wartość siły oporu. Użycie płyty końcowej wyrównuje również tworzenie obszaru nadciśnienia i podciśnienia na powierzchniach płatów, które zajmują całą rozpiętość.

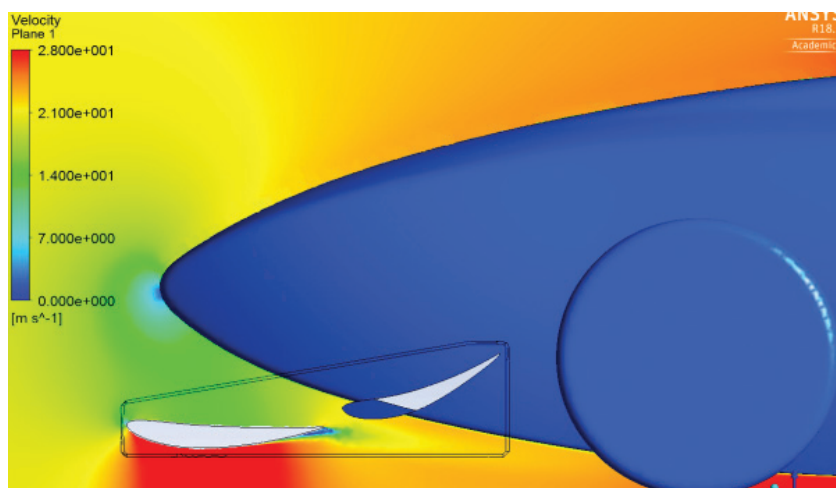


Rys. 5. Rozkład ciśnienia na górnej stronie płatów: a) geometria bez płyty końcowej, b) geometria z płytą końcową

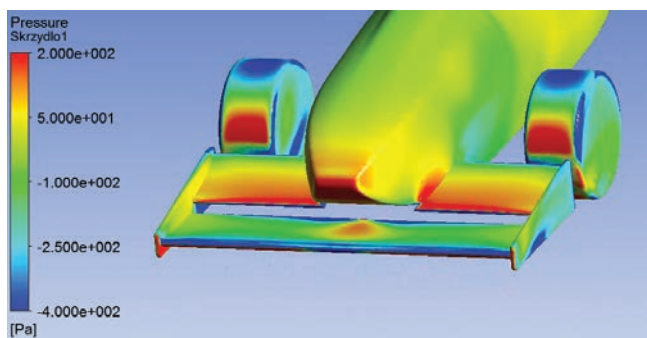
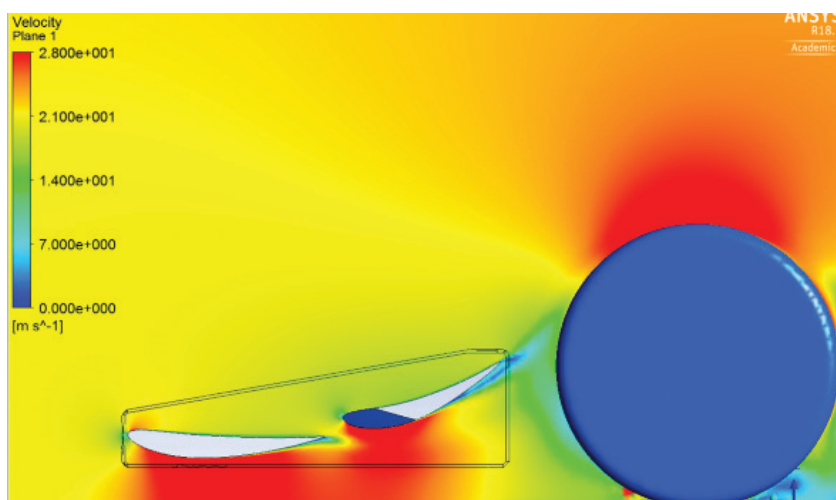


Rys. 6. Rozkład ciśnienia na dolnej stronie płatów: a) geometria bez płyty końcowej, b) geometria z płytą końcową

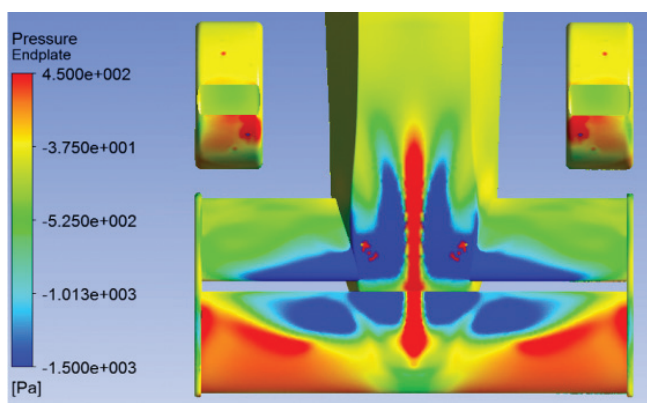
Rys. 11. Rozkład prędkości przedstawiony w płaszczyźnie symetrii geometrii



Rys. 12. Rozkład prędkości w płaszczyźnie ustawionej w połowie szerokości koła



Rys. 13. Rozkład ciśnień na górze geometrii przedstawiony na powierzchniach elementów



Rys. 14. Rozkład ciśnień na dole geometrii przedstawiony na powierzchniach elementów

Na końcu przeprowadzono analizę całej geometrii przodu bolidu – z przednim skrzydłem, nosem oraz kołami. Była ona uproszczona o brak geometrii zawieszenia przy kołach oraz odbicie lustrzane nosa za kołami, by zniwelować wpływ silnych turbulencji, które by się wytworzyły, gdyby zostawiono geometrię gwałtownie zakończonych nosa, bez dalszej części poszycia bolidu.

Otrzymany wynik wartości siły docisku 265,8 N został uznany za poprawny i możliwy do osiągnięcia w warunkach rzeczywistych oraz za satysfakcjonujący, gdyż generowane około 25 kg dodatkowego docisku będzie stanowiło około 10% wagi nowego bolidu. Cała stworzona konstrukcja spełnia postawione we wstępie założenia oraz ograniczenia regulaminowe.

#### LITERATURA

1. Buratti T.M. "Top-fuel dragster wing design using CFX and its influence on vehicle dynamic performance". Oklahoma State University, 1995.
2. Preethi Nair. "MAAE 4907 Formula Student Aerodynamics". Carleton University, 2014–2015.
3. Dahlberg H. "Aerodynamic development of Formula Student race car". KTH Royal Institute of Technology.
4. Baza danych profili płatów: <http://airfoiltools.com/> (dostęp: 03.09.2018).
5. StatSoft Electronic Statistics Textbook: [https://www.statsoft.pl/textbook/stathome\\_stat.html?https%3A%2F%2Fwww.statsoft.pl%2Ftextbook%2Fstexdes.html](https://www.statsoft.pl/textbook/stathome_stat.html?https%3A%2F%2Fwww.statsoft.pl%2Ftextbook%2Fstexdes.html) (dostęp: 07.09.2018).
6. Pomoc programu "Ansys: Ansys 18.1 Help".
7. Wróblewski W., Dykas S., Bochon K., Rulik S. "Optimization of the tip seal with a honeycomb land in the LP counter rotating gas turbine engine". Politechnika Śląska, 2010.
8. Mitsuo Gen, Runwei Cheng, Lin Lin. "Network Models and Optimization: Multiobjective Genetic Algorithm Approach". Springer, 2008. ■