

# **Rozprawa Doktorska**

przedstawiający opis dorobku i osiągnięć naukowych, w szczególności określonych w art. 197  
ust. 2 Ustawy z dnia 20 lipca 2018 r. Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce

**mgr inż. Adam Rojewski**

Tytuł rozprawy doktorskiej:

## **Badania efektu przypowierzchniowego na przykładzie ekranoplanu z wykorzystaniem metod numerycznych**

Promotor dr hab. inż. Jarosław Bartoszewicz, prof. PP

Promotor pomocniczy dr inż. Wojciech Bueschke

**Politechnika Poznańska**

**Wydział Inżynierii Lądowej i Transportu**



## Spis treści

Abstract.....	2
Streszczenie.....	3
1. Imię i nazwisko: .....	6
2. Posiadane dyplomy i stopnie naukowe .....	6
3. Informacja o dotychczasowym zatrudnieniu i obecnym zatrudnieniu .....	7
4. Wskazane osiągnięcia, wynikające z art. 197 ust. 2 Ustawy Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce z dnia 20 lipca 2018 r. (Dz. U. 2018 r., poz. 1668 z późn. zm.) .....	8
4.1 Tytuł osiągnięcia naukowego.....	8
4.2 Wykaz prac stanowiących osiągnięcia naukowe.....	8
4.3 Omówienie celu naukowego prac i osiągniętych wyników.....	10
5. Synteza osiągniętych rezultatów prac i możliwości ich wykorzystania .....	41
6. Rozwój naukowy .....	44
7. Opis publikacji stanowiących osiągnięcia naukowe .....	47

# **Wing in ground effect analysis on the concept aircraft with use of numerical methods**

## **Abstract**

The research problem examined in this dissertation concerns on the analysis and study of the aerodynamic phenomenon, hereinafter referred to as the near-surface effect. The analysis of the near-surface effect concerns mainly air transport, where it is used during the flight of planes called Ekranoplans or GEV (Ground Effect Vehicle). This phenomenon allows to increase the lift generated by the wings, as well as to reduce the aerodynamic drag (mainly induced drag) generated during flight. Over the last decades, the near-surface effect has been used in aviation, motor sports and water sports, however, due to the lack of systematic studies, many common applications of the analyzed phenomenon have not been found until now. In the studies, many factors were analyzed mutually factors affecting the increase in lift, aerodynamic drag, energy conversion efficiency or reduction of fuel consumption. The inspiration for the analysis of the ground effect phenomenon and the study of the impact of the airframe structural elements on the ground effect was to increase the safety of travelers, but also to improve the economic aspects of airframe operation. The economic effects associated with the reduction of fuel consumption allow for the reduction of operating costs. But the most important thing is safety. Aviation, i.e. the area covered by this dissertation, is, in the opinion of experts, the safest means of transporting people and goods. There is no doubt about this fact, unfortunately, the consequences of air disasters are the most terrible. The chance of surviving an air accident compared to sea, road or rail accidents is the smallest. In this context, research and development of technologies based on the near-surface phenomenon allow for a qualitative leap in the field of aviation safety. Wing in ground crafts are airframes that fly at a height of several or several meters. The flight altitude alone reduces casualties and losses in the event of an emergency.

In this dissertation, a comparative analysis of the properties of Ground Effect Vehicle and the construction of conventional aircraft found in civil aviation was made, and significant differences and features of the construction of Ground Effect Vehicle, characteristic only for this means of transport, were indicated.

The main purpose of the work, thanks to the use of numerical analysis, was to study the flow phenomena around the airfoil located in the area of the near-surface effect, the goodness of the airfoil appropriate to the conceptual model of the airframe. The effects of the use of broadly understood mechanization of the wing on increasing the near-surface effect were examined. Thanks to simulation studies, the impact of the turbine jet engine exhaust on shortening the runway and increasing safety during flight and landing was determined. A positive effect of this procedure on the specific fuel consumption by a turbine aircraft engine operating in the propulsion system of the Ground Effect Vehicle has been demonstrated. The design assumptions and directions for further work related to the future of the militaria were defined. The results presented in the dissertation can be the theoretical basis used in the design of new structures and the analysis of existing ones.

## Streszczenie

Osiągnięcie naukowe dotyczy analizy oraz zbadaniu zjawiska aerodynamicznego nazywanego inaczej efektem przypowierzchniowym. Analiza efektu przypowierzchniowego dotyczy głównie transportu lotniczego. W tej dziedzinie jest on wykorzystywany podczas lotu samolotów nazywanych ekranoplanami lub GEV (ang. Ground Effect Vehicle). Zjawisko to pozwala na zwiększenie siły nośnej wytwarzanej przez skrzydła, jak również na zmniejszenie siły oporu aerodynamicznego (głównie oporu indukowanego) powstającego podczas lotu. Przez ostatnie dziesięciolecia efekt przypowierzchniowy znalazł zastosowanie w lotnictwie, sportach motorowych i wodnych jednakże ze względu na brak opracowań o charakterze systematycznym nie doczekano się do chwili obecnej licznych i powszechnych zastosowań analizowanego zjawiska. W badaniach analizowano wiele czynników wzajemnie zależnych które wpływają na wzrost siły nośnej, opór aerodynamiczny, sprawność konwersji energii lub zmniejszenia zużycia paliwa.

Inspiracją dla analizy zjawiska przypowierzchniowego oraz zbadania wpływu oddziaływania elementów konstrukcyjnych płatowca na efekt przypowierzchniowy było zwiększenie bezpieczeństwa podróżujących, ale także poprawienie aspektów ekonomicznych eksploatacji płatowców. Efekty ekonomiczne związane ze zmniejszeniem zużycia paliwa pozwalają na obniżenie kosztów eksploatacyjnych. Najważniejsze jest jednak bezpieczeństwo. Lotnictwo, czyli obszar którego dotyczyły badania, jest w opinii ekspertów najbezpieczniejszym środkiem transportu ludzi i towarów. Fakt ten nie budzi wątpliwości, niestety skutki katastrof lotniczych są najstraszniejsze. Szansa przeżycia zdarzenia lotniczego w porównaniu ze zdarzeniami morskimi, drogowymi lub kolejowymi jest najmniejsza. W tym kontekście badania i rozwoju technologii opartych na zjawisku przypowierzchniowym pozwalają na jakościowy skok w obszarze bezpieczeństwa lotniczego. Ekranoplany to płatowce latające na wysokości kilku, kilkunastu metrów. Sama wysokość lotu pozwala na ograniczenie ofiar i strat w razie sytuacji awaryjnej.

Podczas badań dokonano analizy porównawczej właściwości ekranoplanów, konstrukcji konwencjonalnych samolotów spotykanych w lotnictwie cywilnym oraz wskazano istotne różnice i cechy budowy ekranoplanów charakterystyczne tylko dla tego środka transportu.

Rezultaty pracy stanowią dogłębną analizę zjawisk przepływowych wokół płata znajdującego się w obszarze działania efektu przypowierzchniowego, dobru profilu lotniczego odpowiedniego do koncepcyjnego modelu płatowca z wykorzystaniem analizy numerycznej. Zbadano skutki wykorzystania szeroko pojętej mechanizacji skrzydła na zwiększenie efektu przypowierzchniowego. Badania symulacyjne pozwoliły określić wpływ oddziaływania gazów wylotowych turbinowego silnika odrzutowego na skrócenie drogi startowej ekranoplanu co prowadzi do zwiększenia bezpieczeństwa podczas lotu. Wykazano pozytywny wpływ tego zabiegu na jednostkowe zużycie paliwa przez turbinowy silnik lotniczy pracujący w układzie napędowym ekranoplanu. Określono założenia projektowe oraz kierunki dalszych prac związanych z przyszłością ekranoplanów. Wyniki zaprezentowane w badaniach mogą być podstawą teoretyczną stosowaną w projektowaniu nowych konstrukcji oraz analizie porównawczej nowych zastosowań do tych już istniejących.

**1. Imię i nazwisko:** Adam Rojewski

**Obszar zainteresowań naukowych:**

- analiza procesów aerodynamicznych
- modelowanie zagadnień przepływowych w obszarze lotnictwa

**2. Posiadane dyplomy i stopnie naukowe**

Tabela 1. Wykaz nadanych tytułów zawodowych i dyplomów, certyfikatów i szkoleń

Rok uzyskania	Informacje szczegółowe
2019	<b>EUROPEAN ADHESIVE BONDER</b> European Federation for Welding, Joining and Cutting (EWF)
2016	<b>Tytuł zawodowy magistra inżyniera</b> Politechnika Poznańska, Wydział Maszyn Roboczych i Transportu. Kierunek: mechanika i budowa maszyn specjalność: Silniki Lotnicze. Tytuł pracy magisterskiej: „Ekranoplan – wstęp do projektu płatowca”.
2015	<b>Tytuł zawodowy inżyniera</b> Politechnika Poznańska, Wydział Maszyn Roboczych i Transportu. Kierunek: mechanika i budowa maszyn specjalność: Silniki Lotnicze. Tytuł pracy inżynierskiej: „Analiza numeryczna wpływu efektu przypowierzchniowego na siłę nośną profilu lotniczego NACA 0015”.
2014	<b>DENSO AIR CONDITIONING SYSTEMS</b>

### 3. Informacja o dotychczasowym zatrudnieniu i obecnym zatrudnieniu

Tabela 2. Informacja o zatrudnieniu i doświadczeniu zawodowym

Data	Informacje szczegółowe
2022 - nadal	<b>GSK Services Sp. z o.o.</b> Tech Developer
2021-2022	<b>IKEA Industry Poland Sp. z o.o. Oddział Fabryki WEST w Zbąszynku. Product Development &amp; Innovation Centre</b> Product Development Engineer
2019 - 2021	<b>Volkswagen Poznań, Dział Organizacji Pilotażowej – Stażysta</b> Wprowadzanie nowych produktów i rozwiązań do produkcji
2014	<b>Praktyka studencka – 31 Baza Lotnictwa Taktycznego Poznań -Krzesiny</b>
2013	<b>Praktyka studencka – Instytut Obróbki Plastycznej w Poznaniu</b>

#### **4. Wskazane osiągnięcia, wynikające z art. 197 ust. 2 Ustawy Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce z dnia 20 lipca 2018 r. (Dz. U. 2018 r., poz. 1668 z późn. zm.)**

##### **4.1 Tytuł osiągnięcia naukowego**

Osiągnięciem naukowym uzyskanym po otrzymaniu stopnia magistra inżyniera, stanowiącym oryginalny wkład w rozwój dyscypliny Inżynieria Lądowa, Geodezja i Transport, określonym w art. 197 ust. 2 obowiązującej ustawy, jest jednotematyczny cykl 6 publikacji z lat 2017-2019 związanych z problemem zmniejszenia energochłonności Ekranoplanu jako środka transportu oraz opracowania pełnej analizy zjawiska efektu przypowierzchniowego jako zjawiska powalającego na zwiększenie bezpieczeństwa w lotnictwie i poprawienia charakterystyk samolotu poruszającego się w obszarze jego działania pod wspólnym tytułem: **„Badania efektu przypowierzchniowego na przykładzie ekranoplanu z wykorzystaniem metod numerycznych”**.

Cykl publikacji składających się na wskazane osiągnięcie naukowe został tak przygotowany, aby umożliwić i ułatwić badanie zjawisk aerodynamicznych zachodzących w obszarze bezpośredniego oddziaływania samolotu wykorzystującego zjawisko efektu przypowierzchniowego na otoczenie. W autoreferacie przedstawiono kompleksowe podejście do badania zjawisk aerodynamicznych wykorzystywanych przez ekranoplany oraz usystematyzowano klasyfikację ekranoplanów. Określono również założenia projektowe wraz z kierunkami dalszych prac przy projektowaniu nowych płatowców w typie ekranoplanu.

Badania zostały przeprowadzone kompleksowo przy użyciu systemu Ansys Fluent wykorzystywanego do badania zjawisk przepływowych.

Zaprezentowano kompleksowe zestawienie selekcji odpowiedniego kształtu przekroju skrzydła w celu zmaksymalizowania osiągnięć płatowca – zwiększenia siły nośnej przy jednoczesnym obniżeniu siły oporu wraz z badaniami powszechnie stosowanych w tradycyjnych samolotach klap, slotów czy również wingletów. Zbadano wpływ efektu statycznej poduszki powietrznej pod skrzydłem czyli zwiększenia siły nośnej poprzez skierowanie spalin turbinowego silnika odrzutowego w obszar działania skrzydła. Zasadniczym celem zaprezentowanego cyklu publikacji jest przedstawienie wpływu wykorzystania turbinowego silnika lotniczego jako metody zwiększenia siły nośnej płatowca przez wykorzystanie gazów wylotowych jako środka prowadzącego do zmniejszenia zużycia paliwa płatowca przy uzyskaniu tej samej siły nośnej. Przedstawiony w autoreferacie monotematyczny cykl publikacji przedstawiono też w załączeniu w wersji drukowanej oraz na płycie CD w wersji pdf.

##### **4.2 Wykaz prac stanowiących osiągnięcia naukowe**

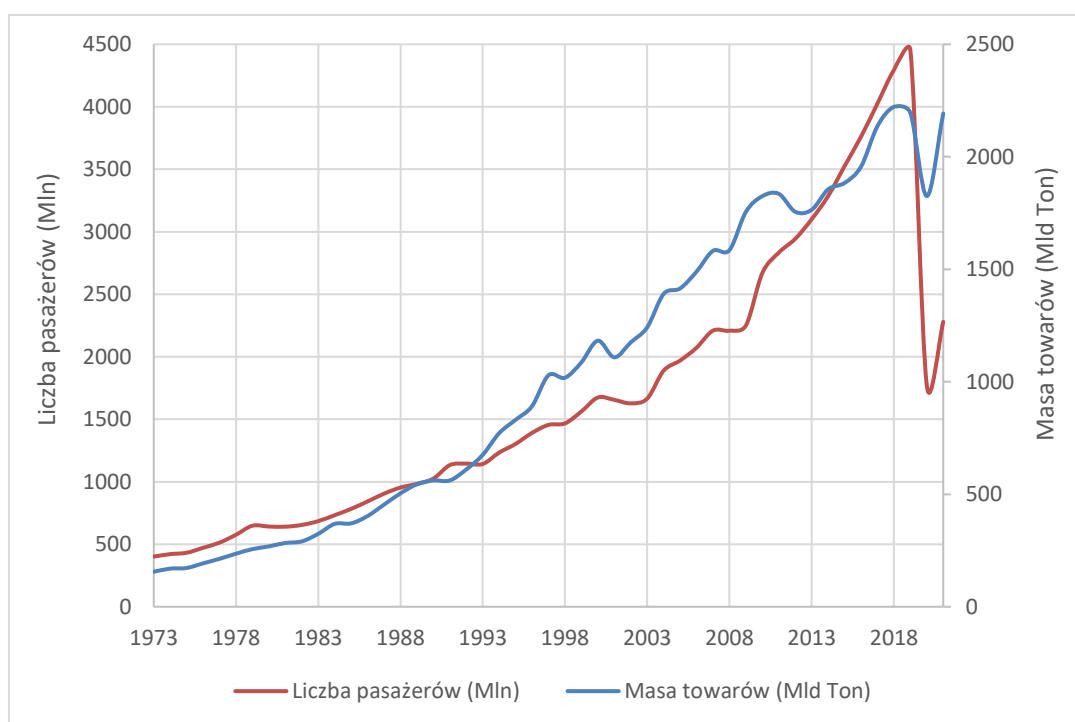


Tabela 3. Publikacje wchodzące w skład osiągnięcia naukowego

Lp.	Tytuł dzieła
1	<p>Rojewski, A &amp; Bartoszewicz, J: Numerical analysis of influence of the wing in ground effect on aircraft lift coefficient and on car downforce coefficient. <i>Journal of Mechanical and Transport Engineering</i> Vol. 69, No. 2, 2017.</p> <p>DOI 10.21008/j.2449-920X.2017.69.2.06</p> <p>MEiN 6 pkt.</p>
2	<p>Rojewski, A &amp; Bartoszewicz, J: <i>Aorfoil selection for in in ground effect creakft.</i> Journal of KONES Powertrain and Transport. Vol. 24, No. 4, 2017.</p> <p>DOI 10.5604/01.3001.0010.3141.</p> <p>MEiN 14 pkt.</p>
3	<p>Rojewski, A &amp; Bartoszewicz, J: <i>Usage of wing in ground effect to maintain lift force with reduced fuel consumption of aircraft Uncertainty in Vehicle.</i> Combustion Engines. Vol. 169, issue 2, 2017.</p> <p>DOI: 10.19206/CE-2017-228</p> <p>MEiN 13 pkt.</p>
4	<p>Rojewski, A &amp; Bartoszewicz, J: <i>Flaps influence on wing in ground effect lift coefficient.</i> Journal of KONES Powertrain and Transport. Vol. 24, No. 2, 2017.</p> <p>DOI 10.5604/01.3001.0010.2937.</p> <p>MEiN 14 pkt.</p>
5	<p>Rojewski, A &amp; Bartoszewicz, J: <i>Zjawisko efektu przypowierzchniowego w lotnictwie.</i> Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej Poznań (Poland). 2018.</p> <p>ISBN 978-83-7775-503-7</p> <p>MEiN 80 pkt.</p>
6	<p>Rojewski, A &amp; Bartoszewicz, J: <i>Numerical investigation of endplates influence on the wing in ground effect lift force.</i> Journal of KONES Powertrain and Transport. Vol. 24, No. 2, 2017.</p> <p>DOI 10.2478/kones-2019-0109.</p> <p>MEiN 14 pkt.</p>

### 4.3 Omówienie celu naukowego prac i osiągniętych wyników wraz z omówieniem ich ewentualnego wykorzystania

Ciągły rozwój technologiczny oraz zapotrzebowanie zmuszają nas do szukania coraz bardziej efektywnych rozwiązań w dziedzinie transportu lotniczego. Na poniższym wykresie (rys. 1) widać, że od czasu wprowadzenia powszechnego transportu lotniczego na przestrzeni ostatnich 50 lat rośnie liczba pasażerów oraz masa transportowanych towarów. Z wyjątkiem okresu lat 2019-2020, gdy globalna pandemia ograniczyła liczbę pasażerów, coraz bardziej realna staje się wizja zatłoczonego nieba.



Rys. 1. Liczba pasażerów w transporcie lotniczym w latach 1973-2021 [1]

W związku z coraz większym ruchem lotniczym spada dostępność wolnych slotów na lotniskach całego świata. Budowa nowych lotnisk jest czasochłonna i wymaga miejsca. Utrudnia to ruch lotniczy, zwiększa czas przelotu i zużycie paliwa. Rosnące zapotrzebowanie może zostać zaspokojone przez ekranoplany określane w języku angielskim jako: „WIG craft” od słów: „wing in ground effect” (co należy tłumaczyć jako: efekt przypowierzchniowy). Są to samoloty o niecodziennym przeznaczeniu. Wykorzystują one efekt przypowierzchniowy aby zwiększyć siłę nośną całego płatowca. Niecodzienne przeznaczenie polega na wykorzystaniu efektu dynamicznej poduszki powietrznej w locie na niewielkich wysokościach, głównie nad akwenami takimi jak duże jeziora czy morze. Rozprawa ta skupia się na opisanie i zbadaniu efektu przypowierzchniowego dodatniego występującego w samolotach – prowadzącego do

zwiększenia siły nośnej i zmniejszenia oporu. Należy jednak zaznaczyć, że istnieje również efekt przypowierzchniowy ujemny, prowadzący do zmniejszenia siły nośnej, czyli do zwiększenia docisku względem ziemi. Ten rodzaj efektu przypowierzchniowego jest wykorzystywany szczególnie w sportach motorowych, np. F1. Z przodu oraz tyłu bolidu umieszcza się charakterystyczne „skrzydła” maksymalizujące docisk aerodynamiczny, co prowadzi również do zwiększenia siły oporu.

Związek Radziecki jako pierwszy postanowił wykorzystać efekt przypowierzchniowy, były to lata 60. i 70. XX wieku. Pomysłodawcą ekranoplanów był Rostislav Evgenievich Alexeyev, który wraz z grupą specjalistów pracował nad nową technologią. Efekt przypowierzchniowy miał być wykorzystany głównie do celów militarnych w obszarze Morza Kaspijskiego, stąd często ekranoplan Korabl Maket jest nazywany Kaspijskim Potworem Morskim. Program budowy ekranoplanów doprowadził Alexeyeva i jego zespół do zbudowania kilku płatowców. Największy pod względem długości jest wspomniany Kaspijski Potwór Morski. Błąd pilota doprowadził niestety do katastrofy po której przerwano program budowy ekranoplanów klasy Łuń, czyli największych tego typu płatowców. Skupiono się wtedy na budowie mniejszych jednostek. Program ekranoplanów był rozwijany do lat 90. XX wieku, po rozpadzie Związku Radzieckiego zaprzestano jego finansowania.

Główny cel tej rozprawy stanowi analiza oraz zbadanie zmian jakie efekt przypowierzchniowy wprowadza na wyznaczone w locie swobodnym charakterystyki aerodynamiczne płatowca i jego energochłonność z wykorzystaniem analizy numerycznej. Analizie poddano również wpływ współcześnie stosowanych urządzeń zwiększających siłę nośną płatowca w odniesieniu do działania efektu przypowierzchniowego, przedstawiając wady i zalety tego zjawiska. Rozwiązania konstrukcyjne, które zastosowano w ekranoplanach z wczesnych lat produkcji, mimo upływu czasu wciąż są bardzo zadowalające. Wpływ efektu przypowierzchniowego na charakterystyki samego płatowca, także na parametry takie jak zużycie paliwa można uznać za pozytywny.

Wspomniany wcześniej efekt dynamicznej poduszki powietrznej występuje podczas lotu postępowego samolotu i różni się od tego występującego w tzw. poduszkowcach czy pionowzlotach (Lockheed Martin F-35 Lightning II i Hawker Siddeley Harrier – rys. 2), gdzie siłę nośną samolot wytwarza bezpośrednio z pracujących silników. Tradycyjne samoloty poruszające się na dużych wysokościach, nie mogą spotykać żadnych ciągłych warunków wpływających na zwiększenie lub zmniejszenie siły nośnej. Oczywiście istnieją zjawiska takie jak turbulencje, dziury powietrzne czy silne wiatry ale ich efekty są krótkotrwałe a ciśnienie statyczne pod i nad skrzydłem dąży w pewnej odległości do wyrównania z ciśnieniem otoczenia. Podczas lotu przypowierzchniowego samolot napotyka ciągły warunek zwiększający ciśnienie

pod skrzydłem jakim jest woda lub ziemia. Obecność podłoża nie pozwala ciśnieniu pod skrzydłem wyrównać swej wartości do ciśnienia otoczenia.



Rys. 2. F-35 Lightning II i Hawker Siddeley Harrier – pionowe lądowanie [2]

### **Efekty prac naukowych**

Efektami prac naukowych podjętych podczas rozwiązywania problemu badawczego przez doktoranta jest opisany w jednotematycznym cyklu publikacji rozwój teorii efektu przypowierzchniowego i opracowanie metodyki opracowania wstępnych projektów płatowca co może pozwolić na obniżenie kosztów projektowania takiego samolotu oraz zwiększenie bezpieczeństwa przez obniżenie ryzyka związanego z testami fizycznymi na wczesnych etapach projektu. Dla osiągnięcia lepszych efektów na początku pracy badawczej postawiono następujące pytania:

1. Czy umiejscowienie silników przed płatem w okolicach kabiny pilota i skierowanie strumienia gazów wylotowych z TSO wprost pod skrzydło w czasie startu samolotu doprowadzi do zwiększenia siły nośnej?
2. Czy skierowanie gazów wylotowych podczas lotu nad skrzydło wpływa pozytywnie na siłę nośną płatowca?
3. Czy zastosowanie rozwiązań technicznych spotykanych we współczesnych samolotach pozwalają na zwiększenie siły nośnej również podczas lotu z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego?
4. Jak kształtuje się rozkład ciśnienia w okolicach skrzydeł w trakcie lotu

przypowierzchniowego?

Powyższe pytania pozwoliły sformułować tezę, która stanowi podsumowanie efektów pracy: **Skierowanie gazów wylotowych turbinowego silnika odrzutowego pod skrzydło samolotu typu ekranoplan pozwala w znaczący sposób podnieść siłę nośną płatowca w trakcie nabierania prędkości startowej w celu skrócenia drogi startowej i zmniejszenia energochłonności płatowca.**

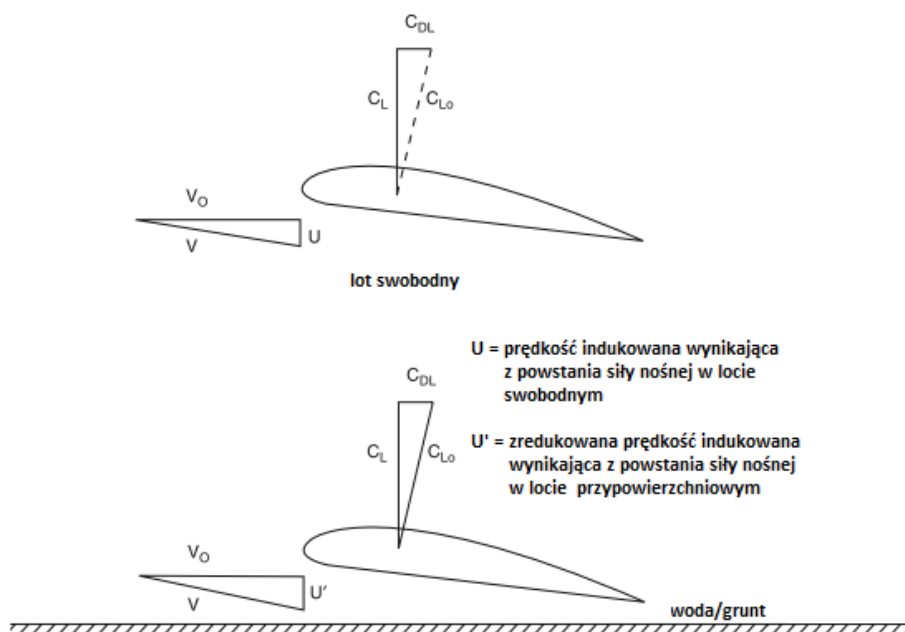
Osiągnięciem naukowym doktoranta zrealizowanym po otrzymaniu stopnia magistra inżyniera nauk technicznych, deklarowanym, jako oryginalny wkład przyczyniający się do rozwoju dyscypliny Inżynieria Lądowa, Geodezja i Transport określonym z art. 197 ust. 2 Ustawy Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce z dnia 20 lipca 2018 r. (Dz. U. 2018 r., poz. 1668 z późn. zm.) jest cykl publikacji jednotematycznych wyszczególnionych w pkt. 4.2, zatytułowany: „Badania efektu przypowierzchniowego na przykładzie ekranoplanu z wykorzystaniem metod numerycznych”. Przedstawiony cykl publikacji składa się z sześciu publikacji (5 artykułów oraz jedna monografia), które zestawiono w tabeli 3 i dotyczą one:

- Określenia pełnej klasyfikacji ekranoplanów jako środka transportu stanowiącego kompromis między transportem morskim i lotniczym;
- Określenia wpływu efektu przypowierzchniowego na bezpieczeństwo ludzi i towarów;
- Określenia szczegółowych charakterystyk aerodynamicznych dla płatowca korzystającego z efektu przypowierzchniowego;
- Analizy porównawczej ekranoplanów i samolotów tradycyjnych;
- Doboru odpowiedniego profilu lotniczego dla badanego problemu;
- Analizę wpływu mechanizacji skrzydeł na charakterystyki płatowca w obszarze działania efektu przypowierzchniowego;
- Analizy numerycznej wpływu gazów wylotowych turbinowego silnika odrzutowego na siłę nośną płatowca i wpływ na jego energochłonność;
- Określenia metodyki badań symulacyjnych wraz z opisem tworzenia siatek numerycznych dla problemu badawczego;
- Określenie kierunków dalszych prac nad badanym zjawiskiem;

## Osiągnięte wyniki prac

Doktorant opracował metodykę wstępnego projektowania ekranoplanu, która umożliwi ograniczenie kosztów na wstępnych etapach projektowania przy zachowaniu jednoczesnego kompleksowego podejścia do budowy płatowca i opracowania projektu płatowca bez wysokich kosztów stworzenia modelu fizycznego.

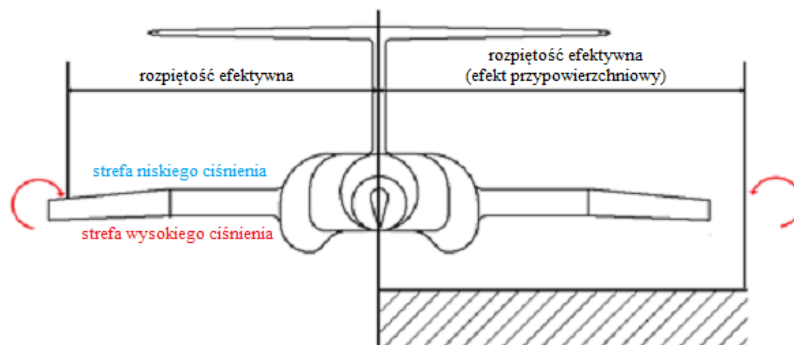
Doktorant opracował również klasyfikację ekranoplanów z podziałem na ich zastosowanie co w dużej mierze przekłada się na dobór odpowiednich rozwiązań konstrukcyjnych podczas szukania optymalnego rozwiązania przy tworzeniu takiego samolotu. Doktorant dokonał również analizy istniejących rozwiązań w obszarze lotnictwa i z sukcesem przeniósł je na wstępny projekt płatowca co umożliwiło określenie zmniejszenia energochłonności płatowca przez zwiększenie siły nośnej a co za tym idzie spadek zużycia paliwa w przypadku płatowca o dwóch silnikach odrzutowych dochodzący nawet do 5 [%]. Jest to wartość odniesiona do samolotu poruszającego się w obszarze swobodnego lotu. Należy pamiętać, że efekt przypowierzniowy którego opis znajduje się poniżej prowadzi do zmniejszenia siły oporu płatowca co również przyczynia się do obniżenia zużycia paliwa przez jednostkę. Wraz z blokowaniem przepływu między skrzydłem a dolną powierzchnią profilu wzrasta współczynnik siły nośnej. Porównanie lotu swobodnego i lotu z wykorzystaniem efektu przypowierzniowego przedstawiono na rysunku 3.



Rys. 3. Rozkład prędkości oraz współczynników siły nośnej [4]

Efekt przypowierzniowy prowadzi również do zmniejszenia ilości powietrza przepływającego spod

skrzydła nad jego górną powierzchnię, co w rezultacie powoduje zmniejszenie strat powstałych na skutek tworzenia się wirów cyrkulacyjnych za skrzydłem. Przez oddziaływanie efektu przypowierzchniowego na skrzydło samolotu dochodzi do zwiększenia efektywnej rozpiętości skrzydeł. Gdy w locie swobodnym wiry cyrkulacyjne powodują spadek lub całkowity zanik siły nośnej na końcach skrzydeł. Zmniejszenie oporu indukowanego jest następstwem odsunięcia powstających wirów w kierunku końców skrzydeł podczas lotu przypowierzchniowego. Rysunek 4 przedstawia graficznie wpływ efektu przypowierzchniowego na zmianę rozpiętości efektywnej - można stwierdzić że jest to najważniejszy skutek działania tego zjawiska. Ograniczenie oporu indukowanego prowadzi do zwiększenia siły nośnej i zmniejszenia siły oporu. Jednocześnie zastosowanie elementów takich jak winglety, klapy czy też sloty powinno mieć pozytywny wpływ na zwiększenie siły nośnej. W przypadku ekranoplanów w prosty sposób można wykorzystać również kadłub jako element wytwarzający siłę nośną przez odpowiednie ukształtowanie ścian bocznych, które w przypadku tego płatowca pełnią rolę płóz zastępując podwozie tradycyjnego samolotu.



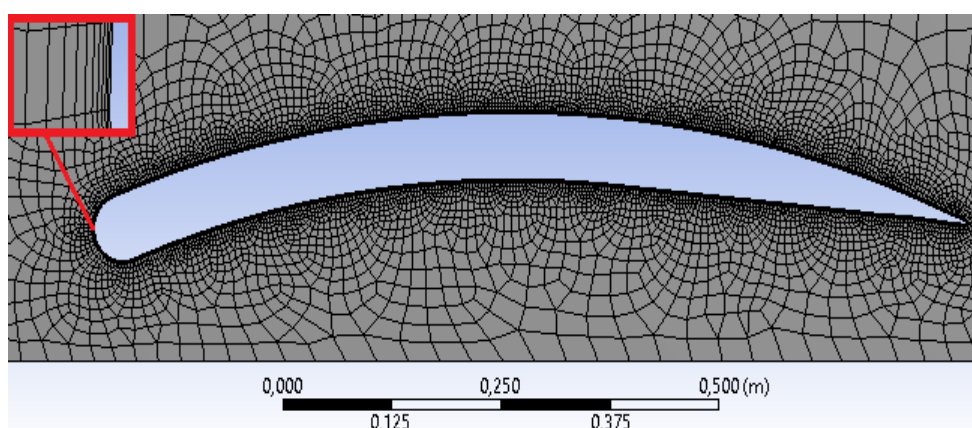
Rys. 4. Zmiana rozpiętości efektywnej podczas lotu przypowierzchniowego [36]

Efekt dynamicznej poduszki powietrznej do powstania wymaga lotu postępowego. W przypadku, w którym cała siła nośna jest wytwarzana przez turbinowy silnik odrzutowy lub też śmigła rozmieszczone dookoła płatowca/poduszkowca, takie zjawisko nazywamy efektem statycznej poduszki powietrznej. W cyklu publikacji badaniom poddano rozwiązanie pośrednie, tj. skierowanie spalin z turbinowego silnika odrzutowego pod skrzydło samolotu podczas rozpoczęcia lotu postępowego w taki sposób, aby skrócić drogę startową.

Problemy jakie może napotkać ekranoplan to przede wszystkim wysokość fal napotkanych na akwenu, jednakże zakładając operatywność takiego środka transportu nad spokojnymi morzami czy też na rzekach główny wpływ na jego właściwości będzie miała długość cięciwy skrzydła.

## Komputerowe metody symulacyjne

Według doktoranta istnieją różne metody rozwiązywania złożonych zagadnień numerycznych to w cyklu publikacji wykorzystano metodę objętości skończonych, która jest metodą odpowiednią dla badania zagadnień aerodynamicznych. Metodę tą wykorzystuje w swoich solverach oprogramowanie Ansys Fluent. Główną zaletą metody objętości skończonych jest możliwość stosowania siatek niestrukturalnych, w których istnieje możliwość stosowania elementów strukturalnych takich jak prostokątny (rys. 5), dzięki temu lepiej można oddać złożone kształty, takie jak np. kadłub samolotu czy końcówka skrzydła.

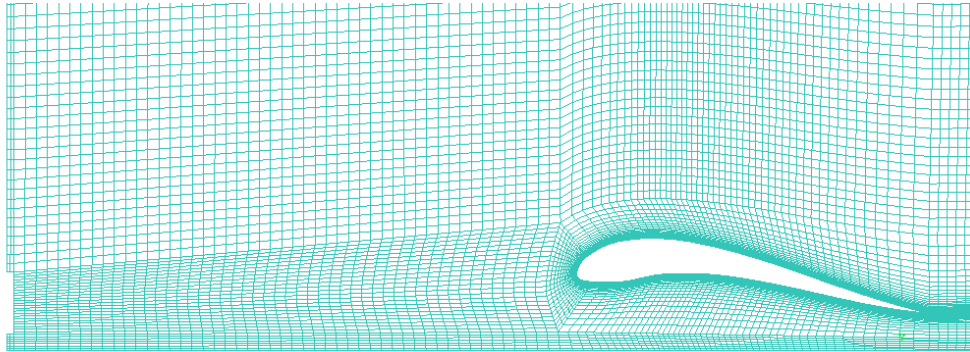


Rys. 5. Siatka niestrukturalna [30]

Oczywiście stosowanie siatek niestrukturalnych nie jest wymogiem a możliwością. Tak więc można tworzyć siatki strukturalne, które mogą zostać użyte w tej metodzie (rys. 6). Siatka strukturalna na ogół ułatwia obliczenia i ogranicza zużycie mocy obliczeniowej komputera, dzięki czemu obliczenia szybciej stają się zbieżne ze wstępnymi założeniami programu. Siatka strukturalna pozwala tworzyć obszary o różnym zagęszczeniu odpowiadające naturze przepływu który badamy. Istnieją jednak większe ograniczenia wynikające z budowy siatek strukturalnych – w przypadku małej gęstości siatki nie odwzoruje ona w prawidłowy sposób badanego elementu, co znacząco wpływa na uzyskane wyniki. Porównując oba rodzaje siatki można stwierdzić iż zbieżność obliczeń siatki strukturalnej w porównaniu do niestrukturalnej jest znacząco lepsza a wyniki na ogół są bardziej rzeczywiste lub zbliżone do rzeczywistych. Trzeba jednak pamiętać, że elementy o dużym pochyleniu mogą wpływać negatywnie a nawet przekłamywać uzyskane wyniki. W przedstawionych w dalszych rozdziałach badaniach wykorzystywano w większości siatki strukturalne mając na uwadze szybkość obliczeń i



ograniczenia wynikające ze sprzętu komputerowego. Siatki strukturalne powstały przy użyciu programu Ansys ICEM CFD, który jest elementem pakietu Ansys. Dla siatek niestructuralnych użyto generator siatki wbudowany w program Ansys Fluent. Mimo stosowania siatek strukturalnych program Ansys wymaga ich sztucznego przekształcenia w siatki niestructuralne.



Rys. 6. Siatka strukturalna wykorzystana do badań symulacyjnych [30]

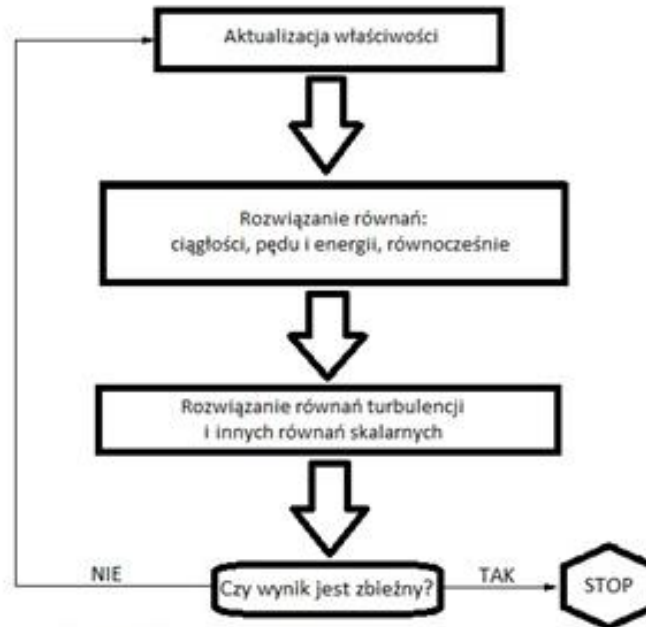
W niektórych badaniach symulacyjnych, może zachodzić potrzeba odwzorowania warstwy przyściennej. Pomocnym w tym przypadku jest bezwymiarowy współczynnik  $y^+$  (3.1), który określa wielkość pierwszego elementu znajdującego się na badanej powierzchni. Wartość współczynnika powinna wynosić więcej niż 100 i mniej niż 300. W przedstawionych badaniach dokładano starań, aby osiągnąć wartość bliską 100 (ang. dimensionless wall distance equation):

$$y^+ = \frac{u_* y}{\nu}$$

Metoda objętości skończonych korzysta z uśrednionych wartości w danej komórce siatki czyli w powierzchniach w siatkach dwuwymiarowych i objętościach w siatkach trójwymiarowych, a nie z jej wierzchołków.

Wykorzystanie do obliczeń metod numerycznych polega na iteracyjnym dochodzeniu do wyniku, działa to w taki sam sposób dla programów opartych na metodach elementów skończonych jak i również objętości skończonych. Schemat na rysunku 7 opisuje taką właśnie metodę działania. Podczas badań w tej rozprawie można zetknąć się z dwoma solverami: bazującym na ciśnieniu oraz bazującym na gęstości. Można więc zadać pytanie: czym różnią się te dwa solwery? Solver wykorzystujący ciśnienie stosuje się do obliczeń przepływów nieściśliwych. Natomiast w przypadku płynów ściśliwych lub w przypadku dużych prędkości przepływu wykorzystuje się solver oparty na gęstości. Metody te uzyskują rozkład prędkości z równań pędu. W solverach opartych na gęstości, pole gęstości jest wyznaczane z równania ciągłości, a pole ciśnienia z równania stanu. W solverach opartych na ciśnieniu pole ciśnienia

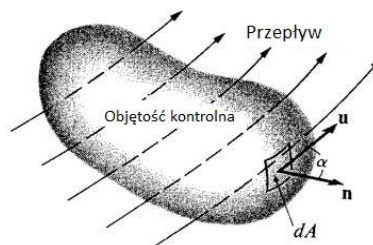
jest wyznaczane z równania ciśnienia lub korekcyjnego równania ciśnienia, a poprawka uzyskana ze zmian w równaniu pędu jest wyznaczana z równania ciągłości i pędu.



Rys. 7. Schemat działania solvera opartego na gęstości [36]

Niezależnie od tego który solver znajdzie zastosowanie programach opartych na metodzie elementów skończonych w obliczeniach wykorzystuje się równania Naviera–Stokesa opisujących przepływ gazów ściśliwych. Są to nieliniowe cząstkowe równania różniczkowe. Zawierają one dwa równania skalarne oraz jedno wektorowe. Przy pięciu niewiadomych w warunkach czterech niezależnych zmiennych: wektor położenia o trzech składowych ( $\vec{x}$  lub  $x_i$ ) oraz czas skalarny  $t$ .

Dla gazu doskonałego równanie to przedstawiono w notacji tensorowej, jak i wektorowej. Do opisanie gazu doskonałego niezbędne jest wykorzystanie objętości kontrolnej. Należy również przyjąć ograniczającą tę objętość powierzchnie kontrolną (rys. 8).



Rys. 8. Objętość kontrolna [32]

Równanie ciągłości to równanie skalarne, które odzwierciedla równanie zachowania masy dla

poruszającego się płynu. Forma wektorowa przyjmuje postać przestawioną w równaniu 1 a tensorowa (2).

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

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad 2$$

Wyznaczona z początkowego cząstkowego równania różniczkowego dla objętości kontrolnej forma całkowa równania (rys. 8) wiąże zmiany masy płynu w czasie, w objętości kontrolnej oraz strumień masy przepływający przez powierzchnię kontrolną. Forma ta ma następującą postać:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = - \oint_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA \quad 3$$

Równanie pędu, które jest przedstawieniem drugiej zasady dynamiki Newtona w odniesieniu do ruchu gazu w postaci wektorowej. Równanie to zawiera tempo zmian pędu gazu oraz siłę, która oddziałuje na płyn. Forma wektorowa tego równania przyjmuje postać:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{u}) + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{u} \vec{u} + p \vec{1} - \vec{\tau}) = \rho \vec{f} \quad 4$$

gdzie:

$\vec{\tau}$  – tensor lub wektor naprężeń występujących w gazie,

$p$  – ciśnienie gazu,

$\vec{f}$  – przyspieszenie gazu.

Tensorowa postać równania (4) przyjmuje postać:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{u}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ij}) = \rho f_i \quad 5$$

Przekształcając to równanie do formy całkowej, która opisuje objętość kontrolną otrzymuje się równanie pędu. W równaniu tym powiązane są zmiany po czasie całkowitego pędu w objętości kontrolnej w odniesieniu do powierzchni i sił działających na płyn:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \vec{u} dV = -\oint (\rho \vec{u} \vec{u} + \vec{l} - \vec{\tau}) \cdot \vec{n} dA + \int_V \rho \vec{f} dV \quad 6$$

Ostatnie równanie opisujące gaz ściśliwy to równanie energii. Jest ono opisem pierwszej zasady termodynamiki dla ruchu gazów. Równanie to określa zmiany w czasie całkowitej energii płynu, czyli sumy energii kinetycznej wymuszonego ruchu oraz wewnętrznej energii kinetycznej lub ciepła.

Równanie energii w postaci wektorowej przyjmuje postać:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \vec{\nabla} \cdot \left[ \rho \vec{u} \left( E + \frac{p}{\rho} \right) - \frac{\vec{\tau}}{\tau} \cdot \vec{u} + \vec{q} \right] = \rho \vec{f} \cdot \vec{u} \quad 7$$

Dla formy tensorowej:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \rho u_i \left( E + \frac{p}{\rho} \right) - \tau_{ij} u_j + q_i \right] = \rho f_i \cdot u_i \quad 8$$

Dla powyższych równań  $\vec{q}$  oznacza strumień ciepła, za to  $E$  jest energią właściwą gazu:

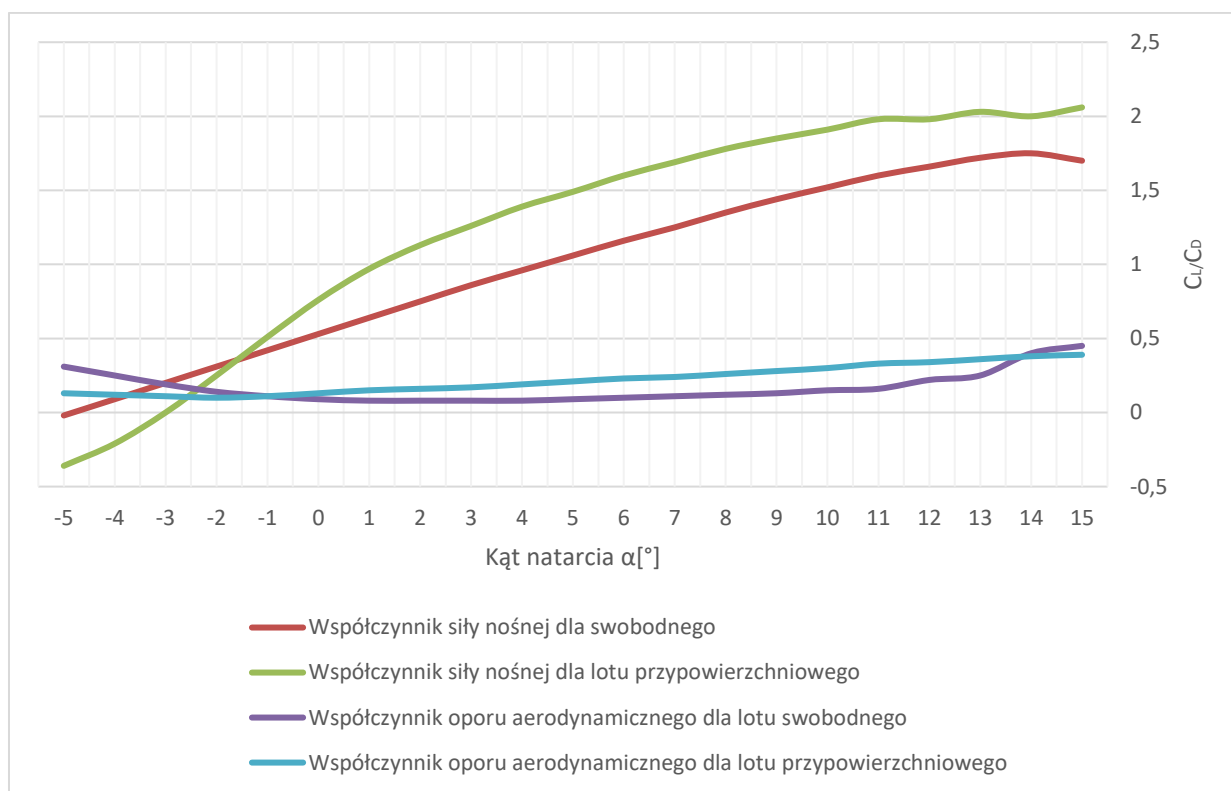
$$E = e + \frac{\vec{u} \cdot \vec{u}}{2} \quad 9$$

Równanie energii w formie całkowej (9) określa zmianę energii całkowitej w objętości kontrolnej w czasie. W zależności od: przepływu energii, przepływu ciepła oraz pracy wykonanej przez płyn.

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho E dV = -\oint_A \left[ \rho \vec{u} \left( E + \frac{p}{\rho} \right) - \frac{\vec{\tau}}{\tau} \cdot \vec{u} + \vec{q} \right] \cdot \vec{n} dA + \int_V \rho \vec{f} \cdot \vec{u} dV \quad 10$$

## Wyniki badań

W rezultacie powyższych badań podjęto decyzje o skupieniu całej uwagi na profilu NACA M8. Rysunek 9 ukazuje pełen przebieg charakterystyk tego profilu. Doskonale odzwierciedla on stały wzrost współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla lotu wykorzystującego efekt przypowierzchniowy. Również współczynnik siły oporu ulega zmniejszeniu czemu dodatkowo towarzyszy brak widocznego „przeciągnięcia” przy wysokich kątach natarcia czyli nagłego spadku siły nośnej i wzrostu siły oporu. Siła oporu wzrasta, czemu jednocześnie w przypadku efektu przypowierzchniowego nie towarzyszy spadek siły nośnej. Rysunek 4.16 ukazuje zmianę doskonałości aerodynamicznej profilu NACA M8, poprzez obniżenie siły oporu i zwiększenie siły nośnej. Wzrost doskonałości aerodynamicznej jest niemal czterokrotny. Profil NACA M8 został poddany dalszym badaniom przy pomocy oprogramowania Ansys Fluent pod kątem stosowania urządzeń zwiększających siłę nośną.



Rys. 9. Charakterystyka aerodynamiczna - NACA M8

Jako kolejny etap, podjęto badanie koncepcji układu napędowego jakim jest skierowanie spalin z turbinowego silnika odrzutowego pod skrzydło podczas działania efektu przypowierzchniowego. Warunki badania, tj. warunki brzegowe przyjęte w badaniach symulacyjnych takie jak ciśnienie, równania energii czy lepkości zaczerpnięto z poprzednich rozdziałów. Dla badanych przypadków wymogiem było założenie warunków na wylocie z dyszy turbinowego silnika odrzutowego. Przyjęto wartość masowego przepływu powietrza o wartości jaką można spotkać na wylocie z wewnętrznego kanału dwuprzepływowego silnika odrzutowego F-100-PW-229 zabudowanego m.in. w myśliwcu F-16. Do osiągnięcia wartości przepływu 66 [kg/s] warunki jakie należało zadać na wylocie wynosiły: 1,3 [atm] oraz temperatura 450 [K]. Symulacja została wykonana w przestrzeni dwuwymiarowej, dlatego wysokość dyszy wylotowej jest podobna do tej spotykanej we wcześniej wspomnianym myśliwcu - 600 [mm].

Założeniem głównym niniejszego badania było utrzymanie siły nośnej wytworzonej przez skrzydło dla lotu przypowierzchniowego. Założono brak dodatkowych urządzeń które mogłyby wspomagać wytwarzanie siły nośnej czy obniżenie oporu. Sterowaniu podlegała jedynie prędkość postępową profilu lotniczego, a badaniu podlegały cztery modele:

- lot swobodny,
- lot przypowierzchniowym,
- lot przypowierzchniowy ze strumieniem spalin pod skrzydłem,
- lot przypowierzchniowy ze strumieniem spalin nad skrzydłem.

Aby możliwe było zachowanie tej samej siły nośnej dla poszczególnych przypadków należało zmniejszać odpowiednio prędkość lotu. Prędkość wynosiła:

- lot swobodny - 0,4 liczby Macha, około 140 [m/s],
- lot przypowierzchniowym - 0,373 liczby Macha, około 130 [m/s],
- lot przypowierzchniowy ze strumieniem spalin pod skrzydłem, 0,3 liczby Macha, około 104 [m/s]
- lot przypowierzchniowy ze strumieniem spalin nad skrzydłem. 0,3 liczby Macha, około 104 [m/s]

Powyższe zabiegi pozwoliły na utrzymanie podobnej siły nośnej. W tabeli 4 przedstawiono wartości siły nośnej profilu NACA M8 uzyskanych podczas badań, a w tabeli 5 siły oporu aerodynamicznego. Opór powstały w badaniach symulacyjnych głównie pochodzi z oddziaływania strugi spalin z dyszy wylotowej silnika odrzutowego. Z badań wynika, że wbrew uzyskania mniejszej wartości siły nośnej w którym spaliny są skierowane nad skrzydło generuje mniejszą siłę oporu aerodynamicznego. Zgodnie z przewidywaniami dla każdego przypadku lotu przypowierzchniowego uzyskano wyższą wartość współczynnika siły nośnej niż dla lotu swobodnego. Współczynnik siły nośnej i współczynnik oporu aerodynamicznego pokazano w tabeli 6.

Równanie siły ciągu (11), pozwala wyznaczyć ciąg niezbędny do napędzenia samolotu.

$$K = \dot{m}_2 \cdot V_2 - \dot{m}_1 \cdot V_1 \quad (11)$$

gdzie:

$K$  – ciąg silnika,

$\dot{m}$  – strumień masy powietrza (2 – wylot; 1 – wlot).

Przyjęto, że 100 [%] siły ciągu turbinowego silnika odrzutowego symulowanego w badaniach jest potrzebne do napędzenia samolotu w warunkach lotu swobodnego. Stąd obliczyć można wartość ciągu dla poszczególnych prób. Ciąg obliczony dla poszczególnych prób przedstawiono w tabeli 7.

Tabela 4. Wartość siły nośnej dla badanych warunków lotu [31]

Typ lotu	Wartość siły nośnej [N]
Swobodny	51 482
Przypowierzchniowy	51 529
Przypowierzchniowy (skierowanie spalin nad profil)	39 261
Przypowierzchniowy (skierowanie spalin pod profil)	51 609

Tabela 5. Wartość siły oporu aerodynamicznego dla badanych warunków lotu [31]

Typ lotu	Wartość siły oporu [N]
Swobodny	1197
Przypowierzchniowy	313
Przypowierzchniowy (skierowanie spalin nad profil)	2513
Przypowierzchniowy (skierowanie spalin pod profil)	3518

Tabela 6. Współczynniki siły nośnej i siły oporu aerodynamicznego [31]

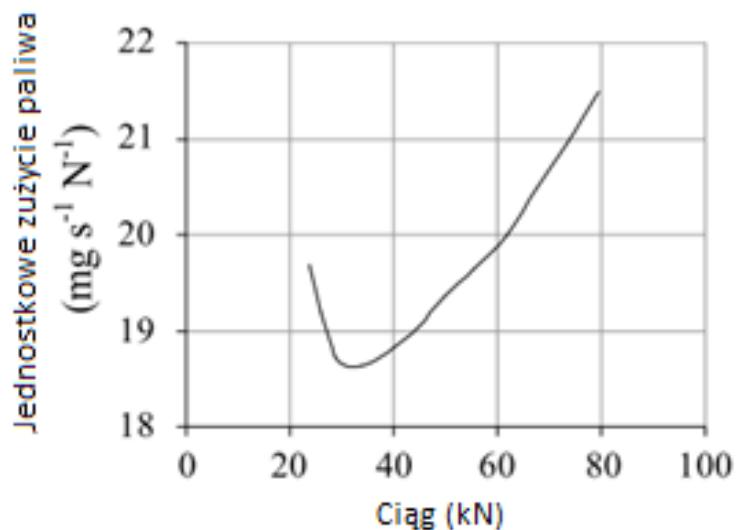
Typ lotu	Współczynnik	
	siły nośnej (CL)	oporu aerodynamicznego (CD)
Swobodny	2,27	0,0528
Przypowierzchniowy	5,26	0,0317
Przypowierzchniowy (skierowanie spalin nad profil)	6,08	0,389
Przypowierzchniowy (skierowanie spalin pod profil)	8,09	0,552



Tabela 7. Ciąg wymagany do utrzymania siły nośnej [31]

Typ lotu	Siła ciągu [kN]	Zakres ciągu [%]
Swobodny	80	100
Przypowierzchniowy	74,24	92,81
Przypowierzchniowy (skierowanie spalin pod profil)	59,86	74,82

Rysunek 10 przedstawia wykres jednostkowego zużycia paliwa w funkcji ciągu dla TSO spotykany w myśliwcu F-16. Odnosząc wykres do tabeli 7, jednostkowe zużycie paliwa wyniosłoby  $21,5 \text{ [mg} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{N}^{-1}]$  dla lotu swobodnego. Z kolei dla lotu przypowierzchniowego, jednostkowe zużycie paliwa konieczne do wytworzenia wymaganego ciągu wyniosłoby  $21 \text{ [mg} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{N}^{-1}]$ . W przypadku wspomaganego wytwarzania siły nośnej zużycie paliwa wyniosłoby  $20 \text{ [mg} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{N}^{-1}]$ . Jednocześnie stwierdzono, że lot przypowierzchniowy ma pozytywny wpływ na jednostkowe zużycie paliwa płatowca - prowadzi więc do zmniejszenia energochłonności tego środka transportu.



Rys. 10. Jednostkowe zużycie paliwa w funkcji ciągu silnika F-100-PW-229 [35]

Główne założenia badanego modelu ekranoplanu to możliwość lotu przy działaniu efektu przypowierzchniowego dla pełnego obciążenia samolotu, ale również lot swobodny np. podczas przemieszczenia się między akwenami. Model ten oparto (w celu uproszczenia) częściowo na wymiarach ukazanego we wcześniejszych rozdziałach ekranoplanu A-90 Orlyonok. Tak jak w przypadku A-90 miałyby być to hybryda. Jednak zakłada się, że w związku z rozwojem technologii płatowiec ten ma możliwość osiągnięcia lepszych parametrów.

Poniżej przedstawiono podstawowe wymiary ekranoplanów:

A-90:

- długość: 58,1 [m],
- rozpiętość: 31,5 [m],
- wysokość: 16,3 [m],
- powierzchnia nośna skrzydeł: 304 [m<sup>2</sup>].

Model koncepcyjny:

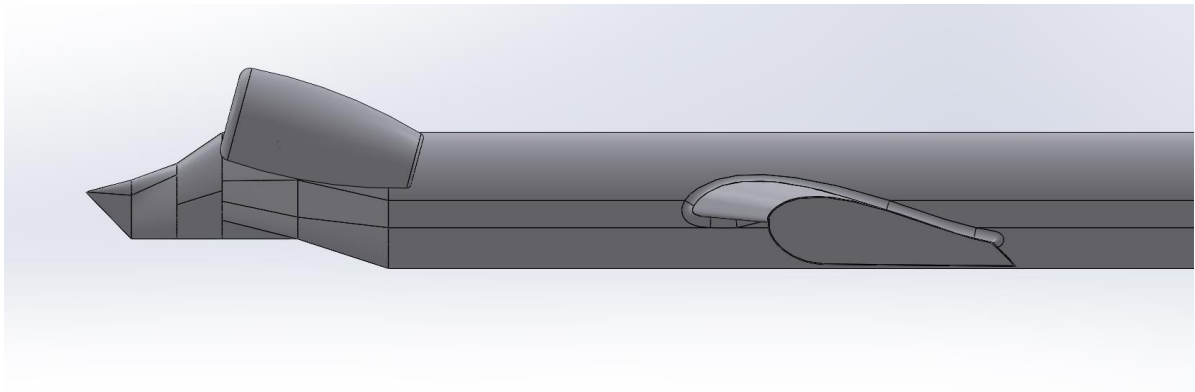
- długość: 54,7 [m],
- rozpiętość: 31 [m],
- wysokość: 10,3 [m],
- wysokość i szerokość kadłuba: 4,5 [m] i 9 [m],
- powierzchnia nośna skrzydeł: 180 [m<sup>2</sup>].

Na rysunku 11. przedstawiono model badanego ekranoplanu. Mniejsza powierzchnia nośna spowodowana jest odmiennym układem skrzydła – hybryda skrzydła prostego i skośnego w celu zmniejszenia oporu aerodynamicznego przy dużych prędkościach. Jednocześnie zakłada się możliwość wykorzystania kadłuba jako powierzchni nośnej lub jako poduszkowca przy pomocy skierowanych pod kadłub spalin z TSO z zastosowaniem kłapy blokującej wypływ powietrza za kadłubem. Kadłub płatowca ma być wyjątkowo szeroki jak na samolot. Porównując płatowiec do Airbusa A380, którego kadłub w najszerszym miejscu ma średnicę 7,15 [m] – w koncepcyjnym modelu ma to być 9 [m]. Stabilność w locie ma zapewnić wysoki statecznik w kształcie litery „T” oraz płyty na końcach skrzydeł.

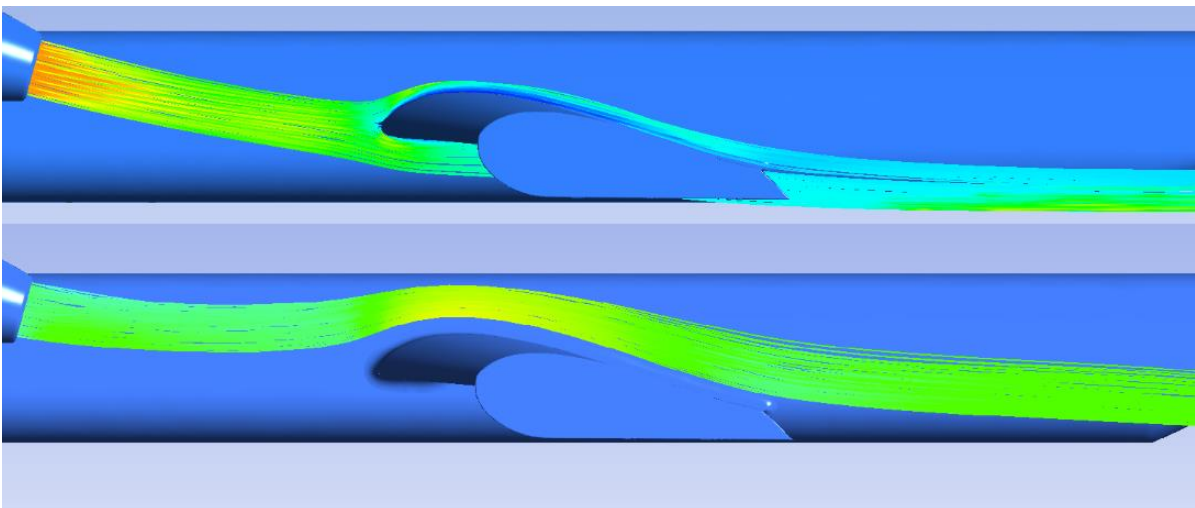


Rys. 11. Konceptyjny model ekranoplanu

Rysunek 12. model płatowca wraz z gondolą silnika (wymiary silnika Trent 1000) zabudowanego blisko dziobu płatowca pod kątem 15 [°] w dół, w kierunku krawędzi natarcia płata. Takie umiejscowienie silnika pozwala na skierowanie spalin pod skrzydło dla niskich prędkości postępowych, jednocześnie umożliwiając przepływa spalin TSO nad skrzydłem w przypadku wyższych prędkości. Takie zastosowanie silników widać na następnym rysunku 13. gdzie zobrazowano przepływ spalin. W górnej części rysunku dla prędkości 0,09 Macha, co wynosi w przybliżeniu 30 [m/s]. Dolna część rysunku przedstawia przepływ spalin dla wyższych prędkości 0,41 Macha, około 140 [m/s]. Inne warunki przyjęte dla symulacji to strumień masy spalin na wylocie z silnika 300 [kg/s]. Pozostałe warunki przyjęte dla badań symulacyjnych zostały przyjęte na podstawie warunków z poprzednich rozdziałów.



Rys. 12. Umiejscowienia silnika przed skrzydłem ekranoplanu



Rys. 13. Rozkład strugi gazów wylotowych TSO dla prędkości 30 oraz 140 [m/s]

Tabela 8 oraz Tabela 9 to zestawienie wyników badań ekranoplanu w warunkach lotu

przypowierzchniowego dla dwóch prędkości: 30 i 140 [m/s]. W tabelach porównano przypadki lotu bez oraz z wspomaganie wytwarzania siły nośnej przez turbinowy silnik odrzutowy. W przypadku lotu swobodnego dzięki działaniu wspomaganie siłę nośną udało się zwiększyć o niemalże 30 [%]. Zgodnie z oczekiwaniami takie użycie TSO będzie miało pozytywny wpływ na wytwarzaną siłę nośną nawet w przypadku tradycyjnego skrzydła. Co ciekawe mimo wzrostu prędkości i siły nośnej dla przypadków z tabeli 9 uzyskano spadek siły oporu aerodynamicznego – jest to spowodowane odmiennym przepływem gazów wylotowych TSO co widać na rysunku 10. Taki przepływ odpowiada za wzrost siły oporu – pomiar siły jest realizowany na powierzchni płatowca.

W przypadku wyników z tabeli 9 interesującym jest brak wzrostu siły nośnej, widoczny jest tylko wzrost siły oporu aerodynamicznego. Spaliny które wylatują z silnika są kierowane nad skrzydło, z powodu dużego naporu powietrza i w tym przypadku nie powodują zmian natury przepływu. W przypadku dużych prędkości przelotowych struga spalin będzie podążała w stałym. Prowadzi to do wniosku, że zastosowanie odpowiedniego kąta pochylenia silnika czy też jego gondoli może wyeliminować potrzebę stosowania mechanizacji kąta pochylenia tych elementów.

Tabela 8. Wyniki pomiarów siły nośnej  
dla lotu przypowierzchniowego – skrzydło tradycyjne

Lot przypowierzchniowy (prędkość [m/s])	Siła oporu aerodynamicznego[kN]	Siła nośna [kN]
Skrzydło tradycyjne (30)	148,51	67,08
Skrzydło tradycyjne wspomagane TSO (30)	146,83	85,89
	Różnica [%]	0,28

Tabela 9. Wyniki pomiarów siły nośnej  
dla lotu przypowierzchniowego – skrzydło tradycyjne

Lot przypowierzchniowy (prędkość [m/s])	Siła oporu aerodynamicznego[kN]	Siła nośna [kN]
Skrzydło tradycyjne (140)	43,68	1325,14
Skrzydło tradycyjne wspomagane TSO (140)	45,74	1325,74
	Różnica [%]	0,00045

Tabela 10 oraz tabela 11 ukazują wyniki badań symulacyjnych dla lotu przypowierzchniowego z zastosowaniem wingletów. W tabelach ujęto różnice między lotem z i bez wspomaganie wytwarzania siły ciągu oraz porównanie w stosunku do wyników z tabel 8 oraz 9. Skrzydło z wingletami dla prędkości przelotowych równych 30 [m/s] wytwarza około 23 [%] więcej siły nośnej dla przypadku braku wspomaganie wytwarzania siły nośnej i około 20 [%] dla lotu ze wspomaganie. Różnica w wytwarzanej sile nośnej między przypadkami z Tabeli 10 wynosi około 25 [%]. Minimalnie została zwiększona siła oporu aerodynamicznego, co może być spowodowane zwiększeniem powierzchni czołowej przez zastosowanie wingletów. Jednocześnie należy zwrócić uwagę na fakt, iż wzrost ten jest na tyle nieistotny że może zostać pominięty w trakcie budowy płatowca.

W przypadku wyników z tabeli 11 doszło do minimalnego spadku siły oporu dynamicznego – w tym przypadku o wiele większy udział w tworzeniu tej siły ma opór indukowany. Winglety są stosowane głównie po to, aby ograniczyć opór indukowany co w tym przypadku poskutkowało minimalną różnicą na korzyść ich zastosowania. Jednocześnie z tego samego powodu nie dochodzi do utraty ciśnienia pod skrzydłem co doprowadziło do wzrostu wytwarzanej siły nośnej o 4,6[%] w stosunku do niezauważalnego wzrostu 0,045[%] w przypadku skrzydła tradycyjnego. Również dla wyników badań z tabeli 11 ważnym aspektem jest wzrost siły nośnej w stosunku do tradycyjnych skrzydeł dla tych samych parametrów lotu. Głównym wnioskiem tych badań jest stwierdzenie słuszności stosowania mechanizmów wspomagających wytwarzanie siły nośnej takich jak kierownice spalin pod dolną powierzchnie płata, ale również stosowanie elementów takich jak winglety, które ograniczają niechciane zjawiska fizyczne na powierzchniach skrzydeł.

Tabela 10. Wyniki pomiarów siły nośnej  
dla lotu przypowierzchniowego – skrzydło z wingletami

Lot przypowierzchniowy (prędkość [m/s])	Siła oporu aerodynamicznego[kN]	Siła nośna [kN]	Wzrost [%] względem tradycyjnego skrzydła
Skrzydło z wingletami (30)	150,02	82,78	23
Skrzydło z wingletami wspomagane TSO (30)	148,92	103,34	20
	Różnica [%]	25	

Tabela 11. Wyniki pomiarów siły nośnej  
dla lotu przypowierzchniowego – skrzydło z wingletami

Lot przypowierzchniowy (prędkość [m/s])	Siła oporu aerodynamicznego [kN]	Siła nośna [kN]	Wzrost [%] względem tradycyjnego skrzydła
Skrzydło z wingletami (140)	43,19	1663,00	25
Skrzydło z wingletami wspomagane TSO (140)	46,43	1739,96	31
	Różnica [%]	4,6	

Tabele 12 oraz 13 to porównanie badań lotu przypowierzchniowego z badaniami lotu swobodnego dla konstrukcji skrzydła z wingletami. W tabelach tych ujęto porównanie mające na celu ukazać jak duży spadek siły nośnej zachodzi na skrzydle podczas lotu swobodnego w stosunku do lotu przypowierzchniowego. Dla niskiej prędkości przelotowej może dojść aż do 90 procentowego spadku wytwarzanej siły nośnej spowodowanego niestabilnym przepływem powietrza wokół płata. W przypadku lotu z dużą prędkością przelotową charakterystyki płata ulegają poprawie, co nadal prowadzi do 35-45 procentowego spadku wytwarzanej siły nośnej. Badanie to potwierdziło jedynie słuszność próby zaprojektowania ekranoplanu jako płatowca bezpiecznego i ekonomicznego.

Tabela 12. Wyniki pomiarów siły nośnej  
dla lotu swobodnego – skrzydło z wingletami

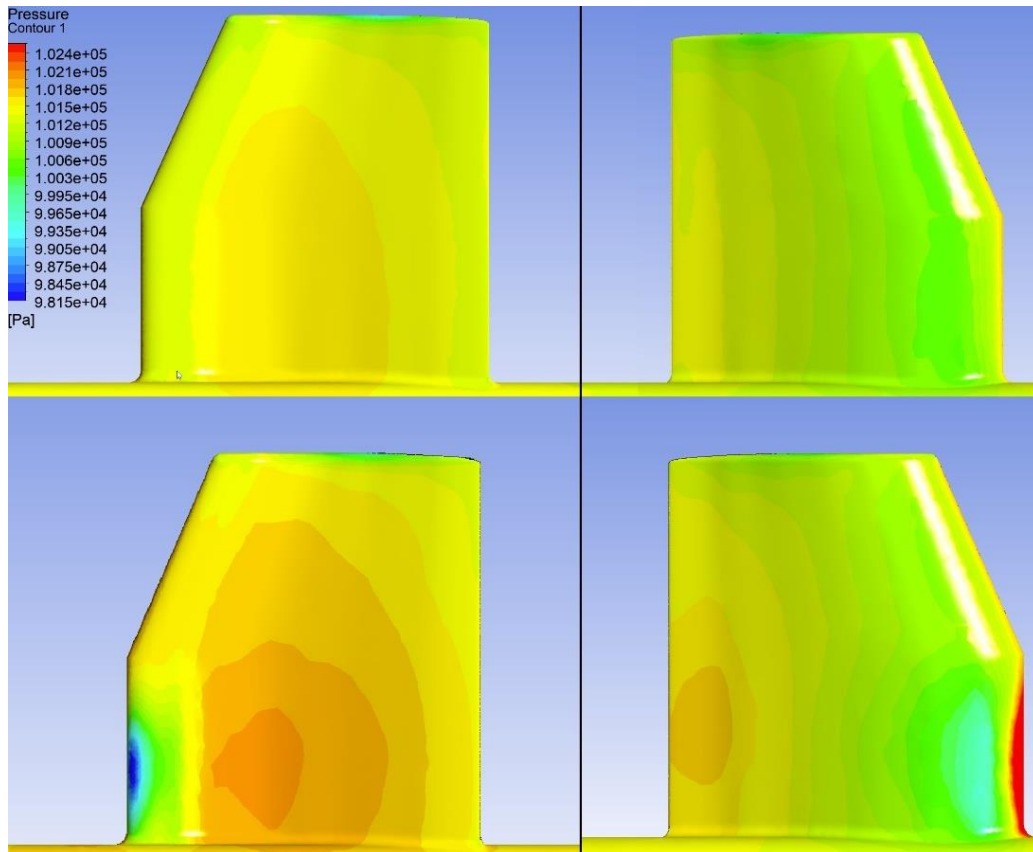
Lot swobodny (prędkość [m/s])	Siła oporu aerodynamicznego [kN]	Siła nośna [kN]	Spadek siły nośnej w stosunku do lotu przypowierzchniowego [%]
Skrzydło z wingletami (30)	149,96	75,26	90
Skrzydło z wingletami wspomagane TSO (30)	149,01	90,15	85

Tabela 13. Wyniki pomiarów siły nośnej  
dla lotu swobodnego – skrzydło z wingletami

Lot swobodny (prędkość [m/s])	Siła oporu aerodynamicznego [kN]	Siła nośna [kN]	Spadek siły nośnej w stosunku do lotu przypowierzchniowego [%]
Skrzydło z wingletami (140)	30,27	1064,77	44
Skrzydło z wingletami wspomagane TSO (140)	34,16	1064,56	37

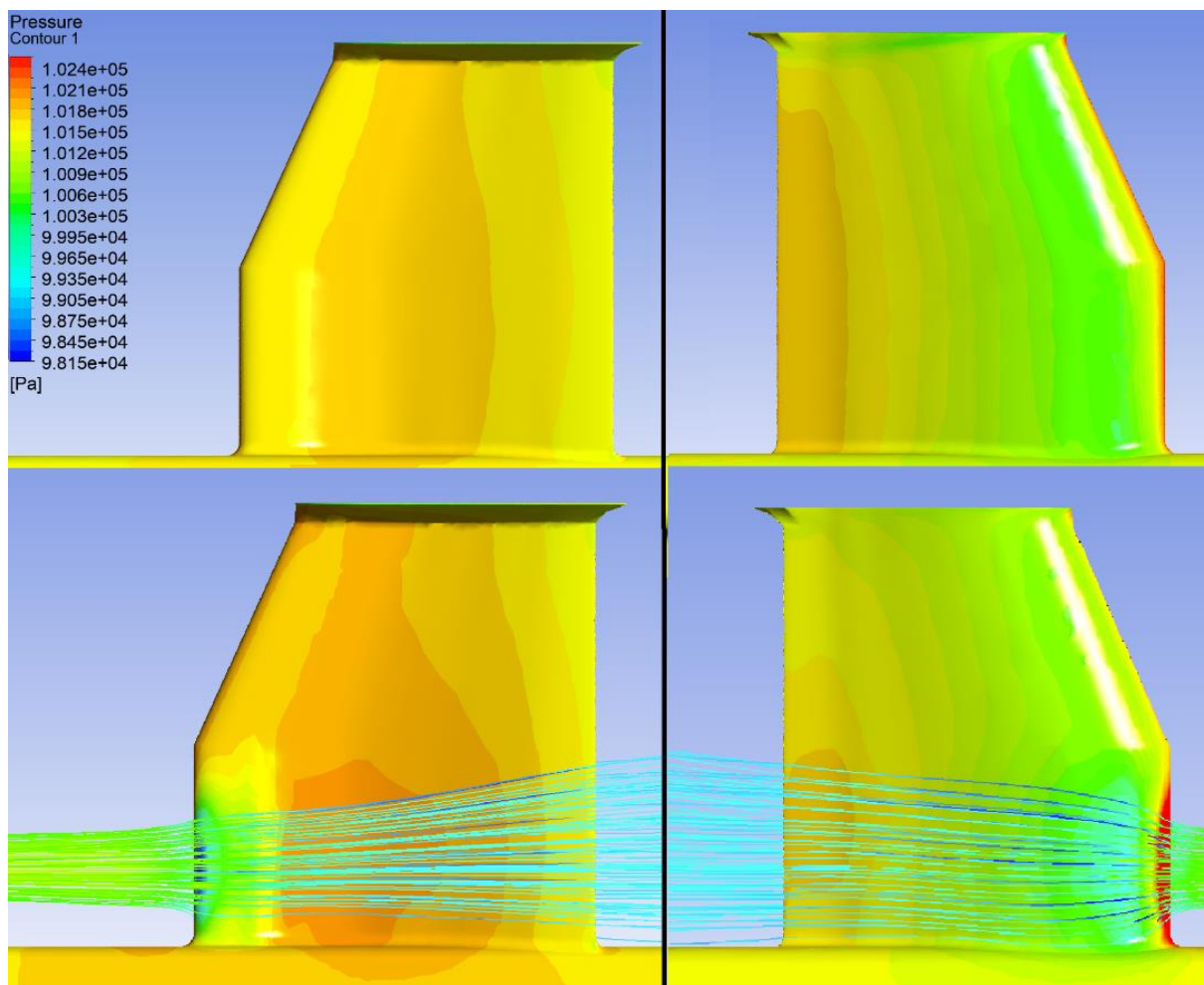
Rysunek 11. przedstawia rozkład ciśnień dla tradycyjnego skrzydła dla niskich prędkości przelotowych (30 [m/s]). W dolnej części rynku można zauważyć znaczny wzrost ciśnienia pod centralną częścią skrzydła, biegnący od dołu czyli kadłuba, aż do końca skrzydła – spowodowane skierowaniem spalin z TSO pod skrzydło. Jednocześnie widoczny jest obszar niskiego ciśnienia spowodowany przyspieszeniem strugi powietrza na dolnej części krawędzi spływu oraz jej wyhamowaniem na górnej (prawa strona rysunku).





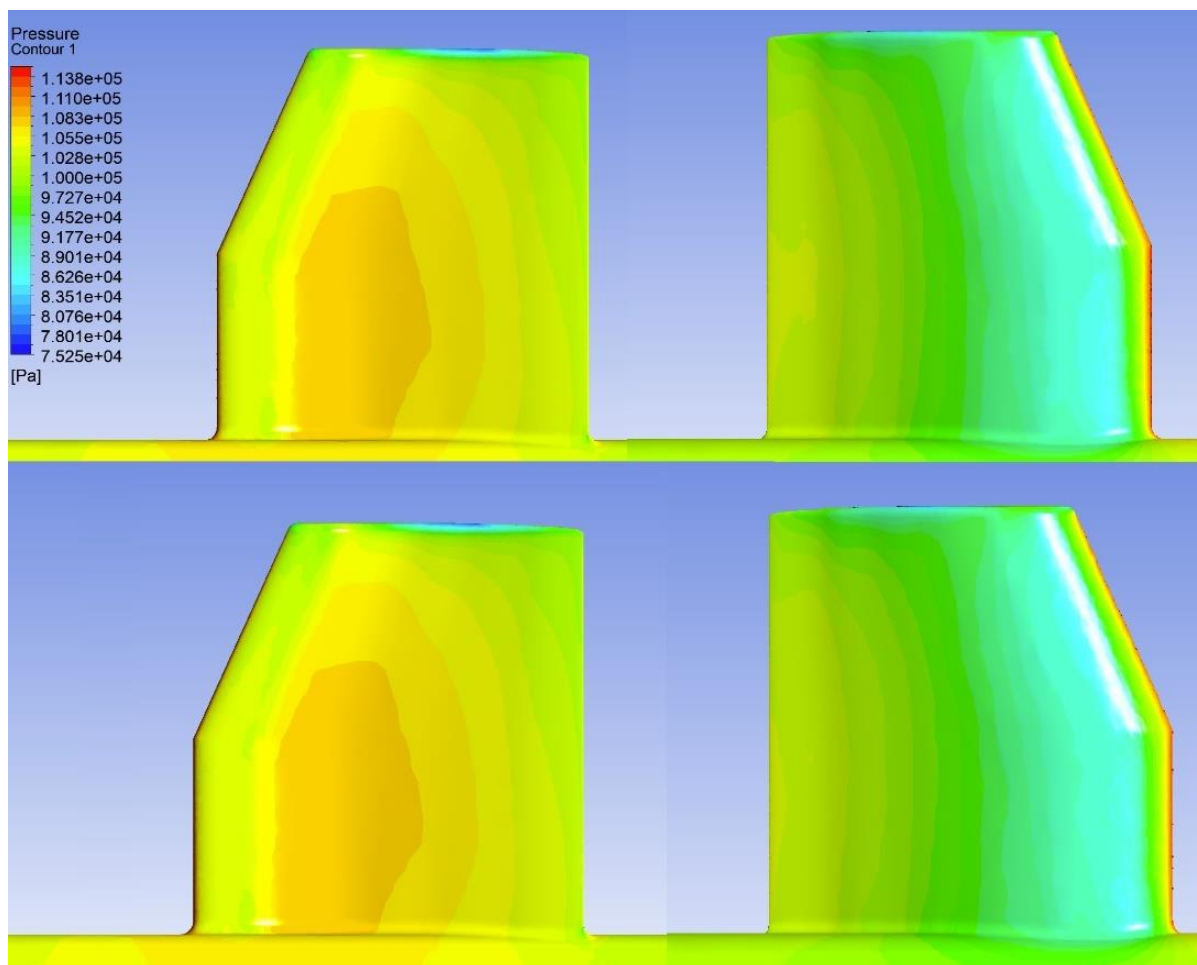
Rys. 14. Porównanie rozkładu ciśnienia pod i nad skrzydłem dla lotu przypowierzchniowego (30 [m/s]): bez spalin z TSO – górna część rysunku; wylot TSO skierowany pod skrzydło - dolna część rysunku

Rysunek 15. przedstawia rozkład ciśnienia dla takich samych warunków jak w powyższym przypadku umieszczonym na rysunku 14. W rysunku 15. przedstawiono wyniki badań dla skrzydła zakończonego wingletami. Porównując rozkłady ciśnień skrzydła bez wingletów z tymi poniżej można od razu zauważyć różnice w postaci braku obszarów niskiego ciśnienia na końcówkach skrzydeł. To właśnie działanie wingletów pozwala na znaczny wzrost siły nośnej w przypadku lotu przypowierzchniowego. W przypadku zastosowania skierowania spalin TSO można (dolna część rysunku, z widocznym rozkładem linii przepływu spalin z TSO) zauważyć wyraźny wzrost ciśnienia pod skrzydłem oraz spadek nad nim – wbrew pozorom również spadek ciśnienia nad skrzydłem jest ważnym aspektem wytwarzania siły nośnej. Im wyższy spadek ciśnienia na górnej powierzchni skrzydła i im wyższy wzrost ciśnienia na dolnej powierzchni tym większa różnica ciśnień a więc i większa siła nośna.



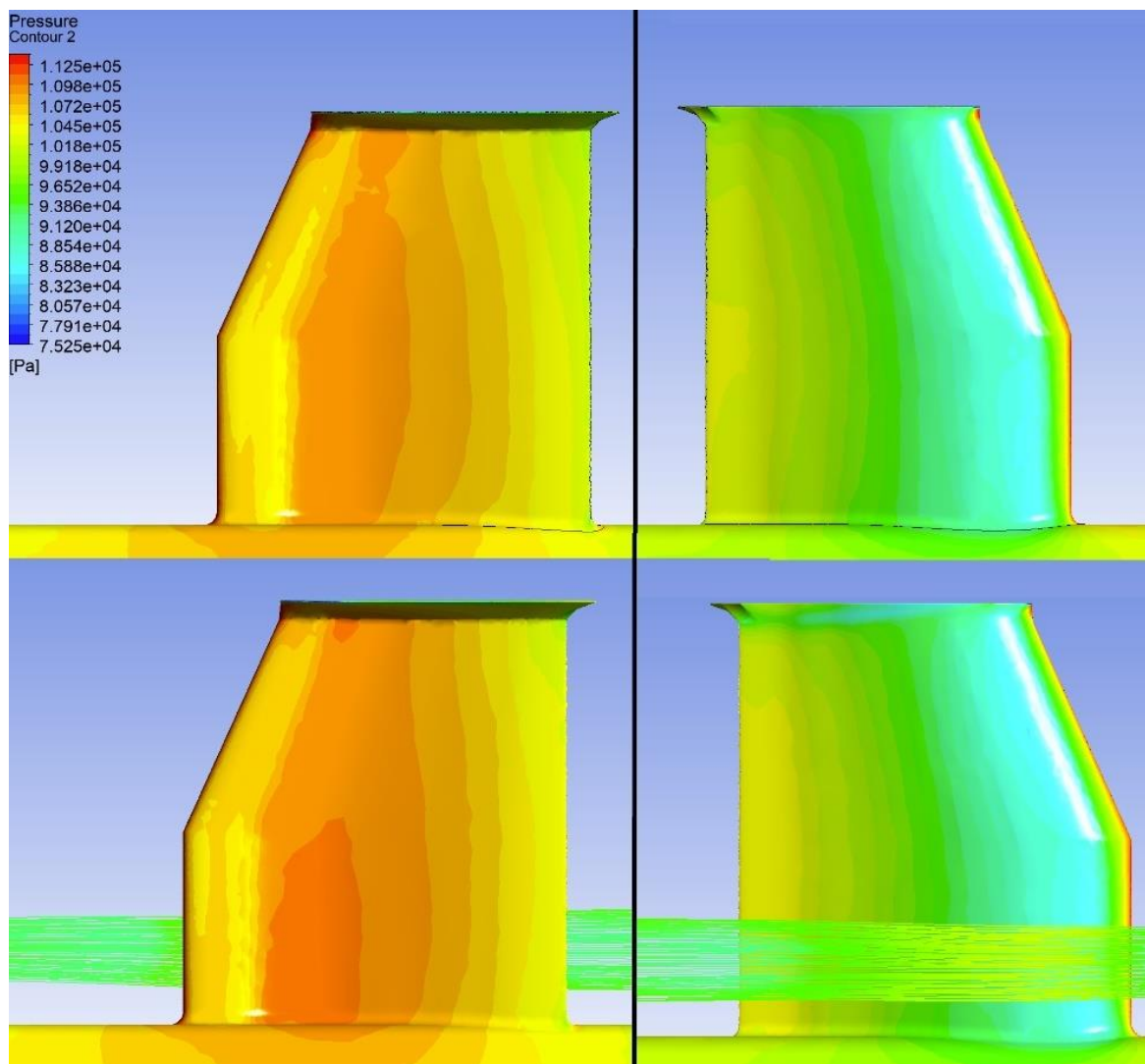
Rys. 15. Porównanie rozkładu ciśnienia pod i nad skrzydłem dla lotu przypowierzchniowego z wingletami (30 [m/s]): bez spalin z TSO – góra część rysunku; wylot TSO skierowany pod skrzydło - dolna część rysunku

Rysunek 16. przedstawia rozkład ciśnienia dla lotu z dużą prędkością, tj. 140 [m/s]. Dla dolnej części można zauważyć niewielki rozrost strefy najwyższego ciśnienia. Jednak w stosunku do poprzednich rysunków z tego rozdziału można wyróżnić duży obszar niskiego ciśnienia na górnej powierzchni płata, ale też o wiele większy obszar bardzo niskiego ciśnienia na końcu skrzydeł (ciemnoniebieski kolor). Jest on spowodowany wirami powietrza wytwarzanymi przez zjawisko tworzenia się oporu indukowanego.



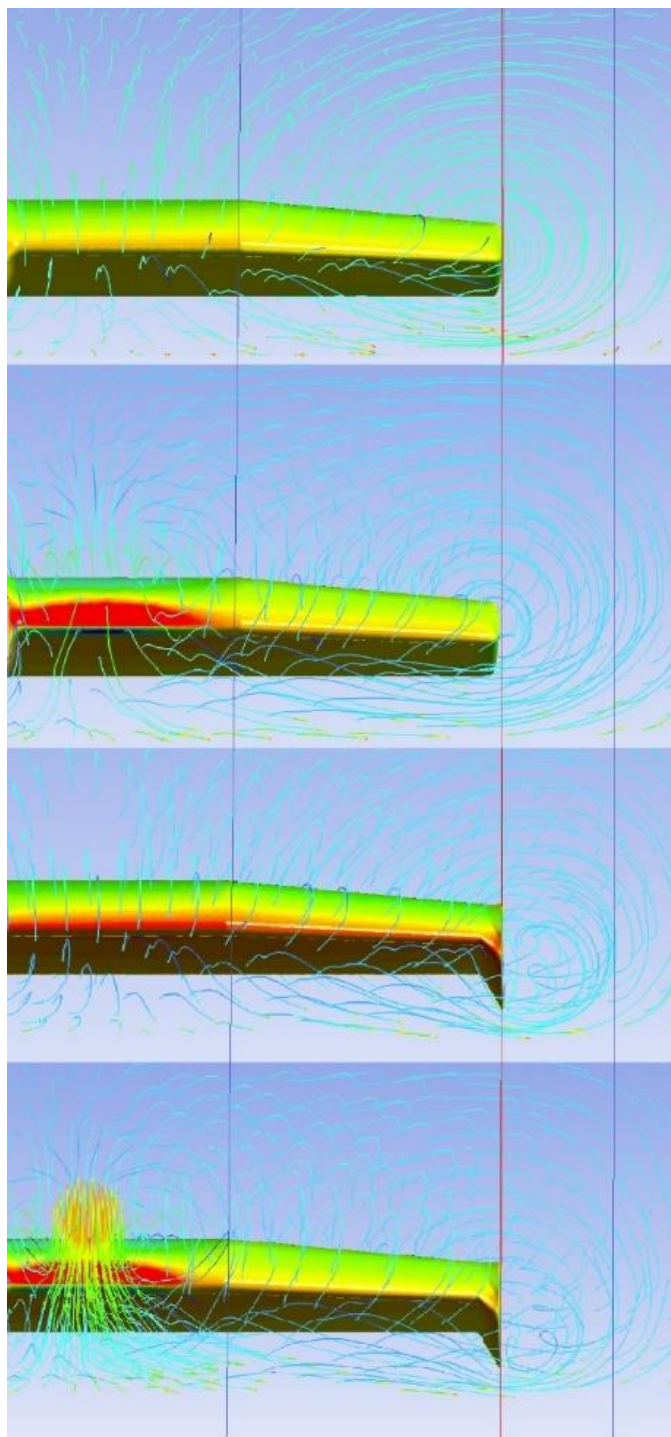
Rys. 16. Porównanie rozkładu ciśnienia pod i nad skrzydłem dla lotu przypowierzchniowego (140 [m/s]): bez spalin z TSO – górna część rysunku; wylot TSO skierowany pod skrzydło - dolna część rysunku

Rysunek 17. przedstawia rozkład ciśnienia dla skrzydła z zastosowaniem wingletów przy prędkości przelotowej 140 [m/s]. Dzięki wingletom, tak jak w poprzednim przypadku, można zauważyć brak obszaru niskiego ciśnienia na końcu skrzydeł. Za to obszary wysokiego ciśnienia pod skrzydłem i niskiego nad skrzydłem biegną od kadłuba po sam koniec skrzydła co ma przełożenie na wysokość wytworzonej siły nośnej. Na dolnej części rysunku można zauważyć rozkład strugi spalin biegnący od wylotu silnika. Z powodu strugi powietrza napływającej z dużą siłą na silnik i skrzydło, strumień spalin zostaje zepchnięty nad skrzydło, gdzie przyspiesza przepływającą strugę powietrza, co przez zwiększenie różnicy między obszarami niskiego i wysokiego ciśnienia może powodować również wzrost siły nośnej wytwarzanej przez skrzydło.

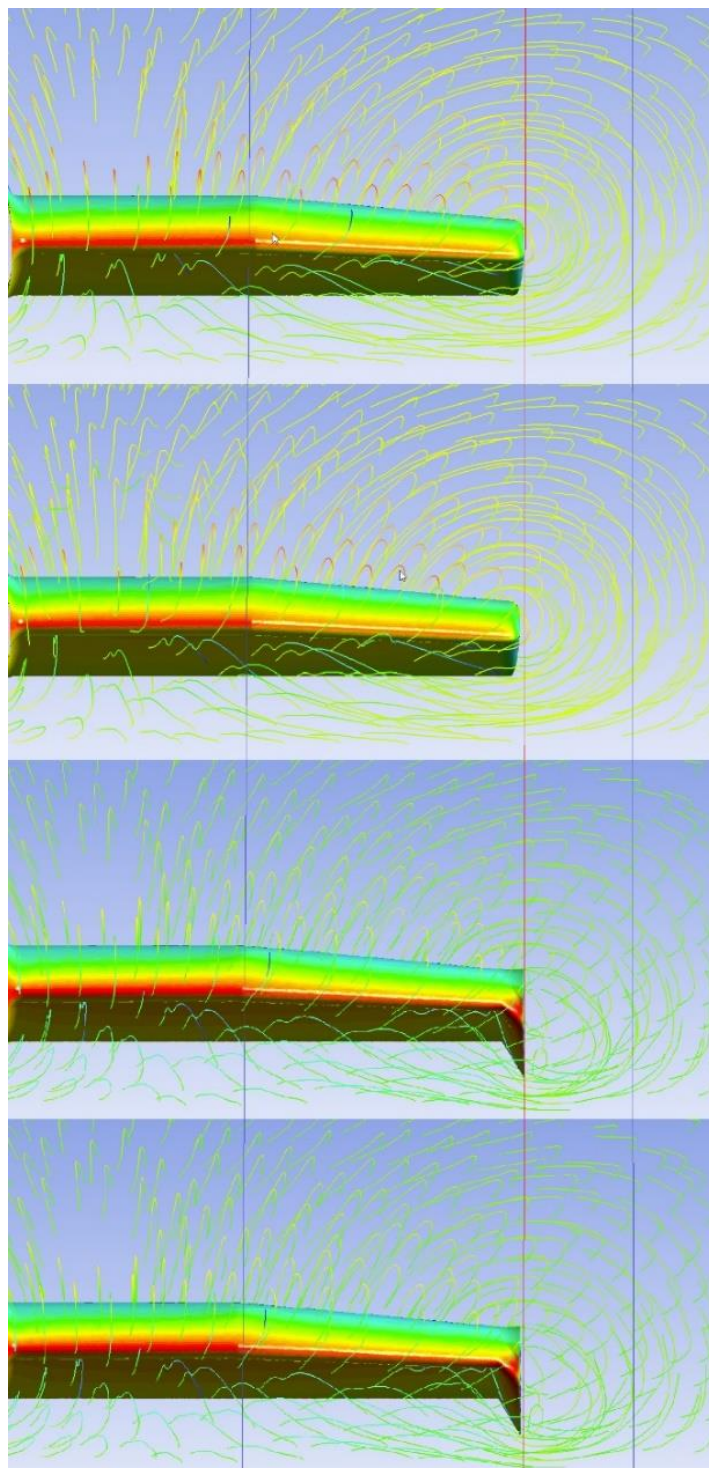


Rys. 17. Porównanie rozkładu ciśnienia pod i nad skrzydłem dla lotu przypowierzchniowego z wingletami (140 [m/s]): bez spalin z TSO – góra część rysunku; wylot TSO skierowany pod skrzydło - dolna część rysunku

Rysunek 18. i rysunek 19. przedstawiają rozkład linii przebiegu strug powietrza wokół skrzydła. W przypadku użycia wingletów można zauważyć, że linie biegnące od dolnej powierzchni płata w kierunku górnej, zgodnie z przewidywaniami, zostają odsunięte od końca skrzydła (linie przebiegu nie „skręcają” wprost na górną powierzchnie płata) a ich intensywność zostaje zmniejszona. Prowadzi to do zwiększenia efektywnej rozpiętości skrzydła, zmniejszenia siły oporu indukowanego oraz wzrostu wytwarzanej siły nośnej.



Rys. 18. Rozkład wirów powietrza  
dla badanych przypadków przy  $V = 30$  [m/s], od góry:  
A) Lot przypowierzchniowy  
B) Lot przypowierzchniowy wspomagany przez spaliny z TSO  
C) Lot przypowierzchniowy z wingletami  
D) Lot przypowierzchniowy z wingletami wspomagany przez spaliny z TSO



Rys. 19. Rozkład wirów powietrza  
dla badanych przypadków przy  $V = 30$  [m/s], od góry::  
A) Lot przypowierzchniowy  
B) Lot przypowierzchniowy wspomagany przez spaliny z TSO  
C) Lot przypowierzchniowy z wingletami  
D) Lot przypowierzchniowy z wingletami wspomagany przez spaliny z TSO

## LITERATURA

- [1] DataBank | The World Bank [Online]. Available: <https://data.worldbank.org/indicator/IS.AIR.GOOD.MT.K1>; <https://data.worldbank.org/indicator/IS.AIR.PSGR> [Data uzyskania dostępu: 14 sierpień 2023].
- [2] SOFREP Military culture, foreign policy & Defence News [Online] <https://sofrep.com/fightersweep/watch-the-incredible-difference-between-harriers-and-f-35bs-as-they-conduct-vertical-landings-on-carriers/> [Data uzyskania dostępu: 15 sierpień 2023].
- [3] A. Ablamowicz, W. Nowakowski, *Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1980.
- [4] L. Yun, A. Bliault, J. Doo, *WIG Craft and Ekranoplan*, Springer Science, New York 2010.
- [5] K.V. Rozhdestvensky, *Aerodynamics of lifting system in extreme ground effect*, Springer-Verlag, Berlin 2000.
- [6] N. Moore, A. Wilson, J. Peters, An investigation into wing in ground effect airfoil geometry, *RTO SCI Symposium on Challenges in Dynamics, System Identification, Control and Handling Qualities for Land, Air, Sea and Space Vehicles*, 2002.
- [7] *Wikipedia, wolna encyklopedia* [Online]. [Data uzyskania dostępu: 14 lipiec 2017].
- [8] L. Bennet, A. Frank, T. McLoughlin, R. Moreton, S. Randell, S. Wong, Wing in ground effect (WIG) aircraft aerodynamics, *School of Mechanical Engineering, Mech. Eng. 3016 Aeronautical Engineering I*, 2007.
- [9] Old Machine Press New memories of old machines [Online]. Available: <https://oldmachinepress.com/2019/11/05/alexeyev-km-ekranoplan-caspian-sea-monster/> [Data uzyskania dostępu: [Data uzyskania dostępu: 14 sierpień 2023].
- [10] *FORWARDER magazine*, [Online]. Available: <https://forwardermagazine.com/air-one-aviation-extends-747-freighter-focus-as-rom-cargo-signs-exclusive-global-sales-agreement/> [Data uzyskania dostępu: 14 sierpień 2023].
- [11] Aerospace Technology | Aircraft News & Views Updated Daily [Online]. Available: [https://www.aerospace-technology.com/projects/airbus\\_a380/](https://www.aerospace-technology.com/projects/airbus_a380/). [Data uzyskania dostępu: 14 sierpień 2023].
- [12] *Disciples of Flight*, [Online]. Available: <https://disciplesofflight.com/a-90-orlyonok-ekranoplan/>. [Data uzyskania dostępu: 11 sierpień 2023].
- [13] *Turkstra.com, Modular Construction* [Online]. Available: <http://www.turkstra.com/wig-types/>. [Data uzyskania dostępu: 10 lipiec 2017]
- [14] *SlashGear* [Online]. Available: <https://www.slashgear.com/1209594/the-caspian-sea-monster-a-monumental-soviet-aircraft-that-defied-convention/> [Data uzyskania dostępu: 14 sierpień 2023].
- [15] *Daily Mail Online*, 17 kwiecień 2015 [Online]. Available: <http://www.dailymail.co.uk/sciencetech/article-3043298/Is-hovercraft-plane-No-s-Chinese-CYG-11craft-fly-float-cushion-air-sea.html>. [Data uzyskania dostępu: 8 lipiec 2017].
- [16] *LiveJournal* [Online]. Available: <https://igor113.livejournal.com/51213.html>. [Data uzyskania dostępu: 10 Sierpień 2023]
- [17] *AviationHumor* [Online] <https://aviationhumor.net/the-last-flight-of-the-soviet-beach-assault-ekranoplan-a-90-orlyonok/> [Data uzyskania dostępu: 11 sierpień 2023]
- [18] *DISC AIRCRAFT OF THE THIR REISCH (1922-1945) and BEYOND* [Online]. Available: <http://discaircraft.greyfalcon.us/LIPPISCHE%20AERODYNE%20RESEARCH.htm>. [Data uzyskania dostępu: 8 lipiec 2017].
- [19] *FUNDABLE* [Online] <https://www.fundable.com/flarecraft> [Data uzyskania dostępu: 13 sierpień 2023]
- [20] *AIRLINERS.net Aviation Photography, Discussion Forums & News* [Online]. Available: <https://www.airliners.net/photo/Untitled/Alekseyev-Volga-2/4345437> [Data uzyskania dostępu: 2 Sierpień 2023].
- [21] D.N. Sinitsin, Basic summary of establishment of domestic ekranoplans and some reliability problems influencing the establishment of future passenger/cargo transport ekranoplan, *Proceedings of first international conference on ekranoplan*, 1993.
- [22] *Aydren (Aydren) / DeviantART* [Online]. Available: <http://aydren.deviantart.com/art/Ekranoplan-A-90-Orlyonok-September-28-1993-year-539367314>. [Data uzyskania dostępu: 16 lipiec 2017].
- [23] *GlobalSecurity.org Reliable Security Information* [Online]. Available: <http://www.globalsecurity.org/military/world/russia/ekranoplan.htm>. [Data uzyskania dostępu: 16 lipiec 2017].
- [24] *VilingStore* [Online]. Available: <https://vilingstore.net/EKRANOPLAN-ubiyca-SSSR-i57698>. [Data uzyskania dostępu: 17 lipiec 2017].

- [25] A. Belyaev, A. *Savine Home Site* [Online]. Available: <http://ram-home.com/ram-old/sm-1alekseev.html>. [Data uzyskania dostępu: 3 Marca 2023].
- [26] *Redstar* [Online]. Available: [http://www.redstar.gr/Foto\\_red/Eng/Ekranoplan/Sm\\_8.html](http://www.redstar.gr/Foto_red/Eng/Ekranoplan/Sm_8.html). [Data uzyskania dostępu: 19 lipiec 2017].
- [27] *Tandem W.I.G Craft Consulting* [Online]. Available: <http://www.botec.org/wordpress/beispiel-seite-2/achtsitzer-tab-3/>. [Data uzyskania dostępu: 19 lipiec 2017].
- [28] *Autokult.pl informacje, komentarze, opinie* [Online]. Available: <http://autokult.pl/6676,efekt-coandy-w-sluzbie-formuly-1>. [Data uzyskania dostępu: 15 Grudzień 2022].
- [29] W.B. de Wolf, *Aerodynamic investigation on wing in ground effect*, National Aerospace Laboratory NLR, 2002.
- [30] A. Rojewski, *Ekranoplan – wstęp do projektu płatowca*, Politechnika Poznańska, Poznań 2016.
- [31] A. Rojewski, J. Bartoszewicz, Usage of wing in ground effect to maintain lift force with reduced fuel consumption of aircraft, *Combustion Engines*, nr 169(2), 2017.
- [32] C.P.T. Groth, AER1310: *Turbulence Modelling*, University of Toronto, Toronto 2017.
- [33] *Airfoil Tools* [Online]. Available: [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Data uzyskania dostępu: 17 lipiec 2017].
- [34] *LeRoy Cook*, [Online]. Available: <https://www.kitplanes.com/twelve-months-to-takeoff/>. [Data uzyskania dostępu: 15 Maj 2022].
- [35] A.S. Lee, R. Singh i S.D. Probert, Modeling of the performance of a F-100 -PW229 equivalent engine under sea-level static condition, *45th AIAA/ASME /SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009.
- [36] A. Rojewski, J. Bartoszewicz, *Zjawisko efektu przypowierzchniowego w lotnictwie*, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 2018



## 5. Synteza osiągniętych rezultatów prac i możliwości ich wykorzystania

### Wnioski ogólne

Rozwiązanie problemu podjętego podczas realizacji pracy nad cyklem publikacji pozwoliło potwierdzić tezę postawioną przy rozpoczęciu badań i realizacji celu czyli wskazanie, że skierowanie gazów wylotowych turbinowego silnika odrzutowego pod skrzydło samolotu typu ekranoplan pozwala w znaczący sposób podnieść siłę nośną płatowca w trakcie nabierania prędkości startowej, w celu skrócenia drogi startowej i zmniejszenia energochłonności płatowca.

Przez analizę konstrukcji budowanych w przeszłości ekranoplanów oraz współczesnych rozwiązań możliwe okazało się stworzenie koncepcji płatowca o podwyższonych właściwościach generowania siły nośnej. Wnioski wyciągnięte podczas realizacji pracy pozwalają stwierdzić, że lot przypowierzchniowy wpływa pozytywnie na bezpieczeństwo lotu. Zwiększenie bezpieczeństwa można rozumieć dwojako: jako zwiększenie bezpieczeństwa ludzi podróżujących w ekranoplanie, ale również przez zmniejszenie ruchu na lotniskach i w przestrzeni powietrznej.

Ekranoplan to uniwersalny środek transportu, który w przeciwieństwie do tradycyjnych samolotów nie wymaga stosowania pasów startowych a więc pozwala na dotarcie czy też użytkowanie w obszarach niedostępnych dla innych środków transportu. Ekranoplan może zostać użyty również w miejscach katastrof czy w obszarach dotkniętych skutkami klęsk żywiołowych, a nawet na środku morza. W zastosowaniu morskim pozwoliłyby na ograniczenie korzystania ze śmigłowców ratunkowych i pozwalałyby na wyciąganie ludzi bezpośrednio z wody na pokład, unikając tym samym korzystania z uprzęży ratowniczych. Obecnie samoloty są najbezpieczniejszym środkiem transportu, ale w przypadku awarii dochodzi do katastrof, które przynoszą wiele ofiar śmiertelnych. Ekranoplany jako płatowce latające na niskich wysokościach można w razie awarii zatrzymać praktycznie w każdej chwili na powierzchni, np. morza. Z kolei właśnie niska wysokość lotu może okazać się odpowiednia dla ludzi bojących się latać tradycyjnymi samolotami. Może to doprowadzić do zwiększenia dostępności szybkiego transportu na całym świecie.

Ekranoplan jest więc kompromisem między transportem lotniczym i morskim. Maksymalna masa startowa pozwala zastąpić samoloty typu cargo i odciążać powolny transport morski.

Zauważono również zagrożenia związane z korzystaniem z tych płatowców. Mała wysokość lotu mimo, że jest zaletą stanowi również problem ze względu na potrzebę zabezpieczenia konstrukcji jak i silników na wypadek kolizji z ptactwem czy oddziaływania słonej wody.

## **Wnioski szczegółowe**

Badania symulacyjne w programie Ansys Fluent potwierdziły założenia koncepcyjnego samolotu jako zdolnego do lotu z takim samym obciążeniem jak samolot A-90, na którym model koncepcyjny był wzorowany – czyli 140 000 [kg]. Wyniki odzwierciedlają więc warunki rzeczywiste jakie występowały dla lotów A-90 z podobną prędkością. Badania wykazały pozytywny wpływ efektu przypowierzchniowego niemal na wszystkie charakterystyki płatowca. Badania na podstawie których dobierano profil lotniczy do zastosowania w koncepcyjnym modelu płatowca potwierdziły już na wstępnym etapie, że efekt przypowierzchniowy zachodzi dla wszystkich profili lotniczych na wysokości lotu nieprzekraczającej jednej długości cięciwy badanego skrzydła.

Podczas badań stwierdzono, że podczas oddziaływania na skrzydło efektu przypowierzchniowego nie dochodzi do zjawiska przeciągnięcia profilu, co znacząco zwiększa bezpieczeństwo załogi i podróżujących.

Stwierdzono zjawisko zwiększenia siły oporu aerodynamicznego, jednakże rozwiązania zapożyczone ze współczesnych samolotów pozwalają na ograniczenie tego zjawiska.

Należy również zwrócić uwagę na fakt, że efekt przypowierzchniowy może pojawić się w konwencjonalnym samolocie lub szybowcu podczas podejścia do lądowania, gdy jednostka zbliża się do pasa. Dlatego pilot musi unikać niskich kątów natarcia, ponieważ niektóre z badanych profili wykazują działanie negatywnego efektu przypowierzchniowy co prowadzi do spadku siły nośnej. To z kolei może doprowadzić do katastrofy. Z kolei zbyt szybkie podejście do lądowania dla samolotów o nisko położonych skrzydłach może prowadzić do „odepchnięcia” samolotu od pasa startowego przez nagłe zwiększenie siły nośnej.

Stwierdzono, że zastosowanie klap pozwala na zwiększenie siły nośnej poprzez zwiększenie zjawiska statycznej poduszki powietrznej. Jak w przypadku tradycyjnego samolotu, zakłada się możliwość sterowania wychyleniem klap w zależności od wymaganej siły nośnej. Dzięki użyciu klap stwierdzono nawet trzykrotny wzrost współczynnika siły nośnej dla lotu przypowierzchniowego. Ze względu na wzrost siły oporu aerodynamicznego podczas korzystania z klap zaleca się stosowanie rozwiązań aktywnych, takich jak: odsysanie warstwy przyściennej lub mechanizacji w postaci slotów.

Dodatkowa mechanizacja skrzydeł, taka jak sloty, pozwala na zwiększenie siły nośnej oraz zmniejszenie siły oporu dla wysokich kątów natarcia, wymaganych niekiedy podczas startu płatowca, gdy czas kontaktu z wodą powinien być jak najkrótszy z powodu powstawania oporu hydrodynamicznego na styku wody i kadłuba.

Stwierdzono pozytywny wpływ na zużycia paliwa przypadającego na 1kg masy ładunku czy też 1 pasażera podczas wykorzystania efektu przypowierzchniowego. Wraz z wspomaganie wytwarzania siły nośnej przez skierowanie spalin z turbinowego silnika odrzutowego pod skrzydło stwierdzono

znaczący spadek energochłonności płatowca oraz możliwość utrzymania wysokiej siły nośnej w większej rozpiętości faz lotu niż w przypadku braku takiego wspomagania.

Wadą tego typu jednostki może być lądowanie lub start przy wysokim stanie morze, dlatego prawdopodobne zastosowanie powinno odbywać się na spokojnych wodach.

### **Wnioski utylitarne i perspektywiczne**

W przypadku konwencjonalnych samolotów może nadejść dzień w którym niebo i lotniska będą zatłoczone w tak dużym stopniu, iż niemożliwe będzie dopuszczenie wszystkich samolotów czy też pasażerów do lotu.

Dzięki użyciu ekranoplanów można zwiększyć bezpieczeństwo lotów w dwóch aspektach: odciążenie lotnisk i obsługi oraz stosowanie skuteczniejszych procedur awaryjnych w przypadku awarii płatowca (lądowanie z niskiej wysokości).

Wprowadzenie lotów ekranoplanami na większe odległości może wzbudzić konkurencje na wielu rynkach: morskim, kolejowym i lotniczym. Ekranoplany skróciłyby czas podróży morskich oraz prędkość i ilość dowożonych pasażerów i towarów w stosunku do transportu kolejowego i lotniczego.

Analiza numeryczna pozwala ograniczyć czas pracy, który w tradycyjnych warunkach pomiaru w tunelu aerodynamicznym lub w warunkach rzeczywistych uległby znacznemu wydłużeniu. Pozwala to zaoszczędzić czas i pieniądze podczas ewentualnych prac projektowych.

Prace nad ekranoplanami mogą zmusić największych konkurentów na rynku lotniczym do stworzenia zupełnie nowych technologii i rozwiązań w dziedzinie budowy układów napędowych statków powietrznych.

### **Kierunki dalszych prac**

Przy założeniu wykorzystania możliwie jak największej liczby systemów wspomagających wytwarzanie siły nośnej oraz elementów ograniczających opory: aerodynamiczne i hydrodynamiczne można stworzyć płatowiec będący ekologiczną jednostką o niskim zużyciu paliwa. Jednocześnie współczesna technika i nowoczesne lekkie materiały oraz pokrycia mogą i powinny wspomagać rozwój takiego płatowca w celu obniżenia wpływu takiego samolotu na środowisko przy jednoczesnym zwiększaniu poziomu bezpieczeństwa.

Niegdyś problem stanowiły systemy sterowania, które wspomagały pilotów jak i same systemy hydrauliczne. Obecnie stosowane systemy flight-by-wire oraz szybkość, z jaką pracują obecne komputery może w skuteczny sposób pomagać pilotom. Dlatego należy zastosować najnowsze osiągnięcia techniki które wymagają najpierw badań pod kątem wykorzystania ich w ekranoplanach.

Największą wadą, nie tylko ekranoplanów, ale również samolotów rejsowych jest hałas oraz emisja szkodliwych związków przez turbinowe silniki odrzutowe. Na niskich wysokościach hałas emitowany

przez TSO może generować problemy, ponieważ nie rozprasza się w takim stopniu jak na dużych wysokościach. Może to wpływać na komfort, nie tylko podróżujących, ale wszelkich jednostek znajdujących się w pobliżu. Należy zbadać możliwości wykonania dodatkowych zabezpieczeń akustycznych, mogących wyeliminować przynajmniej częściowo ten problem. W aspekcie emisji związków szkodliwych należy podjąć współpracę z firmami zajmującymi się obecnie zeroemisyjnymi silnikami lotniczymi Omówienie pozostałych osiągnięć naukowo – badawczych

## **6. Rozwój naukowy**

Doktorant po ukończeniu studiów rozpoczął naukę w Studium Doktoranckim Wydziału Maszyn Roboczych i Transportu w trakcie której jego aktywność naukowa pozwoliła na autorstwo lub współautorstwo w 21 publikacjach w dziedzinie nauk inżynieryjno-technicznych, dyscyplina Inżynieria Lądowa, Geodezja i Transport, o łącznej liczbie 213 punktów MEiN.

W zestawieniu poniżej zaprezentowano z sposób syntetyczny zrealizowane projekty związane z pracą statutową Instytutu Energetyki Ciepłej. Zestawienie wykonano w sposób chronologiczny realizacji poszczególnych prac badawczo-rozwojowych. W opisie zawarto numer wewnętrzny projektu, tytuł projektu okres realizacji oraz funkcję pełnioną w trakcie realizacji pracy.

1. **05/56/DSMK/5013 – DSMK 2017** Analiza numeryczna wpływu efektu przypowierzchniowego na współczynnik siły nośnej płatu w stacjonarnych i niestacjonarnych warunkach przepływu, **główny wykonawca**.
2. **05/56/DSMK5056 – DSMK 2018** Zagadnienia przepływu ciepła i masy w urządzeniach energetycznych, **wykonawca**.

### **Udział doktoranta w cyklu ww. publikacji:**

1. Rojewski, A & Bartoszewicz, J. Numerical analysis of influence of the wing in ground effect on aircraft lift coefficient and on car downforce coefficient.  
Praca współautorska, doktorant jest pomysłodawcą problemu badawczego, redakcji artykułu oraz wykonawcą Rys.3-5 wraz z przeprowadzeniem symulacji przepływowych w programie Ansys Fleunt interpretację wyników oraz tłumaczenia na język angielski oraz jest autorem wniosków z uzyskanych prac naukowo - badawczych.  
Jarosław Bartoszewicz wykonał korektę językową artykułu i sprawdzenia poprawności obliczeń.
2. Rojewski, A & Bartoszewicz, J. Aorfoil selection for in in ground effect creaft.  
Praca współautorska, doktorant jest pomysłodawcą problemu badawczego, redakcji artykułu oraz wykonawcą Rys.1-5 wraz z przeprowadzeniem symulacji przepływowych w programie Ansys Fleunt interpretację wyników oraz tłumaczenia na język angielski oraz jest autorem wniosków z uzyskanych prac naukowo – badawczych.  
Jarosław Bartoszewicz wykonał korektę językową artykułu i sprawdzenia poprawności obliczeń.
3. Rojewski, A & Bartoszewicz, J. Usage of wing in ground effect to maintain lift force with reduced fuel consumption of aircraft.  
Praca współautorska, doktorant jest pomysłodawcą problemu badawczego, redakcji artykułu oraz wykonawcą Rys.2-7 wraz z przeprowadzeniem symulacji przepływowych w programie Ansys Fleunt interpretację wyników oraz tłumaczenia na język angielski oraz jest autorem wniosków z uzyskanych prac naukowo – badawczych.  
Jarosław Bartoszewicz wykonał korektę językową artykułu i sprawdzenia poprawności obliczeń.
4. Rojewski, A & Bartoszewicz, J. Flaps influence on wing in ground effect lift coefficient. Praca współautorska, doktorant jest pomysłodawcą problemu badawczego, redakcji artykułu oraz wykonawcą Rys.2-7 wraz z przeprowadzeniem symulacji przepływowych w programie Ansys Fleunt interpretację wyników oraz tłumaczenia na język angielski oraz jest autorem wniosków z uzyskanych prac naukowo – badawczych.  
Jarosław Bartoszewicz wykonał korektę językową artykułu i sprawdzenia poprawności obliczeń.
5. Rojewski, A & Bartoszewicz, J: Zjawisko efektu przypowierzchniowego w lotnictwie.  
Praca współautorska, doktorant jest pomysłodawcą problemu badawczego, redakcji monografii oraz wykonawcą: Rys. 2.4, Rys. 4.1, Rys. 4.2 oraz Rys. 5.11-5.24 wraz z

badaniami symulacyjnymi w programie Ansys Fluent oraz jest autorem wniosków uzyskanych z prac naukowo badawczych nad problemem.

Jarosław Bartoszewicz wykonał korektę językową monografii, sprawdził poprawność obliczeń oraz był odpowiedzialny za nadzór merytoryczny.

6. Rojewski, A & Bartoszewicz, J: Numerical investigation of endplates influence on the wing in ground effect lift force.

Praca współautorska, doktorant jest pomysłodawcą problemu badawczego, redakcji artykułu oraz wykonawcą Rys.1 oraz Rys.3-6 wraz z przeprowadzeniem symulacji przepływowych w programie Ansys Fleunt interpretację wyników oraz tłumaczenia na język angielski oraz jest autorem wniosków z uzyskanych prac naukowo – badawczych.

Jarosław Bartoszewicz wykonał korektę językową artykułu i sprawdzenia poprawności obliczeń.

## 7. Opis publikacji stanowiących osiągnięcia naukowe

1. Numerical analysis of influence of the wing in ground effect on aircraft lift coefficient and on car downforce coefficient. <http://jmte.put.poznan.pl/index.php/jmte/article/view/10/3>

W pracy przedstawiono mechanizm powstawania efektu przypowierzchniowego, przedstawiono także wpływ efektu przypowierzchniowego na siłę nośną samolotu jak i również wpływ na siłę docisku w samochodzie wyścigowym. Przedstawiono sposób tworzenia siatki numerycznej oraz warunki symulacji. Wyznaczono współczynnik siły nośnej dla dodatnich kątów natarcia oraz dla ujemnych kątów natarcia. W artykule szczegółowo opisano także charakterystykę współczynników siły nośnej i oporu w funkcji kąta natarcia.

2. Aorfoil selection for in in ground effect creaft. <https://kones.eu/ep/2017/vol24/no4/265-270> J O KONES 2017 NO. 4, VOL. 24, ISSN1231-4005 ROJEWSKI.pdf

Artykuł przedstawia schemat działania podczas wyboru płata, który generuje największy współczynnik siły nośnej przy możliwie najmniejszym współczynniku oporu, gdy wytwarza siłę nośną w obszarze działania efektu przypowierzchniowego. Efekt przypowierzchniowy występuje w bezpośredniej bliskości ziemi, w artykule przedstawiono opis mechanizmu powstawania efektu skrzydła w ziemi na przykładach z branży motoryzacyjnej i lotniczej. W artykule przedstawiono również symulację skrzydła w warunkach efektu przypowierzchniowego w programie Ansys Fluent dla wszystkich przypadków z warunkami zbieżności przedstawionej analizy. W artykule zawarto wyniki analizy numerycznej dziesięciu płatów w trzech różnych dodatnich kątach natarcia skrzydła w locie naziemnym; dziesięć profili w locie swobodnym przy tych samych kątach natarcia, oraz w locie przypowierzchniowym. Wyniki zawierają współczynniki siły nośnej i oporu z prezentacją płata NACA M8 jako wybór autora dla skrzydła w locie przypowierzchniowym z pełnymi wynikami symulacji dla kątów natarcia od  $-5^\circ$  do  $15^\circ$ , wraz z charakterystyką profilu. W artykule przedstawiono fizykę przeciągnięcia skrzydła pod wpływem efektu przypowierzchniowego oraz opisano, dlaczego przeciągnięcie w locie z efektem przypowierzchniowym występuje tylko przy wzroście współczynnika oporu bez spadku współczynnika siły nośnej. Przedstawiono środki bezpieczeństwa podczas lądowania statku powietrznego ze skrzydłem pod wpływem efektu gruntu.

3. Usage of wing in ground effect to maintain lift force with reduced fuel consumption of aircraft Uncertainty in Vehicle.

<https://www.combustion-engines.eu/pdf-116784-46009?filename=Usage%20of%20wing%20in%20ground.pdf>

Głównym celem artykułu było wskazanie przyczyn zmniejszonego zużycia paliwa w silniku odrzutowym samolotu podczas gdy statek powietrzny znajduje się pod wpływem oddziaływania

efektu przypowierzchniowego. W pracy przedstawiono opis skrzydła w kontekście efektu przypowierzchniowego wraz z analizą numeryczną profilu NACA M8 w trzech różnych warunkach lotu. Analizę numeryczną przeprowadzono w programie Ansys Fluent 17.2. W pracy przedstawiono wyniki symulacji opisujących wpływ efektu przypowierzchniowego na profil NACA M8 w dwóch przypadkach wykorzystania gazów spalinowych z silnika odrzutowego, pierwszy przy skierowaniu strumienia spalin na górną powierzchnię płata i drugi przy skierowaniu strumienia spalin pod dolną powierzchnię płata. Wyniki pozwalają określić charakterystyki płata NACA M8 dla badanych przypadków, którymi są współczynnik siły nośnej oraz współczynnik oporu powietrza. Określono spadek zużycia paliwa przez silnik odrzutowy, gdy siła nośna wytwarzana jest w obszarze działania efektu przypowierzchniowego. W artykule wykazano, że podczas korzystania efektu przypowierzchniowego energochłonność statku powietrznego spada w stosunku do lotu swobodnego.

#### 4. Flaps influence on wing in ground effect lift coefficient.

[https://kones.eu/ep/2017/vol24/no2/211-216\\_J\\_O\\_KONES\\_2017\\_NO. 2, VOL. 24, ISSN1231-4005\\_ROJEWSKI.pdf](https://kones.eu/ep/2017/vol24/no2/211-216_J_O_KONES_2017_NO. 2, VOL. 24, ISSN1231-4005_ROJEWSKI.pdf)

Głównym celem artykułu było zbadanie wpływu zastosowania klap na siłę nośną wytwarzaną przez skrzydło samolotu, który operuje w obszarze działania efektu przypowierzchniowego wraz z wyznaczeniem siły nośnej oraz zmian współczynników oporu powietrza. Efekt przypowierzchniowy występuje w bezpośredniej bliskości ziemi i prowadzi do zwiększenia współczynnika siły nośnej w porównaniu do lotu w strumieniu swobodnym, a także zmniejszenie współczynnika oporu. Ekranoplany mogą być alternatywą dla tradycyjnych samolotów, ale także dla transportu morskiego. W artykule przedstawiono opis mechanizmu powstawania efektu przypowierzchniowego wraz z wyjaśnieniem współczynnika wysokości, przedstawiono także analizę eksperymentalną współczynnika siły nośnej w odniesieniu do współczynnika wysokości. Porównano lot przypowierzchniowy i lot swobodny. Stosowanie klap zwiększają efektywność skrzydła w efekcie przypowierzchniowym poprzez wzrost współczynnika siły nośnej, co prowadzi również do wzrostu współczynnika oporu. Klapy zapewniają wzrost ciśnienia bezwzględne pod płatem oraz umożliwiają wolniejszy lot bez zmiany siły nośnej lub skrócenie startu samolotu bez ryzyka przeciągnięcia. W artykule przedstawiono także warunki i wyniki symulacji oprogramowania Ansys Fluent dla płata NACA M8 dla kątów natarcia równych:  $0^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $10^\circ$  dla trzech różnych przypadków: lotu w strumieniu swobodnym, skrzydła w locie przypowierzchniowym bez klap oraz skrzydła w locie przypowierzchniowym z klapami.

#### 5. Zjawisko efektu przypowierzchniowego w lotnictwie.



Monografia dotyczy opisu zjawiska aerodynamicznego jakim jest efekt przypowierzchniowy w transporcie lotniczym, wykorzystywany podczas lotu samolotów nazywanych ekranoplanami lub GEV (ang. Ground Effect Vehicle). Zjawisko to pozwala na zwiększenie siły nośnej wytwarzanej przez skrzydła, jak również na zmniejszenie siły oporu aerodynamicznego powstającego podczas lotu.

Inspiracją autorów do analizy samego zjawiska oraz zbadania wpływu poszczególnych elementów dodatkowych płatowca na efekt przypowierzchniowy były przede wszystkim zwiększenie bezpieczeństwa podróżujących, ale także poprawienie aspektów ekonomicznych płatowców.

Porównano w niej właściwości ekranoplanów odnosząc je do konstrukcji konwencjonalnych samolotów spotykanych w lotnictwie cywilnym, oraz wskazano istotne różnice i cechy budowy ekranoplanów charakterystyczne tylko dla tego środka transportu.

Stosując analizę numeryczną, zbadano zjawiska przepływowe wokół płata znajdującego się w obszarze działania efektu przypowierzchniowego, dokonano dobrano profil lotniczy odpowiedni dla stworzonego przez autorów koncepcyjnego modelu płatowca. Zbadano skutki wykorzystania szeroko pojętej mechanizacji skrzydła na zwiększenie działania efektu przypowierzchniowego.

Na podstawie badań symulacyjnych określono wpływ wykorzystania spalin turbinowego silnika odrzutowego na skrócenie drogi startowej ekranoplanu oraz zwiększenie bezpieczeństwa podczas lotu i lądowania. Wykazano pozytywny wpływ tego zabiegu na jednostkowe zużycie paliwa przez turbinowy silnik lotniczy pracujący w układzie napędowym ekranoplanu.

Zaproponowano koncepcję płatowca, w której wykorzystano efekt przypowierzchniowy podczas lotu. Określono założenia projektowe oraz kierunki dalszych prac związanych z przyszłością ekranoplanów.

#### 6. Numerical investigation of endplates influence on the wing in ground effect lift force.

[https://kones.eu/ep/2019/vol26/no4/205-210\\_JO\\_KONES\\_2019\\_NO.4\\_VOL.26\\_ISSN\\_1321-4005\\_ROJEWSKI.pdf](https://kones.eu/ep/2019/vol26/no4/205-210_JO_KONES_2019_NO.4_VOL.26_ISSN_1321-4005_ROJEWSKI.pdf)

W artykule przedstawiono porównanie wielkości efektu przypowierzchniowego skrzydła dla głównych charakterystycznych koncepcyjnego modelu skrzydła ekranoplanu z płytami na końcach skrzydeł i bez nich, zwanych także wingletami w samolotach rejsowych. W opisanie efektu przypowierzchniowy i ekranoplan, który operuje na małych wysokościach, mniejszych niż długość cięciwy skrzydła, przeważnie nad zbiornikiem wodnym. Stwierdzono, że samolot musi lecieć na odpowiedniej wysokości, przy mniejszej odległości pomiędzy dolną powierzchnią płata a podłożem, wzrasta ciśnienie statyczne, co prowadzi do wzrostu siły nośnej. Główną zaletą efektu przypowierzchniowego w zwykłych samolotach jest znacznie wyższy stosunek siły nośnej do oporu, zjawisko to również zapewnia zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa przez samolot

i umożliwia latanie z cięższym ładunkiem dzięki większej sile nośnej. Charakterystyki występujące w artykule wyznaczono na podstawie symulacji przeprowadzonych w programie Ansys Fluent. Wyniki uzyskane dla skrzydła z płytami na końcach skrzydeł w analizie numerycznej wskazują na słuszność zastosowania takiego rozwiązania. Płyty na końcach skrzydeł zapewniają zwiększenie efektu przypowierzchniowego poprzez zmniejszenie oporu indukowanego przez odsunięcie na zewnątrz skrzydła wirów powietrza powstających na końcach skrzydeł z końcówek skrzydeł, które powstają w wyniku różnicy ciśnień nad i pod skrzydłem. Podobnie jak winglety w zwykłych samolotach, płyty na końcówkach skrzydeł prowadzą do oszczędności paliwa.

(podpis wnioskodawcy)

Adam ROJEWSKI \*

Jarosław BARTOSZEWICZ \*

(Received 5 January 2017; Accepted 21 February 2017)

## NUMERICAL ANALYSIS OF INFLUENCE OF THE WING IN GROUND EFFECT ON AIRCRAFT LIFT COEFFICIENT AND ON CAR DOWNFORCE COEFFICIENT

The paper presents the mechanism of the wing in ground effect formation, also shows the structure of wing in ground craft, and race car, which uses wing in ground effect. Results of numerical analysis are as expected, which means, the lift coefficient is higher for positive angles of attack, and lower for negative angles of attack. The paper details also characteristics of lift and drag coefficients in the angle of attack function. The numerical research was conducted in Ansys Fluent 15.0 academic license.

Keywords: airfoil, aircraft, wing in ground effect, numerical analysis

### 1. INTRODUCTION

The most common application of airfoil is aircraft construction. Regular aircraft fly at high altitude, but there is an experimental [Moore, Wilson, Peters 2002] prove that shows positive influence of ground proximity to airfoils lift coefficient on positive angles of attack, also when airfoil is nearby ground with a negative angle of attack the downforce is increasing too. Wing in ground effect could be useful to build fast on-water crafts, which can fly like regular aircraft, but only in proximity of ground or water. Wing in ground crafts could take more cargo than a traditional plane. Wing in ground effect is also useful for F1, where front wing generates high downforce, so WIG effect increased downforce, but also the safety of all drivers in F1.

The mechanism of wing in ground formation is simple, and it is based on reducing space between aircraft and ground. First, WIG effect leads to increase pressure on the lower surface of the airfoil, what causes the rise of lift coefficient higher than in the case of wing in free air stream. Secondly, vortices created by differ-

---

\* Faculty of Machines and Transport, Poznan University of Technology.

ential pressure above upper and lower surfaces in case of WIG effect moves aside of wing tips, what decreases resistance and induced drag, also increases effective aspect ratio.

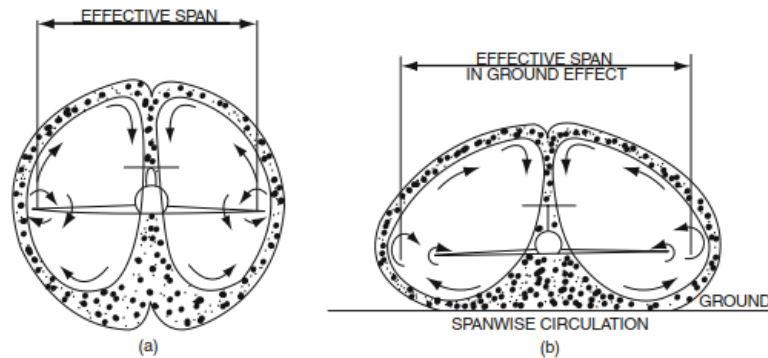


Fig. 1. Influence of WIG effect on vortices formation [Yun, Bliault, Doo 2010]

Wing in ground crafts are mostly seaplanes, so the canopy in its construction is similar to a boat, wings are producing more lift force in wing in ground effect than in free air stream flight. Thanks to the construction of WIG craft there is no need to use traditional runway. The most common construction of WIG craft is shown in Fig. 2. below Table 1. presents a comparison of biggest WIG craft (Caspian Sea Monster – 1966), biggest cargo airplane An-225, well-known Boeing 747-400F, and cargo version of Airbus A380F, which is biggest passenger airplane.



Fig. 2. The biggest WIG craft ever built, Caspian Sea Monster [3]

Table 1. Comparison of technical parameters of traditional airplanes and WIG craft

Aircraft	Caspian Sea Monster	Boeing 747-400F	Airbus A380F	Antonov An-225
Length [m]	92	70,6	72,72	84
Wing span [m]	37,6	64,4	79,75	88,4
Wing area [m <sup>2</sup> ]	662,5	560	845	905
Max. Takeoff weight [kg]	544000	396890	590000	640000
Empty mass [kg]	240000	178,800	252200	285000
Max. payload [kg]	130000	112630	149800	253820
Operating speed [km/h]	430	978	945	800
Engines	10 × Dobrynin VD-7	4 × PW4062	4 × GP7277	6 × ZMKB D-18
Total thrust [kN]	1275,3	1128	1360	1377

In automotive, wing in ground effect mostly is used in race cars, such as F1 or Indy Car. In 1970s Lotus 79b was the first car which uses wing in ground effect, what gave the Lotus Team world championship. The biggest influence on the car downforce in wing in ground effect, has the height of car suspension. Smaller height gives higher downforce, what is shown in Fig. 3.

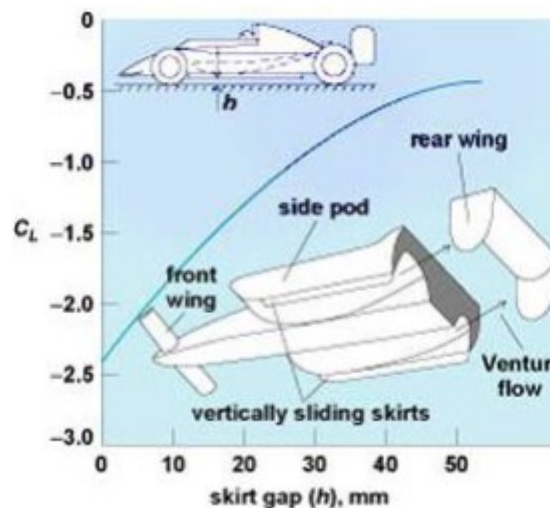


Fig. 3. Dependency of lift coefficient and height of car suspension [Katz, 2006]

For the positive influence of wing in ground effect for planes, what means increasing of lift force, there is a specific coefficient (1)  $\bar{h}$  [Rozhdestvensky 2000], which is the ratio of the height of fly and chord length. For best results, this coefficient value should be near 0.1 [Moore, Wilson, Peters 2002].

$$\bar{h} = \frac{h}{c} \quad (1)$$

where:

$h$  – height of flight or car suspension,

$c$  – airfoil chord length.

## 2. CONDITIONS OF NUMERICAL ANALYSIS

The parameters of mesh designed for numerical analysis of wing in ground effect on NACA 0015 airfoil profile with chord length equal to 0.0625 m are as follows:

- element sizing on airfoil surface is equal to 0,0005 m
- for wing in ground effect, sizing of elements on ground (surface below airfoil) is equal to 0,0005 m
- the maximum size of the element for whole domain is equal to 0,002 m
- to correct imitate the boundary layer on airfoil surface there were used inflation condition with 8 layers and with a growth rate equal to 1.2, inflation is pointed in Fig. 4 with mesh for wing in ground effect case.

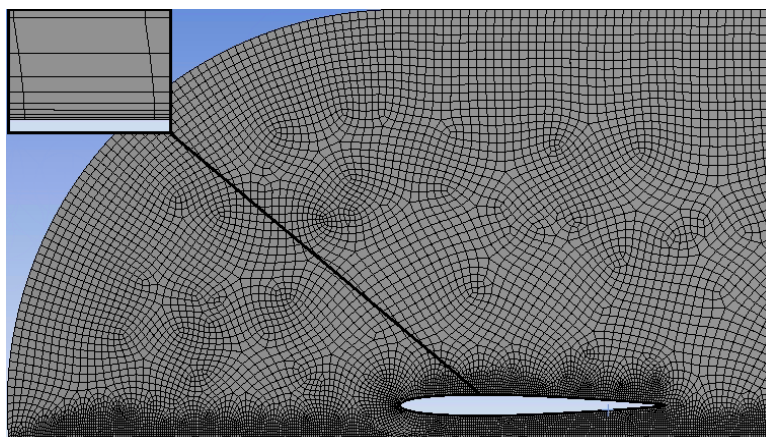


Fig. 4. View of mesh created in Ansys Mesher [Rojewski 2015]

Simulation conditions for all cases:

- solver set as density-based,
- pressure value set as 1 atm what is equal to 101325 Pa,
- energy equation set on,
- turbulence model set as k-epsilon, and it contains two equations in it, first the turbulent kinetic energy k, and second dissipation rate equation,
- gas property set as ideal-gas,
- for every case edges of domain sets as far-field condition, with one exception for surface below airfoil in wing in ground effect cases, where ground condition was set as moving wall, with the speed of movement of air stream velocity,
- standard initialization for semicircle at the left side of the domain,
- air stream velocity set as 35.056 m/s, in Ansys Fluent set as Mach number equal to 0.0101.

### 3. RESULTS OF NUMERICAL ANALYSIS

Ansys Fluent software as result of calculations can plot graphs of lift and drag coefficients, but also can print values of lift force and drag force in Newtons [N], with the second path it is necessary to use equation (2) for lift/drag coefficient, which is derived the equation of Jukowski:

$$C_L = \frac{L}{\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S} \quad (2)$$

where:

L – lift force [N] or D – drag force,

$C_L$  – lift coefficient or  $C_D$  – drag coefficient,

$\rho$  – fluid density (for air on the sea height 1,225 kg/m<sup>3</sup>),

S – wing area [m<sup>2</sup>] or for drag force calculation – surface of airfoil projection on plane perpendicular to air stream direction [m<sup>2</sup>],

V – velocity of body relative to air flow [m/s].

Negative angles of attack as expected provide to increase of downforce, unfortunately also to increase of drag force. It is worth to notice that after exceed  $-8^\circ$  angle of attack and lower, lift coefficient remains still when drag coefficient is still growing. It should explain why spoilers in automotive should not exceed under  $-8^\circ$  angle of attack, it would raise fuel consumption without positive effect.

Positive angles of attack provide to increase of lift coefficient. The biggest increase was reached for  $13^\circ$  angle of attack and it is rise by over 116%. Drag coefficient is raised by almost 3 times, but thanks to wing in ground effect there is no

stall. For 5 ° angle of attack rise of drag is almost unnoticeable, so it is possible to determine the most efficient angle of attack for WIG effect, to connect all positive aspects of this phenomenon. Results of simulations are shown in Table 2, also the characteristics of lift coefficient and drag coefficient are shown in Fig. 6.

Table 2. Results of numerical analysis [Rojewski 2015]

Angle [°]	Lift coefficient (free stream)	Lift coefficient (WIG effect)	Change [%]	Drag coefficient (free stream)	Drag coefficient (WIG effect)	Change [%]
-13	-0,7	-1,3	87,01	0,58	0,9	55,26
-12	0,83	-1,31	58,33	0,57	0,83	44,71
-11	-0,78	-1,32	68,21	0,5	0,8	61,29
-10	-0,82	-1,33	61,29	0,46	0,76	64,38
-9	-0,76	-1,32	73,01	0,39	0,74	89,94
-8	-0,71	-1,28	82	0,34	0,72	111,24
-7	-0,64	-1,35	110,08	0,32	0,73	127,45
-6	-0,58	-1,24	113,88	0,3	0,68	123,64
-5	-0,52	-1,07	106,16	0,32	0,66	104,99
-4	-0,4	-0,89	122,91	0,32	0,63	95,73
-3	-0,29	-0,7	140,66	0,25	0,6	138,54
-2	-0,2	-0,55	173,7	0,34	0,56	63,66
-1	-0,1	-0,32	220,8	0,35	0,51	45,32
Angle [°]	Lift coefficient (free stream)	Lift coefficient (WIG effect)	Change [%]	Drag coefficient (free stream)	Drag coefficient (WIG effect)	Change [%]
0	0	-0,15	0	0,35	0,44	27,36
1	0,1	0,09	-14,16	0,35	0,39	12,32
2	0,2	0,28	41,17	0,34	0,36	6,56
3	0,29	0,45	54,51	0,25	0,34	35,49
4	0,4	0,61	52,08	0,32	0,32	0
5	0,52	0,75	45,85	0,32	0,33	1,83
6	0,58	0,85	47,33	0,3	0,34	12,8
7	0,64	0,95	47,95	0,32	0,4	23,92
8	0,71	1,03	45,79	0,34	0,5	47,57
9	0,76	1,1	44,15	0,39	0,77	99,88
10	0,82	1,19	43,76	0,46	1,13	145,83
11	0,78	1,3	66,21	0,5	1,33	167,37
12	0,83	1,41	69,9	0,57	1,47	156,45
13	0,7	1,51	116,52	0,58	1,59	173,14



The reason of drag coefficient rise can be aerodynamic trace produced by airfoil in wing in ground effect flight, because of the higher speed of air above the airfoil, than in free stream flight (Fig. 5), also rise of drag force can be caused by higher static pressure under airfoil.

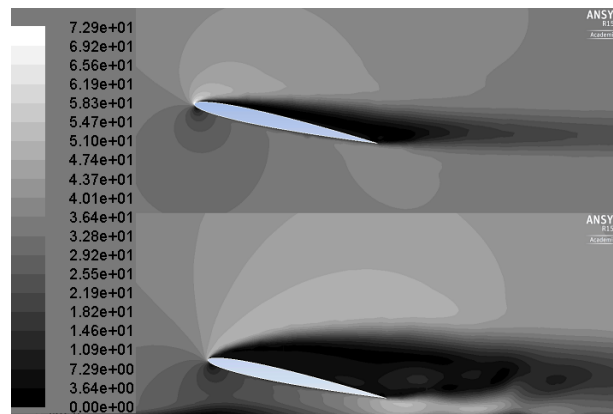


Fig. 5. Distribution of air stream velocity for angle of attack equal to 12 °, from the top for free air stream flight, and below for wing in ground effect [Rojewski 2015]

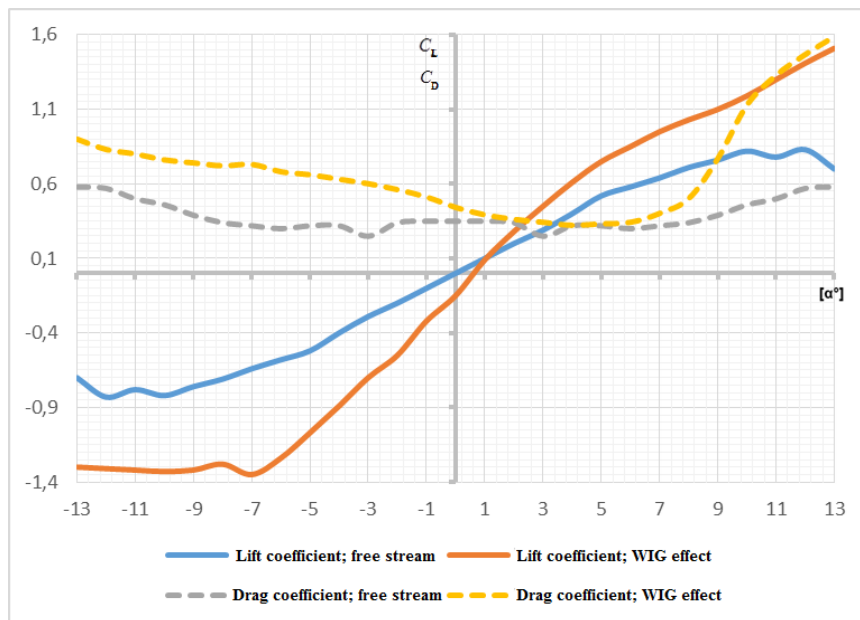


Fig. 6. Characteristics of lift and drag coefficients in function of angle of attack for NACA 0015 airfoil

#### 4. CONCLUSION

Based on results of calculation from numerical analysis of NACA 0015 in two cases, first free air stream flight and second wing in ground effect flight, as expected there is a rise of lift force, but also down force, depends on the angle of attack, and probably it depends on airfoil profile. For a low angle of attacks can be noticed that below  $-8^\circ$  lift coefficient is almost constant, opposite to high angles of attack. Positive angles of attack mostly create higher lift force, but for positive angles of attack near the value of  $0^\circ$ , lift force decreases due to the shape of the canal which creates airfoil and ground, it seems to look like a convergent-divergent nozzle. Of course for another shape of airfoil values would be different. Aircraft should avoid negative angles of attack near ground because it could provide to a sudden loss of lift force and next to crash. Results of drag force for negative angles of attack explains why in an F1 front wing of the car is not simple airfoil, but many airfoils in other angles relative to each other, it could solve the problem of drag increase, also should produce more downforce.

#### REFERENCES

- N. Moore, P. A. Wilson, A. J. Peters, 2002, An investigation into wing in ground effect airfoil geometry, School of Engineering Sciences, University of Southampton, SO17 1BJ, UK, QinetiQ Haslar.
- L. Yun, A. Bliault, J. Doo, 2010, WIG Craft and Ekranoplan, Springer.
- Russian Federation Navy, unknown author.
- J. Katz, 2006, Aerodynamics of race cars, Annual Review of Fluid Mechanics, 38: 27–64, Annual Reviews.
- K.V. Rozhdestvensky, 2000, Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect, 1<sup>st</sup> ed., Springer-Verlag, p. 63–67.
- Rojewski A., 2015, Analiza numeryczna wpływu efektu przypowierzchniowego na siłę nośną profilu lotniczego NACA0015, Poznan University of Technology, Poznan [BEng Thesis].

#### **ANALIZA NUMERYCZNA WPLYWU EFEKTU PRZYPOWIERZCHNIOWEGO NA SIŁĘ NOŚNĄ SAMOŁOTU I SIŁĘ DOCISKU POJAZDU DROGOWEGO**

##### **Streszczenie**

W artykule przedstawiono zjawisko efektu przypowierzchniowego i powód jego powstawania. W pracy ujęto również opis konstrukcji samolotu korzystającego z efektu przypowierzchniowego jak i samochodu wyścigowego. Wyniki analizy numerycznej, tak jak przypuszczano, ukazały działanie efektu przypowierzchniowego zwiększającego współ-

---

czynnik siły nośnej dla kątów natarcia większych od zera stopni oraz działanie odwrotne dla ujemnych kątów natarcia. Praca zawiera również charakterystyki przebiegu współczynnika siły nośnej i siły oporu w funkcji kąta natarcia dla badanego profilu. Analiza numeryczna została przeprowadzona w programie Ansys Fluent 15.0 academic license.

Słowa kluczowe: profil lotniczy, samolot, efekt przypowierzchniowy, analiza numeryczna

## AIRFOIL SELECTION FOR WING IN GROUND EFFECT CRAFT

Adam Rojewski, Jarosław Bartoszewicz

Poznan University of Technology, Chair of Thermal Engineering  
Piotrowo Street 30, 61-138 Poznan, Poland  
tel.: +48 791 450 322, +48 61 6652215  
e-mail: adam.m.rojewski@doctorate.put.poznan.pl  
jaroslaw.bartoszewicz@put.poznan.pl

### Abstract

The main purpose of this article was to select airfoil, which generates the biggest lift coefficient, with possibly smallest drag coefficient when the airfoil flies in the wing in ground effect. Wing in ground effect occurs in the direct proximity of ground, the article presents wing in ground effect creation mechanism description with automotive and aerospace examples.

The article shows also wing in ground conditions of Ansys Fluent software simulation for all cases with conditions of analysis convergence. The article contains results of the numerical analysis for ten airfoils in three different positive angles of attack in the wing in ground flight; ten airfoils for free stream flight in the same angles of attack as in wing in ground effect, results contains lift and drag coefficients with NACA M8 airfoil presentation as authors choice for wing in ground effect crafts airfoil with full simulation results for angles of attack from  $-5^\circ$  to  $15^\circ$ , with profile characteristics.

The article shows physics of stall in the wing in ground effect, and a description why stall in WIG effect flight occurs only with drag coefficient rise without lift coefficient drop, and safety measures for aircraft landing with wing in ground effect influence.

**Keywords:** transport, ekranoplan, numerical analysis, wing in ground effect, airfoil

### 1. Introduction

Wing in the ground craft is special kind of aircrafts which flies in direct proximity of a ground, more often over the water. WIG craft is called ekranoplans from the Russian language. Russia it is where the history of ekranoplans starts, WIG craft can land on water, or on the conventional runway, also ekranoplans can take more cargo on board or more passengers which mean that energy consumption of this aircraft per passenger is smaller than a traditional airplane. It is known that WIG effect generates more lift force when airfoil with positive angles of attack is near the ground, but it is also known that with negative angles of attack with WIG effect influence airfoil generates higher downforce, this phenomenon is widely used in Formula 1.

WIG effect phenomenon is simple. The first aircraft needs to fly at adequate altitude, with a smaller distance between lower airfoil surface and ground static pressure rises, leading to rising of lift force. When an airfoil is near the ground it also forces vortices on the wing tips to move aside, what reduces induced drag and rises effective wing span (Fig. 1). There is a dependency, determine by K.V. Rozhdestvensky [2] which is the height of flight to chord length ratio, called height coefficient (1). The second factor is the angle of attack, with positive angles of attack, the higher angle produces higher lift force until stall.

$$\bar{h} = \frac{h}{c}, \quad (1)$$

where:  $\bar{h}$  – height coefficient,  $c$  – chord length,  $h$  – flight altitude.

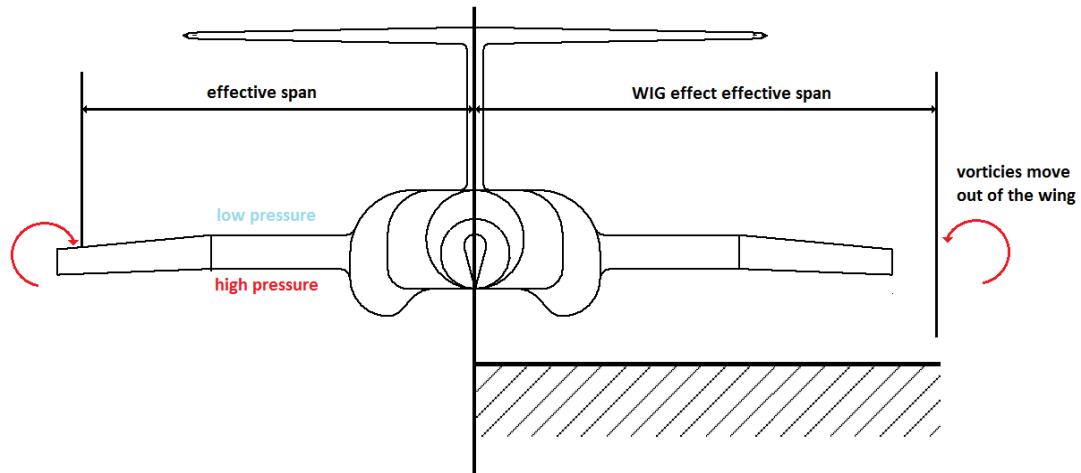


Fig. 1. Mechanism of WIG effect creation

## 2. Ansys Fluent simulations

All simulation were prosecuted in Ansys Fluent 17.2 academic research. Simulation conditions for all cases:

- solver set as density-based because velocity in this simulation is set above 0.3 of Mach number, above this value, there is need to consider flow as compressible,
- speed set as 0.35 of Mach number,
- pressure value set as 1 [atm] (101325 [Pa]),
- energy equation set on,
- turbulence model set as k-epsilon, and it contains two equations in it, first the turbulent kinetic energy  $k$ , and second dissipation rate equation,
- gas property set as ideal-gas, because the air in density based solver does not work with constant air density,
- edges of domain sets as pressure far-field condition, with exceptions, for surface below airfoil in the wing in ground effect, where the ground condition was set as moving wall, with the speed of movement of air stream velocity, standard initialization for pressure far-field,
- altitude above ground set as 0.1 of wing chord length.

In every simulation as the main condition of results, convergence is recognized by stabilization of lift and drag coefficients in numerical analysis. Fig. 2. When lift coefficient and drag coefficient remains still, as in Fig. 2, numerical analysis is succeeded.

## 3. WIG craft airfoil selection

To choose best airfoil geometry for the wing in ground effect craft, authors choose 10 different airfoils to compare. With ICEM CFD mesh and numerical analysis in Ansys Fluent 17.2 authors select airfoil with best values of lift coefficient, and also highest aerodynamic efficiency. To compare airfoils authors takes values of lift and drag coefficient for every airfoil for three different angles of attack:  $0[^\circ]$ ,  $6[^\circ]$ ,  $10[^\circ]$ . The values of lift coefficient are present in Tab. 1 for free stream flight and Tab. 2 for WIG effect flight, in Tab. 3 and 4 presents drag force coefficient for free stream flight and WIG effect flight.

As expected for WIG effect flight lift and drag coefficients are lower, what makes aerodynamic efficiency higher for almost every airfoil. Best results are obtained for NACA M8 (Fig. 3) airfoil, for free stream flight its aerodynamic efficiency is equal to 5.15, but for WIG flight it is equal to 16.56, it means that aircraft on 1 [km] altitude can fly without engines 16.56 [km] until it touches the ground. Full results of simulations for NACA M8 are presents in Tab. 5.

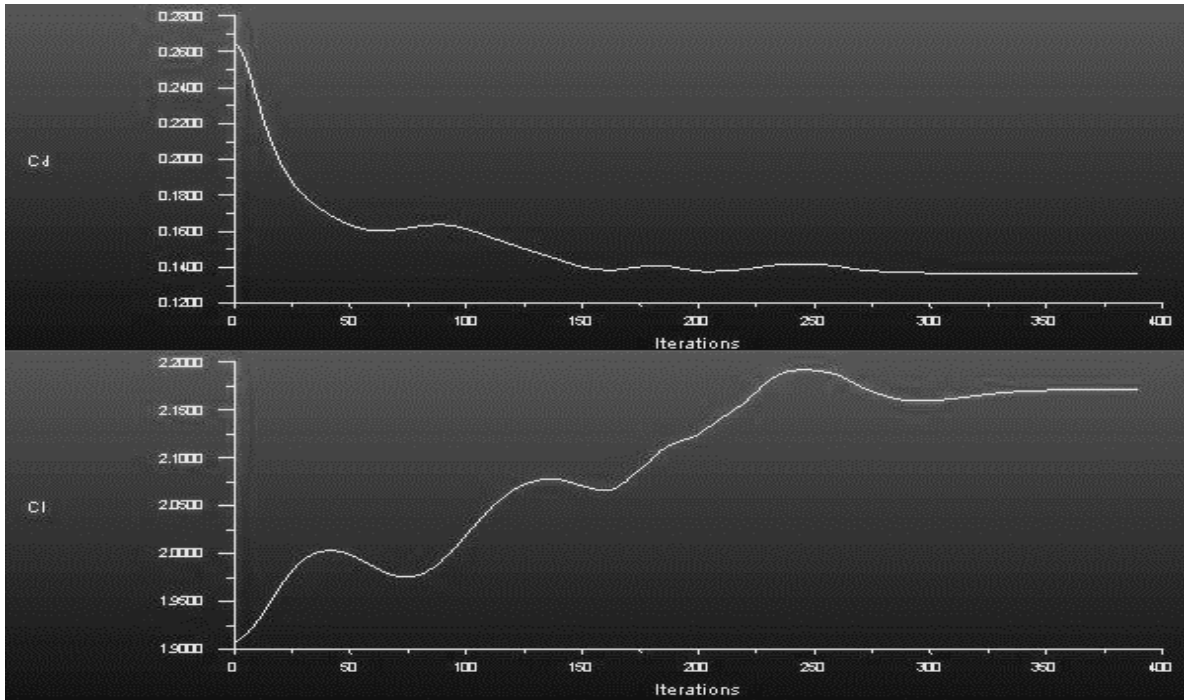


Fig. 2. Convergence of drag and lift coefficient [4]

Tab. 1. Comparison of lift coefficient for free stream flight [3]

$\alpha$ [°]	NACA 0015	NACA 2412	NACA M18	NACA 11H9	NACA M22	NACA M8	CHEN	CP 100 050 gn	Selig S1091	Selig S1210
0	0.00	0.23	0.19	0.20	0.29	0.53	0.40	0.45	0.60	0.97
6	0.61	0.87	0.83	0.81	0.93	1.16	1.00	1.19	1.21	1.60
10	0.97	1.22	1.20	1.17	1.28	1.52	1.34	1.49	1.53	1.91

Tab. 2. Comparison of lift coefficient for WIG effect flight [3]

$\alpha$ [°]	NACA 0015	NACA 2412	NACA M18	NACA 11H9	NACA M22	NACA M8	CHEN	CP 100 050 gn	Selig S1091	Selig S1210
0	-0.66	-0.07	0.02	0.26	0.52	0.76	0.53	0.45	0.83	1.04
6	0.84	1.23	1.24	1.26	1.39	1.60	1.45	1.48	1.52	1.77
10	1.44	1.64	1.63	1.57	1.52	1.91	1.43	1.79	1.79	2.06

Tab. 3. Comparison of drag coefficient for free stream flight [3]

$\alpha$ [°]	NACA 0015	NACA 2412	NACA M18	NACA 11H9	NACA M22	NACA M8	CHEN	CP 100 050 gn	Selig S1091	Selig S1210
0	0.07	0.09	0.09	0.11	0.16	0.13	0.06	0.24	0.21	0.23
6	0.14	0.19	0.17	0.17	0.20	0.23	0.18	0.29	0.29	0.39
10	0.21	0.26	0.24	0.24	0.29	0.30	0.26	0.37	0.36	0.47

Tab. 4. Comparison of drag coefficient for WIG effect flight [3]

$\alpha$ [°]	NACA 0015	NACA 2412	NACA M18	NACA 11H9	NACA M22	NACA M8	CHEN	CP 100 050 gn	Selig S1091	Selig S1210
0	0.12	0.10	0.10	0.09	0.09	0.09	0.08	0.22	0.10	0.08
6	0.09	0.10	0.09	0.09	0.10	0.10	0.10	0.11	0.10	0.11
10	0.12	0.14	0.13	0.18	0.40	0.15	0.48	0.14	0.17	0.15



Fig. 3. NACA M8 airfoil

Tab. 5. Lift and drag coefficient values for NACA M8 profile [3]

Angle of attack $\alpha$ [°]	Free stream flight lift coefficient	WIG flight lift coefficient	Free stream flight drag coefficient	WIG flight drag coefficient
-5	-0.02	-0.36	0.13	0.31
-4	0.09	-0.21	0.12	0.25
-3	0.2	0	0.11	0.19
-2	0.31	0.25	0.10	0.14
-1	0.42	0.51	0.11	0.11
0	0.53	0.76	0.13	0.09
1	0.64	0.97	0.15	0.08
2	0.75	1.13	0.16	0.08
3	0.86	1.26	0.17	0.08
4	0.96	1.39	0.19	0.08
5	1.06	1.49	0.21	0.09
6	1.16	1.6	0.23	0.10
7	1.25	1.69	0.24	0.11
8	1.35	1.78	0.26	0.12
9	1.44	1.85	0.28	0.13
10	1.52	1.91	0.30	0.15
11	1.6	1.98	0.33	0.16
12	1.66	1.98	0.34	0.22
13	1.72	2.03	0.36	0.25
14	1.75	2	0.38	0.40
15	1.7	2.06	0.39	0.45

The characteristics of NACA M8 airfoil are presents in Fig. 4. In WIG effect flight there is no stall in traditional meaning. When the angle of attack is too high, there is no loss of lift force, but an only sudden increase of drag coefficient, what makes WIG effect craft safer than traditional aircraft. With almost every positive angle of attack, the drag coefficient is smaller than for a traditional flight, what means that WIG effect craft can fly with the same speed as normal aircraft with smaller specific fuel consumption rate.

Figure 5 presents distribution of air stream velocity for NACA 0015 airfoil simulation. Fig. 5 shows why there is an increase of drag coefficient after cross maximum angle of attack. The reason for this phenomenon is aerodynamic trace produced by airfoil in the wing in ground effect flight, because of the higher speed of air above the airfoil than in free stream flight also rise of drag force can be caused by higher static pressure under airfoil, what also provides to maintain lift force.

#### 4. Conclusion

With obtained results, there is a chance to use it in WIG effect craft concept model to study WIG effect in aerospace. NACA M8 is promising as a WIG effect craft airfoil. WIG craft in the past were military planes, but now we can use it as a form of cargo or people transport, which could be cheaper and safer than traditional aircraft. WIG craft does not need a regular airport,

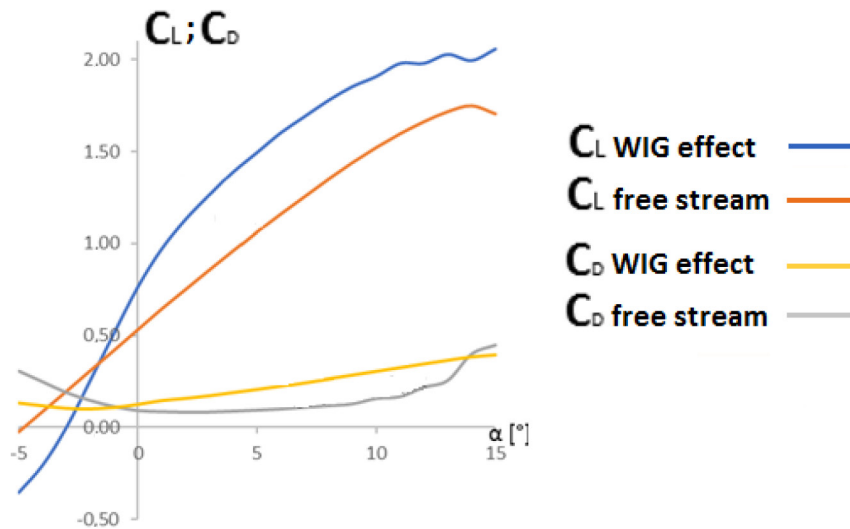


Fig. 4. Characteristics of NACA M8 profile [3]

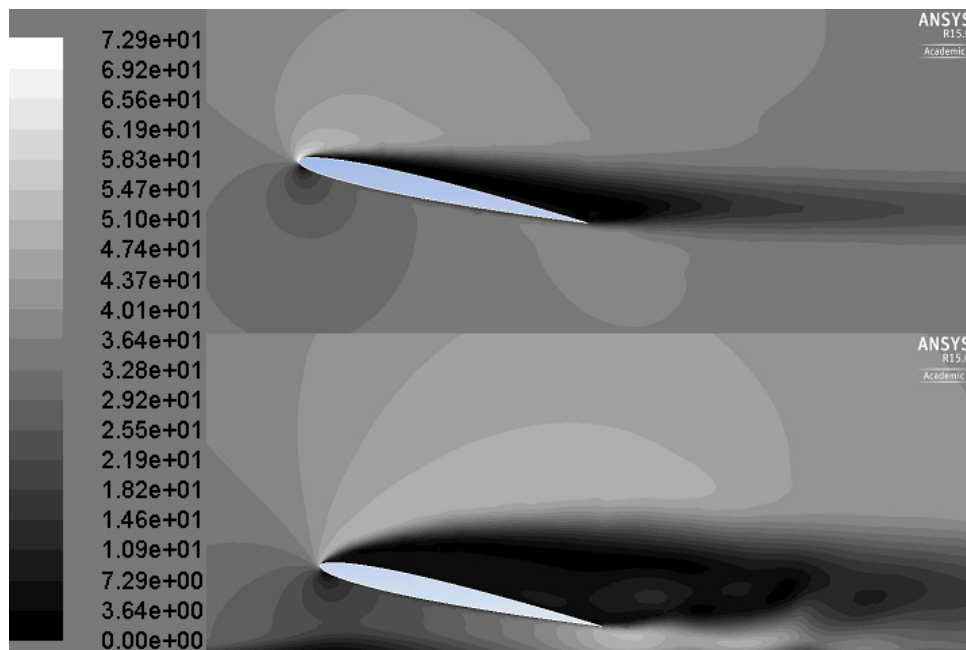


Fig. 5. Distribution of air stream velocity [m/s] for angle of attack equal to 12 [°], from the top of free air stream flight, and below for wing in ground effect [4]

it can land and start from the water. The disadvantage of WIG craft is that it cannot fly above water when waves are too high. WIG effect with a negative angle of attack produces downforce so it is important to avoid negative angle of attack in WIG effect influence because it provides to sudden lift force loss.

## References

- [1] Yun, L., Bliault, A., Doo, J., *Wig Craft and Ekranoplan*, Springer, 2010.
- [2] Rozhdestvensky, K. V., *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*, 1<sup>st</sup> ed., pp. 63-67, Springer-Verlag, 2000.
- [3] Rojewski, A., *Ekranoplan – wstęp do projektu płatowca*, MScEng Thesis, Poznan University of Technology, Poznan 2016.
- [4] Rojewski, A., *Analiza numeryczna wpływu efektu przypowierzchniowego na siłę nośną profile lotniczego NACA 0015*, BEng Thesis, Poznan University of Technology, Poznan 2015.





## Usage of wing in ground effect to maintain lift force with reduced fuel consumption of aircraft

The main purpose of this article was to point out causes of reduced fuel consumption in aircraft jet engine when aircraft is in ground effect influence. Wing in ground effect occurs in the direct proximity of ground. The paper presents wing in ground effect description, with the numerical analysis of NACA M8 airfoil in three different conditions of flight. Numerical analysis was conducted in Ansys Fluent 17.2 software. The paper shows results of simulations which describes wing in ground effect influence on NACA M8 airfoil with two cases of jet engine exhaust gasses usage, first with exhaust gasses stream turns on upper airfoil surface, and second with exhaust gasses stream turns under lower airfoil surface. Results allow to define characteristics of NACA M8 airfoil in the influence of wing in ground effect which are lift coefficient, drag coefficient, drop of fuel consumption usage by the jet engine when lift force remains still in the wing in ground effect. The paper shows that in the wing in ground effect aircraft energy usage for flight in ground effect is smaller than for free air flight.

Key words: ekranoplan, numerical analysis, fuel consumption, jet engine, energy consumption

### 1. Introduction

When regular aircrafts fly at high altitude, there is a special kind which flies in the proximity of a ground. This kind of aircrafts is called "ekranoplan" and thanks to the wing in ground effect it makes great increase of aircraft lift force with reference to traditional aircrafts. WIG effect works in two ways, with positive angles of attack it makes lift force bigger in the proximity of ground, and for negative angles of attack, it makes greater downforce. Thus, WIG effect can be used in aeronautics, but also in automotive. The first ekranoplan was built by Rostislav Evgenievich Alexeyev in 1966, but in F1 WIG effect is present since 1979, where car front wing works in ground effect all the time.

WIG effect formation is simple, the most important factor is to reduce space between aircraft and ground. WIG effect provides to increase static pressure below the airfoil, what leads to the rise of lift force. Also, vortices made by higher pressure below and lower pressure above airfoil in WIG effect moves aside of wing tips, what provides to decrease of resistance and induced drag, also increases effective aspect ratio, what is shown in Fig. 1.

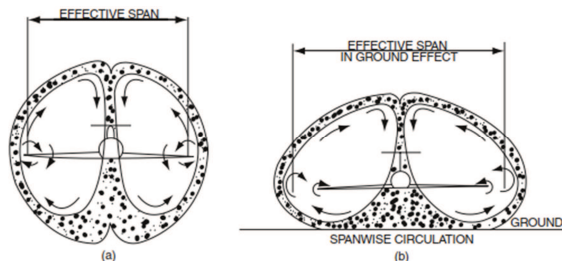


Fig. 1. Mechanism of WIG effect creation [1]

As it was written before, the most important factor, next to the angle of attack, is the height of flight. K.V. Rozhdestvensky [2] determines height coefficient for WIG crafts, this coefficient is the ratio of the height of flight above the sea level and length of airfoil chord. Moore N. [3], in his article about WIG effect wing geometry investi-

gate that best value of height coefficient for WIG flight is 0,1; equation (1) shows height coefficient dependency:

$$\bar{h} = \frac{h}{c} \quad (1)$$

where:  $\bar{h}$  – height coefficient;  $h$  – height of flight;  $c$  – length of airfoil chord.

### 2. WIG effect airfoil geometry

The most important part of every aircraft are wings, wing in WIG effect should provide high lift force and low drag force, but when aircraft operates in ground proximity airfoil should maximize static pressure under the wing. To choose right airfoil there was done series of numerical simulations for 10 different airfoils geometries [4]. The highest values of lift force were obtained for NACA M8 airfoil. Drag force for this profile was not the lowest one but the ratio of lift coefficient and drag coefficient which defines aerodynamic efficiency is biggest from investigated airfoils. For an optimal angle of attack ( $6^\circ$ ), when aerodynamic efficiency has the biggest value in WIG effect its value is equal to 16.56. It means that aircraft on 1 km altitude can fly without engines 16.56 km until it touches the ground. To compare regular flight and WIG effect flight, the same airfoil in free stream flight has aerodynamic efficiency equal to 5.15, so it is three times less. Influence of WIG effect is shown in Fig. 2 and in Table 1.

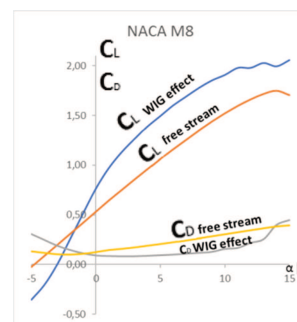


Fig. 2. Characteristics of NACA M8 profile [4]

Table 1. Lift and drag coefficient values for NACA M8 profile [4]

Angle of attack $\alpha$ [°]	Free stream flight lift coefficient	WIG flight lift coefficient	Free stream flight drag coefficient	WIG flight drag coefficient
-5	-0.02	-0.36	0.13	0.31
-4	0.09	-0.21	0.12	0.25
-3	0.2	0	0.11	0.19
-2	0.31	0.25	0.10	0.14
-1	0.42	0.51	0.11	0.11
0	0.53	0.76	0.13	0.09
1	0.64	0.97	0.15	0.08
2	0.75	1.13	0.16	0.08
3	0.86	1.26	0.17	0.08
4	0.96	1.39	0.19	0.08
5	1.06	1.49	0.21	0.09
6	1.16	1.6	0.23	0.10
7	1.25	1.69	0.24	0.11
8	1.35	1.78	0.26	0.12
9	1.44	1.85	0.28	0.13
10	1.52	1.91	0.30	0.15
11	1.6	1.98	0.33	0.16
12	1.66	1.98	0.34	0.22
13	1.72	2.03	0.36	0.25
14	1.75	2	0.38	0.40
15	1.7	2.06	0.39	0.45

### 3. Numerical analysis of WIG effect

#### 3.1. ICEM CFD meshing software and models creation

Models, which were used in numerical analysis, were created in Autodesk Inventor Professional 2017, CAD software. For every type of simulation were used one model, so there are 4 models. In Fig. 3. there is a model for free stream flight simulation, with the yellow dotted line is marked out boundaries for WIG effect flight. There is also the view of NACA M8 airfoil geometry. Dimensions:

- **c** is the length of airfoil chord (3400 mm)
- **b** is the height of domain for free stream simulation (9c)
- **b'** domains height for WIG effect simulation (2.5c)
- **d** distance between the front side of the domain and leading edge of the airfoil for free stream flight (5c)
- **d'** distance between the front side of the domain and leading edge of the airfoil for WIG effect flight (1.8c)
- **e** distance between the front side of the domain and trailing edge of the airfoil for free stream flight (6.5c)
- **h** height coefficient for WIG effect flight (0.1c)

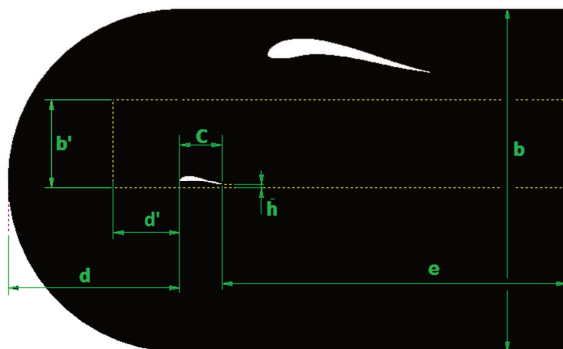


Fig. 3. Model created for simulation of free stream flight, with NACA M8 airfoil geometry

For every model, there were created a new structural 2D planar mesh in Ansys ICEM CFD meshing software. Every mesh is different, and the biggest difference is a number of cells. Mesh for free stream flight simulation has 19765 cells, mesh for WIG effect flight simulation has 35804 cells, mesh for WIG effect flight with exhaust gasses redirection above the airfoil has 29400 cells, mesh for WIG effect flight with exhaust gasses redirection to the lower surface of airfoil has 34344 cells and Fig. 4. shows display of this mesh. To create this kind of mesh, the first model should be divided into blocks, this creates edges on the surface. There is a possibility to set a number of elements for every edge on the surface, it is important to set the same number of element to parallel edges.

Also, in CFD simulation where turbulence equation is on, it is important to create boundary layer on important edges or surfaces. In this simulations, the first layer of cells on the airfoil has a height of 0,00032554 mm. This height is calculated in  $y^+$  calculator.  $y^+$  or dimensionless wall distance (2) is bonded with turbulence model (in this case k-epsilon) used in simulations, in this model of turbulence,  $y^+$  value should be between approximately 300-100 (in this simulation set as 100). Dimensionless wall distance equation:

$$y^+ = \frac{u_* y}{\nu} \quad (2)$$

where:  $u_*$  – friction velocity;  $y$  – distance to the nearest wall;  $\nu$  – kinematic viscosity

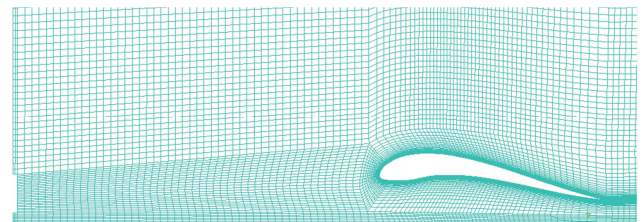


Fig. 4. View of mesh for WIG effect simulation with exhaust gasses redirection to the lower surface of airfoil

#### 3.2. ANSYS Fluent simulations boundary conditions

Simulation conditions for all cases:

- solver set as density-based because velocity in this simulation is set above 0.3 of Mach number, above this value, there is need to consider flow as compressible
  - pressure value set as 1 atm (101325 Pa)
  - energy equation set on
  - turbulence model set as k-epsilon, and it contains two equations in it, first the turbulent kinetic energy  $k$ , and second dissipation rate equation
  - gas property set as ideal-gas, because the air in density based solver does not work with constant air density
- Boundary conditions:
- for every case edges of domain sets as pressure far-field condition, with two exceptions, first for surface below airfoil in wing in ground effect cases, where ground condition was set as moving wall, with the speed of movement of air stream velocity, second for outlet from jet engine, where condition is set as mass-flow-inlet

(mass flow 66 kg/s, temperature 450 K, initial gauge pressure 1.3 atm, mass flow value is similar to value in F-100-PW-229 engine, from the nozzle behind last turbine stage – internal duct. The height of nozzle in 2D simulation is 600 mm)

- standard initialization for pressure far-field
- air stream velocity for free stream flight set as 0.4 of Mach number (139 m/s), for WIG effect flight set as 0.373 of Mach number (129.46 m/s), for both cases of exhaust gases redirection in WIG effect flight air stream velocity is set as 0.3 of Mach number (104.13 m/s)

In every simulation as the main condition of results, convergence is recognized stabilization of lift and drag coefficients in numerical analysis. It is shown in Fig. 5.

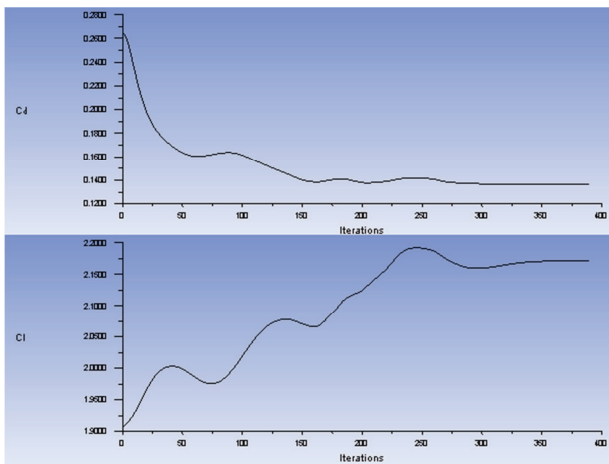


Fig. 5. Convergence of drag and lift coefficient

#### 4. Numerical analysis results

To maintain lift force still in WIG effect flight it is necessary to reduce air stream velocity. Table 2 and Table 3. presents results of numerical simulations, as expected redirection of exhaust gasses in WIG effect above airfoil creates less lift force, but also less drag force. Even with smaller value lift force, as it is shown in Table 4. there is a big increase of lift coefficient for every case of WIG effect usage. With general thrust equation (3) it is possible to calculate thrust needed to propel aircraft, with values of thrust and on the assumption that thrust for free stream flight is 100% of jet engine power (F-100 engine), Table 5 presents needed thrust in the percentage of maximum engine thrust.

$$K = \dot{m}_2 * V_2 - \dot{m}_1 * V_1 \quad (3)$$

where: K – thrust;  $\dot{m}$  – air stream mass flow (2 – outlet; 1 – inlet); V – air stream speed

Table 2. Lift force values for NACA M8 profile

Free air stream [N]	51482
WIG effect [N]	51529
WIG effect (exhaust gasses redirection above airfoil) [N]	39261
WIG effect (exhaust gasses redirection below airfoil) [N]	51609

Table 3. Drag force values for NACA M8 profile

Free air stream [N]	1197
WIG effect [N]	313
WIG effect (exhaust gasses redirection above airfoil) [N]	2513
WIG effect (exhaust gasses redirection below airfoil) [N]	3518

Table 4. Lift and drag coefficient values for NACA M8 profile

	Lift (CL) coefficient	Drag (CD) coefficient
Free air stream [N]	2.27	0.0528
WIG effect [N]	5.26	0.0317
WIG effect (exhaust gasses redirection above airfoil) [N]	6.08	0.389
WIG effect (exhaust gasses redirection below airfoil) [N]	8.09	0.552

Fig. 6. Shows absolute pressure distribution (measured relative to the absolute zero pressure), as expected pressure below the airfoil in WIG effect flight rises, this phenomenon provides to increase of lift force and lift coefficient but also, to decrease induced drag. In C section of Fig. 6. Pressure distribution for exhaust gasses redirection case below the airfoil is greater than in any other case.

Fig. 7. presents air stream velocity distribution around the airfoil in numerical simulations. With the rise of velocity in WIG effect flight, it is expected that air stream could create higher turbulences, what is possible to see after trailing edge in B section. Exhaust gasses in C-section creates high air speed area above the airfoil, what can provide to create a separation of the boundary layer.

Table 5. Thrust needed to propel aircraft

Thrust for free air stream flight	80 kN	100 %
Thrust for WIG effect flight	74.24 kN	92.81 %
Thrust for WIG effect flight with exhaust gasses redirection	59.86 kN	74.82 %

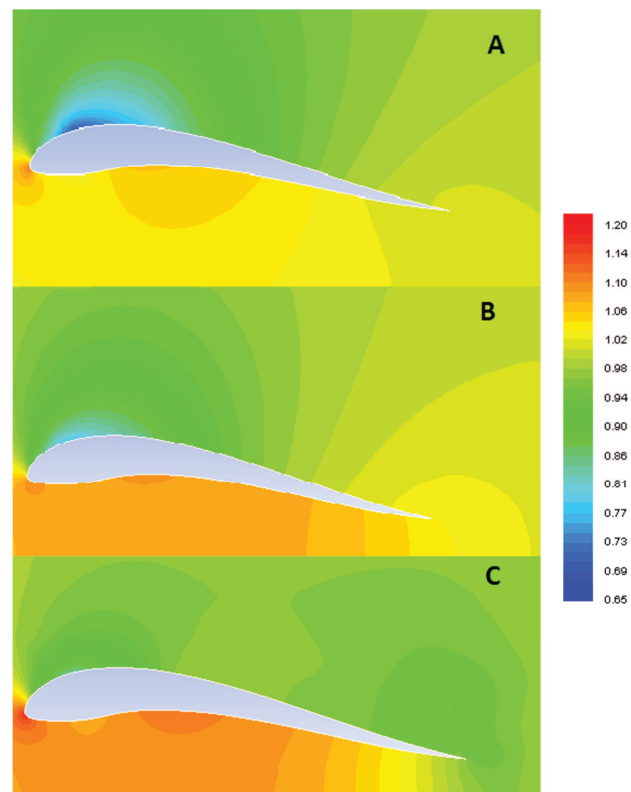


Fig. 6. Absolute pressure distribution: A – free stream flight; B – WIG effect flight; C – WIG with exhaust gasses redirection under airfoil [atm]

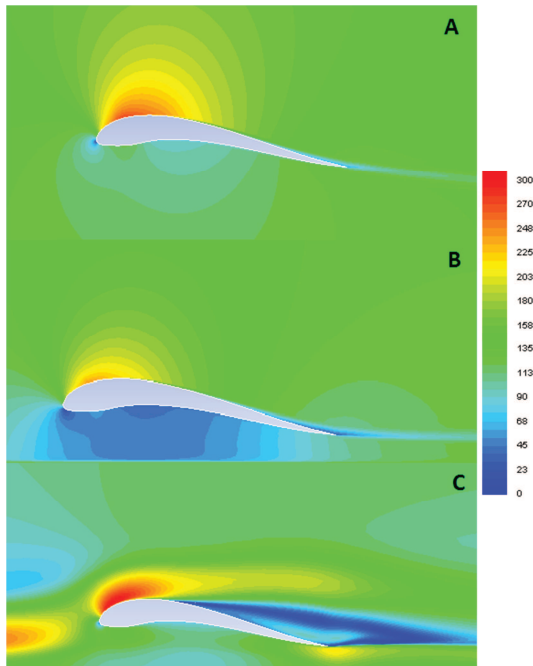


Fig. 7. Air velocity distribution: A – free stream flight; B – WIG effect flight; C – WIG with exhaust gasses redirection under airfoil [m/s]

Fig. 8 presents charts of specific fuel consumption rate in function of thrust, with flight in full power, which is 80 kN, the engine burns 21.5 mg/(s·N) of fuel. When the power to propel aircraft is smaller, like in WIG effect flight its need 21 mg/(s·N) of fuel. When to increase lift force aircraft uses exhaust gasses specific fuel consumption rate drops below 20 mg/(s·N).

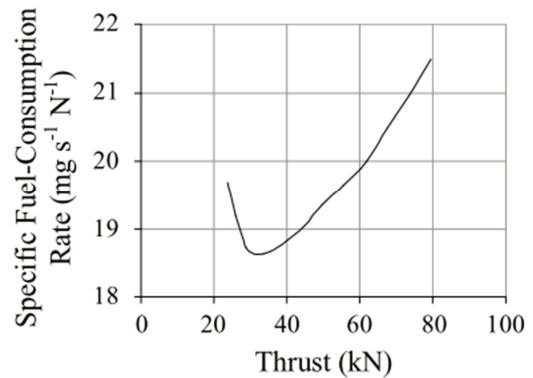


Fig. 8. The specific fuel consumption rate versus the thrust of F-100 jet engine [5]

## 5. Conclusion

WIG craft does not need a regular airports, it can start and takeoff from water. WIG effect produces more lift force what provides to less fuel consumption of aircraft, and it makes it cheaper. In automotive WIG effect is used to provide better traction. It makes both, automotive, and aeronautics safer, the stall of airfoil is not so catastrophic when it uses WIG effect. There is also a few disadvantages WIG effect produce more drag with negative angle of attack in automotive, particularly in F1, it cannot operate on the sea when waves are too high. It is important for aircraft to avoid negative angle attack, because it can provide to sudden lift force loss. It is necessary to conduct further research on WIG effect. NACA M8 profile is promising airfoil for WIG crafts.

## Nomenclature

WIG wing in ground

## Bibliography

- [1] YUN, L., BLIAULT, A., DOO, J. WIG Craft and Ekranoplan, *Springer*. 2010.
- [2] ROZHDESTVENSKY, K.V. Aerodynamics of a lifting system in extreme ground effect. 1<sup>st</sup> ed., *Springer-Verlag*. 2000, 63-67.
- [3] MOORE, N., WILSON, P.A., PETERS, A.J. An investigation into wing in ground effect airfoil geometry, School of Engineering Sciences, *University of Southampton*, SO17 1BJ, UK 2002.
- [4] ROJEWSKI, A. Ekranoplan – wstęp do projektu płatowca, MScEng Thesis, *Poznan University of Technology*, Poznan 2016.
- [5] LEE, A.S., SINGH, R., PROBERT, S.D. Modelling of the performance of a F100-PW229 equivalent engine under sea-level static conditions. 45<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, Colorado 2009.

Adam Rojewski, MEng. – Faculty of Machines and Transport at the Poznan University of Technology.

e-mail: [Adam.M.Rojewski@doctorate.put.poznan.pl](mailto:Adam.M.Rojewski@doctorate.put.poznan.pl)



Jarosław Bartoszewicz, DSc., DEng. – Faculty of Machines and Transport at the Poznan University of Technology.

e-mail: [Jaroslaw.Bartoszewicz@put.poznan.pl](mailto:Jaroslaw.Bartoszewicz@put.poznan.pl)



## FLAPS INFLUENCE ON WING IN GROUND EFFECT LIFT COEFFICIENT

Adam Rojewski, Jarosław Bartoszewicz

Poznan University of Technology, Chair of Thermal Engineering  
Piotrowo Street 30, 61-138 Poznan, Poland  
tel.: +48 791 450 322, +48 61 6652215  
e-mail: adam.m.rojewski@doctorate.put.poznan.pl  
jaroslaw.bartoszewicz@put.poznan.pl

### Abstract

The main purpose of this article was to study flaps application influence on airfoil, which flies in the wing in ground effect with lift, and drag coefficients changes. Wing in ground effect occurs in the direct proximity of ground, it makes lift coefficient higher than in free stream flight, also decreases drag coefficient. WIG effect craft can be an alternative for traditional aircraft, but also for marine transportation. The article presents wing in ground effect creation mechanism description with height coefficient explanation, also presents experimental analysis of lift coefficient with reference to height coefficient. Airfoil with flaps simulation and for free stream flight. Application of flaps makes the wing in ground effect more efficient by lift coefficient rise, what provides also to drag coefficient rise. Flaps provide to absolute pressure rise under the airfoil. It allows to fly slower without lift force change or to make aircraft start shorter without risk of stall. The article shows also conditions and results of Ansys Fluent software simulation for NACA M8 airfoil for angles of attack equal to: 0°, 6°, 10° for three different cases: free stream flight, wing in ground flight with the clear wing, wing in ground flight with flaps, and conditions of analysis convergence.

**Keywords:** transport, ground effect vehicle, numerical analysis, wing in ground effect, flaps

### 1. Introduction

Airfoil, which flies in the wing in ground effect, produces up to 200% more lift force than in normal flight conditions. Wing in ground effect occurs when aircraft is close to the ground. This phenomenon is described by K. V. Rozhdestvensky [1] in his book “*Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*” and shows the dependency of the height of flight and airfoil chord length, and named as height coefficient (1):

$$\bar{h} = h / c, \quad (1)$$

where:  $\bar{h}$  – height coefficient,  $c$  – chord length,  $h$  – flight altitude.

Wing in ground effect mostly works for angles of attack higher than 0°. It is shown in Fig. 1, which present results of the wing in ground effect experiment on NACA 0012 airfoil, with six different angles of attack. There are two main conclusions, first, wing in ground effect makes lift coefficient higher for NACA 0012 when airfoil angle of attack exceed 3°, second, the highest value of lift coefficient achieved by an airfoil is when height coefficient is equal to 0.1.

Figure 2 shows NACA M8 profile, which is in authors' opinion the best choice from tests of ten different airfoils to use in the wing in ground effect. Plain flaps are commonly used in aircrafts, the cause of its simplicity. Flaps allow aircraft to decrease the speed of landing, and make the start of aircraft shorter or allow increasing maximum take-off weight.

### 2. Ansys Fluent simulations

All simulations were prosecuted in Ansys Fluent 17.2 academic research, with ICEM CFD mesh generator. Simulation conditions were the same for all cases:

- solver set as density-based, because velocity is set above 0.3 of Mach number, there is a need of considering flow as compressible,
- pressure value set as 1 [atm] (101325 [Pa]),
- energy equation set on,
- turbulence model set as k-epsilon, and it contains two equations in it, first the turbulent kinetic energy k, and second dissipation rate equation,
- gas property set as ideal-gas, because the air in density based solver does not work with constant air density,
- edges of domain sets as pressure far-field condition, with exceptions, for surface below airfoil in the wing in ground effect, where the ground condition was set as moving wall, with the speed of movement of air stream velocity, standard initialization for pressure far-field,
- for every case airfoil angle of attack was set at 0°, 6°, 10°,
- for every angle of attack flaps angle was set in three different positions: 5°, 15°, 30°,
- the height of flight set as 0.1 for the wing in ground effect simulation.

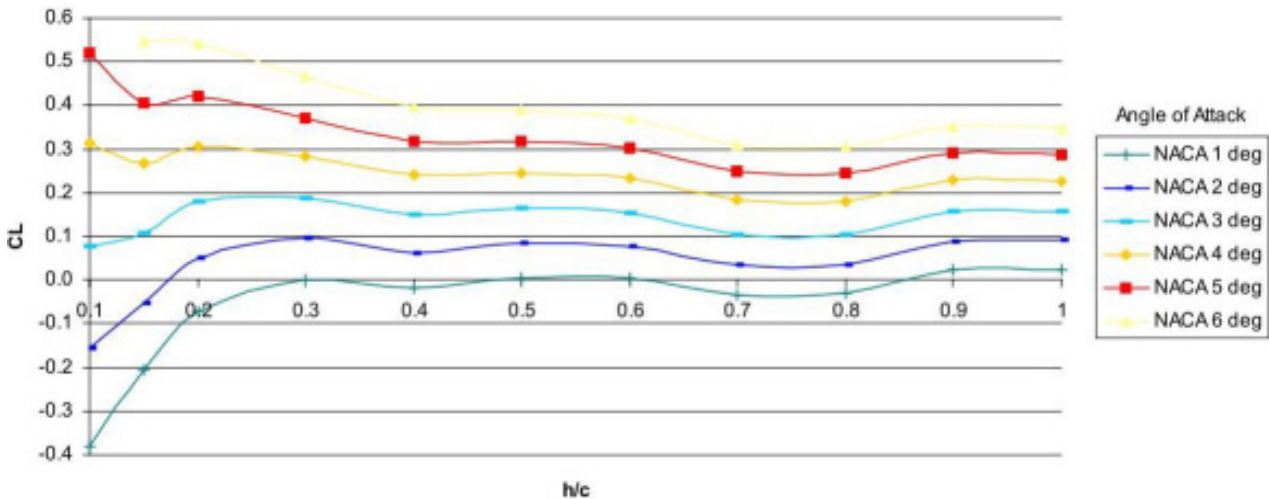


Fig 1. Influence of height coefficient change on lift coefficient for NACA 0012 [2]



Fig. 2. NACA M8 airfoil with plain flaps (30°)

Figure 3 shows mesh created for NACA M8 profile in ICEM CFD software. Ansys Fluent does not allow its user to use structural mesh, but ICEM CFD can change structural mesh to unstructural, what makes numerical analysis easier when computing power is small. Every mesh cells number for the wing in ground effect is similar and close to 35000 cells.

Every simulation has the main condition of results convergence, it is recognized by stabilization of lift and drag coefficients in numerical analysis. It is shown in Fig. 4. When graph remains still and it draws a straight line, it can be considered as a convergent result.

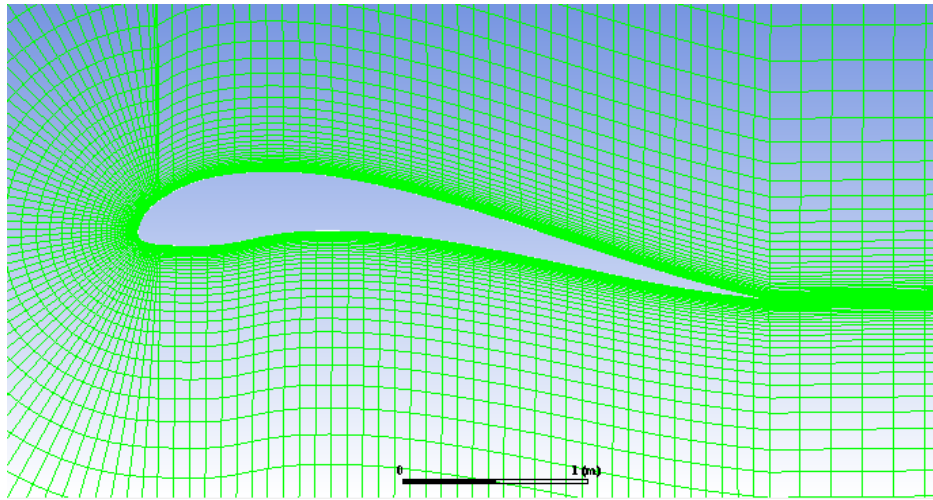


Fig. 3. Mesh for NACA M8 airfoil created in ICEM CFD software

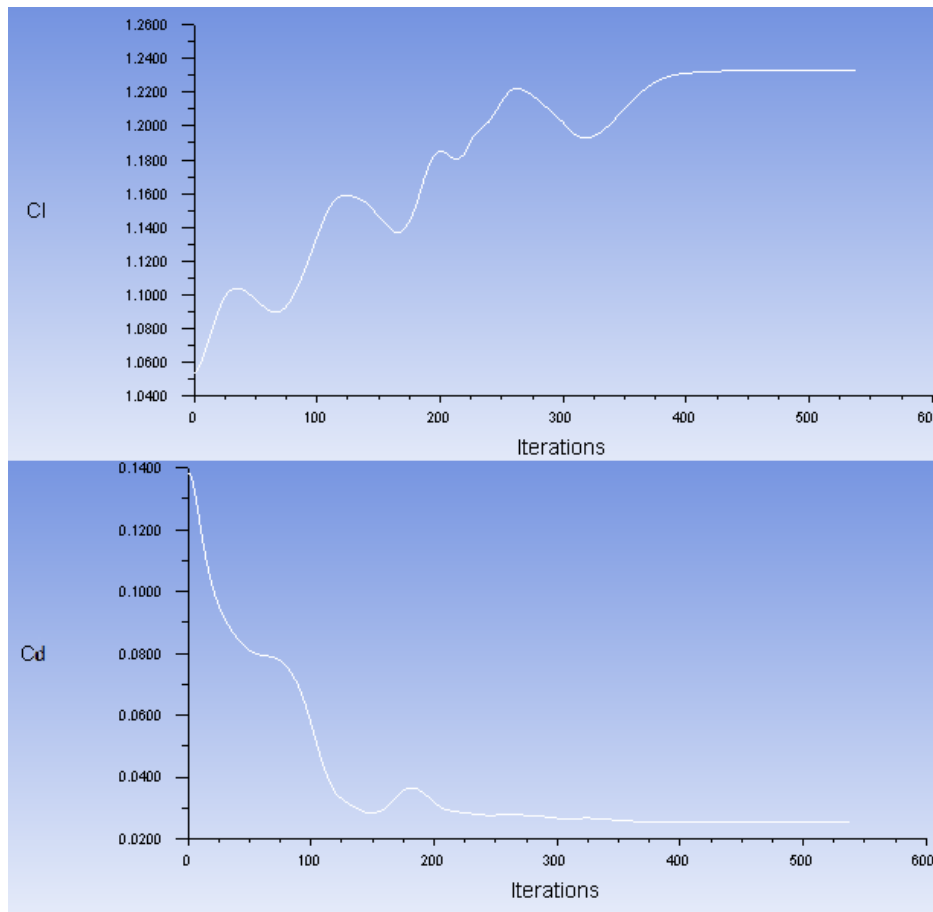


Fig. 4. Convergence of drag and lift coefficient

## 2. WIG effect simulation results

Authors choose NACA M8 profile from 10 different airfoils after conduct numerical analysis of wing in ground effect and free stream flight for these profiles, an article titled “Airfoil selection for the wing in ground effect craft” shows this comparison.

Table 1 present results of simulation in Ansys Fluent for lift coefficient. Wing in ground effect with clear wing makes lift coefficient almost two times greater than in free stream flight. Greater pressure under the wing in WIG effect flight produce more drag (Tab. 2) on higher angles of



attack, but advantages which come from bigger lift force, like less fuel consumption per passenger or higher maximum take-off mass, are undisputed. As expected, flaps application with slight drag coefficient increase makes lift coefficient more than two times bigger for the wing in ground effect (6° angles of attack), depending on angle, and almost 5 times bigger (6° angle of attack) than in free stream flight. Mostly, wing in ground effect works above 0° angle of attack, but with flaps, this phenomenon can produce larger lift force even with angles of attack below this value.

Tab. 1. Comparison of lift coefficient for NACA M8 airfoil

$\alpha$ [°]	free stream flight	WIG effect flight without flaps	WIG effect flight with flaps (5°)	WIG effect flight with flaps (15°)	WIG effect flight with flaps (30°)
0	0.563	1.34	3.835	5.12	5.719
6	1.233	2.53	5.763	6.499	6.81
10	1.653	3.006	6.573	7.148	7.313

Tab. 2. Comparison of drag coefficient for NACA M8 profile

$\alpha$ [°]	free stream flight	WIG effect flight without flaps	WIG effect flight with flaps (5°)	WIG effect flight with flaps (15°)	WIG effect flight with flaps (30°)
0	0.0715	0.065	0.132	0.173	0.266
6	0.0253	0.186	0.249	0.335	0.439
10	0.0753	0.257	0.401	0.524	0.614

WIG effect provides to rise of drag coefficient, but there are few ways to reduce it. First, there is a need of height of flight steering to adjust pressure under the wing to requirements of flight. Second, WIG effect crafts have had small wingspan with much greater chord length than normal aircraft, what provides to aerodynamic drag reduction, also WIG effect moves out of the wing tips vortices produce by pressure differential pressure under and above the wing, and decrease induced drag.

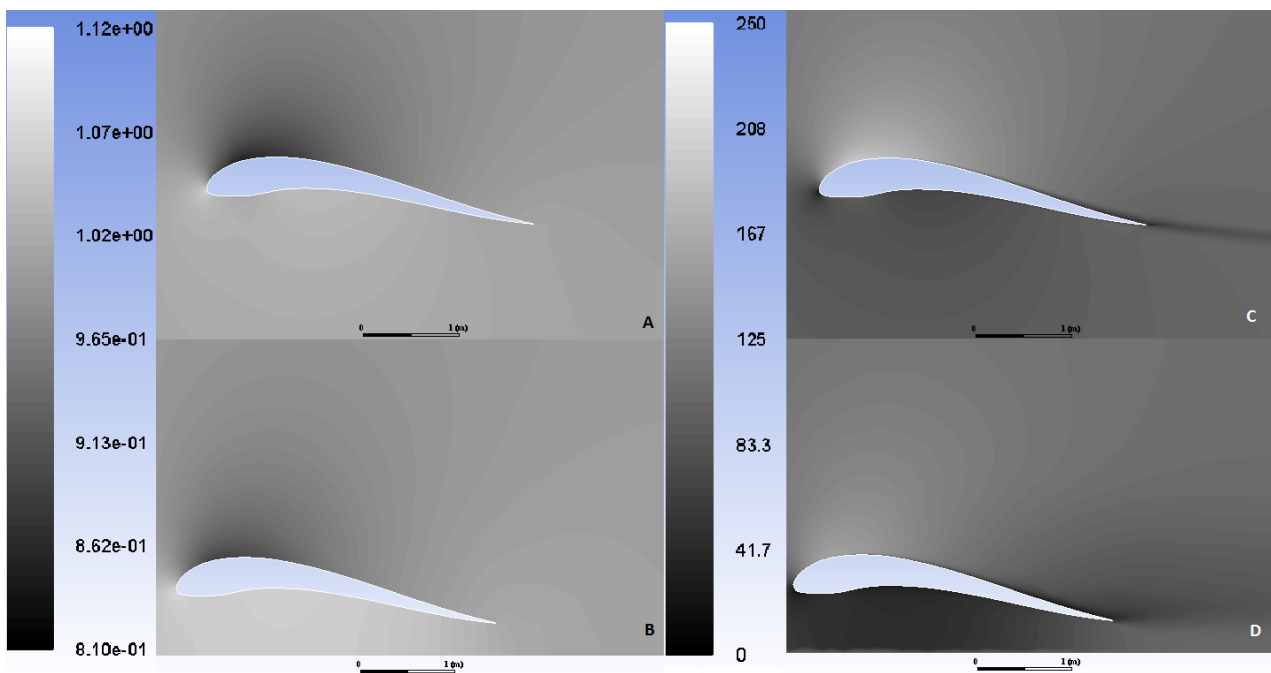


Fig. 5. Comparison of absolute pressure distribution (left scale in [atm]) for free stream flight (A) and wing in ground effect flight (B), and velocity distribution (right scale [m/s]) for free stream flight (C) and WIG effect flight (D)

Figure 5 presents results of simulation as absolute pressure distribution and air stream velocity distribution free stream flight and for WIG effect flight. Absolute pressure is measured relative to the absolute zero pressure. As shown in this figure, absolute pressure for WIG effect flight is higher below the airfoil than for normal flight, because of ground proximity air stream was stopped, what provides to this increase. In the course of research, authors noticed that drag increase could be due to aerodynamic trace above the airfoil in the wing in ground effect flight.

Figure 6 presents flaps influence on absolute pressure distribution under the NACA M8 airfoil in WIG effect flight. The height of flight remains still for every flaps angle, and it is equal to 0.1 of chord length. The length of flaps is equal to 0.2 of chord length. It is important to keep distance still on the wing in ground effect, because there is a risk of break off flaps. With higher flaps angle pressure under the wing rise, and due to an increase of speed above the wing, pressure on the upper surface decrease.

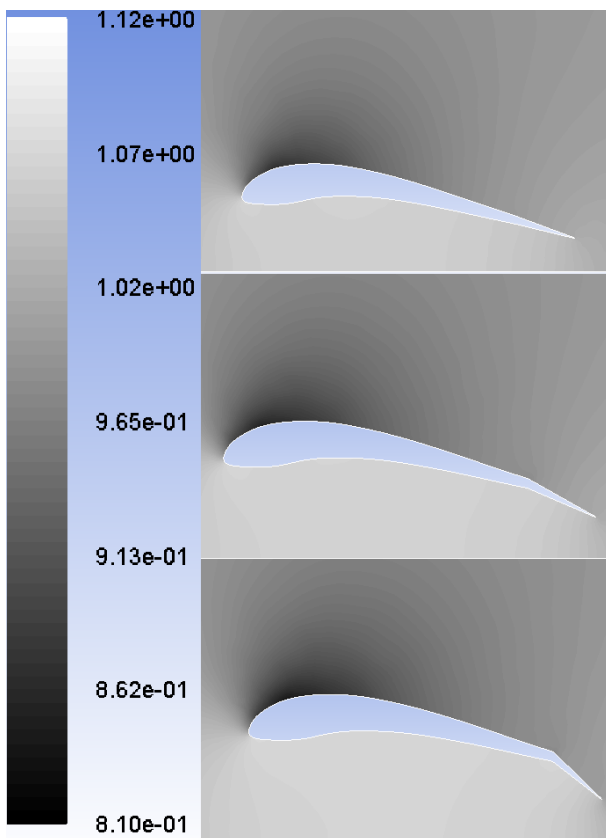


Fig. 6. Pressure distribution [atm] for NACA M8 airfoil in wing in ground effect flight with flaps; flaps angle from the top: 5°, 15°, 30°

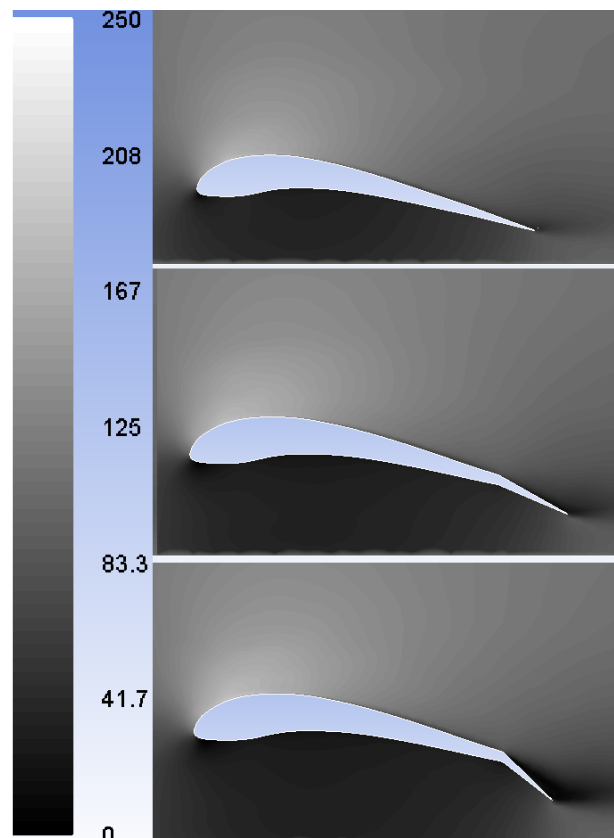


Fig. 7. Air stream velocity distribution [m/s] for NACA M8 airfoil in wing in ground effect flight with flaps; flaps angle from the top: 5°, 15°, 30°

In reference to Fig. 6, Fig. 7 presents air stream velocity distribution for the same cases of flaps usage. With the higher angle of flaps, more air was stopped under the wing, what provides to increase of lift force, but also to increase drag force. Due to air stagnation under the wing, air needs to flow above the wing with higher speed, thanks to that, the difference in pressure values under and above the wing is bigger.

### 3. Conclusion

This is obvious that wing in ground effect provides to a big growth of lift force, with few factors it can also increase or decrease drag force, depends on wing angle of attack, slots or flaps application. In further work, authors want to examine boundary layer blowing and suction in the

wing in ground effect airfoil. For now, WIG effect with flaps application can make aircraft more efficient, and more environment-friendly.

### References

- [1] Rozhdestvensky, K. V., *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*, 1st ed., Springer-Verlag, pp. 63-67, 2000.
- [2] Moore, N., Wilson, A., Peters, J., *An Investigation into wing in ground effect airfoil geometry*, RTO SCI Symposium on Challenges in Dynamics, System Identification, Control and Handling Qualities for Land, Air, Sea and Space Vehicles Paris, France, NATO RTO, pp. 11-20, 2002.

## NUMERICAL INVESTIGATION OF ENDPLATES INFLUENCE ON THE WING IN GROUND EFFECT LIFT FORCE

**Adam Rojewski, Jarosław Bartoszewicz**

*Poznan University of Technology, Chair of Thermal Engineering  
Piotrowo 30, 61-138 Poznan, Poland  
tel.: +48 791450322, +48 61 6652215  
e-mail: adam.m.rojewski@doctorate.put.poznan.pl  
jaroslaw.bartoszewicz@put.poznan.pl*

### **Abstract**

*The article presents a comparison of the wing in ground effect magnitude of conceptual WIG craft model main characteristics for a wing with and without endplates which are also known as winglets in regular aircraft. In article, the author describes WIG effect with and WIG craft, which operates on low altitude, smaller than the length of wing chord, mostly above the water reservoir. WIG effect phenomenon is simple. The first aircraft needs to fly at adequate altitude, with a smaller distance between lower airfoil surface and ground static pressure rises, leading to rising of lift force. The main advantage of the wing in ground effect craft on regular aircraft is a much higher lift to drag ratio, also this phenomenon provides to drop in specific fuel consumption of aircraft and allows flying with heavier cargo due to higher lift force. Characteristics present in the article were designated from simulations, which were conducted in Ansys Fluent software. Results obtained for a wing with endplate in numerical analysis shows the superiority of this approach. Endplates provide to increase WIG effect by a decrease in induced drag through the move out vertices from the wing tips, which are made by differential pressure above and under the wing. As winglets in regular aircraft, endplates provide to save fuel. WIG craft does not need airports so it could be a cheap alternative for modern aircraft.*

**Keywords:** *endplates, ekranoplan, numerical analysis, wing in ground effect, airfoil*

### **1. Introduction**

Most pilots experienced the phenomenon of the closeness of land during landing. Additional lifting force was created before the landing gear contact with the landing field caused the phenomenon of gliding over the belt until the appropriate loss of speed. Thanks to this, the air cushion that was created ceased to affect the wage carrier.

In addition, the surface effect reduces the speed of air flowing from the lower surface of the wings upwards, thus reducing the losses caused by the formation of vortices behind the wing. This phenomenon also has a positive effect on increasing the so-called effective wingspan. In free flight, vortices, by omitting the tips of the wings, lead to a loss of lift at their ends. They cause the loss of lift force by moving the vortexes of the wing ends [6, 7], as well as reducing the induced resistance (Fig. 1).

It can be concluded that the decrease in the effect of the resistance phenomenon induced on airframe resistance is the most important factor characterizing the attributive effect. At the same time, due to the possibility of the use of the dynamic airbag phenomenon by the airfoil, we can additionally increase the strength by the appropriate shape of the hull. The air entering the hull cannot get out of the way. It should be closed with a backflow e.g. with a flap. The second way to increase the lifting force is to limit the outflow of air from the wings, e.g. using flaps or additional elements, walls at the ends of the wings limiting the escape of air at their ends.

A dynamic air cushion is created during a progressive flight. If the lift is generated by exhaust gases of the turbine engine or by an additional propeller, this is a static airbag phenomenon. This phenomenon occurs when the wing in ground craft moves slowly over water or stands. It works then like a classic hovercraft.

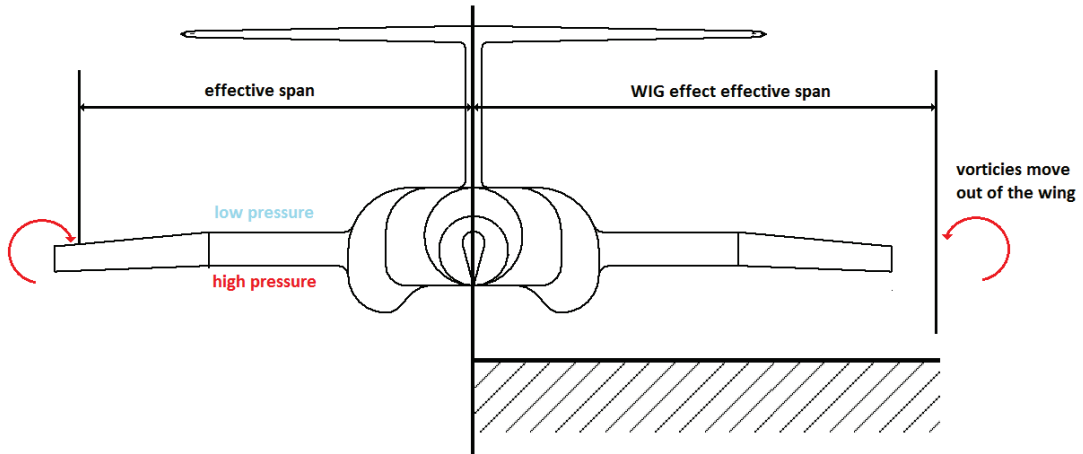


Fig. 1. Mechanism of WIG effect creation [2]

At the same time, it seems obvious to look for new solutions in the field of transport. The number of travellers increases year by year, and the import or export of goods (Fig. 2) is growing. The vision that, with time, there may be space in the sky for more aircraft is unlikely. The fact is, however, to increase the use of air corridors, which hinders air traffic, increases flight time and fuel consumption.

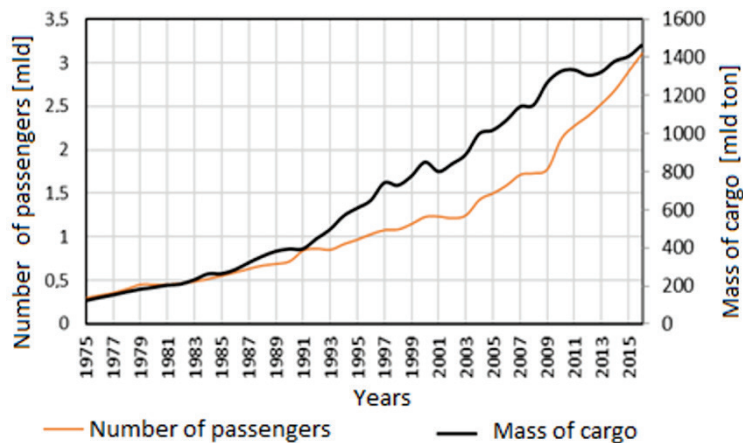


Fig. 2. Number of passengers in air transport in the years 1975-2016 [1]

The answer to this growing demand in the field of transport can be wing in ground crafts. These are special purpose airplanes. By using the wing in ground effect to increase the lift of the entire aircraft, we could move people and loads at high speed over the surface of the ground or water. The surface effect can be divided into a positive surface effect, desired in airplanes, which leads to an increase in wing lift, observed for positive angles of attack, and a negative surface effect leading to reduction of lift, i.e. to increase the downforce. This phenomenon is used in the automotive industry, especially in Formula 1. In the front of the car there is a characteristic “wing” maximizing the aerodynamic downforce.

The construction solutions found in screens over time are promising, and the effect of the near-surface effect on the characteristics of the airframe itself on parameters such as fuel consumption, is positive.

## 2. Ansys Fluent simulations

All simulations were prosecuted in Ansys Fluent 18.2 academic research. Simulation conditions for all cases:

- solver set as density-based because velocity in this simulation is set almost 0.3 of Mach number, and above this value, there is need to consider flow as compressible,
  - speed set as 100 m/s,
  - pressure value set as 1 atm. (101325 Pa),
  - energy equation set on,
  - turbulence model set as k-epsilon, and it contains two equations in it, first the turbulent kinetic energy k, and second dissipation rate equation,
  - gas property set as ideal-gas, because the air in density based solver does not work with constant air density,
  - there is a dependency, determine by K. V. Rozhdestvensky [2] which is the height of flight to chord length ratio, called height coefficient (1). Altitude above ground set as 0.1 of wing chord length,
  - wing angle of attack equal to 6°.
- Concept aircraft characteristics [3]:
- length of aircraft: 54.7 m,
  - wing span: 31 m,
  - aircraft height: 10.3 m,
  - hull height and width: 4,5 m and 9 m,
  - wing surface area: 180 m<sup>2</sup>.

In every simulation as the main condition of results, convergence is recognized by stabilization of lift (vertical axis on Fig. 3) and drag (vertical axis on Fig. 4) coefficients in numerical analysis. When lift coefficient and drag coefficient remains still, as in Fig. 3 and 4, numerical analysis is succeeded. On both figures, on the horizontal axis the number of iterations is placed, it means number of steps it means the number of steps in which the convergence of calculations has been achieved.

In simulation as expected, aircraft with endplates produce higher lifter force. The increase in lift force in the simulations performed in the ANSYS Fluent program is almost 30% (Tab. 1), which significantly improves the characteristics of such aircraft. Higher lift force allows taking much more passengers or more cargo. So wing in ground effect provides to decrease in fuel consumption per passenger.

Tab. 1. Lift force of wing in the ground craft for different kind of wings

Type of wings	Lift force [kN]
Regular wings	1214
Wings with endplates	1570

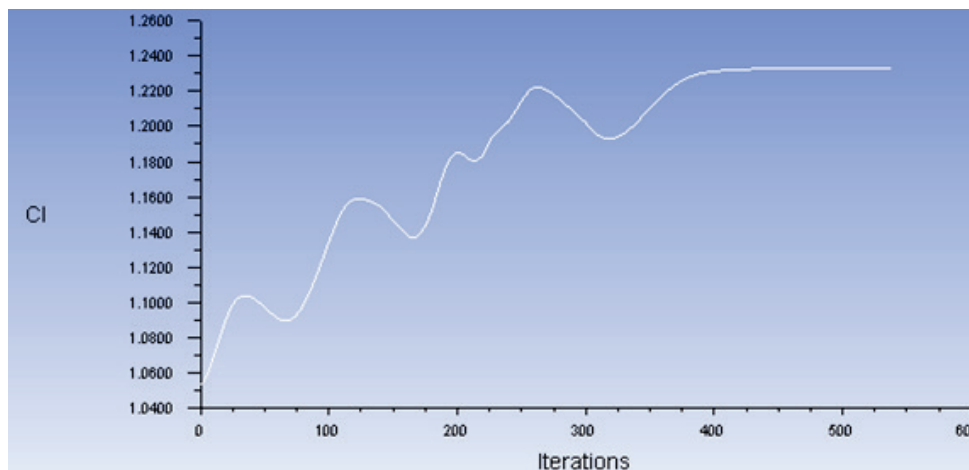


Fig. 3. Convergence of lift coefficient [3]

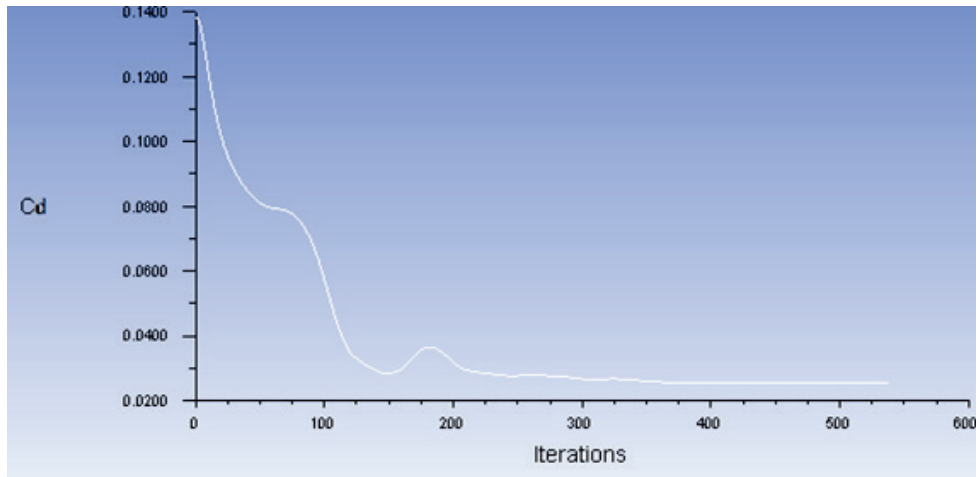


Fig. 4. Convergence of drag coefficient [3]

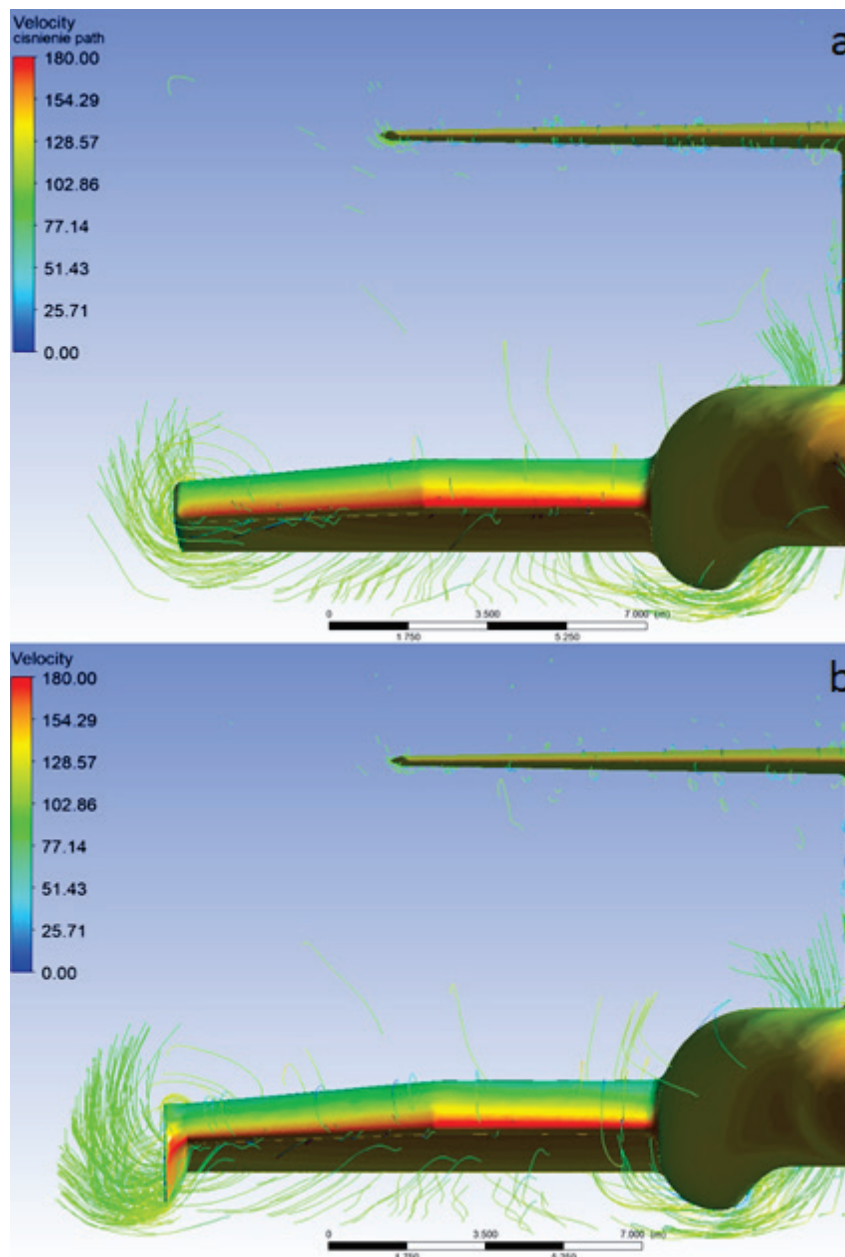


Fig. 5. Different wing kinds with velocity pathlines [m/s]

Figure 5 shows airstream path lines for two investigated cases. On the top (Fig. 5a), there is wing without endplates. As on Fig. 1, the vertices creation starts under the wing in almost 25% of wing length. This phenomenon provides to decrease in lift force by generating induced drag. On the bottom (Fig. 5b), vertices are moved out to the wing tip, and decrease the aircraft drag. Wing in ground effect flight with wings equipped with endplates provides to increase the effective span of the wing.

Figure 6 shows pressure distribution under two kind of wing. On the left, there is wing without endplates (Fig. 6a). There is an area on the wing tip with lower pressure (blue colour). This is the place on the wing where induced drag provides to decline in lift force. On the right (Fig. 6b), there is a wing with endplates. Pressure under this wing has almost equal distribution on the entire surface, and the pressure is higher. This is a consequence of the use of wings with endplates.

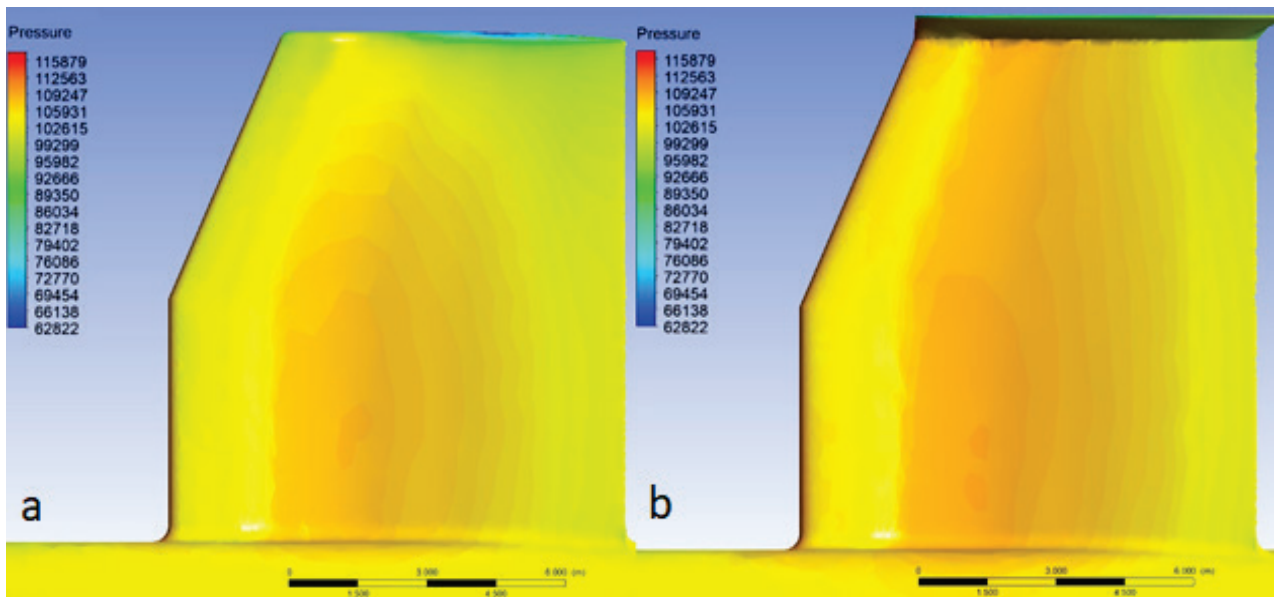


Fig. 6. Pressure distribution under the different kinds of the wing [Pa]

### 3. Conclusions

With obtained results, it is obvious that wing in ground effect flight with use of endplates on the wing tips generates much higher lift force than with the use of regular wings. Wing in ground effect has some features, which provide to increase in lift force, and in a decrease in drag force. With lower fuel consumption [5] and without the need of regular airports, wing in ground effect crafts could be future of aviation. Due to the low altitude of the flight, the choice of this kind of transport may be suitable for people who are afraid of flying aircraft. Therefore, it is a chance to increase the availability of fast transport around the world. The aircraft concept assumes the use of all systems that allow increasing the lift and subsequent optimizations under relative to the reduction of aerodynamic drag. The airframe with the maximum level of safety is to ensure the most environment-friendly operation.

### References

- [1] DataBank, The World Bank, data.worldbank.org/indicator/IS.AIR.PSGR, access: 5.05.2019.
- [2] Rojewski, A., Bartoszewicz, J., *Airfoil selection for wing in ground effect craft*, Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 24, No. 4, pp. 265-269, Warsaw 2017.
- [3] Rojewski, A., *Ekranoplan – wstęp do projektu płatowca*, Politechnika Poznańska, Poznan 2016.



- [4] Rojewski, A., Bartoszewicz, J., *Usage of wing in ground effect to maintain lift force with reduced fuel consumption of aircraft*, Combustion Engines, Nr 169 (2), 2017.
- [5] Rozhdestvensky, K. V., *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*, 1<sup>st</sup> ed., Springer-Verlag, pp. 63-67, 2000.
- [6] Yun, L., Bliault, A., Doo, J., *WIG Craft and Ekranoplan*, Springer Science, New York 2010.  
*Manuscript received 10 July; approved for printing 21 November 2019*