

Politechnika Warszawska

WYDZIAŁ MECHANICZNY  
ENERGETYKI I LOTNICTWA



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

# Praca dyplomowa magisterska

na kierunku Lotnictwo i kosmonautyka  
w specjalności Napędy lotnicze

Projekt wspomagania prac studenckich wykonywanych w ramach  
przedmiotu Budowa i Projektowanie Obiektów Latających 1

Cezary Kardaś

Numer albumu 271305

promotor

Dr inż. Marcin Figat

Warszawa, 2019



## Streszczenie

Praca magisterska podejmuje się złożonego zadania usprawnienia prac obliczeniowych wykonywanych przez studentów wydziału MEiL w czasie realizacji projektów przedmiotu Budowa i Projektowanie Obiektów Latających 1. Z powodu wielowymiarowości wytyczonego celu, praca ma w dużej mierze charakter teoretyczny i traktuje nie tylko o zaproponowanym rozwiązaniu oraz sposobie jego realizacji, ale także o teorii kryjącej się za typowymi metodami stosowanymi w działaniach inżynierskich pokroju tych prowadzonych przez studentów.

Na pracę składa się pięć głównych rozdziałów, które stopniowo zgłębiają poruszane zagadnienie. W pierwszym z nich czytelnik zapoznaje się z przyjętą ideą nauczania przedmiotu oraz zakresem projektów obliczeniowych niezbędnych do jego ukończenia. W kontekście BiPOLa 1 omawiana jest także wykorzystywana w wielu dziedzinach inżynierii metoda projektowania iteracyjnego, której użycie również w ramach przedmiotu jest postulowane w niniejszej pracy. Dużą część wstępu stanowi zestawienie idei tej metody z rzeczywistymi działaniami studentów prowadzące wprost do identyfikacji problemów z jej wykorzystaniem w projektach. Na bazie odnalezionych przeszkód sformułowanych zostaje kilka propozycji usprawnienia pracy studentów, spośród których typowana jest jedna o największym potencjalne.

Sugerowanym przez pracę rozwiązaniem jest budowa dedykowanego oprogramowania, które zautomatyzowałoby najbardziej pracochłonne zadania obliczeniowe niezbędne do ukończenia projektów BiPOLa. Drugi rozdział pracy rozwija koncepcję takiego programu, rozważając możliwe sposoby jego budowy, funkcje jakie powinny się w nim znaleźć, jego sposób użycia oraz rolę, jaką pełniłby w nauczaniu przedmiotu. Rozdział kończy podsumowanie wszystkich założeń przyjętych w koncepcji. Przeprowadzana jest także identyfikacja wszystkich zmian w efektach kształcenia, jakie mogą potencjalnie zostać wywołane wykorzystaniem programu

W ramach pracy magisterskiej na bazie przyjętych założeń zbudowano zaproponowany przez nią program. W trzecim rozdziale opisywane i uzasadniane są wszystkie decyzje podjęte co do szczegółów jego budowy: począwszy od wykorzystywanego środowiska pracy, przez zakres zaimplementowanych funkcji i metod obliczeniowych, aż po ideę kryjącą się za projektem interfejsu graficznego programu. Poprawność działania programu jest weryfikowana w rozdziale czwartym poprzez porównanie osiągnięć samolotu otrzymanych przy użyciu programu oraz wyników otrzymanych klasycznymi metodami nie korzystającymi z automatyzacji obliczeń. Omawiane są wykryte różnice oraz leżące u ich podstaw przyczyny.

Aby ocenić stopień realizacji zamierzonych celów, ostatnia część pracy bezpośrednio odnosi się do listy założeń przyjętych na etapie tworzenia koncepcji programu i stwierdza, których z nich udało się dotrzymać, a ponadto w jakim kierunku powinien postępować dalszy rozwój programu, aby w przyszłości został on wprowadzony do programu nauczania przedmiotu. Główną konkluzją jest konieczność przeprowadzenia dogłębnych testów przydatności programu pośród jego docelowych użytkowników tj. studentów BiPOLa 1.

### **Słowa kluczowe:**

Oprogramowanie, Osiągi samolotu, Excel, VBA, Metoda iteracyjna, Projektowanie

## Abstract

This Master's thesis takes up the topic of streamlining the work performed by the students of The Faculty of Power and Aeronautical Engineering within the framework of Aircraft Design 1 classes. Due to the multitude of ways the aim of the thesis could be interpreted in, it is mostly theoretical in nature, therefore it not only discusses the proposed solution of the identified problem and the application of said solution, but also reviews the underlying theory that the methods used by students are based on.

The thesis is composed of 5 main chapters whose main purpose is to gradually delve deeper into the subject at hand. In the first chapter, the reader will familiarize him or herself with the idea behind the current teaching process and with the scope of the aircraft projects developed as a part of Aircraft Design 1. Subsequently, the chapter also discusses the iterative engineering design process put in context of the aforementioned classes. A comparison of said iterative method with methods that are in fact used by the students constitutes a significant part of this introduction. The chapter concludes with not only the identification of the main problem that obstructs the implementation of the iterative process, but also with the advancement of several suggestions regarding the possible ways of solving said problem. One of them is then identified as having the greatest potential for succeeding in doing so.

As suggested by the thesis, the best solution is to create software dedicated to the automation of the most time consuming of tasks performed as a part of the projects. The second chapter develops this concept further, considering such aspects as the structure of this software, its functions, its workflow and the role that it would play in the teaching process of the Aircraft Design 1 classes. The chapter ends with a summary of all of the assumptions made in the conceptual design of the software and of its possible impact on the learning outcomes.

The scope of the thesis also includes the creation of said software based on the developed concept. The third chapter discusses all of the decisions made during that process: from the working environment that should be used, through the list of implemented functions and methods, to the idea behind the design of the graphical user's interface. The program is then validated in the fourth chapter based on how its results compare to the results obtained in a standard, non-automated way of completing the projects.

In order to assess the degree to which the goal of the program was fulfilled, the last chapter of the thesis refers back to the list of assumptions made for the design of the software. It is established which of them were kept and what kind of work needs to be performed in the future to further develop the program and introduce it into the teaching process of Aircraft Design 1 classes. The main takeaway of this conclusion is that the software needs to be thoroughly tested by its future users – the students themselves.

### **Keywords:**

Software, Aircraft performance, Excel, VBA, Iterative engineering design process, Design

## Oświadczenie autora (autorów) pracy

Świadomy/-a odpowiedzialności karnej za składanie fałszywych zeznań oświadczam, że niniejsza praca dyplomowa została napisana przeze mnie samodzielnie, pod opieką kierującego pracą dyplomową.

Jednocześnie oświadczam, że:

- niniejsza praca dyplomowa nie narusza praw autorskich w rozumieniu ustawy z dnia 4 lutego 1994 roku o prawie autorskim i prawach pokrewnych (Dz.U. z 2006r. Nr 90, poz. 631 z późn. zm.) oraz dóbr osobistych chronionych prawem cywilnym,
- niniejsza praca dyplomowa nie zawiera danych i informacji, które uzyskałem/-am w sposób niedozwolony,
- niniejsza praca dyplomowa nie była wcześniej podstawą żadnej innej urzędowej procedury związanej z nadawaniem dyplomów lub tytułów zawodowych,
- wszystkie informacje umieszczone w niniejszej pracy, uzyskane ze źródeł pisanych i elektronicznych, zostały udokumentowane w wykazie literatury odpowiednimi odnośnikami,
- znam regulacje prawne Politechniki Warszawskiej w sprawie zarządzania prawami autorskimi i prawami pokrewnymi, prawami własności przemysłowej oraz zasadami komercjalizacji.

Oświadczam, że treść pracy dyplomowej w wersji drukowanej, treść pracy dyplomowej zawartej na nośniku elektronicznym (płyce kompaktowej) oraz treść pracy dyplomowej w module APD systemu USOS są identyczne.

.....  
data

.....  
podpis autora (autorów) pracy

## Oświadczenie

Wyrażam zgodę / nie wyrażam zgody\*<sup>1</sup> na udostępnianie osobom zainteresowanym mojej pracy dyplomowej. Praca może być udostępniana w pomieszczeniach biblioteki wydziałowej. Zgoda na udostępnienie pracy dyplomowej nie oznacza wyrażenia zgody na jej kopiowanie w całości lub w części.

Brak zgody nie oznacza ograniczenia dostępu do pracy dyplomowej osób:

- reprezentujących władze Politechniki Warszawskiej,
  - członków Komisji Akredytacyjnych,
  - funkcjonariuszy służb państwowych i innych osób uprawnionych, na mocy odpowiednich przepisów prawnych obowiązujących na terenie Rzeczypospolitej Polskiej, do swobodnego dostępu do materiałów chronionych międzynarodowymi przepisami o prawach autorskich.
- Brak zgody nie wyklucza także kontroli tekstu pracy dyplomowej w systemie antyplagiatowym.

.....  
data

.....  
podpis autora (autorów) pracy

\*1 - niepotrzebne skreślić

## Spis treści

Streszczenie .....	2
Abstract .....	3
1. Bieżący proces dydaktyczny Budowy i Projektowania Obiektów Latających 1 .....	7
1.1. Opis przedmiotu.....	7
1.2. Metoda projektowania iteracyjnego w kontekście przedmiotu .....	8
1.3. Problemy z wykorzystaniem metody iteracyjnej w ramach przedmiotu .....	12
1.4. Propozycje usprawnienia pracy studentów.....	13
2. Koncepcja oprogramowania.....	15
2.1. Założenia wyjściowe.....	15
2.1.1. Cel i zakres użycia programu .....	15
2.1.2. Stopień automatyzacji obliczeń .....	15
2.1.3. Tryby działania programu .....	16
2.1.4. Zakres dostępnych rozwiązań konstrukcyjnych.....	16
2.1.5. Wprowadzanie danych .....	17
2.1.6. Środowisko pracy .....	18
2.2. Koncepcja wykorzystania programu .....	19
2.2.1. Zakres i sposób użycia .....	19
2.2.2. Sposób oceny projektów .....	20
2.3. Zestawienie przyjętych założeń .....	21
2.4. Za i przeciw wykorzystaniu programu –.....	22
3. Realizacja programu.....	23
3.1. Forma pliku programu .....	23
3.2. Struktura programu i import danych.....	23
3.3. Moduł geometryczny .....	26
3.3.1. Kreator Płata .....	26
3.3.2. Wyznaczanie płata zastępczego.....	28
3.4. Moduł aerodynamiczny .....	31
3.4.1. Poziomy danych wejściowych i wyników .....	31
3.4.2. Integracja z Xfoilem .....	32
3.4.3. Wykorzystanie metody Schrenka do wyznaczenia charakterystyki aerodynamicznej płata.....	33
3.4.4. Wyznaczenie charakterystyki aerodynamicznej samolotu .....	37
3.5. Moduł zespołu napędowego.....	41
3.5.1. Opis modułu.....	41
3.5.2. Obliczenia dla napędów odrzutowych.....	41
3.5.3. Obliczenia dla napędów śmigłowych .....	43
3.6. Obliczenia osiąągów.....	44

3.6.1.	Wykres ofertowy .....	44
3.6.2.	Zasięg i długotrwałość.....	47
3.7.	Graficzny interfejs użytkownika .....	48
4.	Walidacja działania programu .....	49
4.1.	Sposób walidacji .....	49
4.2.	Oryginalne wyniki osiągnięć samolotu.....	50
4.3.	Wyniki otrzymane przy użyciu programu.....	52
4.4.	Porównanie wyników .....	54
5.	Wnioski .....	56
5.1.	Ocena stopnia realizacji założeń .....	56
5.2.	Kierunki dalszego rozwoju programu .....	58
	Bibliografia.....	59
	Spis rysunków .....	60
	Spis tabel .....	62
	Wykaz symboli .....	63

# 1. Bieżący proces dydaktyczny Budowy i Projektowania Obiektów Latających 1

## 1.1. Opis przedmiotu

Budowa i Projektowanie Obiektów Latających 1 jest przedmiotem obowiązkowym dla studentów 5 semestru studiów inżynierskich Lotnictwa i Kosmonautyki na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

Jak mówi Sylabus Politechniki, głównym celem kształcenia tego przedmiotu jest zapoznanie studentów z procesem projektowania statku powietrznego. Odbywa się to w czasie cyklu wykładów teoretycznych, w ramach których przedstawiane są metody używane do realizacji kolejnych etapów projektowania. Część zaawansowanych technik przedstawianych na wykładach wymaga znajomości materiału przedmiotu Mechanika Lotu 1, który z tego powodu jest prerekwizytem do BiPOLa 1.

Wiedza teoretyczna zdobywana w czasie semestru jest jednocześnie utrwalana poprzez wykorzystanie jej przez studentów w ich własnych koncepcjach statków powietrznych. Wybrawszy z początku zajęć rodzaj projektowanego statku, student na przestrzeni 15 tygodni wykonuje szereg projektów, w ramach których samodzielnie podejmuje decyzje konstruktorskie i wykonuje obliczenia prowadzące do zdefiniowania geometrii samolotu i zweryfikowania jego osiągnięć. Prowadzący monitorują, ukierunkowują i oceniają postępy prac studentów na bazie raportów z poszczególnych projektów, jakie zdają studenci.

BiPOL 1 jest jednym z pierwszych przedmiotów, na których studenci Lotnictwa i Kosmonautyki nie kierują się wprost instrukcjami postępowania, a raczej używają zgromadzonej do tej pory wiedzy i znanych im źródeł, aby zrealizować wybrany przez siebie projekt. Dzięki kombinacji dużej dozy swobody działań projektowych w ramach przedmiotu oraz naturalnej dbałości każdego projektanta o jakość swojego „dziecka”. BiPOL niesie ze sobą ogromny potencjał dydaktyczny w postaci uwalniania tu kreatywności studentów.

*Tabela 1 - przykładowe pozycje z listy proponowanych tematów do realizacji w ramach zajęć Budowy i Projektowania Obiektów Latających 1*

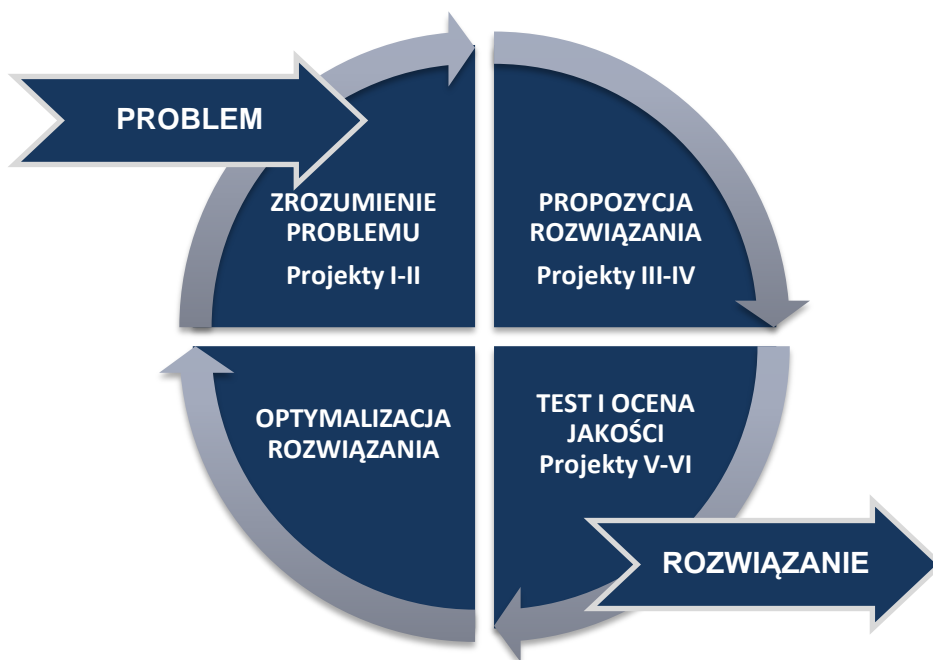
L.p.	Opis tematu
6	Motoszybowiec jednomiejscowy, rozpiętość 15m, zespół napędowy chowany
15	Samolot ultralekki jednomiejscowy, górnopłat
27	Samolot wyścigowo–akrobacyjny, jednomiejscowy (do zawodów Red Bull)
38	Samolot szkolno-treningowy, dwumiejscowy, miejsca w tandem, napęd odrzutowy (2 silniki)
61	Samolot dyspozycyjny, 10-miejscowy, napęd odrzutowy
74	Samolot transportowy, ładunek użyteczny 23000kg (BWP-1 lub Rosomak), z rampą z tyłu kadłuba
107	Samolot pasażerski 100 miejscowy, odrzutowy, górnopłat



## 1.2. Metoda projektowania iteracyjnego w kontekście przedmiotu

W ramach BiPOLa 1 wykonywanych jest 6 projektów (tabela nr 2), których zakres i kolejność odwzorowują typowy proces konstruowania, z jakim absolwenci Wydziału będą mogli spotkać się w niemalże każdej dziedzinie inżynierii, w której przyjdzie im pracować. Wczesniejsze poznanie i przyswojenie w ramach studiów inżynierskich tej tzw. inżynierskiej metody rozwiązywania problemów jest zatem kluczowe dla ich kariery zawodowej. Przez „problem” można tu rozumieć zarówno szczegółowe zagadnienia - jak zaproponowanie nowej konstrukcji dźwigara skrzydła, jak i te o szerszym spektrum działań – na przykład opracowanie koncepcji nowego produktu firmy w odpowiedzi na zmieniające się zapotrzebowanie na rynku.

Pierwszym krokiem inżyniera, przed którym postawiono problem do rozwiązania, jest wykonanie wstępnego rozpoznania, które ma na celu zrozumienie poruszanego zagadnienia tj. zdefiniowanie jaki jest zamierzony cel jego pracy i z jakimi ograniczeniami zewnętrznymi (np. budżet przeznaczony na projekt przez zleceniodawcę) i wewnętrznymi (rodzaj ekspertyzy w zespole projektowym) będzie zmuszony się borykać. Może się to jednocześnie wiązać ze zbadaniem obecnego stanu wiedzy dotyczącej rozwiązywanego problemu, przez które należy rozumieć zapoznanie się z istniejącymi rozwiązaniami podobnych zagadnień, z pracami teoretycznymi ze stosownych dziedzin naukowych, a jeśli charakter problemu na to pozwala, także wykonanie analizy trendów na rynku pokrewnych produktów. Finalnym krokiem jest tu ponadto zdefiniowanie kryteriów oceny projektu, które pomogą później ustalić, czy i w jakim stopniu wybrane w tym etapie cele zostały osiągnięte.



*Rysunek 1 - Schemat cyklu iteracyjnej metody rozwiązywania problemów*

W kolejnej fazie cyklu, gdy problem został dobrze zrozumiany, odnajdywane są jego możliwe rozwiązania. Najczęściej wiąże się to ze stworzeniem szeregu luźnych, abstrakcyjnych koncepcji na drodze burzy mózgów. Wykorzystywane są tu metody heurystyczne oraz intuicyjne, których skuteczność w dużej mierze zależy od doświadczenia, wiedzy i kreatywności inżynierów. W tworzeniu koncepcji pomagają też rysunek koncepcyjny, którego użycie pozwala na wizualną ocenę zasadności

proponowanych rozwiązań. Poprzez zobrazowanie proponowanego rozwiązania na tak wczesnym etapie jesteśmy w stanie zidentyfikować niedostrzeżone wcześniej problemy – zwłaszcza te wynikające z interakcji między różnymi elementami rozwiązania (np. kolizji między ruchomymi elementami).

W przypadku BiPOLa wszystkie te działania zaliczają się do pierwszego z projektów, w którym to wykonywane są tego rodzaju analizy wstępne prowadzące do powstania początkowej koncepcji statku. Jako że studenci 5 semestru dopiero uczą się projektowania, aby poprawnie zdefiniować założenia konstrukcji i wyznaczyć wyjściowe wartości charakterystycznych parametrów samolotu - takich jak wydłużenie płata nośnego bądź obciążenie powierzchni nośnej, muszą oni silnie wspierać się wykonywaną tu analizą trendów. Zadanie to w pewnym stopniu ułatwia im samodzielny wybór tematu, który umożliwia zmaksymalizowanie pokrycia się stanu wiedzy i obszaru zainteresowań studenta z rozwiązywanym przez niego zagadnieniem.

Szereg stworzonych w procesie konstrukcyjnym koncepcji podlega ocenie pod kątem wykonywalności oraz potencjału do rozwinięcia w pełnoprawne rozwiązanie problemu (tutaj - projekt nr 2 „Studium wykonywalności”). Następuje selekcja co najmniej jednej koncepcji, która zostanie rozbudowana do postaci projektu wstępnego mówiącego o sposobie jej urzeczywistnienia (projekt nr 3 i 4). W projekcie wstępnym podejmowane są pierwsze znaczące decyzje konstrukcyjne i budowana jest struktura, na bazie której w przyszłości tworzony będzie projekt szczegółowy. Niemniej ze względu wstępny charakter projektu, są tu wykorzystywane jedynie uproszczone metody obliczeniowe umożliwiające wypełnienie luki pomiędzy koncepcją a projektem szczegółowym bez poniesienia dużych kosztów.

*Tabela 2 - Projekty wykonywane w ramach BiPOLa 1*

Nr	Projekt	Zagadnienia	Opis
1	Analizy wstępne	Wstępny rysunek samolotu	Rysunek koncepcyjny stworzony w oparciu o wymagania ustalone w temacie oraz te narzucone sobie przez studenta
		Analiza trendów	Analiza trendów zmian wartości charakterystycznych takich jak wydłużenie płata nośnego, MTOW, obciążenie powierzchni nośnej na bazie istniejących konstrukcji danego typu
2	Studium wykonywalności	Definicja profilu misji	Zdefiniowanie zakładanego zasięgu i długotrwałości lotu dla poszczególnych etapów misji. Wyznaczenie mas charakterystycznych samolotu.
		Analiza wrażliwości	Zbadanie przebiegu zmian masy całkowitej samolotu w funkcji masy płatnej i masy paliwa.
		Wyznaczenie obciążenia powierzchni nośnej i obciążenia ciągu	Wykres niezbędnego obciążenia ciągu w funkcji obciążenia powierzchni nośnej z naniesionymi ograniczeniami. Dobór punktu spełniającego wymagania.
		Analiza kosztów	Wyznaczenie jednostkowego kosztu produkcji samolotu w oparciu o założenia co do jego konstrukcji i wielkości serii produkcyjnej

3	Projekt wstępny	Rysunek samolotu	Rysunek projektowanego samolotu i wybranego profilu skrzydła na papierze milimetrowym odzwierciedlający podjęte decyzje
		Analiza masowa	Oszacowanie mas i położenia wszystkich komponentów samolotu mające na celu wyznaczenie skrajnych położenia środka ciężkości samolotu dla różnych konfiguracji mas płatnych.
		Dobór profilu	Dobór profilu płata samolotu do warunków lotu samolotu
		Charakterystyki aerodynamiczne płata	Przeliczenie charakterystyk aerodynamicznych profilu ( $C_z(\alpha)$ , $C_x(\alpha)$ , $C_m(\alpha)$ , $C_x(C_z)$ ) na charakterystyki płata przy wykorzystaniu metod analitycznych lub numerycznych
		Rozkład Schrenka. Maksymalny wsp. siły nośnej	Wyznaczenie rozkładu współczynnika siły nośnej na projektowanym płacie i jego maksymalnej wartości
4	Charakterystyki aerodynamiczne samolotu	Charakterystyki aerodynamiczne samolotu	Wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych z uwzględnieniem pozostałych komponentów samolotu takich jak usterzenie czy gondole silników. Wykres doskonałości w funkcji kąta natarcia i współczynnika siły nośnej.
		Biegunowa prędkości	Biegunowa sporządzona dla dwóch skrajnych położenia środka ciężkości. Wyznaczenie prędkości ekonomicznej i optymalnej na jej podstawie.
		Mechanizacja płata	Wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych samolotu z uwzględnieniem projektu mechanizacji płata.
		Charakterystyki zespołu napędowego	Wyznaczenie wartości mocy lub ciągu rozporządzalnego w funkcji wysokości i prędkości lotu. Dobór śmigła.
5	Osiągi samolotu	Wykres ofertowy	Wykres obrazujący przebieg krzywych prędkości charakterystycznych samolotu w funkcji wysokości lotu. Wyznaczenie pułapu praktycznego i teoretycznego.
		Zasięg i długotrwałość	Wyznaczenia zasięgu i długotrwałości lotu samolotu w wybranej konfiguracji na pułapie przelotowym lub na wys. morza.
		Start i lądowanie	Wyznaczenie długości i czasu poszczególnych faz startu i lądowania.
		Ocena osiągnięć samolotu	Porównanie zakładanych początkowo osiągnięć z wartościami otrzymanymi w projekcie. Wyznaczenie kierunku koniecznych poprawek.
6	Obwiednia obciążeń dopuszczalnych	Obwiednia obciążeń dopuszczalnych	Sporządzenie obwiedni obciążeń dopuszczalnych w oparciu o obowiązujące samolot przepisy o budowie statków powietrznych.
		Obwiednia obciążeń od klap	Obwiednia sporządzona dla samolotu z wysuniętą mechanizacją, nanoszona na obwiednię standardową.

Dzięki opracowaniu projektu wstępnego popartego odpowiednimi obliczeniami i badaniami, możliwa jest ocena jakości rozwiązania podług wcześniej obranych kryteriów i przeniesienie jednego z nich do fazy projektu szczegółowego, w którym, w przygotowaniu do rozpoczęcia produkcji prototypu i pierwszych egzemplarzy seryjnych, ustalane są wszystkie detale konstrukcji, a więc m.in. kształt poszczególnych elementów, geometria połączeń, metody produkcji, tolerancja wymiarów i pasowania. Niektóre z elementów projektu szczegółowego takie jak projektowanie połączeń strukturalnych płatowca realizowane są w ramach BiPOLa 2, ale pozostałe z wymienionych tu działań leżą poza zakresem zarówno tego przedmiotu jak i jego pierwszej części. BiPOL 1 skupia się jedynie na wykonaniu w pełni projektu wstępnego, który będzie w przyszłości dobrą bazą do projektu struktury.

Wspomniana ocena jakości rozwiązania może, a wręcz powinna, prowadzić jednocześnie do zidentyfikowania możliwych do zastosowania usprawnień proponowanego rozwiązania. W zależności od tego czy otrzymywane wyniki testów są pozytywne czy negatywne, usprawnienia te mogą stanowić jedynie środek do dalszej optymalizacji rozwiązania lub być zupełnie niezbędne do pomyślnego zakończenia procesu projektowego.

W ramach przedmiotu, swoistą ocenę jakości stanowią projekty 5 i 6: Osiągi samolotu i Obwiednia obciążeń, w których studenci wyznaczają wartości charakterystycznych prędkości, zasięgu, długotrwałości lotu i innych wynikowych parametrów. Pozwala to na zrewidowanie stopnia realizacji początkowych założeń co do docelowych osiągnięć projektowanej konstrukcji i wyznaczenie obszarów, które wymagają poprawy.

Jako że wymienione projekty stanowią podsumowanie wykonanej do tej pory pracy, spinając ze sobą wyznaczone uprzednio charakterystyki napędowe, aerodynamiczne i zaprojektowaną geometrię, to właśnie w tych dwóch projektach podjęte wcześniej decyzje konstrukcyjne wchodzi ze sobą w interakcję i to tu najczęściej wychodzą na jaw ich wady. W tabeli nr 3 wymieniono przykłady rodzajów błędów konstrukcyjnych występujących w projektach BiPOLa oraz ich bezpośrednie i pośrednie skutki.

*Tabela 3 - Przykłady błędów konstrukcyjnych występujących w projektach BiPOLa*

<b>Niedopasowanie konstrukcji do zastosowania</b>	
<b>Przykłady błędów</b>	<b>Skutki</b>
Użycie profilu o dużej grubości w płacie samolotu ponaddźwiękowego	Szybki wzrost oporu aerodynamicznego płata wraz ze zbliżaniem się do prędkości dźwięku → spadek prędkości maksymalnej
<b>Niedowymiarowanie elementów konstrukcji</b>	
Wybór silnika o zbyt małym ciągu	Zaniżenie ciągu rozporządzalnego → spadek prędkości maksymalnej, wydłużenie drogi i czasu startu, spadek prędkości wznoszenia
Zbyt niska wysokość podwozia	Tailstrike, niespełniający norm maksymalny kąt pochylenia podczas oderwania
Zbyt mała długość ogona	Małe ramię działania siły nośnej na usterzeniu poziomym → duża powierzchnia usterzenia wymagana do zachowania stateczności → wzrost oporu aerodynamicznego
<b>Przewymiarowanie elementów konstrukcji</b>	
Zbyt duża pojemność zbiorników paliwa	Zasięg dużo większy niż zakładany → zawyżona maksymalna masa startowa
Zbyt duży kąt skosu płata i brak skręcenia profilu	Niekorzystny rozkład siły nośnej wg Schrenka → duża część siły nośnej generowana na końcówkach skrzydła → szybka utrata siły nośnej wraz z początkiem oderwania

Wprowadzenie istotnych zmian w projekcie wstępnym lub szczegółowym wiąże się najczęściej z rozpoczęciem kolejnego cyklu projektowego. Znając obszary projektu będące przyczyną niezadowolających rezultatów w testach, inżynierowie ponownie badają problem pod kątem ich poprawy i znajdują alternatywne rozwiązanie, które podobnie jak w poprzednim cyklu, zostanie stopniowo rozwinięte aż stanie się częścią projektu szczegółowego. O ile pozwalają na to zasoby przeznaczone na projekt, cykl ten może być powtarzany dowolnie wiele razy, aż spełnione zostaną założone kryteria jakości.

To właśnie tak rozumianą iteracyjność cyklu projektowego, w którym pierwsze rozwiązanie doskonalone jest na przestrzeni wielu iteracji, można nazwać *clou* inżynierskiego podejścia do rozwiązywania problemów, którego nauczanie realizowane jest w ramach przedmiotu.

### 1.3. Problemy z wykorzystaniem metody iteracyjnej w ramach przedmiotu

O ile w projektach 1 (Analizy wstępne) i 2 (Studium wykonywalności) definiowane są jedynie pewne orientacyjne lub innymi słowy wyjściowe wartości podstawowych parametrów lotu samolotu oraz wstępny kształt jego geometrii i ich wyniki nie wpływają silnie na całość projektu, o tyle pozostałe projekty są już ze sobą ściśle sprzężone i raz podjęte decyzje posiadają swój ciężar, który wywiera wpływ na późniejszą pracę.

Począwszy od projektu 3 (Projekt wstępny) ważniejsze z wybranych przez studenta rozwiązań konstrukcyjnych pozostają z nim do końca nie tylko tego przedmiotu, ale i kolejnej części BiPOLa odbywającej się w następnym semestrze. Jeśli zatem początkowo dobrany został niewłaściwy do danego zastosowania profil aerodynamiczny, to podczas oceny jakości w projekcie 5 (Osiągi samolotu), może okazać się, że stwierdzone osiągi takie jak prędkość minimalna, maksymalna czy też maksymalny zasięg samolotu nie spełniają oczekiwań. W takim wypadku wymagane jest wykonanie kolejnej iteracji projektu, a więc powrót do wcześniejszych projektów, zmianę decyzji, poprawienie założeń i ponowne przeliczenie obliczeń niezbędnych do dalszej pracy projektowej, co jest zgodne z używaną w przemyśle metodyką.

Pojawia się tutaj jednak problem z wykorzystaniem tej metody w praktyce. Dla większości studentów wykonanie nawet jednej iteracji wybranego projektu BiPOLa nie jest zupełnie bezproblemowe. Niezależnie od swoich zdolności napotykają kilka istotnych przeszkód w drodze do realizacji projektu.

Przede wszystkim, wykonanie projektu wiąże się z włożeniem dużego wysiłku, a więc czasu i energii, których studenci cierpią na wieczny niedobór. Na projekt składa się kolejno: zapoznanie się z wymaganiami, zgromadzenie niezbędnych materiałów pokroju charakterystyk aerodynamicznych – które w przypadku nietypowych konstrukcji trudno zdobyć, wytyczenie ścieżki niezbędnych obliczeń i wykonanie ich. Ponadto, jako że w większości przypadków studenci wykorzystywanych na BiPOLu metod używają dopiero po raz drugi (zapoznali się z nimi na Mechanice Lotu 1), istnieje wysokie ryzyko popełnienia pomyłki, co dodatkowo wydłuża czas pracy. W sumie czas realizacji projektu należy liczyć w kilku wieczorach, które czasem trudno wygospodarować w obliczu innych obowiązków.

Studenci napotykają także problemy natury technicznej. Znakomita większość z nich do realizacji swoich projektów wykorzystuje arkusze programu Microsoft Excel i jemu pokrewnych. Przy słabej świadomości możliwości tego typu oprogramowania w dziedzinie gromadzenia danych i skutecznego formatowania treści, prowadzone arkusze prędko zamieniają się w gąszcz porzucanych komórek związanych ze sobą miriadami formuł. Jeśli weźmiemy pod uwagę wspomniany fakt małego doświadczenia z metodami obliczeniowymi, łatwo zrozumieć, że w takich warunkach nie trudno o pomyłkę ze strony



użytkownika. Gdy pod koniec projektu okaże się, że otrzymywane wyniki znacznie odbiegają od oczekiwań, znalezienie i poprawienie tego błędu będzie niewspółmiernie trudniejsze niż w uporządkowanym i schludnym arkuszu. Nie uwzględniając kopii zapasowych projektów, trudno jest też mówić o jakiegokolwiek kontroli wersji projektu, która jest problemem sama w sobie nawet w środowiskach profesjonalnych, a potencjalnie umożliwiłaby prowadzenie obliczeń równolegle na kilku wersjach projektowanego statku. Co ważniejsze, wykorzystanie możliwości automatyzacji arkuszy kalkulacyjnych przez studentów ogranicza się zwykle jedynie do podstawowych działań takich jak tworzenie formuł, przez co nie wszystkie wykonywane kroki obliczeniowe są ze sobą połączone tak, że wynik poprzedniego kroku automatycznie przyjmowany jest jako dane wejściowe następnego. Innymi słowy, mimo użycia formuł, część kroków zawsze wymaga ich manualnego powtórzenia w przypadku zmiany danych wejściowych.

Oddziaływanie tych dwóch głównych problemów składa się na fakt, że mimo propagowania idei projektowania iteracyjnego, trudno znaleźć osobę prowadzącą swoje projekty w ten sposób. Ze względu na niski stopień zautomatyzowania obliczeń, wykonanie kolejnej iteracji oznacza często wykonanie projektu niemal zupełnie do nowa, co przy wspomnianym braku czasu jest dla studentów trudne do zrealizowania. Wywołuje to jednocześnie niechęć do eksperymentowania z alternatywnymi rozwiązaniami i optymalizacji konstrukcji, czyli do kreatywnej części realizowanych zajęć, mimo że stanowi ona esencję procesu konstrukcyjnego, na której stara się skupić proces dydaktyczny.

#### 1.4. Propozycje usprawnienia pracy studentów

O ile pierwszego z problemów, a więc braku czasu studentów, nie sposób rozwiązać bez okrojenia programu nauczania, co negatywnie odbiłoby się na efektach kształcenia, o tyle istnieje wiele sposobów na zmniejszenie skali problemów związanych z prowadzeniem i wykonywaniem obliczeń projektowych jako takich.

Jedną z metod ułatwienia studentom wykonywania projektów BiPOLa mogłoby być podniesienie ich kompetencji w tym obszarze poprzez wprowadzenie do programu studiów przedmiotu skupiającego się na najszerzej używanych pakietach obliczeniowych – nie tylko na wspomnianym Microsoft Excelu, ale także na innych programach pokroju Matlaba, który, choć rzadko wykorzystywany jest w przemyśle, często przydaje się w środowiskach akademickich i szerzej rozumianych pracach badawczych. Co prawda obecnie w katalogu przedmiotów lotniczych nauczanych przez Wydział znaleźć można zajęcia, w ramach których dotykany jest temat wykorzystania w typowych zadaniach inżynierskich Excela, Matlaba oraz niektórych języków programowania, ale żadne z nich nie poświęcają tym zagadnieniom dostatecznie dużo uwagi, aby wywrzeć trwały wpływ na sposób pracy studentów i w znaczącym stopniu podnieść ich kompetencje. Jest to zupełnie zrozumiałe, jako że wspomniane przedmioty mają określone inne cele kształcenia niż budowa tych umiejętności.

Opisane rozwiązanie, stanowiąc swego rodzaju działanie u podstaw problemu, wpłynęłoby pozytywnie nie tylko na BiPOLa, ale także na inne przedmioty i ogółem na kompetencje studentów. Jednakże, wprowadzenie zupełnie nowego przedmiotu do programu studiów jest długotrwałym i kosztownym procesem, dlatego też w niniejszej pracy zaproponowano i zapoczątkowano wykorzystanie innej, bardziej doraźnej metody, która niskim kosztem bezpośrednio wspomogłaby prace obliczeniowe wykonywane w ramach BiPOLa.

Rozwiązanie to polega na zbudowaniu od podstaw oprogramowania dedykowanego temu przedmiotowi, które bez zaburzenia procesu dydaktycznego zdjęłoby ze studentów ciężar powtarzania obliczeń poprzez zautomatyzowanie najbardziej czasochłonnych zadań, które nie wnoszą wiele w kwestii rozwijania kompetencji studentów. W efekcie możliwe stałoby się zrealizowanie wielu iteracji projektu w czasie podobnym do poświęcanego obecnie jednej iteracji, co przeniosłoby ciężar wykonywanej pracy na kreatywną część przedmiotu, a więc m.in. eksperymentowanie z zastosowaniem alternatywnej konfiguracji samolotu, odmiennej geometrii płata czy też nowych silników.

W ten sposób budowana byłaby jednocześnie świadomość studentów co do wpływu, jaki decyzje podjęte przez nich wywierają na resztę projektu, co trudno dostrzec nie opierając się na kilku iteracjach jednego projektu. Użytkownicy programu tym samym nabieraliby wielokrotnie więcej doświadczenia w dziedzinie projektowania niż ograniczając się do wytworzenia jedynie wstępnej, nieudoskonalonej wersji swojego statku powietrznego.

## 2. Koncepcja oprogramowania

### 2.1. Założenia wyjściowe

#### 2.1.1. Cel i zakres użycia programu

W ramach pracy magisterskiej zaprojektowano i wykonano pierwszą wersję programu, który może potencjalnie usprawnić pracę studentów w ramach BiPOLa. Głównym założeniem, które stanowiło punkt wyjścia na etapie conceptualizacji budowy i sposobu działania programu było to, aby jego użycie zminimalizowało czas poświęcony na wykonywanie kolejnych iteracji projektów tego przedmiotu, a on sam jednocześnie nie wykonywał za studenta pracy, która mogłaby przyczynić się do podniesienia jego kompetencji. Zakładając optymistycznie, że zaoszczędzony przez studenta czas zostałby poświęcony na pracę kreatywną, zwiększyłby się jej udział w całości wysiłku poświęconego realizacji programu przedmiotu.

Jako że kluczowym elementem cyklu iteracyjnej metody projektowej jest ocena jakości projektu pozwalająca zdeterminować konieczność wykonania kolejnej iteracji, program w swojej podstawowej wersji powinien być zdolny do zrealizowania obliczeń projektu 5 – „Osiągi samolotu” będącego miejscem oceny wykonanej wcześniej pracy, a w najlepszym wypadku, także do wykonania wszystkich poprzedzających projektów, których wyniki stanowią dane wejściowe potrzebne do obliczenia osiągnięć.

Podczas gdy realizacja programu w wersji minimum umożliwiłaby przynajmniej przyspieszenie najbardziej pracochłonnego z projektów, za jakie uważane są „Osiągi samolotu”, realizacja pełnej koncepcji otworzyłaby również ścieżkę do wykorzystania programu na dowolnym stopniu zaawansowania projektu samolotu. Nawet na etapie koncepcyjnym, gdy szczegółowe wartości charakterystycznych parametrów statku nie są jeszcze ustalone, możliwe byłoby oszacowanie ich i otrzymanie na ich podstawie wstępnej projekcji osiągnięć. Ten sam zabieg można byłoby zastosować także w dowolnym innym momencie życia projektu. Jedyną różnicą polegałaby na zwiększeniu pewności wyników w miarę klarowania się konstrukcji w kolejnych projektach.

#### 2.1.2. Stopień automatyzacji obliczeń

Aby nie zabierać studentom możliwości zdobywania umiejętności rozwijanych przy realizacji projektów BiPOLa, oprogramowanie powinno z założenia automatyzować jedynie proste, powtarzalne czynności związane z tworzeniem i obsługą arkuszy obliczeniowych. Wśród tego rodzaju mało znaczących działań można wymienić m.in.: wprowadzanie danych do arkusza obliczeniowego, łączenie komórek arkusza formułami, formatowanie wyglądu obliczeń i wykresów oraz eksportowanie ich do opisu wykonanego projektu. Wszystkie te czynności nie podnoszą w znaczący sposób kompetencji osoby, która poznała już podstawy pracy z danymi, co w znakomitej większości przypadków ma miejsce do czasu 5 semestru, w którym realizowany jest BiPOL 1.

Inną ważną kwestią jest spięcie wykonywanych przez program obliczeń w jeden ciąg wejść/wyjść. Nierzadko wyniki jednego z projektów nie mogą zostać bezpośrednio wykorzystane w kolejnym, ponieważ nie dopuszcza do tego stosowana metoda bądź sposób formatowania arkusza kalkulacyjnego. Nawet gdy obliczenia są w dobrym stopniu zautomatyzowane formułami, to w takim wypadku często pojawia się manualny krok przetwarzania danych do odpowiedniego formatu, o którego wykonaniu należałoby pamiętać podczas wykonywania kolejnej iteracji projektu. Z tym również może pomóc zastosowanie dedykowanego oprogramowania, które byłoby w stanie płynnie przekazywać informacje pomiędzy kolejnymi częściami projektu w kolejnych iteracjach.



### 2.1.3. Tryby działania programu

Pośród studentów Lotnictwa Wydziału MEiL Politechniki Warszawskiej, czyli docelowych użytkowników proponowanego oprogramowania, znaleźć można osoby o różnym poziomie umiejętności - zarówno wykonywania projektów jako takich, jak i obsługi oprogramowania. Podczas gdy część z nich z powodzeniem realizowałaby projekty BiPOLa trzymając się standardowych procedur, inni z pewnością chcieliby wykorzystać bardziej niekonwencjonalne rozwiązania konstrukcyjne, które wymagałyby bardziej wyszukanych metod obliczeniowych. Ci pierwsi być może nie skorzystaliby z wszystkich funkcji programu stworzonego z myślą o drugich, oni zaś z kolei nie mogliby rozwinąć skrzydeł używając programu ograniczonego do standardowych metod.

Z myślą o obu grupach w programie przewidziano dwa tryby działania – podstawowy oraz zaawansowany. W trybie podstawowym użytkownik powinien być powoli przeprowadzany ustaloną z góry ścieżką obliczeń przez kolejne etapy działania programu tak, aby w danym momencie miał przed sobą maksymalnie kilka wartości do wprowadzenia bądź opcji do wyboru. Tak skonstruowany interfejs wzbogacony o pomocne instrukcje z pewnością zminimalizowałby szanse na popełnienie błędu przez użytkownika i zapewniłby, że nie zgubi się on w możliwościach, jakie otwiera przed nim program w pełnej wersji. Ustalenie stałej kolejności wykonywanych działań ułatwia jednocześnie programowi kontrolę wprowadzanych danych i radzenie sobie z ewentualnymi błędami, co zapewniłoby większą stabilność działania programu w tym trybie.

W trybie zaawansowanym, wszystkie opcje przewidziane w programie zostają odblokowane i użytkownik może działać w dowolnym jego segmencie, w dowolnej logicznie możliwej kolejności. Oznacza to jednocześnie, że pojawia się możliwość wykorzystania pojedynczych funkcji programu do wyznaczenia potrzebnych aktualnie charakterystyk bądź wykresów bez wykonywania całego projektu. Operowanie w trybie zaawansowanym daje zatem największe możliwości, ale by wykorzystać je w pełni wymagana jest dobra znajomość sposobu działania programu, która umożliwi zrozumienie zależności pomiędzy wbudowanymi funkcjami. Użytkownik zaznajomiony już z programem powinien być w stanie zrealizować projekt szybciej w tym trybie niż w trybie podstawowym.

Niezależnie od trybu działania, elementy programu takie jak przyciski, pola wpisywania danych powinny być jasno opisane, aby rozpoznanie ich przeznaczenia nie wymagało sięgnięcia po instrukcję. Stosowana nomenklatura i konwencja zapisu powinna być natomiast zgodna z używaną w ramach przedmiotu. Dzięki temu nie powstaną problemy z zestawieniem działań programu z obliczeniami wykonywanymi wcześniej ręcznie według instrukcji.

### 2.1.4. Zakres dostępnych rozwiązań konstrukcyjnych

Aby oprogramowanie było użyteczne dla jak największej liczby studentów, należy zaimplementować w nim możliwie szeroką gamę rozwiązań konstrukcyjnych wykorzystywanych w projektach. Jedynie wtedy program na szanse na włączenie go do grona polecanych narzędzi. W sytuacji, w której program potrafiłby obsłużyć jedynie najbardziej standardowe z konstrukcji, powstałaby nierówność w traktowaniu studentów mniej i bardziej ambitnych. Wykorzystanie niekonwencjonalnych rozwiązań, do czego miałyby przecież skłaniać wprowadzenie programu do programu zajęć, uniemożliwiłoby w takim wypadku użycie programu, niepotrzebnie penalizując ambitne osoby poprzez wymuszenie na nich realizacji ich planów w klasyczny, nieautomatyzowany sposób.

Z drugiej strony, projektując oprogramowanie nigdy nie sposób przewidzieć i zaimplementować wszystkich funkcji, jakich potrzebować może użytkownik. Zaprogramowanie nawet połowy z ogromnej liczby istniejących metod jest nie tylko niemożliwe, ale także bezproduktywne. Wprowadzenie zbyt dużej liczby opcji i funkcji do programu wiązałoby się z wieloma negatywnymi konsekwencjami.

Po pierwsze spowodowałoby to przepełnienie interfejsu graficznego, przez co spadłaby jego intuicyjność. W takim przypadku użytkownik nie znający programu zostałby przytłoczony możliwościami wyboru, a czas zaoszczędzony przez automatyzację byłby niechybnie stracony na mozolną naukę obsługi programu. Ponadto, z pewnością nie wszystkie z potencjalnie dostępnych metod byłyby w równie dobrym stopniu dopasowane do potrzeb studentów BiPOLa i użycie części z nich ograniczyłoby się do pojedynczych przypadków. W obliczu skończonych zasobów czasowych przeznaczonych na realizację koncepcji programu, należy ograniczyć wybór do tych metod, które faktycznie będą używane.

Po drugie, mnogość opcji znacznie utrudniłaby weryfikację wyników projektu, które choć otrzymywane byłyby na drodze ustalonego w programie procesu, nadal mogłyby być obciążone niewykrytymi wcześniej błędami programu. Im bardziej będzie on skomplikowany, tym większa jest szansa, że na skutek niekorzystnego splotu pewnych warunków wystąpi błąd i tym trudniej będzie wykryć co i gdzie poszło nie tak. Jednocześnie zwiększyłoby to obciążenie prowadzących grupy projektowe BiPOLa, dla których proces sprawdzania projektów w sytuacji, gdy każdy ze studentów wykonuje go inną metodą, stałby się znacznie utrudniony.

W ramach projektu koncepcyjnego programu zidentyfikowano najważniejsze obszary jego działania, w których należało podjąć decyzję co do zakresu dostępnych opcji przy jednoczesnym uwzględnieniu wymienionych wymagań i ograniczeń.

Dla obliczeń charakterystyk aerodynamicznych samolotu największe znaczenie ma jego płat. Jedną z pierwszych decyzji, jakie podejmuje student wykonując jego projekt jest wybór jego kształtu. Choć obecnie najczęściej spotykane są płaty trapezowe, istnieje również możliwość użycia płata eliptycznego, dla którego używane metody obliczeniowe są nieco inne. Dochodzi jednak do tego na tyle rzadko, że bardziej kosztoszczędnym rozwiązaniem jest ograniczenie pola działania programu do płatów trapezowych. Z punktu widzenia osiągnięć samolotu niezmiernie ważna jest za to charakterystyka jego zespołu napędowego, dlatego też przyjęto, że oprogramowanie powinno być w stanie wyznaczyć charakterystykę wszystkich najpopularniejszych rodzajów silników, za jakie uznano: silniki turbinowe (turboodrzutowe, turbowentylatorowe i turbośmigłowe) oraz tłokowe – zarówno ze sprężarką lub turbosprężarką, jak i bez nich.

#### 2.1.5. Wprowadzanie danych

Studentom do ukończenia projektów niezbędne są oprócz źródeł wiedzy teoretycznej o wykorzystywanych metodach obliczeniowych także dane liczbowe. Mogą to być zarówno charakterystyki używanych silników bądź profili lotniczych jak i chociażby wykresy sprawności śmigieł. Dane te najczęściej stanowią wyniki badań eksperymentalnych i są dostępne w odpowiedniej literaturze. Dobrym przykładem takiego źródła jest raport „Summary of Airfoil Data” (Abbot, 1945), z którego studenci zwykle czerpią wykresy współczynników siły nośnej, siły oporu i momentu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia dla wybranych przez siebie profili lotniczych. Konkretnie wartości tych współczynników nie zawsze są dostępne w formie tabelarycznej. W takim wypadku odczytywane są zwykle bezpośrednio z danych w formie graficznej tj. z wykresu, choć

część studentów podejmuje się także ich digitalizacji przy użyciu odpowiednich narzędzi, co umożliwi zwiększenie dokładności przeprowadzanego odczytu.

Z punktu widzenia programu, wykorzystywanie źródeł zewnętrznych jest problematyczne. Jako że nie istnieje standardowa forma ich zapisu, bezpośrednie wprowadzenie zgromadzonych przez studenta danych do pamięci programu najpewniej zakończyłoby się niepowodzeniem. Wdrożenie rozpoznawania formy zapisu i odpowiedniego tłumaczenia ich na język programu (choćby zamiana kropek na przecinki) oznaczałoby zaś dodatkowe skomplikowanie kodu w obszarze, który nie jest istotny merytorycznie. Z drugiej strony nie można także wymagać od studentów ręcznego wprowadzania danych do programu, bo jest to jedno z czasochłonnych zadań, które miało zostać zautomatyzowane.

Szukając optymalnego rozwiązania tego problemu, podjęto fundamentalną decyzję, według której możliwie maksymalnie duża część używanych danych powinna być generowana wewnętrznie tj. przez sam program. Jednocześnie dopuszczone zostanie użycie danych importowanych z pliku, ale jedynie w z góry określonym formacie, do którego doprowadzone będą musiały być dane przed ich wczytaniem. Przykładowo, dzięki integracji oprogramowania z programem Xfoil można umożliwić wygenerowanie na drodze obliczeń numerycznych charakterystyk aerodynamicznych profili lotniczych typu NACA. Rozwiązanie to jest nie tylko szybsze niż wczytywanie danych z wykresu, ale także dokładniejsze, jako że charakterystyki mogą zostać wyznaczone bezpośrednio dla liczby Reynoldsa panującej w warunkach obliczeniowych, zamiast być przeliczane z najbardziej zbliżonych charakterystyk dostępnych w literaturze.

Mimo tego, część wartości parametrów obliczeniowych takich jak chociażby ciąg silnika musi zostać wprowadzona ręcznie. Możliwe byłoby umieszczenie ich wszystkich w jednej, zbiorczej tabeli w oknie programu, co prawdopodobnie przyspieszyłoby ich wpisywanie. Należy jednak pamiętać, że celem przedmiotu, a co za tym idzie także oprogramowania mu dedykowanego, jest nauczanie. Z tego punktu widzenia, znaczenie lepszym rozwiązaniem jest wprowadzanie wartości parametrów w obrębie modułów obliczeniowych, w których te wartości faktycznie będą wykorzystywane. Dzięki takiemu rozwiązaniu, studentowi łatwiej jest zidentyfikować, jakie wartości mają zastosowanie w danym module obliczeń i vice versa – które wyniki zmieniają się wraz ze zmianą danego parametru. Jednocześnie poprawia się ergonomia interfejsu – w przypadku testowania różnych wartości danego parametru nie trzeba każdorazowo nawigować do tabeli zbiorczej przed powtórzeniem obliczeń. Jedynym przypadkiem, kiedy wpisanie wszystkich wartości na raz jest uzasadnione, jest przeprowadzanie kolejnej iteracji obliczeń lub wznowienie niedokończonej. Na takie sytuacje przewidziano możliwość wczytania także tych parametrów z odpowiednio sformatowanego pliku.

#### 2.1.6. Środowisko pracy

Budowę proponowanego programu można zrealizować w dowolnym z dostępnych języków programowania. W większości przypadków oznaczałoby to jednak konieczność zbudowania od podstaw środowiska pracy, które umożliwiłoby jednocześnie obsługę danych, wykorzystanie interfejsu graficznego oraz eksport wyników (tabel, wykresów) do użytecznego formatu.

Wszystkie te funkcje posiada już Microsoft Excel, którego zdecydowana większość studentów używa obecnie do realizacji projektów BiPOLa. Środowisko Office, którego częścią jest Excel, jest bardzo dobrze znane wszystkim studentom będąc od lat najpopularniejszym wyborem w kategorii pakietów oprogramowania biurowego.

Poszczególne części pakietu takie jak Excel i Word są ze sobą dobrze zintegrowane, pozwalając na bezpośrednie przesyłanie informacji między nimi. Objawia się to między innymi w postaci ułatwionego formatowania raportów. Raz stworzone w Excelu wykresy można w prosty sposób skopiować do Worda, a w przypadku takiej konieczności, także zmodyfikować je już podczas formatowania tekstu raportu. Zachowanie tych funkcjonalności w programie spoza środowiska Office byłoby możliwe, choć bardzo trudne. Niemniej jednak, w przypadku zmiany środowiska, nie sposób uniknąć konieczności budowania umiejętności jego obsługi od podstaw, co w przypadku programu mniej uniwersalnego niż zastępowany Excel nie byłoby warte poświęconego na to czasu. Innymi słowy, obecna wiedza studentów o Excelu zmarnowałaby się.

Uwzględniając wspomniane argumenty najlepszym rozwiązaniem wydaje się budowa oprogramowania przy wykorzystaniu języka programowania VBA (Visual Basic for Applications), który pozwala na tworzenie aplikacji opartych o pliki pakietu Microsoft Office - w tym także Excela. Choć najprostsze z tego typu aplikacje mogą ograniczać się jedynie do wykonywania zaprogramowanych operacji na komórkach arkusza kalkulacyjnego, niczym nie różniąc się przez to od zwykłych makr, możliwe jest także zbudowanie programów wzbogaconych o interfejs graficzny, których możliwości znacznie przewyższają możliwości samego arkusza. Właśnie tego typu programem powinno być proponowane oprogramowanie.

## 2.2. Koncepcja wykorzystania programu

### 2.2.1. Zakres i sposób użycia

Oprogramowanie wraz z jego instrukcją obsługi powinno być udostępnione do pobrania ze strony przedmiotu, podobnie jak inne obecnie zebrane tam pomoce naukowe. Jako że ilość godzin zajęciowych przeznaczonych na Budowę i Projektowanie Obiektów Latających jest ograniczona, nie można poświęcić części z nich na naukę programu, a więc załączona instrukcja powinna wystarczyć studentom do samodzielnego opanowania jego możliwości.

Przewiduje się, że dzięki znacznemu ułatwieniu wykonywania obliczeń, program po raz pierwszy będzie można wykorzystać już w studium wykonywalności. Jeśli studentom zapewnione zostaną pewne typowe wartości nieznanymi na tym etapie parametrów obliczeniowych, wstępne osiągi samolotu zostaną wyznaczone jeszcze przed projektem wstępnym, weryfikując m.in. ustalony podział masy startowej samolotu na masę własną i masę płatną oraz przyjęte wartości obciążenia ciągu i powierzchni nośnej.

Typowy przypadek użycia programu wyglądałby nieco inaczej. Początkowo musiałaby zostać stworzona pierwsza iteracja projektu definiująca geometrię, aerodynamikę i napęd samolotu. Już na tym etapie pracy program znacznie skróciłby czas poświęcony na realizację projektów, bo choć dane nadal musiałyby zostać wprowadzone ręcznie, możliwe stałoby się ich szybkie wykorzystanie np. poprzez błyskawiczne wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych płata przedstawianych później na wykresach eksportowanych bezpośrednio do raportu z pracy programu.

Wykonanie pierwszej analizy osiągnięć i zdecydowanie o zmianach koniecznych do wprowadzenia w projekcie stanowiłoby punkt wyjścia do rozpoczęcia kolejnych iteracji. Ich realizacja przez użytkownika byłaby o tyle szybsza i ułatwiona, że wprowadzone wcześniej dane można w tym momencie wczytać bezpośrednio z pamięci programu bądź z zachowanego pliku. Osobistej weryfikacji wymagałyby jedynie parametry, które ulegają zmianie w danej iteracji. Tworzone w ten sposób kolejne iteracje projektu, opisane jako zestaw wejść (przyjętych wartości, danych) i wyjść (wyników, wykresów), można stopniowo

gromadzić w postaci raportów z działania programu w pewnym ustandaryzowanym formacie.

Aby zapewnić powtarzalność wyników działania programu i pewność co do używanych metod obliczeniowych, ingerencja w kod źródłowy ze strony typowego użytkownika powinna zostać uniemożliwiona. Jako że zablokuje to jednocześnie możliwość wglądu w sposób jego działania, niezmiernie ważne jest zachowanie na inne sposoby dostatecznego stopnia transparentności, który zapewni, że program nie będzie „czarną skrzynką”, która w nieznany sposób przetwarza dane wejściowe na wyjściowe. Wykonywanie wszelkich obliczeń zajmujących programowi dłużej niż ułamek sekundy powinno być dzielone na etapy, których ukończenie będzie sygnalizowane użytkownikowi w miarę postępów pracy, zaś zależności pomiędzy wprowadzanymi danymi a obliczanymi wartościami powinny być widoczne na pierwszy rzut oka. Zablokowanie dostępu do kodu wiąże się tym samym z koniecznością zapewnienia wysokiej niezawodności programu, ponieważ niemożliwe stanie się debugowanie go przez użytkownika w przypadku wystąpienia błędu.

### 2.2.2. Sposób oceny projektów

Obecnie, efekty pracy studentów w ramach danego projektu oceniane są na podstawie raportu przedstawianego prowadzącym w czasie godzin zajęć projektowych. Raport ten zawiera opis podjętych decyzji oraz wykonanych obliczeń i opatrzony jest niezbędnymi z punktu widzenia danego projektu wykresami i rysunkami pomagającymi zweryfikować otrzymane wyniki. Dzięki braku ustandaryzowania dokładnej formy i zawartości raportu, w studentach rozwijane są umiejętności miękkie decydujące o zdolności efektywnego przedstawiania wykonanej pracy na drodze odpowiedniego doboru treści jakie znajdują się w opisie oraz formy ich prezentacji.

Z drugiej jednak strony, jak powiedziano już w opisanych wcześniej rozważaniach na temat mnogości funkcji programu, zbyt duża swoboda wyboru może negatywnie wpłynąć zarówno na jakość projektów (w tym przypadku - jakość raportów) jak i na czas, który poświęcić należy na rzetelne ich ocenienie. Problemem, z którym boryka się część studentów, jest pomijanie w raportach niektórych treści takich jak wartości danych wejściowych, co często utrudnia bądź uniemożliwia zaopiniowanie wykonanego projektu.

Wprowadzenie do programu nauczania przedmiotu proponowanego oprogramowania rozwiązałoby ten problem, fundamentalnie zmieniając charakter prezentowanych raportów. Jako że dostępne w nim metody obliczeniowe są znane, sprawdzone i niezmiennie, nie byłoby potrzeby weryfikowania ich przebiegu. Zamiast tego, główną część raportu stanowiłby opis wykonanych przez studenta iteracji projektu oraz zapis decyzji podjętych na bazie otrzymywanych kolejno wyników. Dane i wyniki liczbowe w postaci tabel i wykresów znalazłyby się za to w dołączanych do raportu załącznikach o ustandaryzowanym formacie, co zapewniłoby, że w każdym raporcie znajdzie się to, co powinno.



### 2.3. Zestawienie przyjętych założeń

Założenia przyjęte w koncepcji programu podsumowano w tabeli zbiorczej 4 dzieląc je na kategorie odpowiadające obszarowi, którego dotyczą. Stopień realizacji tych założeń zostanie zweryfikowany we wnioskach z niniejszej pracy.

*Tabela 4 - Podsumowanie założeń przyjętych w koncepcji programu*

Kategoria	Założenie
Cel	Usprawnienie pracy studentów
	Zmniejszenie czasu poświęconego na jedną iterację projektu
	Przeniesienie nacisku na kreatywne projektowanie
	Umożliwienie wykorzystania metody iteracyjnej
	Ułatwienie oceny projektów
Ograniczenia	Program nie powinien wykonywać całości pracy za studenta, a stanowić jedynie pomocne narzędzie
	Automatyzacji jedynie prostych zadań
	Rozwiązania wykorzystane w programie powinny być kosztoszczędne czasowo
Zakres użycia	Realizacja projektów BiPOLa 1 do „Osiągów samolotu” włącznie
	Projekcja osiągnięć przy niskim stopniu zaawansowania projektu
Zakres dostępnych rozwiązań	Dostępność najpopularniejszych rozwiązań konstrukcyjnych, ale nie tylko najbardziej standardowych
Dostosowanie do użytkownika	Dwa tryby działania – podstawowy i zaawansowany, dostosowane do potrzeb studentów
	Jasny opis funkcji programu i instrukcje zawarte w interfejsie
	Przejrzystość schematu działania programu
	Intuicyjność interfejsu
Obsługa danych	Większość danych seryjnych generowana bezpośrednio przez program
	Możliwość wczytania posiadanych danych z pliku
Środowisko pracy	Wykorzystanie środowiska Microsoft Office
	Zablokowany dostęp do kodu źródłowego programu

## 2.4. Za i przeciw wykorzystaniu programu –

W tabeli nr 5 zestawiono wymienione wcześniej wady i zalety poszczególnych zmian w sposobie nauczania przedmiotu jakie mogą zostać wywołane wykorzystaniem proponowanego oprogramowania. Nie wszystkie z nich wynikają bezpośrednio z użycia programu, dlatego też decyzja odnośnie tego w jakim stopniu i czy w ogóle dane zmiany zostaną wprowadzone podlega ocenie prowadzących.

*Tabela 5 – Podsumowanie potencjalnych zmian w nauczaniu przedmiotu spowodowanych wykorzystaniem programu z rozbiciem na pozytywne i negatywne*

Zmiana 1: Zautomatyzowanie tworzenia i prowadzenia arkuszy kalkulacyjnych wykorzystywanych do realizacji przedmiotu.	
+ Zmniejszenie nakładu pracy poświęcanego na najbardziej czasochłonne zadania	- Ograniczenie możliwości nauki obsługi arkuszy kalkulacyjnych w ramach wykonywania projektów
+ Zwiększenie użyteczności prowadzonych arkuszy poprzez uporządkowanie formatowania	- Zmniejszenie znaczenia umiejętności obsługi arkusza kalkulacyjnego
Zmiana 2: Ustandaryzowanie załączników do raportów	
+ Zapewnienie stałego dostępu do informacji niezbędnych do weryfikacji wyników	- Zawężenie swobody działań studentów w zakresie tworzenia i edycji raportów
+ Przyspieszenie procesu oceny projektów przez konsekwentność sposobu zapisu danych wejściowych i wyników obliczeń	
Zmiana 3: Położenie nacisku na iteracyjny rozwój projektu	
+ Rozwój kompetencji studentów w dziedzinie pracy iteracyjnej	- Zmniejszenie uwagi poświęcanej jednej iteracji
+ Budowa podwalin pod nauczanie metod optymalizacyjnych w późniejszych semestrach	
+ Podniesienie końcowej jakości projektów BiPOLa 1, na bazie których realizowany jest BiPOL 2	
Zmiana 4: częściowe zautomatyzowanie metod obliczeniowych BiPOLa	
+ Powtarzalność wyników	- Mniej dogłębne poznanie metod przez brak konieczności samodzielnego zrealizowania ich w arkuszu
+ Brak konieczności poświęcania czasu na implementację ich w arkuszu	

### 3. Realizacja programu

#### 3.1. Forma pliku programu

Zgodnie z założeniami koncepcji, oprogramowanie powstało jako aplikacja VBA wbudowana w arkusz kalkulacyjny programu Microsoft Excel, przez co nie tylko wykorzystywana jest znajomość tego programu ze strony studentów, ale osiągane jest także kilka innych korzyści.

Po pierwsze, program nie wymaga jakiejkolwiek instalacji. Docelowo ma on być dostarczony do studentów w formie pliku arkusza dostępnego do pobrania ze strony przedmiotu. Jako że z punktu widzenia Excela jest to zwykły arkusz .xlsm (arkusz kalkulacyjny z możliwością obsługi makr) i nie wykorzystuje żadnych nowych bibliotek programistycznych, program może zostać uruchomiony bezpośrednio po pobraniu ze strony bez konieczności dodatkowych przygotowań, jakich wymagałoby użycie aplikacji zbudowanych w oparciu o języki programowania, których obsługa nie jest domyślnie gwarantowana przez system Windows – chociażby Pythona 3.0. Jedynie na starszych wersjach Windowsa, nie dysponujących fontem Bahnschrift użytym w interfejsie programu (starszych niż Windows 10), wymagane jest doinstalowanie jej przy użyciu zapewnionego z programem pliku, aby zapewnić schludny wygląd interfejsu.

Kolejną korzyścią płynącą ze zintegrowania programu z arkuszem jest zapewnienie nierozzerwalności danych, wyników oraz instancji programu, która została użyta do przetworzenia jednych na drugie. Ze względu na fakt, że wszelkie obliczenia wykonywane są na komórkach arkusza i tam też są gromadzone, dokumentacja prac prowadzonych z użyciem programu wymaga jedynie zachowania jego arkusza bądź wyeksportowania raportu z jego działania. Nie istnieje szansa utraty odrębnych plików wejściowych i wyjściowych, jakie nie raz wykorzystywane są w innych aplikacjach, ponieważ tutaj są one zawierane w pliku programu w momencie ich wczytania. Gdyby program był aplikacją .exe, wykorzystanie tego typu rozwiązania nie byłoby możliwe, jako że jakiejkolwiek zmiany w pliku aplikacji wymagałyby jego rekompilacji.

#### 3.2. Struktura programu i import danych

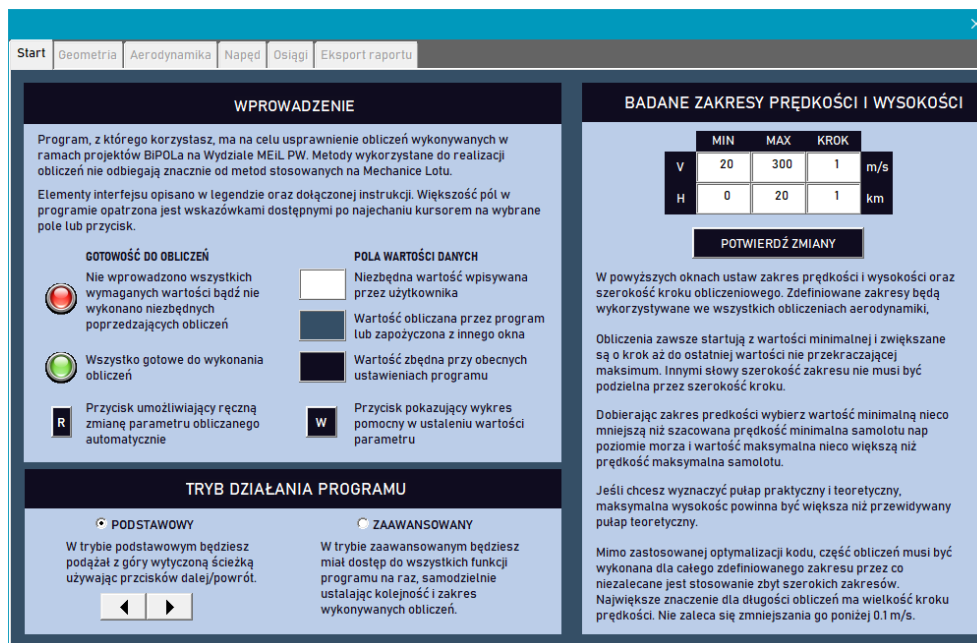
Program podzielono na trzy główne moduły obliczeniowe dostępne z poziomu głównego okna programu (Rys. 2). Zaliczają się do nich:

- Moduł geometryczny – w którym definiowana jest konstrukcja płata nośnego, wartości podstawowych parametrów obliczeniowych oraz wyznaczana jest geometria płata zastępczego wykorzystywanego w obliczeniach aerodynamicznych
- Moduł aerodynamiczny – gdzie na bazie dostarczonych przez użytkownika lub wygenerowanych przez program Xfoil charakterystyk profilu wyznaczone są charakterystyki płata nośnego i samolotu
- Moduł zespołu napędowego – który w przypadku braku szczegółowych informacji o zastosowanym w projekcie silniku pozwala na oszacowanie jego charakterystyk prędkościowo-wysokościowych niezbędnych do wyznaczenia osiąгов

Z założenia, każdy z modułów jest zdolny do wykonania swojej części obliczeń na bazie dostarczonych mu danych w sposób niezależny od pozostałych modułów, dzięki czemu możliwe jest wykorzystanie wybranej funkcjonalności programu bez wykonywania całości projektu, co zwiększa liczbę potencjalnych zastosowań programu. Jednakże, część jego funkcji wymaga zaciągnięcia wyników z wielu modułów na raz. Ma to miejsce m.in. przede wszystkim podczas wyznaczania osiągow samolotu, które jest głównym punktem



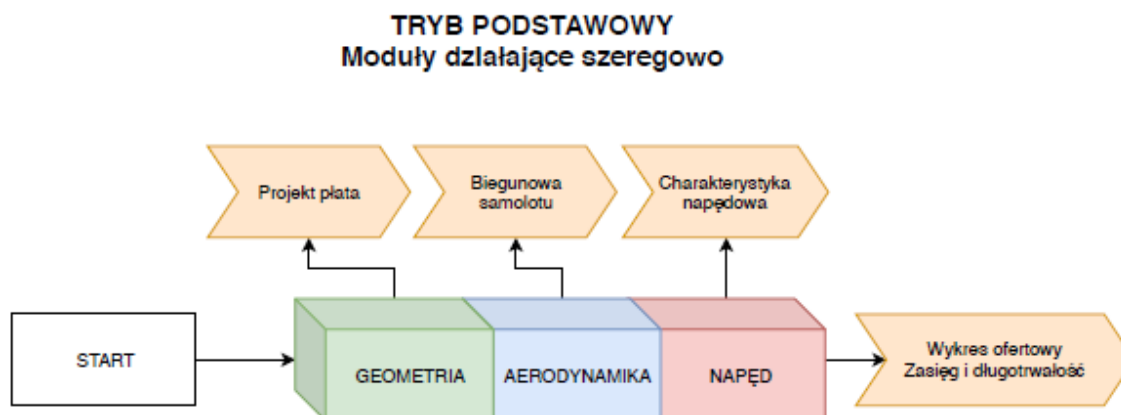
kulminacyjnym działaniem programu. Obliczenia niezbędne do stworzenia wykresu ofertowego oraz wykresu zasięgu i długotrwałości lotu bazują na całym przekroju informacji, których dostarczyć może jedynie uprzednie uruchomienie wszystkich modułów programu.



Rysunek 2 - Główne okno programu

Opisana koncepcja równoległego działania niezależnych modułów ma największe znaczenie, kiedy program działa w trybie zaawansowanym, w którym to od użytkownika zależy kolejność i sposób wykorzystania dostępnych funkcji. Brak ścisłego związku między modułami daje w tym momencie potrzebną zaawansowanemu użytkownikowi swobodę działania. Zależności pomiędzy modułami w tym trybie zobrazowano na rysunku nr 4.

Kiedy włączony jest tryb podstawowy, przepływ danych i kolejność wykonywania obliczeń można uprościć do szeregowego schematu przedstawionego na rysunku nr 3.



Rysunek 3 - Schemat blokowy szeregowej struktury programu



*Rysunek 4 - Schemat blokowy równoległej struktury programu*

Dane niezbędne do działania programu można podzielić na dwie kategorie: pojedyncze wartości parametrów obliczeniowych (takich jak maksymalna masa startowa samolotu bądź względne położenie środka ciężkości) oraz serie danych opisujących zależności między wybranymi zmiennymi: np. charakterystyki  $C_z(\alpha)$ ,  $C_x(C_z)$  i  $C_m(\alpha)$  profilu. Z powodu ergonomii wszelkie dane seryjne generowane są wewnątrz programu na drodze działania modułów obliczeniowych bądź wczytywane są z uprzednio przygotowanych przez użytkownika plików. Ogranicza to ilość czasu poświęconego na manualne wprowadzanie danych do koniecznego minimum związanego z podaniem pojedynczych wartości parametrów potrzebnych do wygenerowania poszczególnych charakterystyk i zbudowania wykresów.

Import danych seryjnych odbywa się za pośrednictwem plików w formacie .csv o wartościach rozdzielonych średnikami. Wybór takiego separatora był spowodowany koniecznością znalezienia unikalnego znaku, który nie pojawiałby się w używanych przez program konwencjach zapisu liczb dziesiętnych. Podczas gdy w ustawieniach regionalnych komputera użytkownika rolę separatora dziesiętnego najczęściej będzie pełnił przecinek, w kodzie programu stosowana jest amerykańska konwencja, według której części liczby dziesiętnej rozdzielane są przy użyciu kropki. Zabieg taki został wymuszony charakterystyką języka VBA.

Poszczególne rodzaje importowanych plików: charakterystyki aerodynamiczne, napędowe oraz geometria płata nośnego charakteryzują się ściśle określoną konstrukcją ich zawartości. Wszelkie wartości w importowanych plikach muszą znaleźć się w ściśle określonej kolejności, aby import zakończył się powodzeniem. Choć takie rozwiązanie jest najprostsze

z punktu widzenia kodu programu, mogłoby się wydawać mało praktyczne. Zatem, aby ułatwić użytkownikowi dostosowanie się do wymagań, w programie przewidziano także funkcję zapisu. Użycie jej po wygenerowaniu przykładowego zestawu danych daje użytkownikowi przykład odpowiednio sformatowanego pliku, który łatwo później zmodyfikować według własnych potrzeb.

Przewiduje się, że funkcje wczytywania i zapisywania danych z pliku będą najczęściej wykorzystywane do szybkiego wykonywania kolejnych iteracji projektu poprzez wczytanie ostatniej wersji i wprowadzenie tylko kilku kluczowych zmian przed ponownym uruchomieniem obliczeń. Funkcje te mogą również służyć do wznowiania pracy nad nieukończonymi jeszcze projektami, chociaż cykl pracy nad jedną iteracją jest na tyle krótki, że można go bez trudu ukończyć bez zapisywania projektu w trakcie.

### 3.3. Moduł geometryczny

#### 3.3.1. Kreator Płata

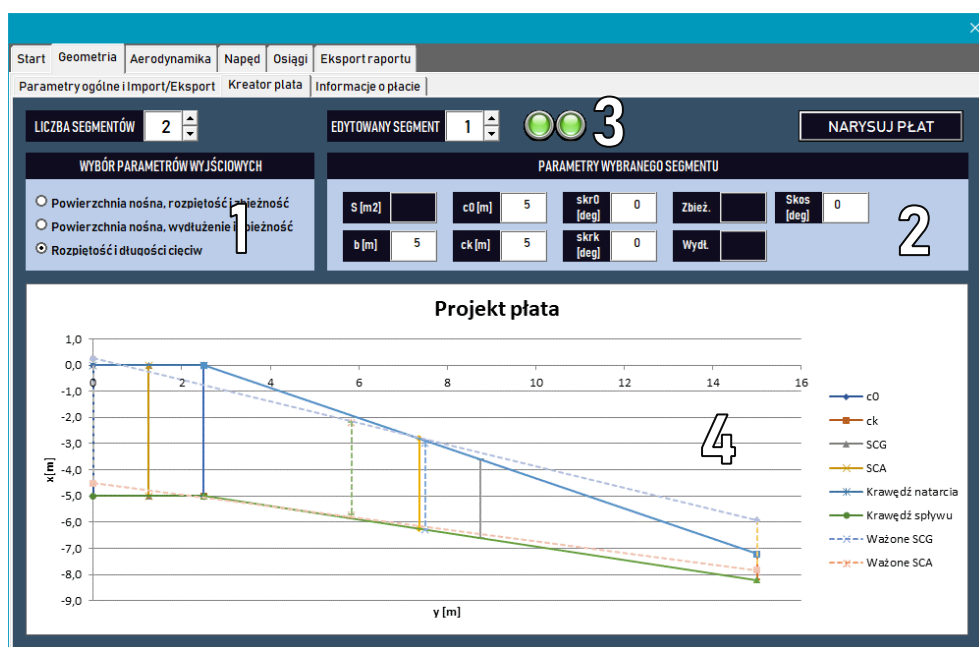
Zawarty w module geometrycznym Kreator Płata jest jedną z najbardziej kluczowych i innowacyjnych funkcji, jaką może pochwalić się program. Jego podstawowym zadaniem jest asystowanie użytkownikowi w procesie tworzenia płata nośnego odpowiedniego do przewidzianych w projekcie samolotu zastosowań.

Zgodnie z założeniami koncepcji programu, Kreator umożliwia zaprojektowanie płatów nie tylko jedno- ale i wielotrapezowych. Geometria każdego płata tworzona jest na podstawie zestawu danych wprowadzanych przez użytkownika dla wybranej przez niego liczby segmentów, z których będzie składał się finalny płat. Jako że ze względu na zastosowanie projektowanego samolotu wybrane parametry wyjściowe do budowy płata mogą mieć różną wagę, przewidziano możliwość wykorzystania trzech różnych zestawów danych wyjściowych:

- Powierzchni nośnej, rozpiętości i zbieżności – używany, gdy najważniejszym czynnikiem są zewnętrzne gabaryty płata
- Powierzchni nośnej, wydłużenia i zbieżności – kiedy duża waga położona jest na wybraną wartość wydłużenia, a wynikająca z niego rozpiętość jest mniej ważna
- Rozpiętości i długości cięciw – kiedy istotne jest osiągnięcie określonych długości cięciw. Opcja ta jest jednocześnie polecana przy wykorzystaniu płatów wielotrapezowych, ponieważ jej zastosowanie ułatwia zachowanie ciągłości długości cięciw na łączeniach segmentów.

Wybór jednego z zestawów parametrów za pośrednictwem odpowiedniego przycisku (vide element nr 1, Rys. 5) oznacza, że pozostałe parametry zostaną automatycznie obliczone na podstawie wprowadzonych danych, co sygnalizowane jest w interfejsie Kreatora poprzez zaciemnienie i blokowanie nieużywanych pól. Taki zabieg prowadzi jednocześnie do uwidocznienia zależności pomiędzy wprowadzanymi parametrami, co tym samym zwiększa intuicyjność obsługi Kreatora. Oprócz podstawowych parametrów, we wszystkich trzech przypadkach użytkownik podaje także dla każdego z segmentów kąty skrzywienia geometrycznego profilu cięciwy początkowej i końcowej oraz kąty skosu krawędzi natarcia.

Dane liczbowe są wprowadzane dla każdego z segmentów z osobna za pośrednictwem bloku pól tekstowych (nr 2, Rys. 5). W miarę finalizowania geometrii kolejnych elementów, zmienia się kolor znajdujących się w górnej części ekranu świateł sygnalizacyjnych (nr 3, Rys. 5). Dzięki przemyślanej konstrukcji Kreatora, możliwe jest swobodne przełączanie się pomiędzy edytowanymi segmentami bez utraty wprowadzonych już danych, jako że te przechowywane są w pamięci programu, a nie bezpośrednio w polach interfejsu. Jest to zabieg niezmiernie przydatny przy tworzeniu płatów składających się z większej liczby segmentów, jako że użytkownik nie musi pamiętać jakie wartości wprowadził przed chwilą – w każdej chwili może to sprawdzić.



Rysunek 5 - Okno Kreatora Płata

Kiedy dostarczone zostaną informacje o wszystkich segmentach, odblokowana zostaje możliwość narysowania geometrii płata w postaci wykresu wyświetlanego w oknie programu (nr 4, Rys. 5). Przedstawia on kontury oraz średnią cięciwę geometryczną i aerodynamiczną zarówno poszczególnych segmentów (linie ciągłe), jak i płata zastępczego (linie przerywane). Jednocześnie w zakładce programu „Informacje o płacie” gromadzone są w formie tabelarycznej zarówno wprowadzone wartości parametrów, jak i obliczone na ich podstawie wyniki takie jak długości średnich cięciw czy położenie narożników poszczególnych segmentów i innych charakterystycznych punktów płata. Tabela ta służy rewizji poprawności wpisanych danych i ocenie wyników (Rys. 6).

Start Geometria Aerodynamika Napęd Osiągi Eksport raportu												
Parametry ogólne i Import/Eksport			Kreator płata		Informacje o płacie							
Parametr	Jednostka	Płat zastępczy	Segment 1	Segment 2	Segment 3	Segment 4	Segment 5	Segment 6	Segment 7	Segment 8	Segment 9	Segment 10
Pow. nośna	[m <sup>2</sup> ]	100	25	75								
Rozpiętość	[m]	30	5	30								
Zbieżność	[-]	0.4	1	0.2								
Wydłużenie	[m <sup>2</sup> ]	9	1	8.33								
Beta	[deg]	22.5	0	30								
Beta 25%	[deg]	19.83	0	26.44								
c <sub>d</sub>	[m]	4.76	5	5								
ck	[m]	1.9	5	1								
skr <sub>0</sub>	[deg]	0	0	0								
skr <sub>k</sub>	[deg]	0	0	0								
SCG	[m]	3.33	5	3								
SCA	[m]	3.54	5	3.44								
A <sub>x</sub>	[m]	0.23	0	0								
A <sub>y</sub>	[m]	0	0	2.5								
B <sub>x</sub>	[m]	-4.53	-5	-5								
B <sub>y</sub>	[m]	0	0	2.5								
C <sub>x</sub>	[m]	-5.89	0	-7.22								
C <sub>y</sub>	[m]	15	2.5	15								
D <sub>x</sub>	[m]	-7.8	-5	-8.22								
D <sub>y</sub>	[m]	15	2.5	15								
SCG <sub>nx</sub>	[m]	-2.97	0	-3.61								
SCG <sub>ny</sub>	[m]	7.5	1.25	8.75								
SCG25% <sub>x</sub>	[m]	-3.8	-1.25	-4.36								
SCG25% <sub>y</sub>	[m]	7.5	1.25	8.75								

*Rysunek 6 - Okno programu zawierające stabelaryzowane informacje o stworzonym płacie*

Jeśli użytkownik nie jest zadowolony z rezultatów pracy, może do woli edytować projekt. Ponowne wywołanie funkcji rysowania nadpisuje zgromadzone w pamięci informacje, przez co obliczenia wykonywane są zawsze na ostatniej stworzonej wersji płata. Sfinalizowaną geometrię można zapisać do pliku .csv, którą będzie można wczytać przy następnym uruchomieniu programu, co znacznie przyspiesza wykorzystanie jej w kolejnych iteracjach projektu samolotu.

### 3.3.2. Wyznaczanie płata zastępczego

Typowe metody obliczeniowe wykorzystywane w ramach Projektu nr 3 Budowy i Projektowania Obiektów Latających do wyznaczenia charakterystyk aerodynamicznych płata nie pozwalają na bezpośrednie uwzględnienie jego wielotrapezowości. Względem parametrów takich jak wydłużenie bądź zbieżność wymagają określenia jednej wartości, podczas gdy te różnią się pomiędzy kolejnymi segmentami. W takim przypadku niezbędne staje się znalezienie jednotrapezowego płata zastępczego, który byłby możliwie zbliżony do zastępowanej konstrukcji z punktu widzenia nie tylko geometrii, ale również aerodynamiki.

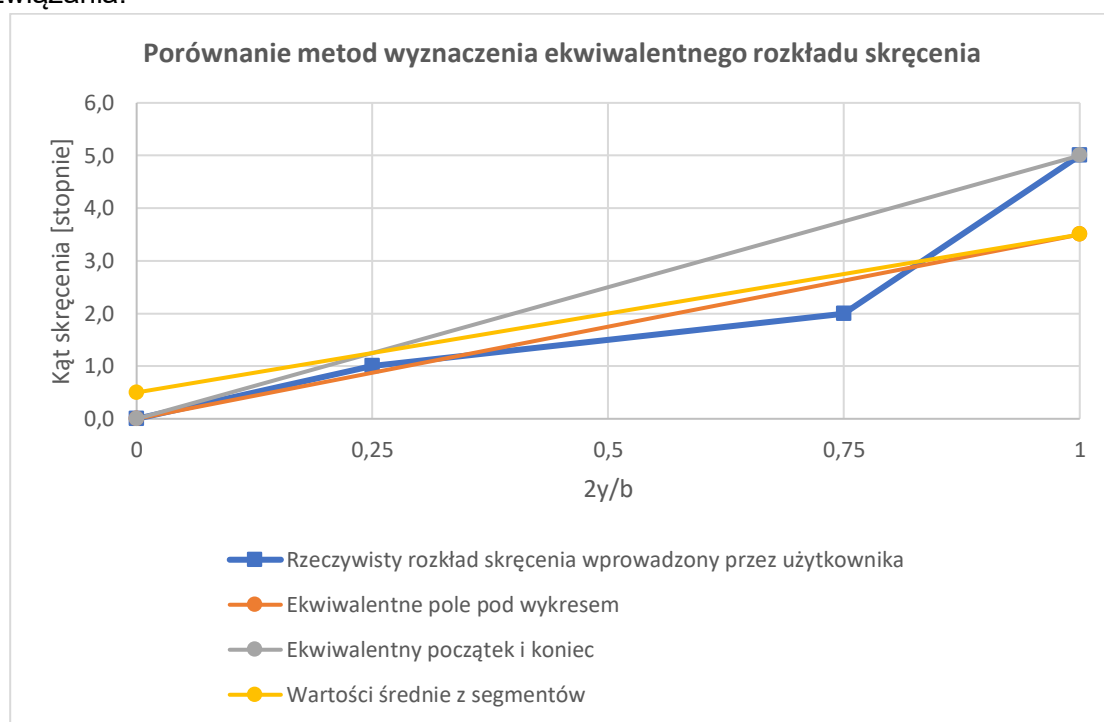
Do tego celu wykorzystywana jest klasyczna metoda bazująca na idei średniej ważonej, według której wszystkim segmentom płata przypisywana jest waga odpowiadająca polu rzutowanej przez nie na płaszczyznę poziomą powierzchni (w samolotowym układzie odniesienia: na płaszczyznę XY). W kolejnym kroku wartości danego parametru geometrycznego dla poszczególnych segmentów płata przemnażane są przez określone wcześniej wagi, a suma tych iloczynów dzielona jest przez sumę wag. W rezultacie otrzymywana jest jedna wartość parametru, uwzględniająca wartości z każdego z segmentów proporcjonalnie do jego powierzchni.

Uśrednianie parametrów w ten sposób ma sens tylko dla niektórych z nich. Z założenia, powierzchnia nośna oraz rozpiętość płata powinny pozostać bez zmian, ponieważ zmiana ich wartości znacznie wpływa na aerodynamikę płata. Parametrami, które

bez wątplenia można uśrednić są za to: zbieżność płata, długość średniej cięciwy geometrycznej i aerodynamicznej oraz kąty skosu krawędzi natarcia i linii łączącej punkty leżące w 25% długości cięciw.

Dyskusyjną kwestią pozostaje natomiast sposób uwzględnienia rozkładu kąta skręcenia geometrycznego cięciw wzdłuż rozpiętości płata. Z punktu widzenia aerodynamiki, oprócz samej wartości kąta, znaczenie ma także położenie cięciwy, na której ta wartość występuje. Wynikający z tego kształt rozkładu wpływa znacznie na rozkład współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości, a w efekcie również na rozkład obciążeń. W efekcie jedynym sposobem na w stu procentach rzetelne odwzorowanie zmian charakterystyk aerodynamicznych wywołanych występowaniem skręcenia geometrycznego jest użycie dokładnie tego samego rozkładu, a to w przypadku omawianego programu jest niemożliwe ze względu na jego ograniczenia. Dla każdego z segmentów płata przechowywane są dwie wartości kąta skręcenia: na cięciwie początkowej (bliźszej kadłuba) i końcowej. Jako że płat zastępczy jest traktowany jako jeden segment, wymusza to przyjęcie liniowego rozkładu kąta skręcenia. Rozważono kilka sposobów znalezienia rozkładu, który byłby możliwie najbardziej ekwiwalentny do rzeczywistego. Ich porównanie zawarto na rysunku nr 7 i w tabeli nr 6.

Najprostszym rozwiązaniem mogłoby być przyjęcie za wartość początkową wartości kąta skręcenia na cięciwie przykadłubowej (początkowej cięciwie pierwszego segmentu), a za wartość końcową wartości kąta skręcenia na końcowej cięciwie ostatniego segmentu. Przyjęcie takiego rozkładu generuje jednak tym większe różnice względem rzeczywistego rozkładu wynikającego z wprowadzonych przez użytkownika danych, im większe są różnice w kątach skręcenia na kolejnych segmentach, tj. im większa jest różnorodność gradientu kąta skręcenia. W wypadku, gdy skręcenie występuje tylko na jednym z segmentów, powstałe różnice są nieakceptowalne, co stanowiło przyczynę odrzucenia tego typu rozwiązania.



*Rysunek 7 – Wykres rozkładu skręcenia geometrycznego profilu wzdłuż rozpiętości porównujący rozważane metody na przykładzie 3-segmentowego płata*



Drugi z rozważanych sposobów polega na obliczeniu średnich wartości kąta skręcenia na każdym z segmentów oddzielnie i użyciu wartości ze skrajnych segmentów jako początkowego i końcowego kąta skręcenia na płacie zastępczym. Dzięki bazowaniu na wartościach średnich, otrzymany w ten sposób rozkład zbliża się w znacznym stopniu do większości typowych rozkładów rzeczywistych. Z drugiej jednak strony, przy wykorzystaniu tej metody pomijane są wszystkie wewnętrzne segmenty, co może generować duże błędy w przypadku zaistnienia istotnych różnic pomiędzy ich skręceniem a skręceniem segmentów zewnętrznych.

Optymalnym rozwiązaniem wydaje się być jednak wyznaczenie ekwiwalentnego rozkładu w oparciu o założenie, że pola pod wykresami rozkładów skręcenia rzeczywistego i zastępczego powinny być sobie równe. W praktyce sprowadza się to do obliczenia średniej wartości skręcenia na całym płacie, której dwukrotność jest następnie wykorzystywana w płacie zastępczym jako kąt skręcenia cięciwy końcowej. Poprawny wynik zostanie otrzymany jedynie po przyjęciu dodatkowego założenia, że skręcenie cięciwy przykadłubowej płata zastępczego zawsze jest zerowe. Założenie takie jest zasadne z punktu widzenia aerodynamiki, ponieważ skręcenie geometryczne ma największe znaczenie na końcówkach skrzydeł i przez to też właśnie tam jest najczęściej wykorzystywane, podczas gdy cięciwy przykadłubowe pozostają zwykle nieskręcone.

*Tabela 6 - zestawienie dokładności rozważanych metod odwzorowania rzeczywistego rozkładu kąta skręcenia geometrycznego*

Rodzaj rozkładu	Pole	Różnica względem pola rzeczywistego	Współczynnik determinacji $R^2$
Rozkład rzeczywisty	1.75	0%	1
Ekwiwalentny początek i koniec	2,50	+43%	0.52
Wartości średnie z segmentów	2,00	+14%	0.82
Ekwiwalentne pole pod wykresem	1.75	0%	0.88

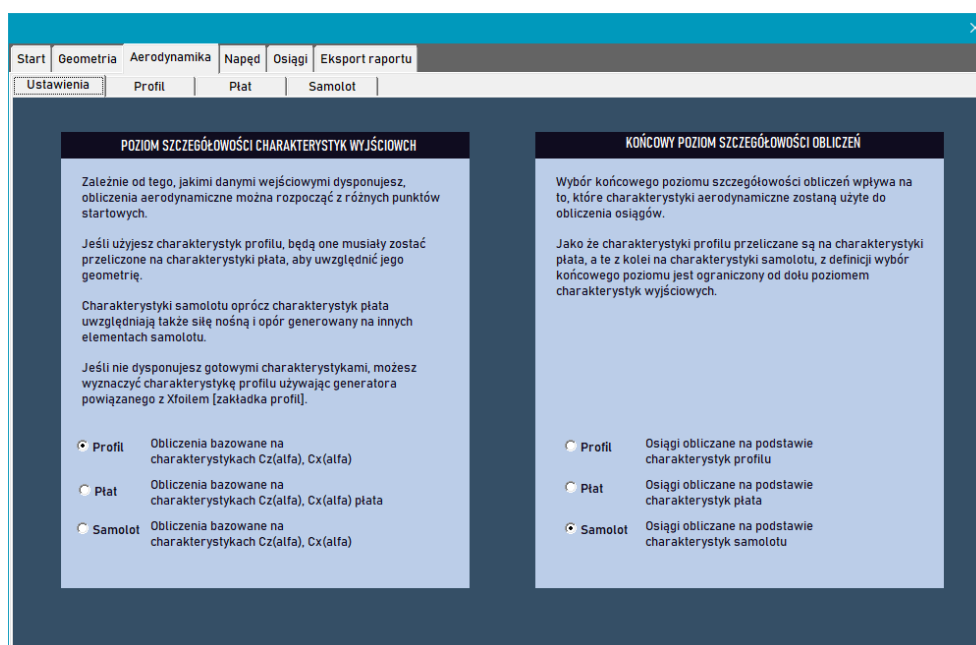
Wymienione metody oceniono także z punktu widzenia statystyki poprzez obliczenie względnego odchylenia pola pod wykresem otrzymanym przy użyciu danej metody od wartości pola pod wykresem rzeczywistego rozkładu, co zrealizowano na przykładzie trójtrapezowego płata o trzech różnych wartościach gradientu kąta skręcenia. Ponadto dla każdej z nich obliczono wartość współczynnika determinacji, mówiącego o stopniu dopasowania analizowanego rozkładu do rozkładu rzeczywistego. Największy stopień dopasowania ( $R^2=0.88$ ) i najmniejsze odchylenie względne pola otrzymano przy wykorzystaniu metody ekwiwalentnych pól, co uzasadnia użycie jej w programie. Wartości te z pewnością zmieniają się wraz ze zmianą analizowanego przykładu, ale typowe rozkłady stosowane w projektach BiPOLa nie odbiegają zbytnio od niego przez co metoda powinna być podobnie dokładna w ich przypadku.

### 3.4. Moduł aerodynamiczny

#### 3.4.1. Poziomy danych wejściowych i wyników

Głównym zadaniem modułu aerodynamicznego programu jest wyznaczenie charakterystyki aerodynamicznej, która zostanie później wykorzystana do określenia osiągow samolotu. Przez charakterystykę aerodynamiczną należy w tym kontekście rozumieć zależności  $C_z(\alpha)$  i  $C_x(\alpha)$ , które różnią się między sobą zależnie od tego, czy mowa o profilu lotniczym, płacie czy całym samolocie.

Pierwszym krokiem na drodze do realizacji tego celu jest zdefiniowanie przez użytkownika poziomu szczegółowości charakterystyk (profil, płat lub samolot), jakimi już dysponuje i poziomu charakterystyk, jaki chciałby osiągnąć z końcem działania modułu (Rys. 8). Ma on bowiem zdolność do przeliczenia charakterystyk profilu, na charakterystyki płata oraz charakterystyk płata na charakterystyki samolotu, do czego wykorzystuje dane geometryczne i aerodynamiczne wprowadzane przez użytkownika. Tę możliwość wyboru wprowadzono z myślą o przypadkach, gdy wartości parametrów wymaganych do otrzymania bardziej szczegółowej charakterystyki nie są jeszcze dostępne z powodu niskiego stopnia zaawansowania projektu. Osiągi obliczane na koniec działania programu bazują na charakterystykach z wybranego poziomu końcowej szczegółowości, dzięki czemu można wykonać je w różnym momencie życia projektu.



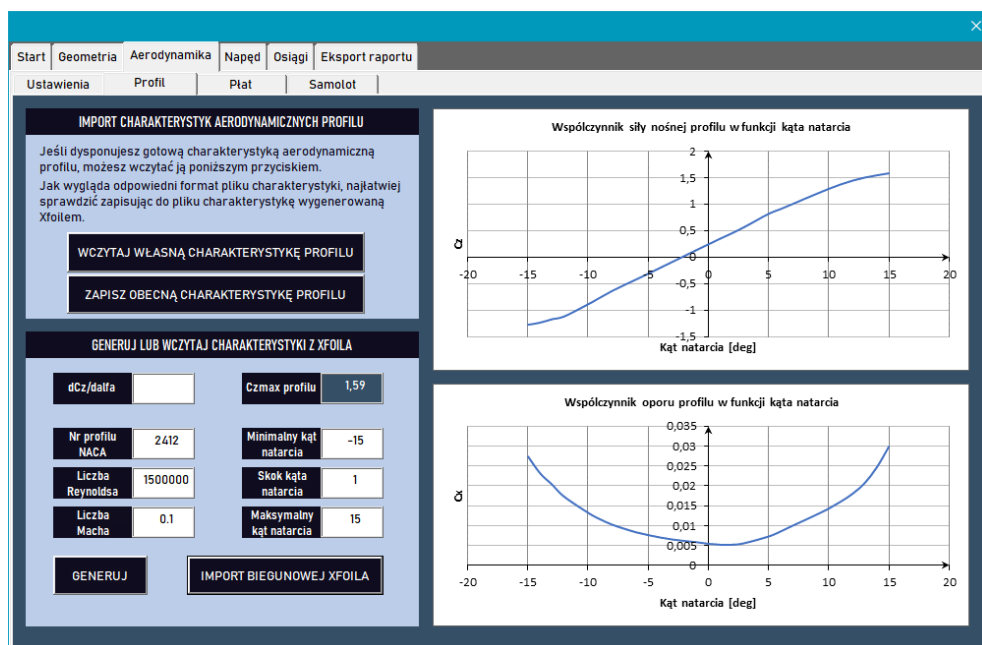
Rysunek 8 - Okno wyboru poziomu szczegółowości wejściowych i docelowych charakterystyk aerodynamicznych



### 3.4.2. Integracja z Xfoil

Jeśli użytkownik nie dysponuje danymi nawet najniższego poziomu szczegółowości pod postacią charakterystyk aerodynamicznych profilu lotniczego, istnieje możliwość wygenerowania ich w prosty sposób dzięki integracji modułu aerodynamicznego z programem Xfoil, który jest szeroko wykorzystywany do prostych obliczeń aerodynamicznych przepływów dwuwymiarowych.

Jak pokazuje rysunek 9, w zakładce modułu aerodynamicznego poświęconej ustawieniom obliczeń profilu wbudowany został generator charakterystyk Xfoila. Jego obsługa polega na wprowadzeniu numeru 4- lub 5-cyfrowego profilu lotniczego NACA, którego charakterystyka zostanie niedługo wyznaczona oraz parametrów symulacji: liczby Reynoldsa, liczby Macha, zakresu badanych kątów natarcia i szerokości kroku pomiędzy nimi. Kliknięcie przez użytkownika przycisku „Generuj” prowadzi do utworzenia programu wsadowego zawierającego szereg instrukcji dla Xfoila. O ile w folderze, w którym znajduje się arkusz omawianego programu, znajdują się także plik wykonywalny Xfoila, stworzony program wsadowy zostanie też automatycznie uruchomiony, a otrzymana biegunowa profilu zostanie wyeksportowana do pliku.



Rysunek 9 - Okno generowania i wczytywania/zapisu charakterystyk profilu

Jako że implementacja obsługi Xfoila polega jedynie na sformułowaniu tekstu podawanych mu instrukcji, jedynymi ograniczeniami dla tej funkcji programu są ograniczenia samego Xfoila. Można wśród nich wymienić m.in. brak możliwości automatycznego zagęszczenia kroku badanych kątów natarcia w pobliżu krytycznego kąta natarcia, dokładność jedynie w przepływach poddźwiękowych oraz ograniczenie możliwych do wykorzystania profili do zawartych w programie 4- i 5-cyfrowych profili NACA.

W tabeli 7 omówiono instrukcje zawierane każdorazowo w programie wsadowym uruchamianym za pośrednictwem Xfoila. Dla celu ułatwienia dokumentacji nazwa każdego z nich ma składnię „UruchomXfoil\_<Numer profilu NACA>\_<Godzina utworzenia>”.

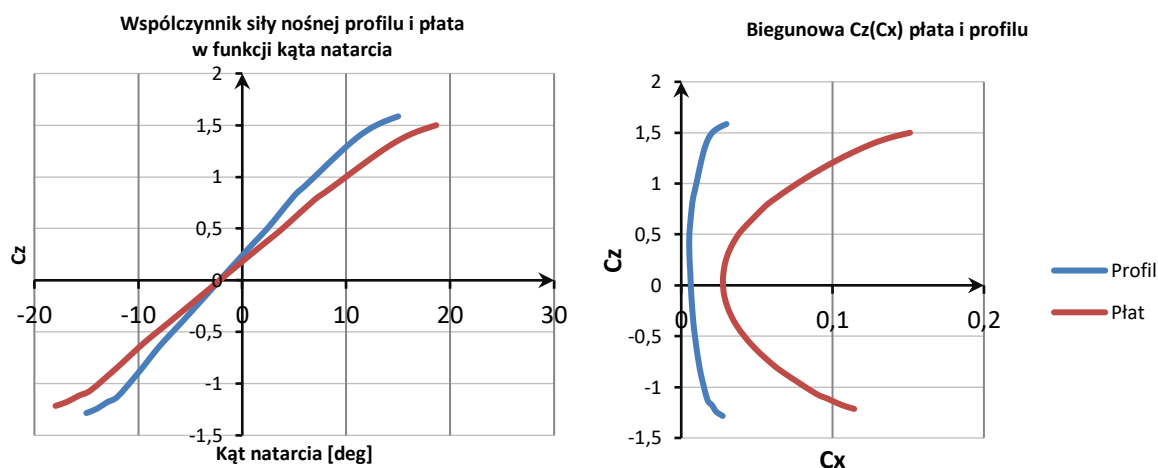
Tabela 7 - omówienie instrukcji Xfoila zawartych w programie wsadowym

Instrukcja	Opis
NACA <nr profilu>	Wybiera zdefiniowany przez użytkownika numer profilu typu NACA jaki ma zostać wczytany przez Xfoil
OPER	Uruchamia tryb operowania na punktach
VISC <liczba Reynoldsa>	Uruchamia tryb przepływu lepkiego. Konieczne do uzyskania rzetelnych charakterystyk. Jednocześnie definiuje liczbę Reynoldsa przepływu.
ITER 300	Ustawia liczbę iteracji obliczeń na 300, co w większości przypadków zapewnia zbieżność
Mach <liczba Macha>	Ustawia liczbę Macha w przepływie
Pacc	Tworzy zlecenie akumulowania danych o biegunowej profilu
Biegunowa <nr_profilu>_<godzina>.polar	Definiuje nazwę plików, do których eksportowane są dane o biegunowej
Biegunowa <nr_profilu>_<godzina>.dump	
Aseq <minimalny kąt natarcia> <maksymalny kąt natarcia> <skok kąta natarcia>	Ustala zakres badanych kątów natarcia i szerokość wykonywanych kroków

### 3.4.3. Wykorzystanie metody Schrenka do wyznaczenia charakterystyki aerodynamicznej płata

Jednym z najważniejszych elementów aerodynamiki samolotu jest charakterystyka jego płata nośnego. Możliwe jest wyznaczenie jej z dużą dozą dokładności w oparciu o znane charakterystyki użytego w tym płacie profilu lotniczego, jeśli tylko potrafimy stwierdzić w jakim stopniu różnią się one od siebie.

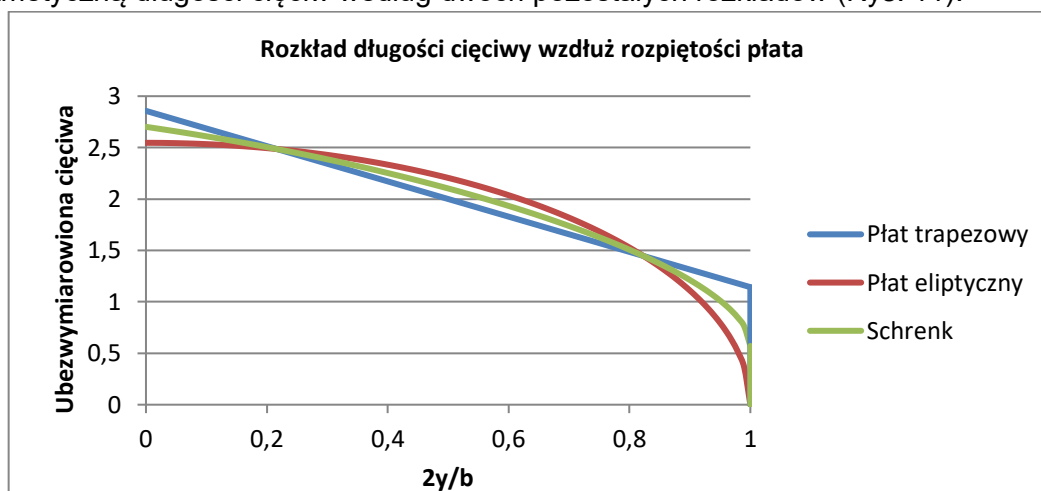
Teoretycznie, dwuwymiarowy profil zachowuje się jak płat o nieskończonym wydłużeniu, a więc nie doświadcza spadku wartości współczynnika siły nośnej oraz wzrostu oporu indukowanego zachodzących w wyniku powstania zawirowań na końcach płata. Można zatem przyjąć, że z definicji dla tego samego kąta natarcia charakterystyka płata powinna pokazywać niższe wartości bezwzględne współczynnika siły nośnej i większe wartości współczynnika siły oporu niż charakterystyka profilu. Przykładowe porównanie charakterystyki płata i profilu pokazuje rysunek 10.



Rysunek 10 – Porównanie charakterystyk  $C_z(\alpha)$  i  $C_z(C_x)$  profilu i płata

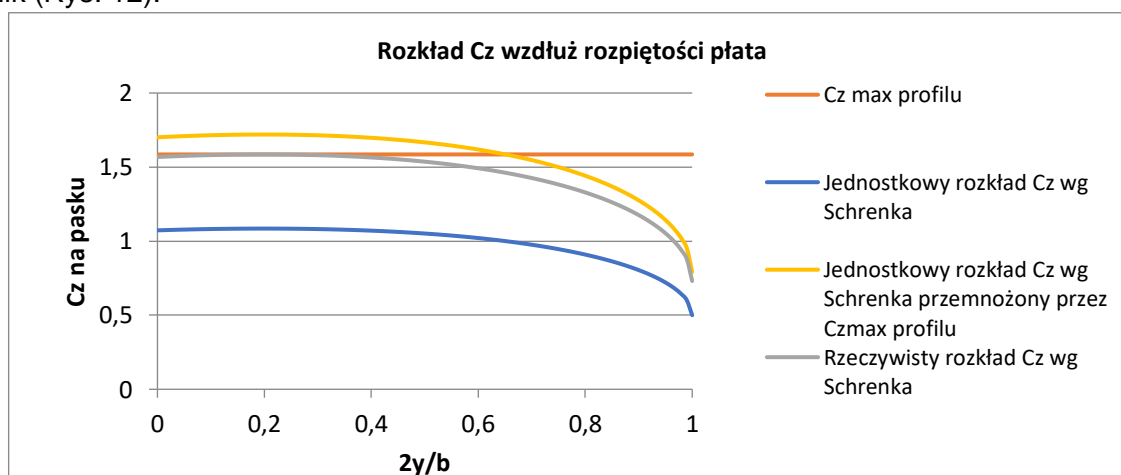
Aby otrzymać charakterystykę płata należy zatem skwantyfikować ten spadek siły nośnej oraz wzrost oporu, po czym zaaplikować je oba do charakterystyki profilu. Do pierwszego z tych zadań można z powodzeniem wykorzystać metodę Schrenka. Choć jej podstawowym zastosowaniem jest wyznaczenie rozkładu ubezwymiarowanego współczynnika siły nośnej na potrzeby wstępnej oceny obciążeń, jakim poddawane jest skrzydło przez generowaną na nim siłę nośną, można ją też wykorzystać do znalezienia maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej płata (Galiński, 2016).

Obliczenia metodą Schrenka rozpoczyna się od podzielenia analizowanego płata (w tym przypadku płata zastępczego) na paski obliczeniowe (Stafiej, 2000). Na ich bazie wyznaczane są trzy rozkłady długości cięciw: dla płata trapezowego, płata eliptycznego i szukanego rozkładu Schrenka, w którym długość cięciwy na danej rozpiętości jest średnią arytmetyczną długości cięciw według dwóch pozostałych rozkładów (Rys. 11).



*Rysunek 11 - Porównanie trzech różnych rozkładów długości cięciwy wzdłuż rozpiętości płata. Przykład.*

Używając otrzymanych w ten sposób długości cięciw, dla każdego pasków wyznaczana jest też wartość jednostkowego współczynnika siły nośnej tj. takiego, jaki występowałby na płacie, gdyby wartość maksymalnego współczynnika siły nośnej profilu wynosiła 1. Na koniec, znając rzeczywistą maksymalną wartość dla naszego wybranego profilu, możemy przemnożyć rozkład jednostkowy przez tę wartość, aby obliczyć finalny wynik (Rys. 12).



*Rysunek 12 - Zestawienie rozkładów współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości płata wg metody Schrenka. Przykład.*

Analizując otrzymane w ten sposób rozkłady można zauważyć, że niezależnie od przyjętej geometrii płata, na pewnym zakresie rozpiętości wartość współczynnika siły nośnej jest większa niż przyjęte maksimum związane z charakterystyką samego profilu. Jako że nie jest to fizycznie możliwe, aby profil na wybranej cięciwie płata miał lepsze właściwości niż profil dwuwymiarowy, można wnioskować, że rzeczywiste osiągi płata są niższe niż to przedstawia wykres. Taki rezultat jest jak najzupełniej spodziewany, o ile pamięta się o wpływie „skończoności” wydłużenia na aerodynamikę.

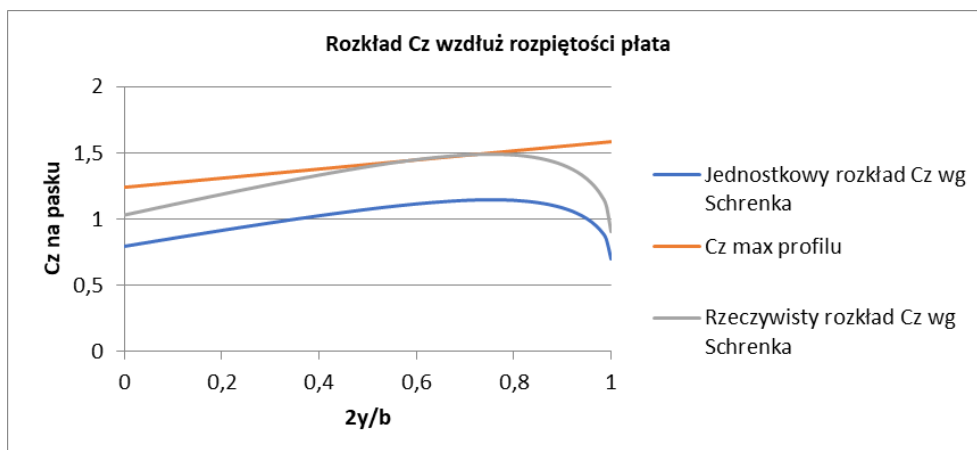
Mając na uwadze wspomniane ograniczenie co do maksymalnej wartości lokalnego  $C_z$  wynikające z charakterystyk profilu, nie trudno dojść do wniosku, że najlepsze możliwe osiągi płata reprezentowane powinny być przez rozkład, który styka się z linią dopuszczalnego  $C_z$ , nigdy ponad nią nie wykraczając. Taki rozkład można otrzymać w szybki sposób przemnażając cały rozkład jednostkowy przez wartość odpowiadającą stosunkowi  $C_z$  dopuszczalnego i  $C_z$  jednostkowego w punkcie styczności. O ile w przypadku płatów bez skręcenia geometrycznego, to, gdzie będzie leżał punkt styczności, widać na pierwszy rzut oka (Rys. 12), o tyle w przeciwnym przypadku zadanie to jest utrudnione przez zmieniającą się wzdłuż rozpiętości dopuszczalną wartość  $C_z$ . Aby wyjaśnić przyczynę takiego zjawiska, posłużmy się przykładem.

Weźmy płat o liniowej zmianie skręcenia geometrycznego od 0 stopni na cięciwie przykadłubowej do -2 stopni na cięciwie końcowej, wykorzystujący profil lotniczy o  $C_{z_{max}} = 1.58$  osiąganym dla kąta natarcia 15 stopni. W pierwszej chwili płat ten znajduje się na krytycznym kącie natarcia (z punktu widzenia cięciwy przykadłubowej). Dla cięciwy przykadłubowej zostało właśnie osiągnięte maksimum  $C_z$ . Jednocześnie z powodu użytego skręcenia, profil cięciwy końcowej doświadcza jedynie 13 stopni kąta natarcia. W jego przypadku maksimum nie zostało jeszcze osiągnięte, bo  $C_z$  dla tego kąta natarcia wynosi tylko 1.5. W tym momencie dalsze zwiększanie kąta natarcia spowoduje wzrost  $C_z$  na końcówce skrzydła, ale jednocześnie przekroczony zostanie krytyczny kąt natarcia na cięciwie przykadłubowej i wartość  $C_z$  w tym miejscu spadnie. Widzimy zatem, że mimo zastosowania jednego profilu aerodynamicznego, jednoczesne osiągnięcie na całej długości skrzydła  $C_{z_{max}}$  wskazanego przez wykres profilu jest niemożliwe. Z punktu widzenia programu oznacza to konieczność wyznaczenia liniowego przebiegu dopuszczalnej wartości  $C_z$  zależnego od skręcenia końcowej cięciwy płata.

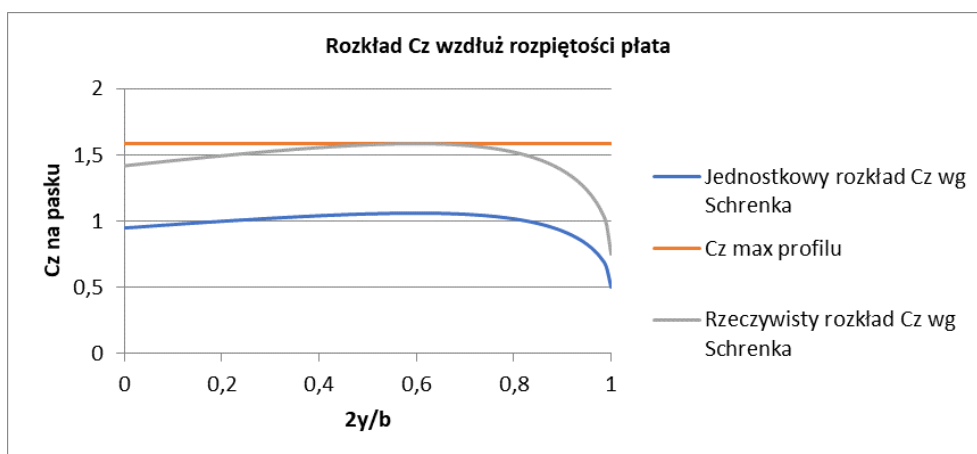
W tym celu przyjęto, że w żadnym wypadku nie chcemy przekraczać krytycznego kąta natarcia profilu z powodu szybko postępującego w takich warunkach oderwania. Wynika z tego, że w przypadku, gdy wartość skręcenia jest dodatnia, a więc krytyczny kąt natarcia jest osiągany wcześniej na cięciwie końcowej niż na przykadłubowej, rzeczywisty  $C_z$  max profilu stanowi wartość dopuszczalną jedynie na cięciwie końcowej, zaś bliżej kadłuba dopuszczalne są wartości odpowiednio mniejsze, wynikające z kąta natarcia występującego lokalnie w momencie osiągnięcia kąta krytycznego przez cięciwę końcową. Dokładnie odwrotna zależność ma miejsce, gdy kąt skręcenia cięciwy końcowej jest ujemny.

Aby znaleźć punkt styczności finalnego rozkładu współczynnika siły nośnej płata z rozkładem wartości dopuszczalnych, program oblicza dla każdego paska różnicę między lokalnymi wartościami tych dwóch rozkładów. Wartość czynnika, przez który przemnażany jest rozkład jednostkowy obliczana jest na podstawie opisanego wcześniej stosunku dla paska, dla którego wspomniana różnica jest najmniejsza. Najmniejsza wartość różnicy przekłada się na najmniejszą odległość między dwoma rozkładami w tym miejscu, co w efekcie oznacza, że w miarę podnoszenia rozkładu jednostkowego miejsce jako pierwsze

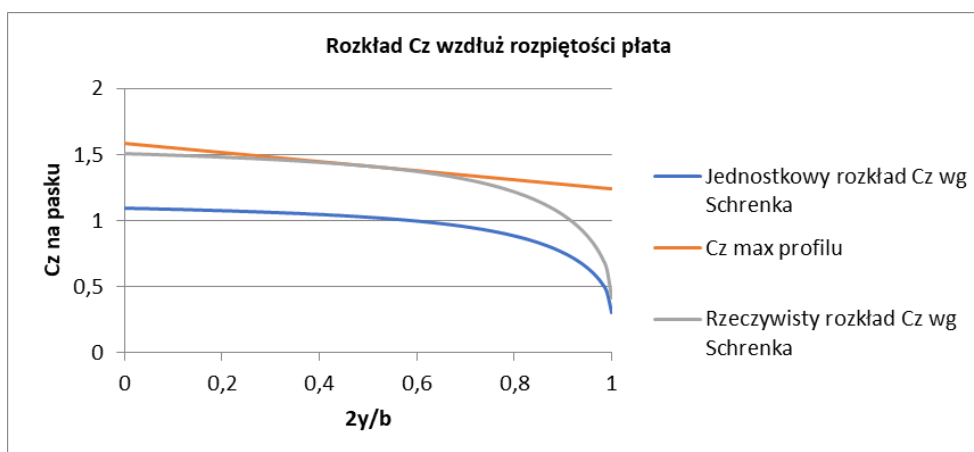
zetknie się z rozkładem wartości dopuszczalnych. Porównanie wpływu skręcenia na omawiane rozkłady przedstawia seria rysunków 13-15.



Rysunek 13 - Rozkład  $C_z$  wzdłuż rozpiętości dla przykładowego płata o małej zbieżności i skręceniu geometrycznym cięciwy końcowej wynoszącym +4 stopnie;  
 $C_{zmax}$  profilu = 1.58,  $C_{zmax}$  płata = 1.29



Rysunek 14 - Rozkład  $C_z$  wzdłuż rozpiętości dla przykładowego płata o małej zbieżności i bez skręcenia geometrycznego  
 $C_{zmax}$  profilu = 1.58,  $C_{zmax}$  płata = 1.49



Rysunek 15 - Rozkład  $C_z$  wzdłuż rozpiętości dla przykładowego płata o małej zbieżności i skręceniu geometrycznym końcówki wynoszącym -4 stopnie  
 $C_{zmax}$  profilu = 1.58,  $C_{zmax}$  płata = 1.38

Znając wartość  $C_{z_{max}}$  płata (równą obliczonemu czynnikowi), w celu wyznaczenia charakterystyki aerodynamicznej płata wystarczy wykonać dwa dodatkowe kroki. Do kątów natarcia z zakresu objętego przez bazową charakterystykę profilu należy dodać kąt indukowany, zaś wartości  $C_z$  należy przemnożyć przez stosunek  $C_{z_{max}}$  płata do  $C_{z_{max}}$  profilu. W ten sposób otrzymywane są charakterystyki uwzględniające zmianę krytycznego kąta natarcia i obniżenie współczynnika siły nośnej (Rys. 10).

Wykres  $C_z(\alpha)$  płata to jedynie część całego obrazu. Na charakterystykę płata składa się także zależność  $C_x(\alpha)$ , której przebieg program wyznacza w oparciu o klasyczną metodę stosowaną w ramach Mechaniki Lotu, która uwzględnia przyrost oporu wywołany niedoskonałościami wykonania oraz opór indukowany szacowany przy użyciu współczynników korekcyjnych Glauerta (Rys. 16).

The screenshot shows a software interface for aerodynamic calculations. The main window is titled 'Start' and contains several tabs: 'Geometria', 'Aerodynamika', 'Napęd', 'Osiągi', and 'Eksport raportu'. Below the tabs is a toolbar with buttons for 'Ustawienia', 'Profil', 'Płat', and 'Samolot'. The 'Płat' tab is currently selected. The main area is divided into several sections:

- PRZYRÓST WSP. OPORU WYWOŁANY NIEDOSKONAŁOŚCIAMI WYKONANIA**: This section allows the user to select the material of the wing (Skrzydła kompozytowe lub metalowe, Skrzydła drewniane, kryte płótnem lub mieszane, or Inne (własna wartość współczynnika)). It also includes a button 'OBLICZ OPÓR PŁATA' and a section for 'Cz max płata z rozkładu Schrenka' and 'Parametry obliczeniowe'.
- PRZYRÓST WSP. OPORU WYWOŁANY SKOŃCZONYM WYDŁUŻENIEM PŁATA - OPÓR INDUKOWANY**: This section contains input fields for the Glauert correction factors (Delta, d1, d2, d3) and the resulting 'Wynikowa delta' (1,41E-05 R). It also includes a section for 'Alfa 0 - dCz/dalfa profilu' and a button 'OBLICZ OPÓR PŁATA'.
- Tau - drugi współczynnik korekcyjny Glauerta**: This section contains input fields for the Glauert correction factors (tau1, tau2) and the resulting 'Wynikowe tau' (4,34E-02 R).

A large text box on the right side of the window states: 'Tutaj pojawi się wykres współczynnika siły oporu profilu i płata w funkcji kąta natarcia profilu'.

Rysunek 16 – Okno programu przed wykonaniem obliczeń.  
Obliczanie oporu indukowanego płata.

### 3.4.4. Wyznaczenie charakterystyki aerodynamicznej samolotu

Wśród elementów, które w znacznym stopniu wpływają na aerodynamikę samolotu można wymienić nie tylko płat nośny, ale także jego kadłub, usterzenie poziome oraz wszelkie pomniejsze elementy znajdujące się w przepływie powietrza takie jak: stałe podwozie, gondole silników, bądź usterzenie pionowe. Wpływ ten ogranicza się jednak głównie do wywoływania dodatkowego oporu aerodynamicznego, ponieważ, nie licząc usterzenia poziomego, żaden z wymienionych elementów nie jest zwykle projektowany z zamysłem generowania jakiegokolwiek znaczącej ilości siły nośnej.

Obliczenia aerodynamiczne samolotu wykonywane przez program skupiają się zatem na poprawnym oszacowaniu oporu generowanego przez dwa najważniejsze elementy spośród wymienionych: kadłuba i usterzenia poziomego. Uwzględnienie dodatkowych elementów jest możliwe, ale wyznaczenie dla nich wartości współczynnika siły oporu leży w gestii użytkownika. W takim wypadku elementy te dodawane są do zbiorczej listy elementów samolotu, na podstawie której obliczana jest suma oporów samolotu. Lista ta jednocześnie ułatwia zarządzanie uwzględnianymi oporami umożliwiając dodawanie, usuwanie elementów oraz zmianę ich współczynników oporu.

Rysunek 17 – Okno programu. Obliczanie oporu innych elementów, w tym usterzenia poziomego.

Usterzenie poziome jest jedynym z analizowanych elementów, które poprzez swoje działanie może mieć niepomijalny wpływ na współczynnik siły nośnej samolotu - prócz tego zależny jedynie od płata nośnego. Z tego powodu użytkownik ma wybór co do uwzględnienia tego wpływu w obliczeniach, choć domyślnie opcja ta jest wyłączona (Rys. 17).

Jego wartość obliczana jest na bazie równań równowagi podłużnej samolotu, co wymaga od użytkownika podania parametrów takich jak: współczynnik momentu podłużnego płata samolotu względem jego środka aerodynamicznego, względne położenia środka aerodynamicznego płata i środka ciężkości samolotu, pole powierzchni usterzenia poziomego, długość ramienia jego działania oraz finalnie kwadrat stosunku średniej prędkości opływu wokół usterzenia poziomego do prędkości niezaburzonego opływu. Dwie inne wartości: długość średniej cięciwy aerodynamicznej oraz pole powierzchni płata nośnego są zapożyczane z pamięci programu, jako że podawane są one wcześniej – w module geometrycznym. Po wyliczeniu dodatkowo wartości cechy objętościowej usterzenia (Równanie 1), obliczane są wartości współczynnika siły nośnej na usterzeniu zapewniająca równowagę na badanym zakresie kątów natarcia (Równanie 2).

$$\kappa'_H = \frac{S_H * l_H}{S * SCA} * \left( \frac{V_{H\infty}}{V_\infty} \right)^2 \quad (1)$$

$$C_{zH} = \frac{C_{mSA}}{\kappa'_H} + \frac{\bar{x}_{SC} - \bar{x}_{SA}}{\kappa'_H} * C_Z \quad (2)$$

Obliczenia przyrostu oporu na usterzeniu poziomym w dużej mierze wykorzystują te same parametry (Równanie 3). Dodatkowo należy wprowadzić jeszcze minimalną wartość współczynnika oporu profilu usterzenia, przyrost oporu wywołany szczelinami między statecznikiem poziomym a sterem wysokości, rozpiętość usterzenia oraz jego współczynnik Oswalda. Dwa ostatnie z wymienionych parametrów służą do obliczenia efektywnego



wydłużenia efektywnego (Równanie 4). Po podaniu zestawu wymaganych parametrów zielone światło sygnalizuje gotowość do obliczeń uruchamianych odpowiednim przyciskiem.

$$C_{xH} = (C_{x\infty})_{min} + \Delta C_{xszcz} + \frac{C_{zH}^2}{\pi * \Lambda_{eH}} \quad (3)$$

$$\Lambda_{eH} = \frac{b_H^2}{S_H} * e_H \quad (4)$$

Bardzo podobnie wygląda sposób obliczania oporu kadłuba (Rys. 18). Użytkownik podaje jedynie wartości, które nie mogły zostać zapożyczone z pamięci. Jedyna różnica polega na tym, że trzy z nich: współczynnik kształtu, ściśliwości oraz oporów tarcia odczytywane są z wykresów, do czego wymagana jest nie tylko wiedza o wielkościach (wydłużeniu kadłuba i nosa kadłuba) wynikających z pozostałych wprowadzonych parametrów, ale także znajomość obliczeniowej liczby Macha i liczby Reynoldsa.

Aby ułatwić użytkownikowi to zadanie, w programie oprócz wspomnianych wykresów (dostępnych pod przyciskiem W) zawarto również kalkulatory tych dwóch wielkości zorientowane na obliczenia lotu w atmosferze – stąd zamiast lepkości płynu bądź prędkości dźwięku użytkownik wprowadza wysokość lotu, a odpowiednie parametry odczytywane są z zaszytej w programie tabeli danych o atmosferze wzorcowej ISA. Jako że dane te podane są w formie dyskretnej, w przypadku konieczności wykorzystania danych dla wysokości leżącej pomiędzy dostępnymi w tabeli przeprowadzana jest interpolacja liniowa, która oszacowuje wartości parametrów dla tej nowej wysokości. Ten sam zabieg wykorzystano w innych obliczeniach programu korzystających z wartości parametrów atmosfery wzorcowej.

Rysunek 18 – Okno programu. Obliczanie oporu kadłuba.

Kiedy użytkownik wprowadzi do tabeli zbiorczej wszystkie opory, które ma zamiar uwzględnić, obliczona zostaje ich referencyjna suma odniesiona do powierzchni nośnej płata, w której poprzez wartość współczynnika siły nośnej samolotu i współczynnika



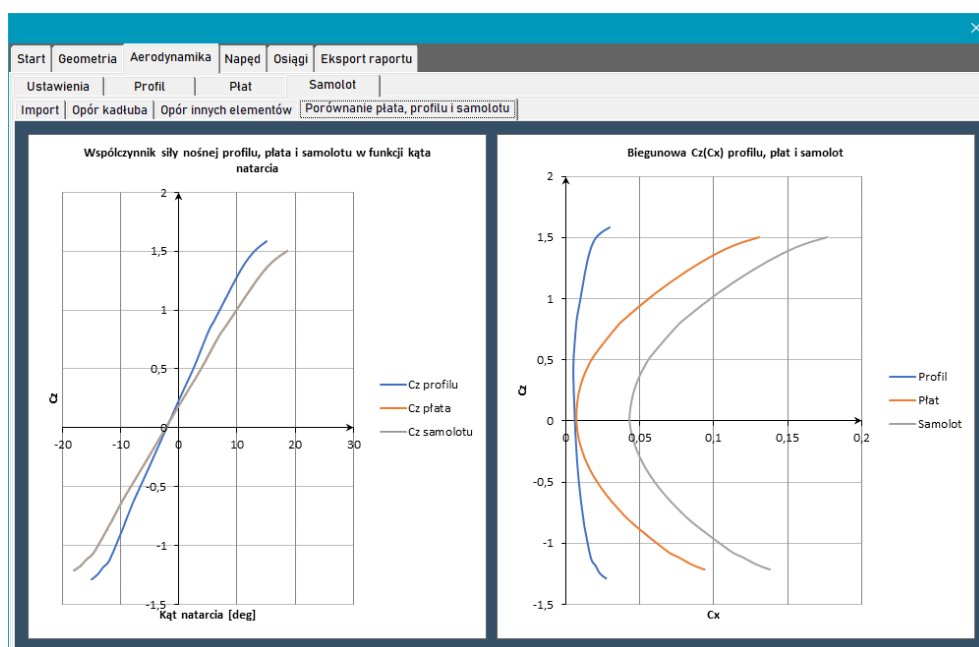
proporcjonalności zmian oporów szkodliwych uwzględniony zostaje także wpływ zmieniającego się kąta natarcia (Równanie 5).

$$C'_{x_{szk}} = \frac{\sum_{j=1}^n C_{x_j} * S_j}{S} = (C_{x_{szk}})_{min} * \left(1 + \frac{|C_z|}{\xi}\right) \quad (5)$$

Jeśli teraz suma ta zostanie dodana do wartości współczynnika oporu płata oraz proporcjonalnej części współczynnika oporu usterzenia poziomego i pomnożona przez czynnik uwzględniający wzrost oporów na skutek interferencji aerodynamicznej, otrzymany zostanie finalny współczynnik oporu kompletnego samolotu (Równanie 6).

$$C_x = \left(C'_{x_p} + C'_{x_{szk}} + \frac{S_H}{S} * C_{x_H}\right) * (1 + K_{interf}) \quad (6)$$

Obliczenia te są oczywiście powtarzane dla każdej wartości  $C_z$  występującej w wejściowej charakterystyce aerodynamicznej płata. Wyniki w postaci porównania charakterystyk profilu, płata i samolotu pokazywane są na wykresach  $C_z(\alpha)$  i  $C_x(C_z)$  w oddzielnej zakładce.



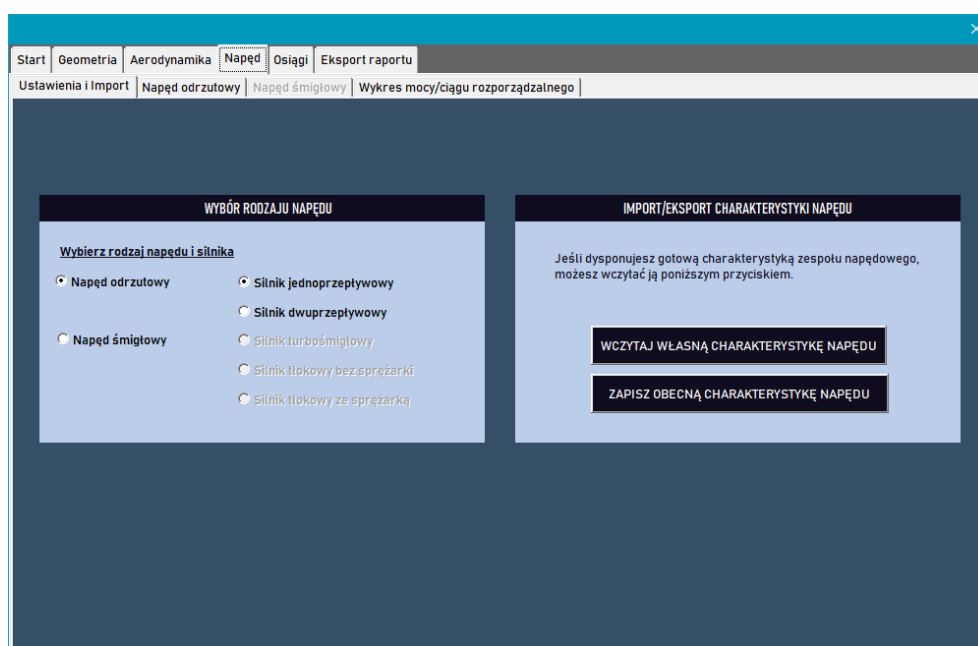
Rysunek 19 – Okno programu. Porównanie charakterystyk płata, profilu i samolotu.

## 3.5. Moduł zespołu napędowego

### 3.5.1. Opis modułu

Zadaniem ostatniego z modułów programu jest wyznaczenie szacowanych charakterystyk prędkościowo-wysokościowych wybranych rodzajów zespołów napędowych. Jeśli użytkownik dysponuje dokładniejszymi danymi np. danymi producenta bądź wynikami eksperymentów, możliwe, a nawet wskazane, jest wczytanie ich zamiast polegania na wartościach zbliżonych w celu wyznaczenia osiągnięć samolotu. Podobnie jak w przypadku innych charakterystyk, istnieje również możliwość zapisania obliczeń napędu do pliku do wykorzystania w przyszłości.

Moduł, badając cały zakres prędkości i wysokości zdefiniowany w oknie startowym programu, w zależności od wybranego w głównym oknie modułu rodzaju napędu (Rys. 20) (śmigłowego lub odrzutowego) wyznacza przebieg zmian mocy lub ciągu rozporządzalnego. W wyniku działania modułu powstaje również wykres wspomnianego przebiegu wyświetlany w oddzielnej zakładce (Rys. 21, 22).



Rysunek 20 – Okno programu. Wybór rodzaju napędu i import/eksport jego charakterystyk.

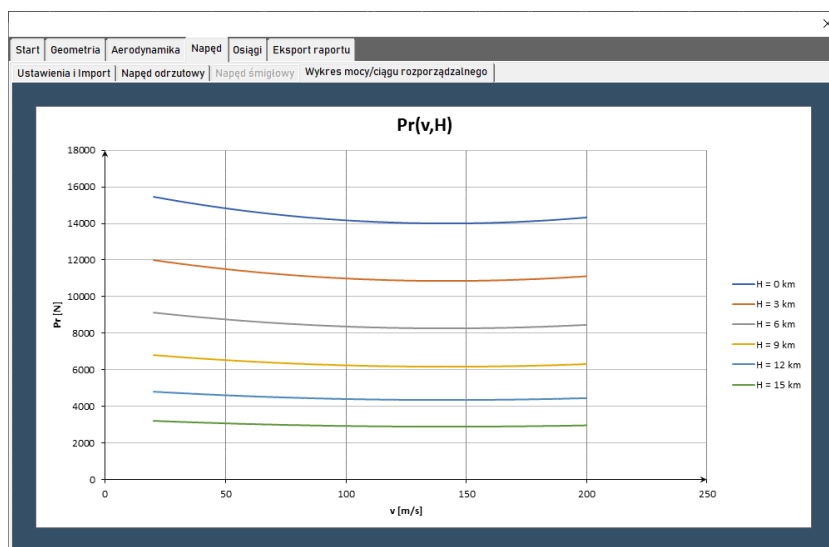
### 3.5.2. Obliczenia dla napędów odrzutowych

Dwoma głównymi rodzajami napędu odrzutowego rozpatrywanymi w programie są silniki turboodrzutowe (jedoprzepływowe) i turbowentylatorowe (dwuprzepływowe). W obu przypadkach dla danej wysokości obliczany jest ciąg „wysokościowy” – bazowy ciąg zależny od ciągu statycznego silnika oraz stosunku gęstości atmosfery na badanej wysokości do gęstości na poziomie morza (Równanie 7). Różnica między wspomnianymi rodzajami silników polega na sposobie dalszego wykorzystania ciągu wysokościowego.

$$P_r^*(h) = P_0 * \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.85} \quad (7)$$

Dla silników jednoprzepływowych zakłada się, że ciąg rozporządzalny można tak naprawdę opisać jako iloczyn ciągu wysokościowego i funkcji kwadratowej w dziedzinie liczby Macha o empirycznie ustalonych parametrach (Równanie 8). Prowadzi to do powstania parabolicznych rozkładów ciągu na danej wysokości, których krzywizna rośnie wraz ze wzrostem wysokości (Rys. 21).

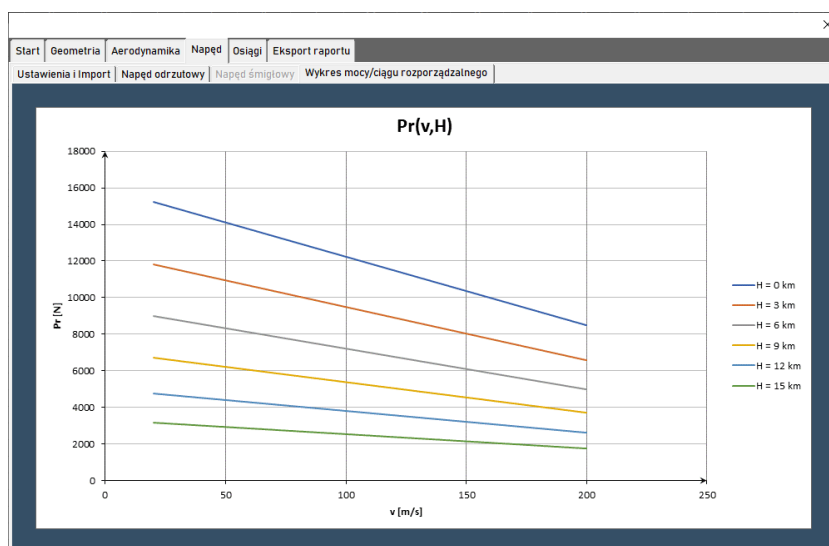
$$P_r(Ma, h) = P_r^* \cdot (1 - 0.605 \cdot Ma + 0.725 \cdot Ma^2) \quad (8)$$



*Rysunek 21 – Okno programu.  
Wykres ciągu rozporządzalnego silnika jednoprzepływowego.*

W przypadku silników dwuprzepływowych przyjmuje się za to, że spadek ciągu rozporządzalnego wraz ze wzrostem prędkości lotu jest w przybliżeniu liniowy, a na wartość gradient tego spadku wpływ ma bezwymiarowy współczynnik  $K_p$  zależny od stopnia dwuprzepływowości silnika (Równanie 9). Otrzymywane w ten sposób przebiegi ciągu rozporządzalnego są zupełnie liniowe (Rys. 22).

$$P_r(Ma, h) = P_r^* \cdot (1 - K_p \cdot Ma) \quad (9)$$



*Rysunek 22 – Okno programu.  
Wykres ciągu rozporządzalnego silnika dwuprzepływowego.*

### 3.5.3. Obliczenia dla napędów śmigłowych

W przypadku użycia napędu śmigłowego obliczenia stają się nieco bardziej skomplikowane. Konieczne jest uwzględnienie nie tylko zmieniającej się wraz z wysokością mocy silnika, ale także równie zmiennej sprawności śmigła, która ma bezpośredni wpływ na wypadkową moc rozporządzalną (Równanie 10).

$$N_r = N * \eta_s \quad (10)$$

W programie zaimplementowano metody obliczeniowe dla trzech różnych rodzajów silników napędzających śmigło: turbośmigłowego, tłokowego bez sprężarki i tłokowego ze sprężarką (1- lub 2-stopniową). Moc silnika turbośmigłowego ma ten sam przebieg, co opisywany wcześniej ciąg wysokościowy (Równanie 7) tj. zależy jedynie od mocy silnika i stosunku gęstości powietrza.

Jeśli mowa natomiast o silnikach tłokowych, przebiegi mocy silników tłokowych obliczane są w nieco inny sposób. Oprócz wspomnianego stosunku gęstości, konieczne staje się uwzględnienie także empirycznego współczynnika dla silników tłokowych (Równanie 11). Ponadto, jeśli zastosowano sprężarkę, to przebieg mocy silnika zmienia kształt w zależności od tego, na którym biegu pracuje ona na danej wysokości. Moc na pierwszym biegu opisuje równanie 12, na drugim biegu równanie 13. Poza tymi biegami obowiązuje równanie 11 zmodyfikowane w ten sposób, aby lokalna gęstość powietrza odnoszona była do gęstości na wysokości, na której kończy działanie poprzedni bieg sprężarki, a moc bazowa została zastąpiona maksymalną mocą osiągniętą na poprzednim biegu (Równania 14, 15).

$$N(h) = N(0) * \frac{\sigma - k}{1 - k} \quad (11)$$

$$1. \text{ stopień: } N(h: 0 \leq h \leq h_1) = N(0) + \frac{N(h_1) - N(0)}{h_1} * h \quad (12)$$

$$2. \text{ stopień: } N(h: h_{1-2} \leq h \leq h_2) = N(h_{1-2}) + \frac{N(h_1) - N(0)}{h_1} * h \quad (13)$$

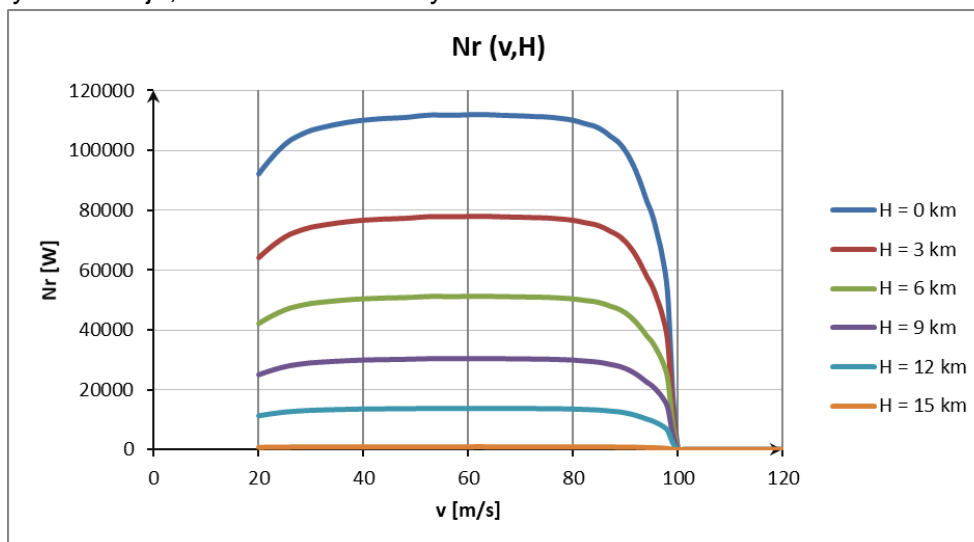
$$\text{Powyżej 1. stopnia: } N(h: h_1 \leq h \leq h_{1-2}) = N(h_1) * \frac{\frac{\rho}{\rho_{h_1}} - k}{1 - k} \quad (14)$$

$$\text{Powyżej 2. stopnia: } N(h: h_2 \leq h) = N(h_2) * \frac{\frac{\rho}{\rho_{h_2}} - k}{1 - k} \quad (15)$$

W gestii użytkownika leży dobór śmigła, które będzie wykorzystywać dostarczaną przez silnik moc. Program w swojej obecnej wersji umożliwia wykorzystanie jedynie śmigieł przestawialnych, uznając śmigła nastawialne i o stałym kącie natarcia łopat za dostatecznie rzadko stosowane w ramach projektów, żeby nie stanowić znaczącej wartości dodanej.

W zakładce przeznaczony dla napędów śmigłowych oprócz wymaganych do obliczeń parametrów silnika wprowadzana jest także średnica śmigła, która służy do wyznaczenia jego posuwu przy różnych prędkościach lotu. Na bazie jego wartości określany jest optymalny kąt natarcia łopat, a dalej również sprawność śmigła. Program odczytuje obie te wartości z zadanych mu charakterystyk wybranego modelu śmigła. Domyślnie jest to śmigło trójłopatowe o profilu łopat 5808-9, jako że stanowi dobre przybliżenie najpopularniejszych śmigieł, choć istnieje również możliwość zaimportowania własnych charakterystyk.

Podobnie jak w przypadku napędów odrzutowych, końcowym efektem pracy modułu napędu jest tutaj wykres mocy rozporządzalnej. W tym przypadku głównym czynnikiem decydującym o kształcie przebiegu mocy jest jednak zwykle przebieg sprawności użytego śmigła, nie moc samego silnika, bowiem powyżej pewnej wartości posuwu sprawność ta bardzo szybko maleje, co dobrze obrazu rysunek 23.



Rysunek 23 – Przykładowy wykres mocy rozporządzalnej zespołu napędowego złożonego z silnika tłokowego napędzającego śmigło.

### 3.6. Obliczenia osiągow

#### 3.6.1. Wykres ofertowy

W momencie, gdy wszystkie trzy moduły programu wygenerują lub wczytają dane z pliku odblokowana zostaje opcja obliczenia osiągow samolotu. Po uruchomieniu obliczeń odpowiednim przyciskiem, dla każdej kolejnej wysokości i prędkości z określonego na początku zakresu odnajdywane są wartości wymienione w tabeli 8. Program wykorzystuje w tym celu metodę mocy.

Tabela 8 – Wartości obliczane przy szukaniu osiągow samolotu.

#	Nazwa wartości	Źródło
1	Współczynnik siły nośnej wymagany do lotu poziomego z daną prędkością	$C_z = \frac{2 * MTOW * V^2}{g * \rho(h) * S}$
2	Współczynnik oporu	$C_x$ odpowiadający danemu $C_z$ według przyjętych charakterystyk aerodynamicznych (profilu, płata lub samolotu)
3	Wartość funkcji energetycznej	$E = \frac{C_z^3}{C_x^2}$
4	Siła oporu	$P_x = \frac{1}{2} \rho * S * C_x * V^2$
<b>Napęd odrzutowy</b>		
5a	Ciąg rozporządzalny	Ciąg obliczony dla danych warunków lotu przez moduł napędu
6a	Nadmiar ciągu	$\Delta P = P_r - P_x$
7a	Kąt toru lotu	$\gamma = \arcsin\left(\frac{\Delta P}{MTOW * g}\right)$
8a	Prędkość wznoszenia	$w = v * \sin(\gamma)$

Napęd śmigłowy		
5b	Moc niezbędna do lotu poziomego	$N_n = P_x * V$
6b	Moc rozporządzalna	Moc obliczona dla danych warunków lotu przez moduł napędu
7b	Nadmiar mocy	$\Delta N = N_r - N_n$
8b	Kąt toru lotu	$\gamma = \arcsin\left(\frac{\Delta N}{MTOW * g * V}\right)$
9b	Prędkość wznoszenia	$w = v * \sin(\gamma)$

Program następnie przeszukuje tabelę wyników tych obliczeń celem ustalenia osiągnięć samolotu na wszystkich badanych wysokościach. Przez osiągi samolotu rozumie się tutaj pewne charakterystyczne prędkości i kąty, które służą do kwantyfikacji wybranych cech samolotu świadczących o jego osiągnięciach. Listę poszukiwanych wartości wraz z opisem sposobu ich odnalezienia zawiera tabela 9.

*Tabela 9 – Lista wartości określających osiągi samolotu*

#	Symbol	Nazwa	Warunki kwalifikacyjne
1	$V_{min}$	Minimalna prędkość lotu	Najmniejsza prędkość, dla której nadmiar mocy jest dodatni, a współczynnik siły nośnej jest mniejszy niż przyjęte maksimum
2	$V_{max}$	Maksymalna prędkość lotu poziomego	Największa prędkość, dla której nadmiar mocy lub ciągu jest dodatni
3	$w_{max}$	Maksymalna prędkość wznoszenia	Największa prędkość wznoszenia osiągnięta dla prędkości lotu większej niż minimalna, a mniejsza niż maksymalna
4	$V_w$	Prędkość najszybszego wznoszenia	Prędkość lotu, przy której zostaje osiągnięta maksymalna prędkość wznoszenia
5	$\gamma_{max}$	Maksymalny kąt toru lotu	Największy kąt toru lotu osiągnięty dla prędkości lotu większej niż minimalna, a mniejszej niż maksymalna
6	$V_\gamma$	Prędkość najstromejszego wznoszenia	Prędkość lotu, przy której zostaje osiągnięty maksymalny kąt toru lotu
7	$t_h$	Czas wznoszenia na daną wysokość	Pole pod wykresem $\frac{1}{w_{max}}(H)$ od 0 km do danej wysokości

W miarę określania wielkości osiągnięć dla kolejnych wysokości, znalezione wartości pojawiają się w tabeli zbiorczej zawartej w zakładce „Osiągi samolotu” (Rys. 24). W przypadkach, gdy przyjęty krok prędkości i wysokości (dalej zwany  $krok_H$ ) jest mały, obliczenia mogą potrwać do kilku minut, zatem, aby umożliwić monitorowanie postępów pracy, program na bieżąco informuje o aktualnie wykonywanych działaniach na pasku postępu.

Jeśli maksymalna wysokość, do której prowadzone są obliczenia, jest stosunkowo duża, może zdarzyć się, że przekroczony zostanie pułap teoretyczny samolotu i program nie znajdzie żadnej prędkości minimalnej. W takim przypadku obliczenia są przerywane, a użytkownik jest informowany o wykroczeniu poza możliwości samolotu. Ostatnia linia wyników znajdująca się w tabeli zbiorczej, będzie wtedy pochodziła z największej wysokości, dla której znaleziono prędkość minimalną (dalej zwanej  $H_{max}$ ). Jako że rzadko zdarza się, aby wysokość ta trafiła dokładnie w pułap teoretyczny samolotu, wykres



ofertowy, jaki rysowany jest automatycznie na podstawie tabeli osiągow, będzie w takim przypadku niedokończony, ponieważ prędkości charakterystyczne wymienione w tabeli 9 nie zbiegną się do jednego punktu na wysokości pułapu teoretycznego, jak byśmy tego oczekiwali od poprawnie wykonanego wykresu.

Znalezienie dokładnych wartości pułapu praktycznego i teoretycznego jest zadaniem funkcji programu ukrytej pod przyciskiem „Znajdź pułapy”. W gruncie rzeczy przeprowadza ona wszystkie obliczenia, jakie były wykonywane na zdefiniowanym pierwotnie zakresie wysokości, ale robi to z podanym przez użytkownika nowym, mniejszym skokiem (dalej -  $krok_h$ ).

Obliczenia rozpoczynają się od ostatniej wysokości, na której znaleziono prędkość minimalną, powiększonej o jedną szerokość kroku obliczeniowego  $krok_h$ . Program znajduje maksymalną wartość prędkości wznoszenia na tej wysokości, po czym zwiększa wysokość o kolejny  $krok_h$  i ponawia obliczenia. W ten sposób zbierane są wartości dla wszystkich pośrednich wysokości z zakresu ograniczonego z lewej strony przez ostatnią wysokość, na której poziomy lot był możliwy ( $H_{max}$ ), a z prawej przez pierwszą wysokość, na której ta możliwość zniknęła ( $H_{max} + krok_H$ ). Przyjęcie takiego zakresu gwarantuje, że oba pułapy są w nim zawarte.

Spośród zebranych wartości  $w_{max}$  odnajdywana są te dwie, którym najbliżej do wartości warunkujących istnienie pułapu praktycznego ( $w = 0.5 \frac{m}{s}$ ) i teoretycznego ( $w = 0 m/s$ ). Wysokości, dla których osiągnięto wybrane  $w_{max}$ , przyjmowane są jako poszukiwane pułapy, a otrzymane dla nich wyniki dodawane są na koniec tabeli zbiorczej. Wywoływane jest jednocześnie ponowne rysowanie wykresu ofertowego. Zarówno on, jak i wykresy prędkości wznoszenia i kąta toru lotu w funkcji prędkości i wysokości lotu dostępne są do podglądu w odpowiednich zakładkach programu.

The screenshot shows a software window titled 'Okno programu' with a menu bar (Start, Geometria, Aerodynamika, Napęd, Osiągi, Eksport raportu) and a sub-menu bar (Tabela obliczeń, Wykres prędkości wznoszenia, Wykres kąt toru lotu, Wykres ofertowy, Zasięg i długotrwłość). The main area contains a table of aircraft performance data. Below the table, there are three radio buttons for 'GEOMETRIA', 'AERODYNAMIKA', and 'NAPĘD'. To the right, there is a status area showing 'Status: Rysuję wykres ofertowy' and 'Badana wysokość: 15'. At the bottom, there are three buttons: 'URUCHOM OBLICZENIA', 'Krok szukania pułapów [km]' (with a text input field), and 'ZNAJDŹ PUŁAPY'.

H [km]	Vmin [m/s]	Vmax [m/s]	wmax [m/s]	Vw [m/s]	Gamma [s]	Vgamma [m/s]	Wmax [s/m]	th [s]
0	33,0	128,0	22,1	74,0	22,4	41,0	0,0	0
1	35,0	129,0	20,3	74,0	20,0	43,0	0,0	47
2	37,0	130,0	18,6	74,0	17,8	45,0	0,1	103
3	38,0	130,0	16,9	77,0	15,7	47,0	0,1	169
4	40,0	131,0	15,3	77,0	13,8	50,0	0,1	248
5	43,0	132,0	13,8	79,0	12,0	53,0	0,1	344
6	45,0	132,0	12,3	82,0	10,4	56,0	0,1	440
7	48,0	133,0	10,9	81,0	8,8	59,0	0,1	604
8	50,0	134,0	9,5	83,0	7,4	63,0	0,1	786
9	53,0	134,0	8,2	88,0	6,1	67,0	0,1	1022
10	57,0	134,0	6,8	89,0	4,9	74,0	0,1	1347
11	60,0	134,0	5,5	86,0	3,8	79,0	0,2	1807
12	65,0	133,0	4,0	91,0	2,6	85,0	0,2	2574
13	71,0	131,0	2,6	98,0	1,6	92,0	0,4	4133
14	79,0	124,0	1,1	101,0	0,6	100,0	0,9	9012

Rysunek 24 - Okno programu. Tabela zbiorcza osiągow samolotu.

### 3.6.2. Zasięg i długotrwałość

Ostatnią z wbudowanych funkcji programu jest możliwość obliczenia zasięgu i długotrwałości lotu projektowanego samolotu. W analogicznie nazwanej zakładce okna (Rys. 25) użytkownik znajdzie cztery pola wymaganych do tego parametrów:

- Masy początkowej samolotu przed startem wyrażonej w kilogramach  $m_0$
- Masy końcowej samolotu  $m_k$  – rozumianej jako początkowa masa samolotu pomniejszona o ilość paliwa, jaką można zużyć w czasie lotu z zachowaniem odpowiedniego marginesu bezpieczeństwa
- Wydłużenia efektywnego płata nośnego  $\Lambda_e$
- Jednostkowego zużycia paliwa  $q_e$  – w przypadku napędu odrzutowego wyrażonego w  $\frac{kg}{daNh}$ , a dla napędu śmigłowego w  $\frac{kg}{kWh}$

Po wprowadzeniu tych danych i uruchomieniu obliczeń przyciskiem, użytkownik otrzymuje wykresy zasięgu i długotrwałości. Wartości liczbowe kryjące się za tymi wykresami otrzymywane są poprzez wykorzystanie równań bazujących na założeniu, że lot wykonywany jest ze stałą prędkością, a zatem w miarę ubywania paliwa, kat natarcia maleje.

Dla samolotów z napędem odrzutowym wykorzystano równania 16, 17 i 18. Gdy wykorzystany jest napęd śmigłowy, równanie zasięgu ma nieco inną formę (Równanie 19).

$$A(H, V) = \rho(H) * S * V^2 * \sqrt{C_{x0} * \pi * \Lambda_e} \quad (16)$$

$$T(H, V) = 10 * \frac{1}{g * q_e} * \sqrt{\pi * \frac{\Lambda_e}{C_{x0}}} * \left( \arctan\left(\frac{2 * g * m_0}{A(H, V)}\right) - \arctan\left(\frac{2 * g * m_k}{A(H, V)}\right) \right) \quad (17)$$

$$L(H, V) = 3.6 * V * T(H, V) \quad (18)$$

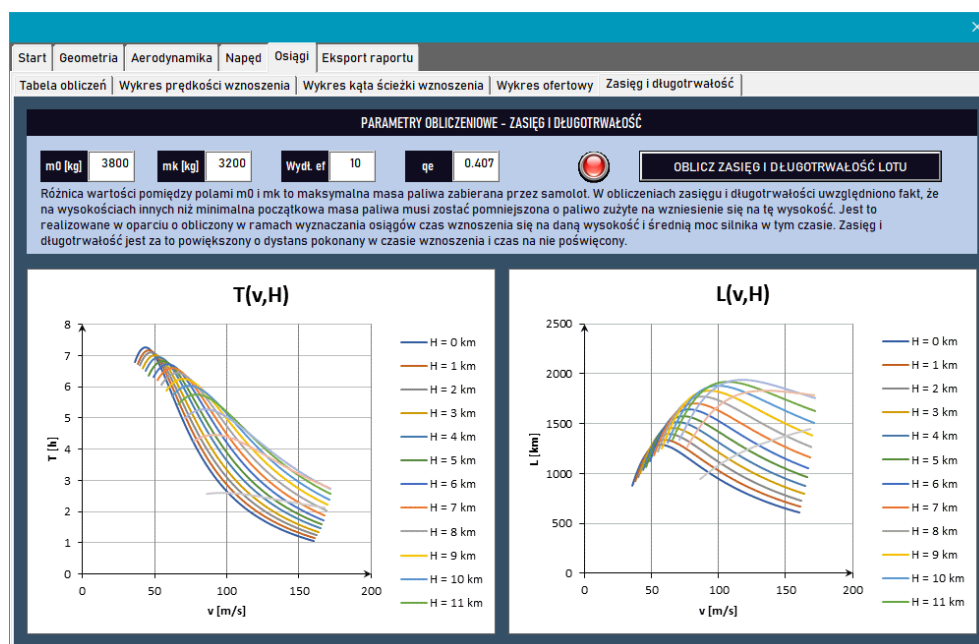
$$T(H, V) = 1000 * \frac{\eta_s}{g * V * q_e} * \sqrt{\pi * \frac{\Lambda_e}{C_{x0}}} * \left( \arctan\left(\frac{2 * g * m_0}{A(H, V)}\right) - \arctan\left(\frac{2 * g * m_k}{A(H, V)}\right) \right) \quad (19)$$

Obliczenia zasięgu podają tak naprawdę dystans, jaki samolot jest w stanie pokonać na danej ilości paliwa lecąc ze stałą prędkością na stałej wysokości. Jeśli jedynym czynnikiem jaki zmienia się przy badaniu różnych wysokości będzie wynikająca z tego zmiana gęstości powietrza, to maksymalny zasięg będzie zawsze osiągniany na maksymalnym pułapie. Celem obliczenia faktycznego zasięgu samolotu, powinien zostać uwzględniony fakt, że przelot na danej wysokości wymaga najpierw wzniesienia się na nią, co ogranicza ilość paliwa, jaka będzie mogła zostać przeznaczona na lot poziomy.

. Aby to zrealizować, dla wysokości innych niż minimalna, masa początkowa samolotu pomniejszana jest o masę paliwa zużytą podczas wznoszenia na daną wysokość. Jest ona obliczana na podstawie iloczynu jednostkowego zużycie paliwa, czasu wznoszenia się na daną wysokość zaczerpniętego z tabeli osiągnięć oraz średniej mocy lub ciągu silników wykorzystywanego podczas wznoszenia (Równanie 20).

$$\Delta m_0 = P_{r_{sr}} * q_e * t(h) \quad (20)$$

Jako że samolot oczywiście nie wznosi się zupełnie pionowo i cały czas porusza się także w poziomie, dystans pokonany podczas wznoszenia i czas na nie przeznaczony są na koniec obliczeń dodawane do wartości otrzymanych równaniami 17, 18 i 19. W rezultacie otrzymywany jest rzeczywisty obraz zasięgu i długotrwałości samolotu (Rys. 25).



Rysunek 25 - Okno programu. Obliczenia zasięgu i długotrwałości samolotu.

### 3.7. Graficzny interfejs użytkownika

Wszystkie działania użytkownika w obrębie programu wykonywane są przy pomocy interfejsu graficznego. Jego konstrukcja i język wizualny jakim się posługuje, zostały zaprojektowane tak, aby jak najbardziej ułatwić obsługę i zapewnić jej intuicyjność m.in. poprzez wykorzystanie schematów znanych z innych programów.

Poszczególne moduły obliczeniowe dostępne są z poziomu głównego paska zakładek. Wybranie jednej z nich uwidacznia jednocześnie pasek pod-zakładek zawierających funkcje danego modułu. Dzięki takiemu rozwiązaniu udało się zachować schludność interfejsu, nie przeciążając go pokazywaniem wszystkich elementów na raz.

Ważnym aspektem projektu interfejsu było również zapewnienie ciągłości wykorzystywanych oznaczeń. W każdym miejscu, gdzie do wykonania obliczeń niezbędne jest wprowadzenie wartości parametrów, stan gotowości sygnalizowany jest poprzez czerwone i zielone światła. Ponadto, obok pól, które muszą być wypełnione przez użytkownika (oznaczonych zawsze na białło), umieszczono także pola wartości, które zostają obliczone automatycznie na podstawie wprowadzonych już parametrów. Dzięki temu użytkownik zachowuje świadomość wszystkich wartości jakie mają wpływ na wyniki. Podobnie, w miejscach, gdzie wartość jednego z parametrów jest obliczana na podstawie kilku innych, umieszczono klamry obrazujące te zależności (np. Rys. 18). Wiedząc, że całość interfejsu wykorzystuje te same oznaczenia budujące jeden język wizualny programu, jego obsługa przychodzi użytkownikowi łatwiej.

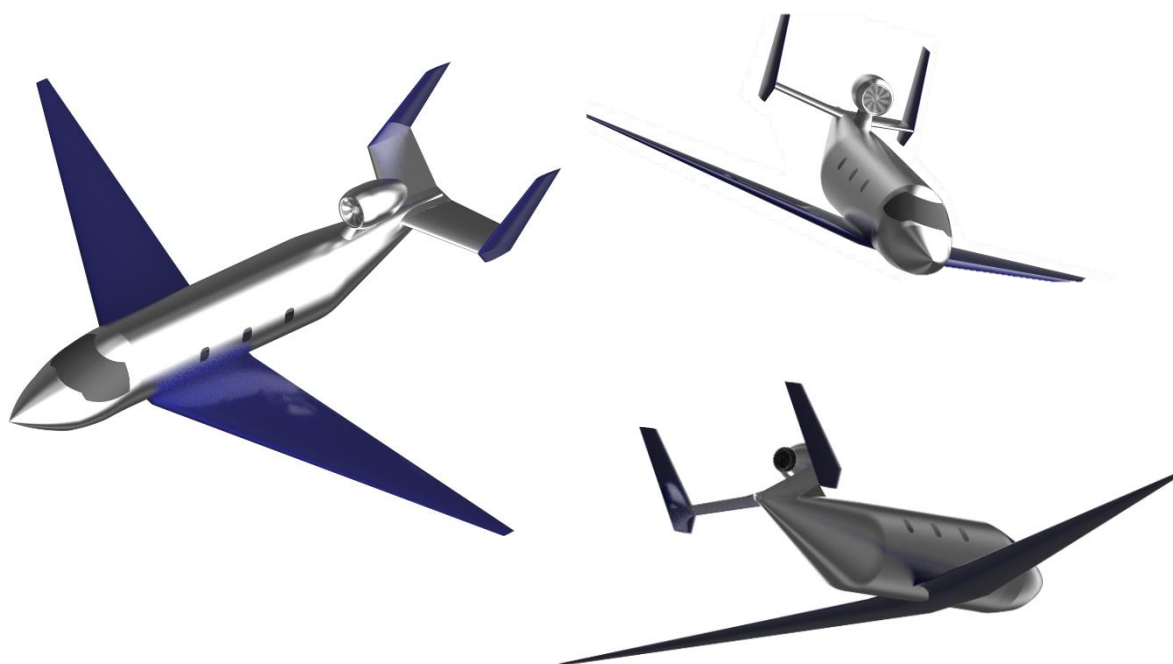
## 4. Walidacja działania programu

### 4.1. Sposób walidacji

Aby zweryfikować poprawność matematyczną obliczeń wykonywanych przez program, zestawiono wyniki analizy osiągow otrzymane przy użyciu programu z wynikami projektu wykonywanego ręcznie w ramach realizacji przedmiotu w 2016 roku przez autora pracy. Za obiekt porównania posłużył zaprojektowany wówczas samolot dyspozycyjny C-1 *Pustułka* [Rys. 26] o napędzie turbowentylatorowym, którego zadaniem był transport maksymalnie 8 osób na dystansach nie przekraczających 1000 km.

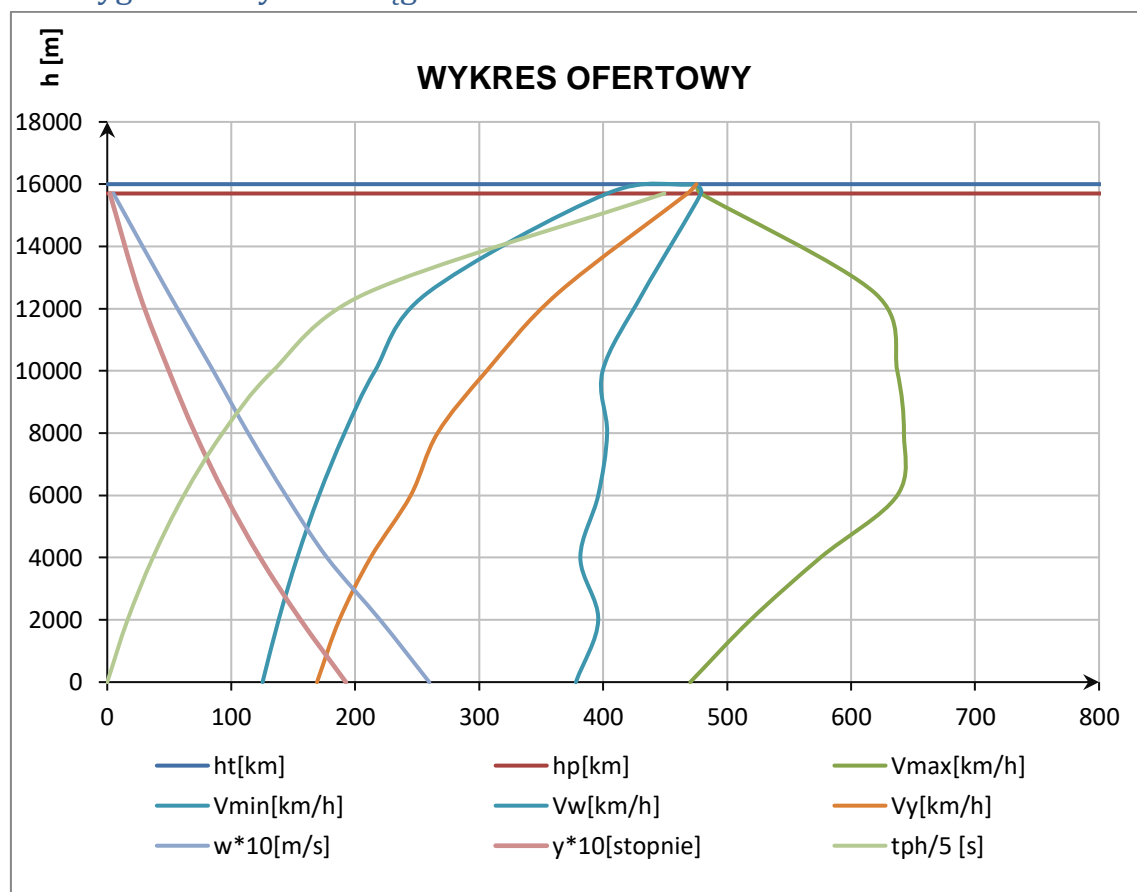
W ramach walidacji zostaną zestawione ze sobą wybrane wykresy świadczące o osiąгах samolotu: wykres ofertowy, wykres zasięgu, długotrwałości oraz wykresy bezpośrednio porównujące niektóre z przebiegów prędkości. Brak znaczących różnic pomiędzy wynikami obu projektów oznaczałby poprawność działania zaimplementowanych w programie metod.

Na bazie pierwszej iteracji projektu wykonanej przy użyciu programu zostaną również wyciągnięte wnioski co do możliwego kierunku zwiększenia osiągow samolotu.



*Rysunek 26 - C-1 Pustułka - model CAD*

## 4.2. Oryginalne wyniki osiągnięć samolotu

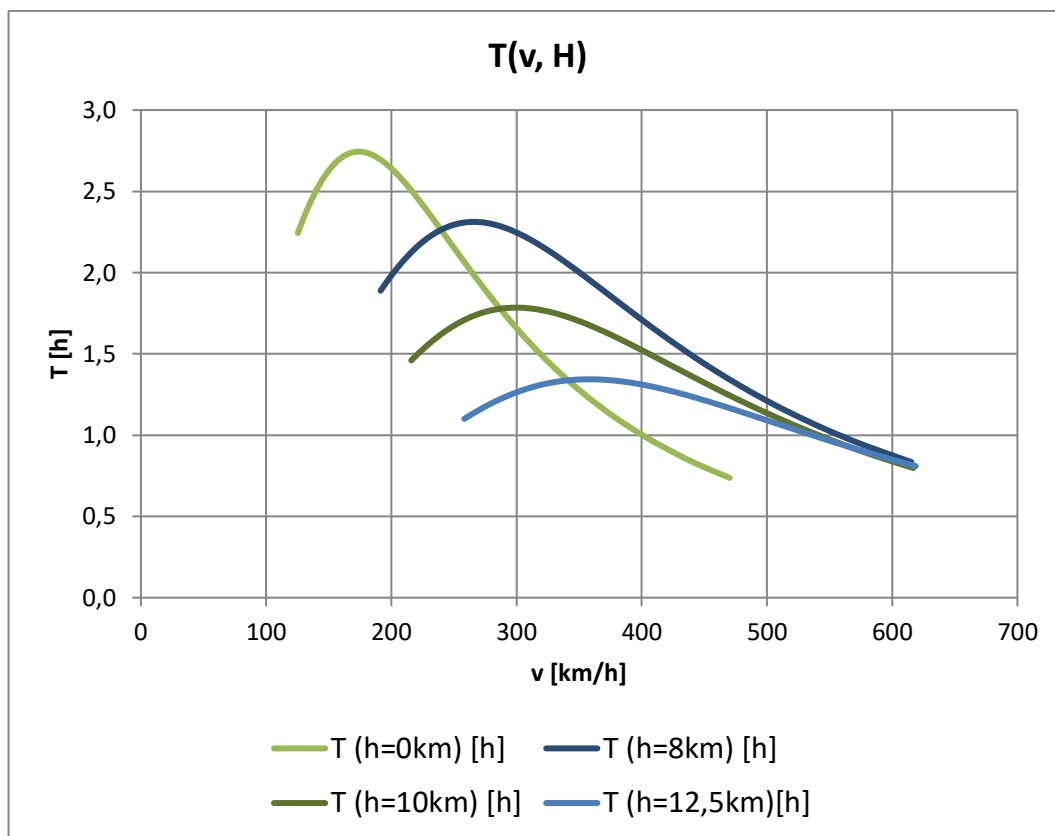


Rysunek 27 - Oryginalne wyniki. Wykres ofertowy.

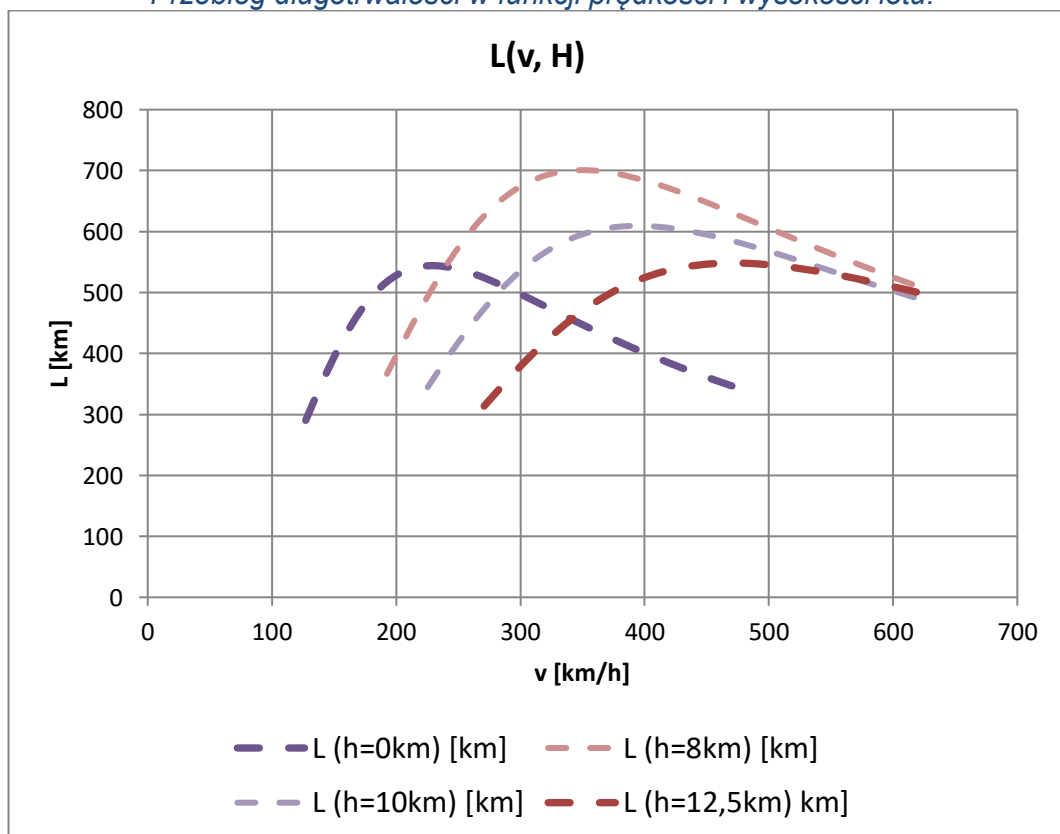
Według oryginalnego projektu, prędkość maksymalna lotu poziomego badanego samolotu to 642 km/h i osiągnięta jest na wysokości 6 km (Rys. 27), zaś maksymalna prędkość wznoszenia to ok. 26 m/s (Tabela 10). Znaleziony metodą graficzną pułap praktyczny i teoretyczny to odpowiednio 15,7 km oraz 16 km. Ze względu na stosunkowo duży opór aerodynamiczny samolotu, nie osiągnięto zakładanego zasięgu 1000km (Rys. 29), a maksymalna długotrwałość lotu to jedynie 2h 45min (Rys. 28).

Tabela 10 - Oryginalne wyniki. Wartości osiągnięć samolotu.

$H [m]$	$v_{min} [km/h]$	$v_{max} [km/h]$	$w_{max} [m/s]$	$v_w [km/h]$	$\gamma_{max} [^\circ]$	$v_\gamma [km/h]$	$1/w_{max} [s/m]$	$t_h [s]$
0	125	470	26,0	378	19,2	169	0,039	0
2000	138	519	22,0	396	15,6	187	0,045	82
4000	153	575	17,7	382	12,3	212	0,056	184
6000	171	637	14,4	396	9,5	245	0,069	309
8000	191	643	11,4	403	7,1	266	0,088	465
10000	216	637	8,6	400	5,0	306	0,117	668
12000	258	619	5,0	432	2,6	364	0,202	1046
15700	403	479	0,5	479	0,2	468	2,000	2247



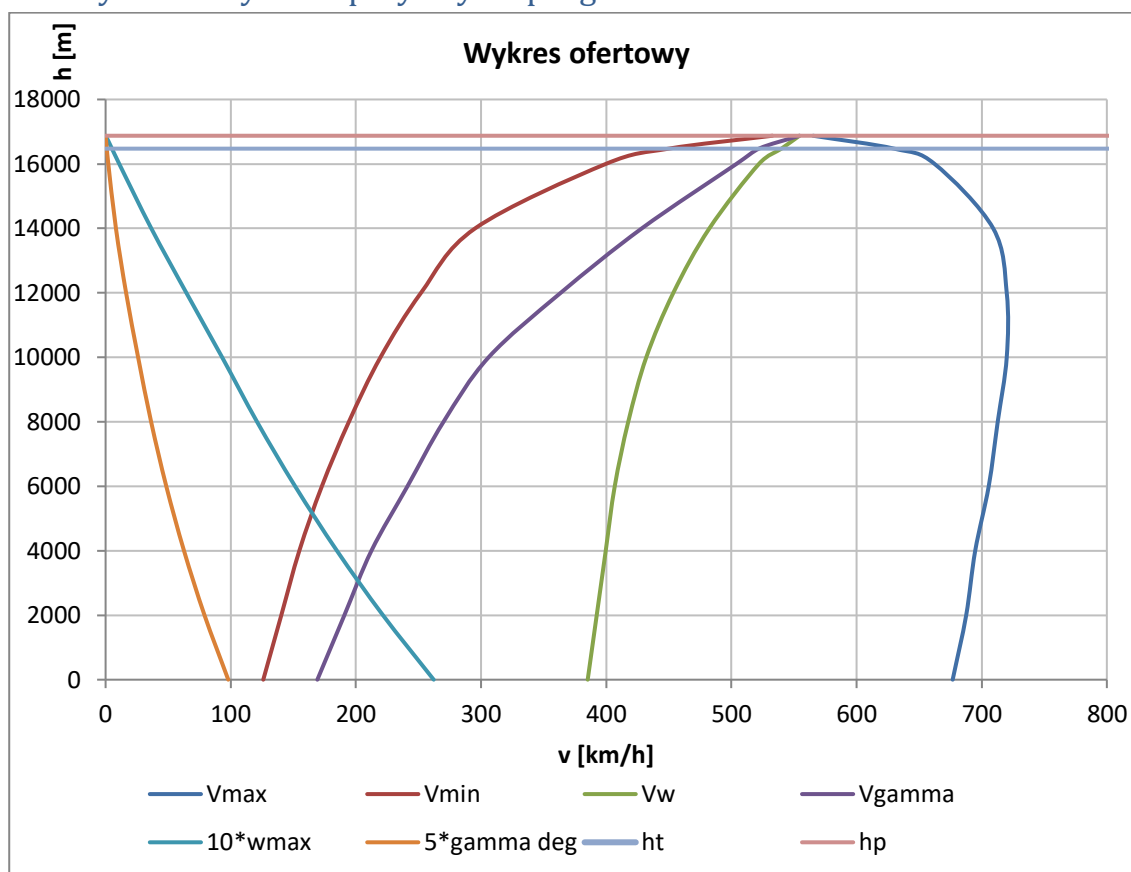
*Rysunek 28 - Oryginalne wyniki.  
Przebieg długotrwłości w funkcji prędkości i wysokości lotu.*



*Rysunek 29 - Oryginalne wyniki.  
Przebieg zasięgu w funkcji prędkości i wysokości lotu.*



#### 4.3. Wyniki otrzymane przy użyciu programu

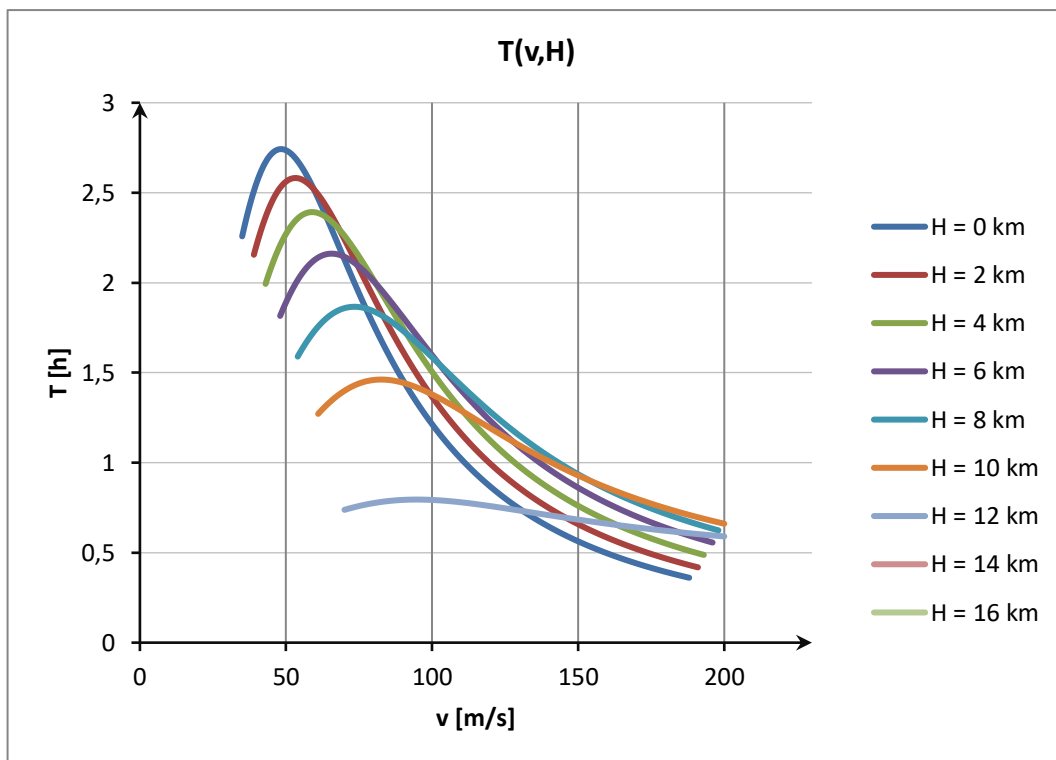


Rysunek 30 - Wyniki działania programu. Wykres ofertowy.

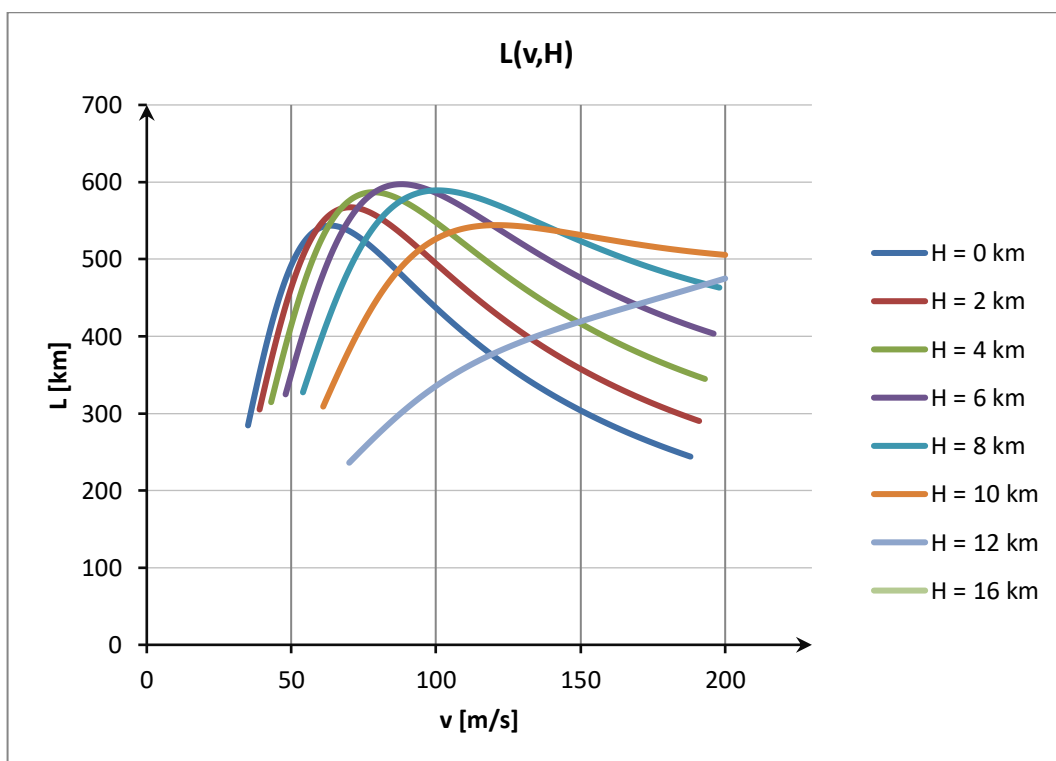
Wyniki działania programu wskazują na prędkość maksymalną 720 km/h osiąganą na wysokości 10 km (Rys. 30). Maksymalna prędkość wznoszenia to 26 m/s. Pułap teoretyczny i praktyczny wyznaczono obliczeniowo z dokładnością do 25 m. Wynoszą odpowiednio 16475 m i 16875 m (Tabela 11). Maksymalna długotrwłość lotu nie uległa zmianie, zaś maksymalny zasięg spadł o ok 100km do wartości 600km.

Tabela 11 - Wyniki działania programu. Wartości osiągow samolotu.

H [m]	$v_{min}$ [km/h]	$v_{max}$ [km/h]	$w_{max}$ [m/s]	$v_w$ [km/h]	$\gamma_{max}$ [°]	$v_\gamma$ [km/h]	$1/w_{max}$ [s/m]	$t_h$ [s]
0	126,0	676,8	26,22	385,2	19,6	169,2	0,038	0
2000	140,4	687,6	22,16	392,4	15,8	190,8	0,045	83
4000	154,8	694,8	18,48	399,6	12,5	212,4	0,054	198
6000	172,8	705,6	15,14	406,8	9,7	241,2	0,066	360
8000	194,4	712,8	12,10	417,6	7,3	270,0	0,083	595
10000	219,6	720,0	9,31	432,0	5,2	306,0	0,107	950
12000	252,0	720,0	6,45	453,6	3,3	363,6	0,155	1574
14000	295,2	709,2	3,65	482,4	1,7	428,4	0,274	3001
16000	399,6	662,4	1,09	522,0	0,4	504,0	0,914	9502
16475	450,0	630,0	0,51	540,0	0,2	522,0	1,958	-
16875	532,8	565,2	0,02	554,4	0,0	554,4	57,748	-



*Rysunek 31 – Wyniki działania programu.  
Przebieg długotrwłości w funkcji prędkości i wysokości lotu*



*Rysunek 32 - Wyniki działania programu.  
Przebieg zasięgu w funkcji prędkości i wysokości lotu.*

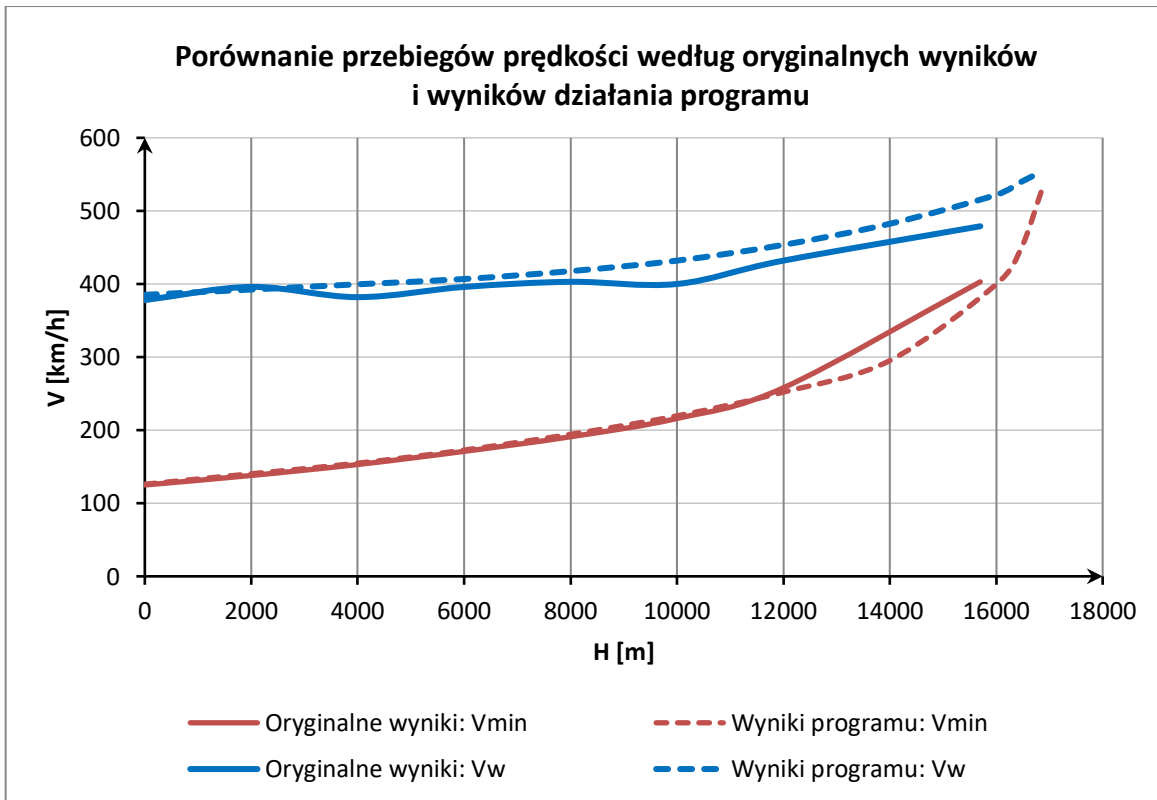
#### 4.4. Porównanie wyników

Wyniki działania programu otrzymano w oparciu o finalną charakterystykę aerodynamiczną samolotu zdefiniowaną w oryginalnym projekcie oraz odtworzoną przy wykorzystaniu odpowiednich modułów geometrię i charakterystykę napędową. W tabeli 12 zamieszczono wartości liczbowe różnic w osiąгах dla wysokości zweryfikowanych w obu przypadkach.

Zaobserwowano wysoką zbieżność osiągową określonych przy pomocy programu z osiągami wyznaczonymi ręcznie. Kształt przebiegów prędkości charakterystycznych pokazany na wykresach ofertowych (Rys. 27 i 30) jest bardzo zbliżony. Jedyne znaczne odstępstwo jakie zauważono, dotyczy wartości prędkości maksymalnej na niskich wysokościach. Stwierdzono, że jest to efektem błędów obliczeniowych w oryginalnym projekcie, bowiem przebieg otrzymany w wyniku działania programu ma bardziej typowy kształt.

Wykres prędkości najszybszego wznoszenia jest znacznie gładziej budowany na wynikach działania programu, aniżeli bazując na oryginalnych wynikach. Dzieje się tak za sprawą algorytmu działania programu niwelującego wpływ dyskretnej natury obliczeń osiągową, która w niektórych przypadkach objawia się pofalowaniem wykresów widocznym w oryginalnych wynikach. Porównanie przebiegów prędkości minimalnej w funkcji wysokości pokazuje natomiast, że otrzymywane wartości są identyczne do wysokości 12 km, na której oryginalny przebieg zaczyna być afektowany przez niedokładność prędkości minimalnej ustalonej graficznie dla pułapu teoretycznego.

Wyznaczone pułapy praktyczne i teoretyczne różnią się o około 1 km. Taka różnica jest akceptowalna, ponieważ obliczenia dla dużych wysokości są stosunkowo niepewne.



*Rysunek 33 - Porównanie przebiegów prędkości według oryginalnych wyników i wyników działania programu*

W obu przypadkach maksymalną długotrwałość lotu otrzymano podczas lotu na poziomie morza z prędkością około 50 m/s i wynosi około 2h 45min. Według oryginalnych wyników, maksymalny zasięg osiągnięty jest dla lotu na wysokości 8 km z prędkością blisko 97 m/s, natomiast według wyników programu optymalna wysokość i prędkość to odpowiednio 6 km i 91 m/s. Wartości otrzymane w programie dla wysokości 8 km są bardzo zbliżone do oryginalnych, ale w tym przypadku nie dają one maksymalnego zasięgu.

Porównanie kształtów przebiegów zasięgu i długotrwałości lotu pokazuje, że są one niemal identyczne. Maksymalna długotrwałość stopniowo spada ze wzrostem wysokości lotu, zaś zasięg początkowo rośnie (do najbardziej ekonomicznej wysokości lotu) zanim również zacznie spadać.

*Tabela 12 - Różnice w osiągnięciach. Delta wyników z programu i wyników oryginalnych. (Delta dodatnia oznacza, że wartość jest większa w wynikach programu niż pierwotnie)*

$H$ [m]	$v_{min}$ [km/h]	$v_{max}$ [km/h]	$w_{max}$ [m/s]	$v_w$ [km/h]	$\gamma_{max}$ [°]	$v_\gamma$ [km/h]	$1/w_{max}$ [s/m]	$t_h$ [s]
0	0,7	206,5	0,22	7,2	0,4	0	0,04	0
2000	2,2	168,7	0,16	-3,6	0,2	3,6	0,05	1
4000	1,6	119,6	0,78	18	0,2	0	-0,05	14
6000	2,0	68,4	0,74	10,8	0,2	-3,6	-0,03	51
8000	3,0	70,2	0,7	14,4	0,2	3,6	-0,02	130
10000	3,7	82,8	0,71	32,4	0,2	0	0,01	282
12000	-6,1	100,8	1,45	21,6	0,7	0	-0,05	528

Na podstawie opisanych niewielkich różnic w wynikach stwierdzono, że program działa poprawnie. Otrzymanie pełnego zestawu wyników trwało jedynie kilka minut, przez co spełniony został zamiar znacznego skrócenia czasu pracy nad jedną iteracją.

Prędkość wznoszenia samolotu oraz wynikające z jej przebiegu wartości pułapów są o około 2 km większe niż pierwotnie zakładał koncept *Pustułki*. Maksymalny zasięg samolot powinien być z kolei o 50% większy, aby osiągnął spodziewany poziom. Na tej podstawie wnioskuje się, że w kolejnej iteracji należy rozważyć zwiększenie maksymalnej ilości paliwa bądź zmniejszenie powierzchni nośnej płata. Pierwszy zabieg powinien bezpośrednio podnieść zasięg samolotu, zaś drugi zmniejszyć opór aerodynamiczny i prędkość wznoszenia, w efekcie zwiększając zasięg i zmniejszając pułap.

## 5. Wnioski

### 5.1. Ocena stopnia realizacji założeń

Na podstawie rezultatów pracy wyciągnięto wnioski, które odniesiono do wybranych elementów tabeli 13 podsumowującej stopień realizacji założeń przyjętych na etapie tworzenia koncepcji roli, budowy i użycia oprogramowania.

**CEL:** Głównym celem programu było przede wszystkim usprawnienie pracy studentów w zakresie powtarzania obliczeń. Po wielu iteracjach wykonanych w ramach testów pierwszej wersji oprogramowania można śmiało stwierdzić, że zastosowanie automatyzacji wielce zwiększyło szybkość wykonywania projektów. Znając dobrze interfejs programu, wszelkie niezbędne obliczenia można przeprowadzić w przeciągu kilku minut. Jest to nad wyraz duży zysk, biorąc pod uwagę, że ręczne powtórzenie iteracji zajęłoby od kilkudziesięciu minut do kilku godzin, zależnie od zdolności użytkownika. O ile zakres rozwiązań dostępnych w programie jest wystarczająco szeroki, studenci będą mogli dzięki temu uskuteczniać kreatywne projektowanie z wykorzystaniem metody iteracyjnej.

Planowana funkcja eksportowania standardowych raportów została zawarta w formie pozwalającej na dostosowanie do stopnia standaryzacji, o którym zadecydować mogą prowadzący przedmiot. Wszystkie wykresy i tabele zbiorcze trafiają do szablonu raportu, ale ich formatowanie nadal może być edytowane przez studentów, co zapewnia możliwość dostosowania się do indywidualnych potrzeb projektu. Stopień ułatwienia oceny raportów będzie można ustalić dopiero po szerszych testach programu.

**OGRANICZENIA:** Stopień automatyzacji zadań projektowych spełnia przyjęte założenie, aby w gestii użytkownika pozostawić wszelkie decyzje i działania rozwijające jego umiejętności. Wykorzystując program student nie musi zatem martwić się o każdorazowe tworzenie wykresów, ale nadal musi potrafić samodzielnie obliczyć wartości niektórych parametrów, wyznaczyć je na podstawie wykresu, a przede wszystkim musi rozumieć, jakiego rodzaju obliczenia przeprowadza i co oznacza to dla niego jako dla użytkownika.

Tworząc program dokładano starań, aby zastosowane metody, czy to obliczeniowe, czy programistyczne nie były zbyt pracochłonne, jednakże stale rosnący wraz z liczbą funkcji programu poziom jego skomplikowania sprawił, że ukończenie pierwszej pełnej wersji oprogramowania było mimo tego sporym wyzwaniem. Prace programistyczne, począwszy od stworzenia pierwszej koncepcji programu aż do walidacji wyników, trwały niemal 6 miesięcy.

**ZAKRES UŻYCIA:** Z natury działania programu wynika, że poziom zaawansowania projektu przeliczanego przy jego użyciu jest nieistotny z punktu widzenia obliczeń. O ile program otrzyma odpowiedni zestaw wartości, osiągi zostaną wyznaczone tak czy inaczej. Z tego powodu oraz z racji tego, że moduły działają niezależnie od siebie, pojawia się możliwość wykorzystania programu nie tylko w ramach BiPOLa, ale także we wszelkich innych pracach studenckich (w tym dyplomowych), gdzie zastosowanie znajdą pojedyncze funkcje programu takiej jak chociażby Kreator Płata.

Na bazie stopnia realizacji założeń koncepcji oraz pozytywnego wyniku walidacji programu stwierdzono, że projekt wspomaganie prac studenckich w ramach Budowy i Projektowania Obiektów Latających 1 zakończono sukcesem. W dużej mierze jest to zasługa szczegółowej koncepcji, która stanowiła solidny fundament we wszystkich obszarach pracy.

*Tabela 13 - Podsumowanie stopnia realizacji założeń*

Kategoria	Założenie	Stopień realizacji
Cel	Usprawnienie pracy studentów	Umożliwione
	Zmniejszenie czasu poświęconego na jedną iterację projektu	
	Przeniesienie nacisku na kreatywne projektowanie	
	Umożliwienie wykorzystania metody iteracyjnej	
	Ułatwienie oceny projektów	Zależne od ustandaryzowania raportów
Ograniczenia	Program nie powinien wykonywać całości pracy za studenta, a stanowić jedynie pomocne narzędzie	Zrealizowane
	Automatyzacja jedynie prostych zadań	
	Rozwiązania wykorzystane w programie powinny być kosztoszczędne czasowo	
Zakres użycia	Realizacja projektów BiPOLa 1 do „Osiągów samolotu” włącznie	Zrealizowane
	Projekcja osiągnięć przy niskim stopniu zaawansowania projektu	Umożliwione
Zakres dostępnych rozwiązań	Dostępność najpopularniejszych rozwiązań konstrukcyjnych, ale nie tylko najbardziej standardowych	Zrealizowane
Dostosowanie do użytkownika	Dwa tryby działania – podstawowy i zaawansowany, dostosowane do potrzeb studentów	Zrealizowane
	Jasny opis funkcji programu i instrukcje zawarte w interfejsie	
	Przejrzystość schematu działania programu	Podlega ocenie użytkowników
	Intuicyjność interfejsu	
Obsługa danych	Większość danych seryjnych generowana bezpośrednio przez program	Zrealizowane
	Możliwość wczytania posiadanych danych z pliku	
Środowisko pracy	Wykorzystanie środowiska Microsoft Office	Zrealizowane
	Zablokowany dostęp do kodu źródłowego programu	



## 5.2. Kierunki dalszego rozwoju programu

Najważniejszym zadaniem jakie należy zrealizować przed potencjalnym wdrożeniem programu do nauczania przedmiotu jest przeprowadzenie dogłębnych testów wykorzystania go w praktyce. Oprócz prowadzących, w testach powinny wziąć udział także dwie grupy użytkowników: nowi studenci BiPOLa oraz ci, którzy już ukończyli te zajęcia. Zaangażowanie pierwszej grupy umożliwi rzetelną ocenę intuicyjności obsługi programu z perspektywy osoby, która nie przeprowadzała jeszcze tego typu obliczeń i nie ma jeszcze żadnych oczekiwań wobec tego, jak powinny one wyglądać. Jednocześnie potrzebna jest także opinia starszych studentów, którzy dobrze znają to zagadnienie i będą w stanie zauważyć i ocenić zmiany jakie wykorzystanie programu wywołało w sposobie realizacji projektów. Na bazie informacji zwrotnych od obu grup program powinien zostać rozwinięty i dostosowany do potrzeb procesu dydaktycznego. Jako że ten ewoluuje w czasie, program również nigdy nie będzie ukończony.

Wśród potencjalnych kierunków rozwoju programu należy z pewnością wymienić zaimplementowanie w programie analizy wrażliwości, która umożliwiłaby kwantyfikację zależności pomiędzy wartościami parametrów wykorzystywanych do obliczenia osiągnięć. Przykładowo, gdy obliczone zostaną już podstawowe osiągnięcia samolotu, powtórzenie ich dla wybranej wysokości dla wielu różnych wartości wydłużenia płata pokazałoby, jak zmiana wydłużenia wpływa na osiągnięcia takie jak prędkość maksymalna. Zagadnienie tego rodzaju znacznie wykracza poza zakres problemu omawianego w niniejszej pracy, niemniej jednak mogłoby zostać rozwinięte w przyszłości.

## Bibliografia

Abbot, I. H., 1945. *Summary of Airfoil Data*, brak miejsca: Stany Zjednoczone: NACA

Galiński, C., 2016. *Wybrane zagadnienia projektowania samolotów*, Warszawa: Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa.

Stafiej, W., 2000. *Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców*, Warszawa: Politechnika Warszawska.

## Spis rysunków

Wszystkie rysunki zostały stworzone na potrzeby pracy

Rysunek 1 - Schemat cyklu iteracyjnej metody rozwiązywania problemów .....	8
Rysunek 2 - Główne okno programu .....	24
Rysunek 3 - Schemat blokowy szeregowej struktury programu .....	24
Rysunek 4 - Schemat blokowy równoległej struktury programu .....	25
Rysunek 5 - Okno Kreatora Płata .....	27
Rysunek 6 - Okno programu zawierające stabelaryzowane informacje o stworzonym płacie .....	28
Rysunek 7 - Wykres rozkładu skręcenia geometrycznego profilu wzdłuż rozpiętości porównujący rozważane metody na przykładzie 3-segmentowego płata .....	29
Rysunek 8 - Okno wyboru poziomu szczegółowości wejściowych i docelowych charakterystyk aerodynamicznych .....	31
Rysunek 9 - Okno generowania i wczytywania/zapisu charakterystyk profilu .....	32
Rysunek 10 - Porównanie charakterystyk $C_z(\alpha)$ i $C_z(C_x)$ profilu i płata .....	33
Rysunek 11 - Porównanie trzech różnych rozkładów długości cięciwy wzdłuż rozpiętości płata. Przykład .....	34
Rysunek 12 - Zestawienie rozkładów współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości płata wg metody Schrenka. Przykład .....	34
Rysunek 13 - Rozkład $C_z$ wzdłuż rozpiętości dla przykładowego płata o małej zbieżności i skręceniu geometrycznym cięciwy końcowej wynoszącym +4 stopnie .....	36
Rysunek 14 - Rozkład $C_z$ wzdłuż rozpiętości dla przykładowego płata o małej zbieżności i bez skręcenia geometrycznego .....	36
Rysunek 15 - Rozkład $C_z$ wzdłuż rozpiętości dla przykładowego płata o małej zbieżności i skręceniu geometrycznym końcówki wynoszącym -4 stopnie .....	36
Rysunek 16 - Okno programu. Obliczanie oporu indukowanego płata .....	37
Rysunek 17 - Okno programu. Obliczanie oporu innych elementów, w tym usterzenia poziomego .....	38
Rysunek 18 - Okno programu. Obliczanie oporu kadłuba .....	39
Rysunek 19 - Okno programu. Porównanie charakterystyk płata, profilu i samolotu .....	40
Rysunek 20 - Okno programu. Wybór rodzaju napędu i import/eksport jego charakterystyk .....	41
Rysunek 21 - Okno programu. Wykres ciągu rozporządzalnego silnika jednoprzepływowego .....	42
Rysunek 22 - Okno programu. Wykres ciągu rozporządzalnego silnika dwuprzepływowego .....	42
Rysunek 23 - Przykładowy wykres mocy rozporządzalnej zespołu napędowego złożonego z silnika tłokowego napędzającego śmigło .....	44
Rysunek 24 - Okno programu. Tabela zbiorcza osiągnięć samolotu .....	46
Rysunek 25 - Okno programu. Obliczenia zasięgu i długotrwałości samolotu .....	48
Rysunek 26 - C-1 Pustułka - model CAD .....	49
Rysunek 27 - Oryginalne wyniki. Wykres ofertowy .....	50
Rysunek 28 - Oryginalne wyniki. Przebieg długotrwałości w funkcji prędkości i wysokości lotu .....	51
Rysunek 29 - Oryginalne wyniki. Przebieg zasięgu w funkcji prędkości i wysokości lotu .....	51
Rysunek 30 - Wyniki działania programu. Wykres ofertowy .....	52

Rysunek 31 - Wyniki działania programu. Przebieg długotrwałości w funkcji prędkości i wysokości lotu .....	53
Rysunek 32 - Wyniki działania programu. Przebieg zasięgu w funkcji prędkości i wysokości lotu.....	53
Rysunek 33 - Porównanie przebiegów prędkości według oryginalnych wyników i wyników działania programu .....	54

## Spis tabel

Tabela 1 - przykładowe pozycje z listy proponowanych tematów do realizacji w ramach zajęć Budowy i Projektowania Obiektów Latających 1 [źródło: strona przedmiotu] .....	7
Tabela 2 - Projekty wykonywane w ramach BiPOLa 1.....	9
Tabela 3 - Przykłady błędów konstrukcyjnych występujących w projektach BiPOLa.....	11
Tabela 4 - Podsumowanie założeń przyjętych w koncepcji programu .....	21
Tabela 5 - Podsumowanie potencjalnych zmian w nauczaniu przedmiotu spowodowanych wykorzystaniem programu z rozbiem na pozytywne i negatywne.....	22
Tabela 6 - zestawienie dokładności rozważanych metod odwzorowania rzeczywistego rozkładu kąta skręcenia geometrycznego .....	30
Tabela 7 - omówienie instrukcji Xfoila zawartych w programie wsadowym.....	33
Tabela 8 - Wartości obliczane przy szukaniu osiągnięć samolotu.....	44
Tabela 9 - Lista wartości określających osiągi samolotu .....	45
Tabela 10 - Oryginalne wyniki. Wartości osiągnięć samolotu.....	50
Tabela 11 - Wyniki działania programu. Wartości osiągnięć samolotu.....	52
Tabela 12 - Różnice w osiągnięciach. Delta wyników z programu i wyników oryginalnych. ....	55
Tabela 13 - Podsumowanie stopnia realizacji założeń.....	57

## Wykaz symboli

$V$	Prędkość lotu
$H$	Wysokość lotu
$\rho$	Gęstość powietrza
$\sigma$	Stosunek lokalnej gęstości powietrza do gęstości powietrza na poziomie morza
$MTOW$	Maksymalna masa startowa
$g$	Przyspieszenie ziemskie
$S$	Pole powierzchni nośnej
$b$	Rozpiętość płata
$\Lambda$	Wydłużenie
$\Lambda_e$	Wdłużenie efektywne
$e$	Współczynnik Oswalda
$\kappa'_H$	Cecha objętościowa usterzenia poziomego
$SCA$	Długość średniej cięciwy aerodynamicznej
$C_z$	Współczynnik siły nośnej
$C_x$	Współczynnik siły oporu aerodynamicznego
$C_m$	Współczynnik momentu pochylającego
$E$	Funkcja energetyczna
$\alpha$	Kąt natarcia
$w$	Prędkość wznoszenia
$\gamma$	Kąt toru lotu
$P$	Ciąg silnika
$P_r$	Ciąg rozporządzalny
$\xi$	Współczynnik proporcjonalności zmian oporów szkodliwych
$K_{interf}$	Współczynnik oporu interferencyjnego
$N$	Moc silnika
$N_r$	Moc rozporządzalna
$P_x$	Siła oporu
$\Delta P$	Nadmiar ciągu
$\Delta N$	Nadmiar mocy
$\eta_s$	Sprawność śmigła
$Ma$	Liczba Macha
$Re$	Liczba Reynoldsa
$q_e$	Jednostkowe zużycie paliwa
$m_0$	Masa początkowa
$m_k$	Masa końcowa
$L$	Zasięg
$T$	Długość lotu
$R^2$	Współczynnik determinacji