



Niniejsza rozprawa powstała w wyniku realizacji jednego z zadań projektu pn. „Doktorat Wdrożeniowy”- II edycja, finansowanego ze środków budżetu Państwa. Id projektu: 410487, nr rej.: 0062/DW/2018.
Dofinansowanie projektu 1 875 720 zł. Całkowita wartość projektu 1 875 720 zł.



**Politechnika
Śląska**

ROZPRAWA DOKTORSKA

**„Budowa systemu bezpieczeństwa związanego
z procesem holowania szybowca”**

Mgr inż. Tomasz Wojnar

Dyscyplina naukowa: Inżynieria Lądowa i Transport

PROMOTOR

Dr hab. inż. Jarosław Kozuba, prof. PŚ

**Katedra Transportu Lotniczego
Wydział Transportu i Inżynierii Lotniczej**

OPIEKUN POMOCNICZY

Henryk Słowik

GLIWICE 2022

*Serdeczne podziękowania za cierpliwość i wyrozumiałość
okazaną mi podczas pisania mojej pracy.*

**Dr hab. inż. Jarosławowi Kozubie, prof. PŚ
Henrykowi Słowikowi
Rodzinie**

Streszczenie

Niniejsza rozprawa doktorska dotyczy problemu poprawy bezpieczeństwa w lotnictwie szybowcowym, poprzez pomiar newralgicznych parametrów lotu szybowca podczas startu przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej. Podczas obserwacji jak i analizy dostępnych materiałów związanych z pilotażem szybowców jak i instrukcji użytkowania wyciągarek lotniczych zauważono braki w obiektywnym pomiarze krytycznych parametrów lotu (start za wyciągarką) jakim jest siła naciągu liny holowniczej oraz kąt natarcia szybowca. Na podstawie własnych obserwacji i analizie stanu techniki w tym zakresie wyciągnięto wniosek, że aktualnie możliwe jest zwiększenie poziomu bezpieczeństwa lotniczego poprzez pomiar wymienionych parametrów a następnie prezentacje ich pilotowi w kabinie w celu informacyjnym. Należy zaznaczyć, że aktualny poziom techniki mocno ewoluował, jednakże zarówno rozwiązania obecnie stosowane jak i aktualne przepisy prawne dotyczące tematu szybownictwa, a szczególnie startu szybowców pochodzą z lat 80-tych ubiegłego tysiąclecia. Biorąc pod uwagę powyższe fakty zdecydowano się na próbę poprawy poziomu bezpieczeństwa podczas startu szybowców przy wykorzystaniu holu za wyciągarką lotniczą poprzez budowę systemu mającego za zadanie pomiar uprzednio wymienionych krytycznych parametrów lotu, a następnie prezentacje pilotowi informacji w formie zapalających się kontrolki ostrzegawczych o przekroczeniu zadanego progu wartości siły naciągu liny holowniczej oraz zbliżanie się do granicznej wartości kąta natarcia.

W tym celu zaprojektowano dedykowany system pełniący funkcje docelowego systemu, jak również po zmianie oprogramowania pełnił funkcja pomiarową wykorzystaną podczas przeprowadzonych badań praktycznych. System został wstępnie przetestowany i skalibrowany w warunkach laboratoryjnych, a następnie zostały przeprowadzone testy w warunkach rzeczywistych, które wykazały przekraczanie dopuszczalnego krytycznego kąta natarcia podczas startu szybowca podczas holu za wyciągarką. W drugiej serii testów po aktywacji kontrolki informacyjnych pilot już po około 10 lotach był w stanie właściwie reagować na sygnał zapalającej się kontrolki ostrzegającej przed zbliżaniem się do krytycznego kąta natarcia. Pilot w tym przypadku był w stanie skutecznie ograniczać kąt natarcia szybowca, aby utrzymać go we właściwym zakresie wskazanym przez instrukcję użytkowania wykorzystanego szybowca.

W związku z otrzymanymi wynikami testów można stwierdzić poprawność obranej tezy, że możliwa jest budowa systemu bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca w trakcie startu przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej przy zastosowaniu sensorów elektronicznych.

Słowa kluczowe: szybowiec, wyciągarka lotnicza, bezpieczeństwo lotów, start szybowca, holowanie szybowców.

Abstract

This doctoral dissertation concerns the problem of improving safety in sailplane aviation by measuring the critical flight parameters of the sailplane during take-off with the use of an aerial winch. During the observation and analysis of the available materials related to the piloting of gliders as well as the instructions for the use of air winches, deficiencies in the objective measurement of critical flight parameters (take-off after the winch), i.e. the towing line tension force and the glider's angle of attack, were noticed. Based on own observations and analysis of the state of the art in this area, it was concluded that it is currently possible to increase the level of aviation safety by measuring the above-mentioned parameters and then presenting them to the pilot in the cockpit for information purposes. It should be noted that the current level of technology has significantly evolved, however, both the solutions currently used and the current legal regulations regarding the subject of gliding, and especially glider take-off, come from the 1980s. Taking into account the above facts, it was decided to try to improve the safety level during glider take-off using the tow behind the aerial winch by building a system designed to measure the previously mentioned critical flight parameters, and then presenting information to the pilot in the form of lighting up warning lights about exceeding the set threshold value. towing rope tension force and approaching the limit value of the angle of attack.

For this purpose, a dedicated system was designed to function as the target system, and after the software was changed, it performed the measurement function used during the practical tests. The system was pre-tested and calibrated in laboratory conditions, and then tests were carried out in real conditions, which showed that the acceptable critical angle of attack was exceeded during the take-off of the sailplane while towing behind the winch. In the second series of tests, after the activation of the information controls, the pilot was able to respond properly to the signal of the warning light illuminating before approaching the critical angle of attack after about 10 flights. In this case, the pilot was able to effectively limit the angle of attack of the sailplane in order to keep it within the proper range indicated in the manual for the sailplane used.

In connection with the obtained test results, it can be stated that the thesis is correct that it is possible to build a safety system related to the glider towing process during take-off with the use of an aerial winch with the use of electronic sensors.

Keywords: glider, aerial winch, flight safety, glider take-off, glider towing.

SPIS TREŚCI

WYKAZ SKRÓTÓW I AKRONIMÓW	7
WSTĘP.....	9
1. WPROWADZENIE DO PRZEDMIOTU BADAŃ.....	11
1.1. Struktury i systemy szybowców.	14
1.2. Wybrane zagadnienia aerodynamiki i mechaniki lotu szybowca.	25
1.3. Wybrane aspekty bezpieczeństwa lotów szybowcowych.....	48
2. ROZDZIAŁ METODOLOGICZNY.....	62
UZASADNIENIE TEMATU BADAŃ.....	62
GLÓWNY PROBLEM BADAWCZY	63
CEL PRACY.....	64
TEZA.....	64
PROBLEMY BADAWCZE	64
METODY I TECHNIKI BADAŃ.....	64
3. CHARAKTERYSTYKA LOTÓW SZYBOWCA I TOWARZYSZĄCYCH IM ZJAWISK.....	65
3.1. Charakterystyka faz lotu szybowca i zjawisk im towarzyszących.	66
3.2. Analiza sił i momentów oddziaływujących na szybowiec podczas lotu za wyciągarką.	71
3.3. Zagrożenia związane z lotem za wyciągarką przy uwzględnieniu czynnika ludzkiego, technicznego i środowiskowego.	78
4. BUDOWA SYSTEMU BEZPIECZEŃSTWA ZWIĄZANEGO Z PROCESEM HOLOWANIA SZYBOWCA.....	86
4.1. Przeznaczenie systemu bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca.	86
4.2. Wprowadzenie do badań praktycznych.	102
4.3. Wyniki badań - dyskusja.....	110
4.4. Wnioskowanie.....	120
PODSUMOWANIE.....	123
BIBLIOGRAFIA	126
SPIS RYSUNKÓW.....	131

SPIS TABEL	134
SPIS ZAŁĄCZNIKÓW	135

WYKAZ SKRÓTÓW I AKRONIMÓW

3S	rodzaj połączenia ogniów: 3 szeregowo cele
A/C	(Właściwie to A/D ang. analog to digital) przetwornik analogowo cyfrowy
AGPS	rodzaj systemu geolokalizacji wykorzystywany w telefonach komórkowych, w którym używa się serwerów operatora sieci do skrócenia czasu potrzebnego na pierwsze znalezienie położenia
BEIDOU	(chin. Wielka Niedźwiedzica) – chiński satelitarny system nawigacyjny
DC	(ang. direct current) – prąd stały
EPBC	Oznaczenie lotniska Warszawa-Babice w kodzie ICAO
FSK	(ang. Frequency-Shift Keying), kluczkowanie częstotliwości – rodzaj modulacji sygnału cyfrowego
GA	(ang. General Aviation) – lotnictwo ogólne
GALILEO	europejski system nawigacji satelitarnej
GFSK	(ang. Gaussian FSK) – odmiana modulacji FSK, stosowanej do łączności bezprzewodowej
GLONASS	(ros. Globalnaja nawigacionnaja sputnikowaja sistiema) system nawigacji satelitarnej w wykonaniu rosyjskim
GPS	(ang. Global Positioning System) – globalny system pozycjonowania należący do Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej
I2C	szeregowa, dwukierunkowa magistrala służąca do przesyłania danych w urządzeniach elektronicznych
ICAO	(ang. International Civil Aviation Organization) – Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego
KM	jednostka mocy Koń Mechaniczny
LED	(ang. Light-Emitting Diode) – dioda świecąca
LiPo	rodzaj akumulatora litowo-polimerowego
LoRa	(ang. LoRa Wide Area Network) – protokół i system komunikacji bezprzewodowej dalekiego zasięgu o małej mocy
MEMS	(ang. microelectromechanical system) – zintegrowana struktura elektromechaniczna, której co najmniej jeden wymiar szczególny znajduje się w skali mikro (0,1–100 μm)

NMEA	(ang. The National Marine Electronics Association) – standard przesyłu informacji pomiędzy urządzeniami nawigacyjnymi, komputerem i innymi urządzeniami elektronicznymi.
OOK	(ang. On-Off Keying) – rodzaj dwustanowej modulacji amplitudy
PCB	(ang. Printed Circuit Board) – płyta z połączeniami do montażu podzespołów elektronicznych
PLUG AND PLAY	w tłumaczeniu z angielskiego: podłącz i używaj
RC	(ang. Radio Control) – sterowanie radiowe
SPI	(ang. Serial Peripheral Interface) –interfejs szeregowy urządzeń peryferyjnych
UART	(ang. Universal Asynchronous Receiver-Transmitter) – uniwersalny asynchroniczny nadajnik-odbiornik
uP	(ang. Micro Procesor) – mikroprocesor jednoukładowy

WSTĘP

Szybownictwo jest niezwykle specyficznym sposobem latania, ponieważ sam lot odbywa się bez użycia napędu. W związku z tym piloci szybowców zmuszeni są do wykorzystywania sprzyjających warunków atmosferycznych do utrzymywania się w powietrzu. Dlatego też aktywnie poszukują sprzyjających warunków np. wstępujących masach ciepłego powietrza tzw.: „Kominów” czy też w przypadku lotów w górzystych terenach wykorzystują stałe ruchy powietrza, wykorzystując te efekty są w stanie pokonywać duże odległości i przebywać w powietrzu przez bardzo długi okres czasu. Jednakże każdorazowo w procesie lotu szybowcem występuje początkowa faza startu, ze względu na brak własnego napędu umożliwiającego samodzielny start. Dlatego należy takowy szybowiec wynieść w powietrze na odpowiednią wysokość zapewniającą kontynuację samodzielnego lotu ślizgowego. Start szybowca jest krytycznym momentem całego procesu lotów szybowcem, gdzie ma miejsce spora część zdarzeń zagrożających spowodowaniem wypadków. Zważywszy na brak własnego napędu w szybowcu margines błędu podczas pilotażu jest bardzo mały, a dodatkowo biorąc pod uwagę fakt, iż niemal każdy pilot zaczyna naukę latania właśnie na szybowcach, odsetek niedoświadczonych pilotów jest naprawdę spory. Podczas analiz przepisów lotniczych dotyczących lotów, a także samego procesu startu szybowców uwidacznia się kilka problemów z tym związanych.

Na potrzeby niniejszej pracy przyjęto, że pod pojęciem Systemu bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca należy rozumieć system powiązanych ze sobą urządzeń, sensory, i lampki sygnalizujące służące do sygnalizacji pilotowi przekroczenie krytycznego kąta natarcia (α_{KR}) oraz krytycznej siły naciągu liny (F_{KR}).

W opracowaniu, w 1 rozdziale został zaprezentowany rys historyczny lotnictwa z uwzględnieniem odpowiedniego nazewnictwa związanego z tematyką lotnictwa szybowcowego oraz podział na poszczególne kategorie wedle funkcjonalności wraz z wybranymi przykładami przedstawicieli tych klas. Następnie w podrozdziale 1.2 zostały przedstawione podstawowe prawa i zasady fizyki mające zastosowanie w teoretycznym opisie zasad lotu szybowców. W tym podrozdziale wprowadzono podstawowe pojęcia związane z lotem szybowcowym takie jak siła i opór aerodynamiczny. Dodatkowo została przeprowadzona analiza numeryczna pod kątem parametrów aerodynamicznych profilu aerodynamicznego wykorzystanego w konstrukcji skrzydła testowego szybowca PZL KR-03 Puchatek. W podrozdziale 1.3 wprowadzono pojęcie bezpieczeństwa w lotnictwie oraz krótko scharakteryzowano poszczególne elementy składowe. Dodatkowo zostało zaprezentowane zestawienie zgłoszonych niebezpiecznych zdarzeń z udziałem szybowców oraz przeprowadzona analiza w/w zestawienia.

W drugim rozdziale omówiono uzasadnienie tematu. Zaprezentowany został główny problem badawczy, cel pracy. Postawiona została teza pracy oraz poszczególne pytania badawcze i zastosowane metody i techniki badawcze.

W trzecim rozdziale zostały zaprezentowane zagadnienia związane z lotem szybowców w tym szczegółowo w podrozdziale 3.1 przedstawiono poszczególne fazy startu szybowca przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej. Następnie w podrozdziale 3.2 zostały zaprezentowane teoretyczne rozkłady sił i momentów działających na szybowiec w trakcie startu za wyciągarką lotniczą. Z kolei zagrożenia związane ze startem szybowca za wyciągarką lotniczą zostały opisane w podrozdziale 3.3. Zostały tutaj opisane najczęściej występujące zagrożenia mające miejsce podczas startu szybowców opisanej metodzie, z podziałem na kategorie pochodzenia tj.: czynnik ludzki, czynnik techniczny, czynnik środowiskowy, czynnik organizacyjny. Szerzej zaprezentowano trzy pierwsze wymienione pozycje.

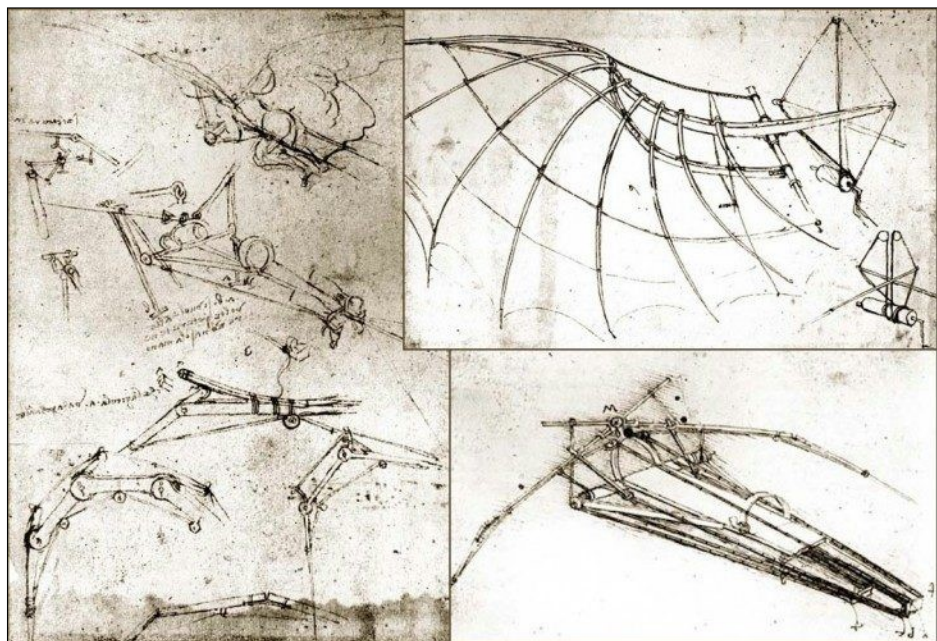
W czwartym rozdziale niniejszej pracy został opisany przebieg prac praktycznych związanych z przeprowadzonym eksperymentem związanym z pomiarem wybranych parametrów lotu szybowca podczas startu za wyciągarką lotniczą. Przebieg procesu wyboru poszczególnych parametrów do pomiarów przedstawiono w podrozdziale 4.1. Dodatkowo w tym podrozdziale został zaprezentowany tok wytworzenia systemu pomiarowego od postawienia założeń projektowych, poprzez wybór poszczególnych elementów wykonawczych aż po budowę fizycznego egzemplarza i przeprowadzenie testów weryfikujących poszczególne funkcjonalności. Przedstawienie procesu przeprowadzonych badań przedstawiono w podrozdziale 4.2. W tym podrozdziale zostały zaprezentowane warunki pomiaru, obiekt badany oraz sposób przeprowadzenia badań. Wynik przedstawionych badań zostały przedstawione i skomentowane w podrozdziale 4.3, gdzie zostały zaprezentowane wykreślone charakterystyki poszczególnych parametrów przebiegu procesu startu szybowca przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej istotnych ze względu na proces budowy tytułowego systemu. Wyciągnięte wnioski zostały zaprezentowane w podrozdziale 4.4, gdzie zawarto końcową konkluzję całej pracy.

Dodatkowo pracę zakończono spisem wykorzystanej bibliografii, sporządzono spisy rysunków, tabel i załączników.

1. Wprowadzenie do przedmiotu badań.

Perspektywa oderwania się od ziemi jest obecna w świadomości ludzkiej od bardzo dawna. Szacuje się, że chęć oderwania się od ziemi i odbycia lotu towarzyszy nam od czasów prehistorycznych, co potwierdzają liczne badania archeologiczne. Jeden z najświetniejszych mitów o Dedalu i Ikarze ukazuje chęć oderwania się przez człowieka od ziemi i prowadzenie swobodnego lotu, uiszcza odwieczne pragnienie człowieka jakim jest zdolność latania. Zarówno w tym micie, jak również na przestrzeni czasów podejmowane próby latania przez ówczesnych śmiałków kończyła się różnie, niekiedy doprowadzając do wypadków mniejszych lub większych, a niekiedy jak w wspomnianym micie do śmierci. Jednakże pokusa wzbicia się w powietrze była bardzo silna dla ludzi, dlatego pomimo niepowodzeń ludzkość, obserwując przyrodę, a w szczególności ptaki, podpatrując je usiłowało podobnie jak one wzbijać się w powietrze. Historia lotnictwa na dobre rozpoczęła się wraz z budową pierwszych latawców. Jak dowodzą naukowcy powstanie ich datują się na okres 1000 r. p. n. e., kiedy to w Chinach dzięki wykorzystaniu do budowy wytrzymałych i zarazem lekkich materiałów udało się zbudować pierwsze urządzenia latające, potrafiące utrzymać się w powietrzu.

Kolejnym krokiem milowym w rozwoju lotnictwa nastąpił około 400 r. p. n. e. model „latającego gołębia”. Był to pozornie niewielki wynalazek greckiego matematyka i filozofa, Archytasa z Tarentu. Stworzył on niezwykle pomysłowy przyrząd, czyli drewnianego gołębia, latającego dzięki sprężonej parze. Podłączany do zbiornika, w którym podgrzewano wodę, był w stanie przelecieć nawet 200 metrów.



Rysunek 1. Projekt Skrzydłowca Leonardo Da Vinci. Źródło: [56]

Szczególną datą w historii rozwoju lotnictwa z całą pewnością jest rok 1352. Na ten okres datują się projekt ornitoptera – oryginalne szkice projektu zaprezentowano na rysunku 1, czyli pierwszego skrzydłowca. Przygotował go słynny wizjoner i wynalazca, człowiek wyprzedzający swoją epokę Leonardo da Vinci. Zgodnie z jego założeniami, skrzydła maszyny o rozpiętości 10 metrów były ruchome. Pilot zaś miał w niej leżeć na brzuchu i używać siły mięśni do napędzania skrzydeł. Niestety, pomysł ten nie został urzeczywistniony za życia Leonarda da Vinci ze względu na bariery technologiczne. Mimo to, wraz z innymi stworzonymi przez niego szkicami maszyn latających stał się podwaliną projektów, które pozwoliły na wybudowanie pierwszych samolotów w późniejszych czasach.

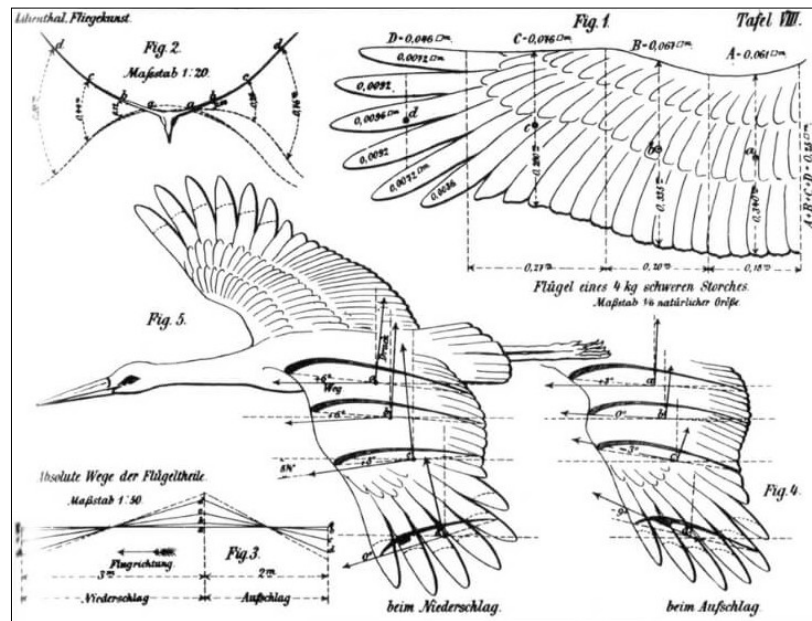
21 listopada 1783 roku w Paryżu odbył się pierwszy swobodny lot balonem z ludźmi na pokładzie: Jean François Pilâtre de Rozier i François Laurent d'Arlandes. Pierwsze odnotowane doświadczenia z załogowymi lotami rozpoczęły się dopiero na początku XVIII wieku. W 1709 roku próby przelotu podjął Portugalczyk Bartolomeu de Gusmão, jednak wśród historyków lotnictwa nie ma zgody co do tego, czy rzeczywiście udało mu się unieść w powietrze, dlatego jako pierwszy swobodny lot z ludźmi na pokładzie przypisuje się właśnie francuzom. Próby wzniesienia się – początkowo jeszcze na uwięzi – podejmowali od 1783 roku bracia Montgolfier. To oni również skonstruowali balon, który poleciał w pierwszą swobodną podróż. Miał on pojemność około 2000 metrów sześciennych. Dwaj piloci, François Pilâtre de Rozier i François Laurent d'Arlandes, wzniesli się na wysokość około 500 stóp i przelecieli około 5,5 mili. Ich lot trwał 25 minut. Natomiast już w 1785 r. wykorzystano balon do pierwszego przelotu nad kanałem La Manche. Dokładnie 7 stycznia 1785 roku. Dokonali tego francuski wynalazca i pionier lotnictwa Jean-Pierre Blanchard oraz amerykański lekarz John Jefferies, którzy balonem przelecieli z Dover w Anglii do Calais we Francji. Lot trwał około 2 godzin.

Natomiast pierwszy swobodny lot szybowcowy przypisuje się Lilienthal Otto i datują go na 1891. Otto zanim przystąpił do swoich eksperymentów ze skrzydłami nośnymi oraz budowania pierwszych urządzeń latających, długo obserwował loty białych bocianów (jeden ze szkiców prezentuje rysunek 2).

W roku 1889 opublikował książkę "Lot ptaka jako podstawa sztuki latania" - (Der Vogelflug als Grundlage der Fliegerkunst) - dziesięć lat później książka ta pomogła braciom Wright wybudować pierwszy samolot silnikowy – zaprezentowany na rysunku 3. Od roku 1891 rozpoczął systematyczne próby lotnicze, które dzisiaj są określane jako pierwsze loty ludzkości. Pierwszy szybowiec zbudował z prętów wierzbowych i płótna.

Lecąc na nim opierał się na olbrzymich, dwupłatowych skrzydłach, zaś "podwozie" stanowiły po prostu jego nogi. W ciągu 5 lat wykonał około 2000 lotów szybowcowych ze wzniesień, pokonując odległości nawet kilkuset metrów. Wykorzystywał przy tym wstępujące prądy zbożowe, dzięki którym uzyskiwał przewyższenia nad miejscem startu. Prekursor szybownictwa

zapłacił najwyższą cenę za swoją pasję latania mianowicie w sierpniu 1896 roku, wskutek rozbicia się na górze Gollenberg niedaleko Stölln, doznał złamania kręgu szyjnego w wyniku czego następnego dnia zmarł. Za zasługi dla lotnictwa został nazwany Ojcem szybownictwa. Wkrótce ustanowiono medal im Ottona Lilienthala, nazywany Medalem Lilienthala, przyznawany za wybitne osiągnięcia w szybownictwie [33]. Na potrzeby niniejszej pracy przedmiot badań został określony poprzez następujące pytanie: Jakie parametry przebiegu holowania szybowca determinują poprawność tego procesu?



Rysunek 2. Szkic przedstawiający zainspirowanie konstrukcji szybowca budową anatomiczną ptaków.

Źródło: [32]



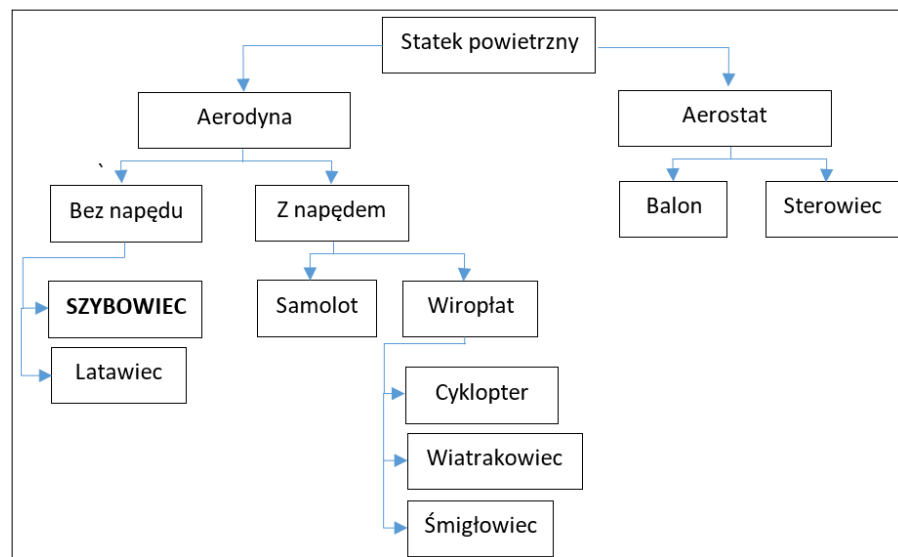
Rysunek 3. Wright” Flyer I” w czasie pierwszego w historii lotu. Źródło: [65]

1.1. Struktury i systemy szybowców.

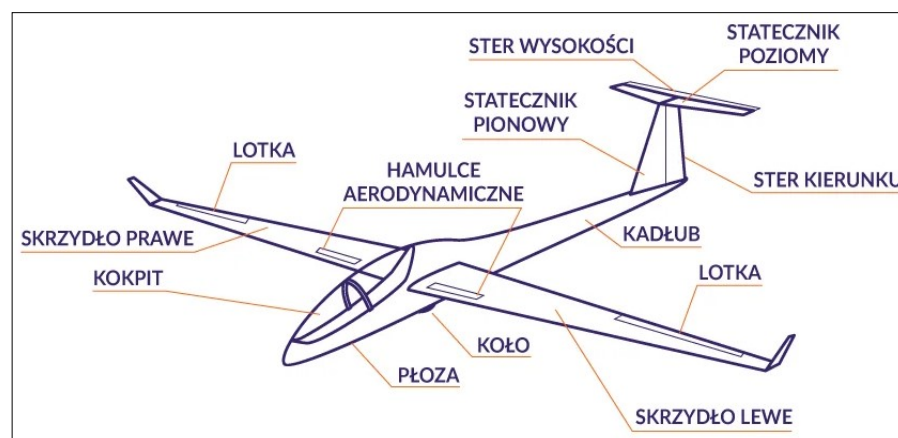
Mnogość i różnorodność obecnie i historycznie wytwarzanych statków powietrznych wymusiło usystematyzowanie nomenklatury nazewniczej, a także stworzenie odrębnych kategorii i podkategorii poszczególnych urządzeń. I tak:

Statek powietrzny to urządzenie zdolne do unoszenia się (lotu) w atmosferze na skutek statycznego lub aerodynamicznego oddziaływania powietrza.

Dwa podstawowe typy statków powietrznych to aerodyny (jednostki cięższe od powietrza, w których ciężar jest równoważony siłą nośną wytworzoną przez działanie silników) i aerostaty (jednostki o średniej gęstości równej gęstości powietrza, co umożliwia im swobodne unoszenie się w powietrzu skutkiem działania siły wyporu).



Rysunek 4. Podział statków powietrznych ze względu na budowę. Źródło: opracowanie własne.



Rysunek 5. Typowy szybowiec z opisanymi podstawowymi elementami konstrukcyjnymi. Źródło: [55]

Ogólny podział statków powietrznych zaprezentowano na rysunku 4. Jest to podział ze względu na budowę statków powietrznych [2, 5, 31]. Rysunek 5. Przedstawia nazewnictwo typowego nowoczesnego szybowca:

Istnieją szczegółowe schematy podziałów statków powietrznych uwzględniających szereg parametrów technicznych opisujących dany statek powietrzny, a także opisujący przeznaczenie: Szybowiec to aerodyna. Utrzymuje się w powietrzu dzięki sile nośnej, wytwarzanej podczas opływu powietrzem statku powietrznego.

Szybowce były i są budowane w różnorodnych celach, i tak rozróżniamy:

- a) Szkoleniowe
- b) Treningowe
- c) Wyczynowe
- d) Akrobacyjne
- e) Specjalne

Dodatkowym kryterium charakteryzującym szybowce jest liczba miejsc (zazwyczaj 1 i 2 miejscowe), a także główny materiał konstrukcyjny z którego został wykonany. W odniesieniu do zaprezentowanego podziału klas szybowców poniżej przedstawiono główne cechy charakterystyczne dla danego typu.

- Szybowce szkoleniowe

Główny cel postawiony przed tego typu konstrukcjami jest szkolenie kandydatów na pilotów, dlatego na tle pozostałych konstrukcji szybowce te charakteryzują się przede wszystkim:

- prosta konstrukcja,
- łatwy w pilotażu,
- mała doskonałość,
- wysoka stateczność,
- duża wytrzymałość na uszkodzenia pochodzące z drobnych błędów w pilotażu,
- łatwy w naprawach,
- tani w produkcji i serwisowaniu.

Tego typu szybowce zazwyczaj posiadają solidną budowę kabiny i podłogi chroniące początkujących pilotów podczas „twardych” lądowań, które ze względu na wykorzystanie zdarzają się dosyć często. W praktyce występują szybowce zarówno jedno jak i dwumiejscowe. Co prawda na pierwszy rzut oka idea szybowca szkoleniowego jednomiejscowego może wydawać się trochę niedorzeczna, lecz w praktyce są one wykorzystywane do prowadzenia szkoleń metodą jednomiejscową. Wymaga ona tak dobrania parametrów aerodynamicznych szy-

bowca, aby szybowiec jak potocznie się mówi: „sam leciał”. Dlatego konstrukcja musi się charakteryzować dużą statecznością, tak aby to pilot musiał wywierać spore siły do wyjścia z położenia równowagi, a następnie sam wracał w położenie równowagi, aby móc kontynuować prawidłowy lot. W przypadku szybowców szkoleniowych w wersji dwumiejscowej nad prawidłowym przebiegiem lotu poza szkoloną osobą znajduje się instruktor, który kontroluje lot. Dlatego tego typu konstrukcje wypierają w szkoleniu konstrukcje jednomiejscowe.

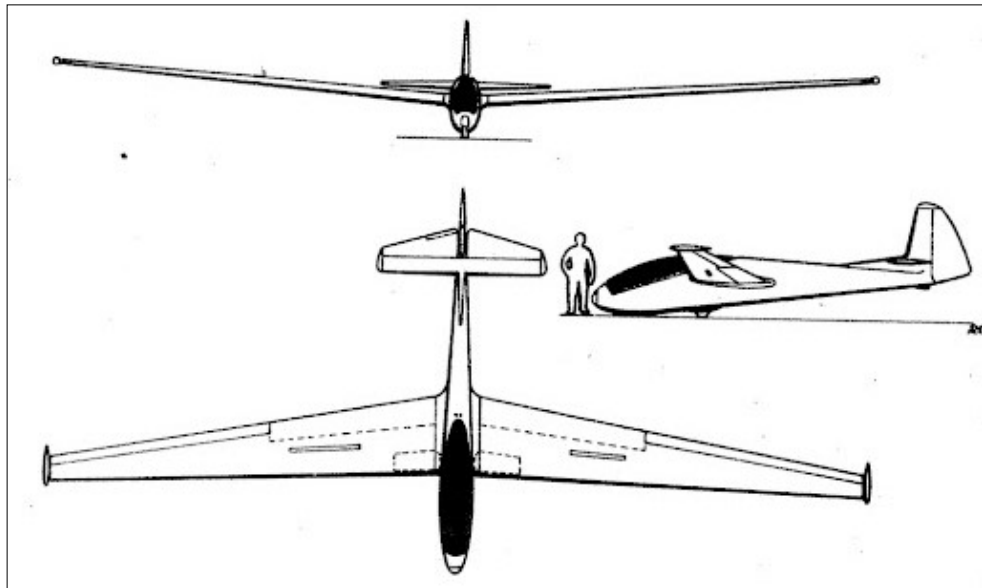
- Szybowce treningowe

Mianem szybowców treningowych nazywamy konstrukcje umożliwiające doskonalenie pilotażu. W tej kategorii szybowców piloci zdobywają doświadczenie mające posłużyć do lepszego poznania zasad pilotażu, a także przygotowują się do samodzielnych lotów. Na tle pozostałych konstrukcji szybowce treningowe wyróżniają się poprzez:

- prosta konstrukcja (lecz bardziej zaawansowani od konstrukcji szybowców typowo szkoleniowych),
- lepsze osiągi aerodynamiczne (względem konstrukcji szkoleniowych),
- możliwość szybkiego transportu i przygotowania do startu,
- posiada podstawowe instrumenty pozwalające wykorzystywać warunki aerodynamiczne (głównie termika),
- posiada urządzenia ułatwiające lądowanie,
- usterzenie częściowo odciążone aerodynamicznie,
- wyposażenie kabiny ułatwiające długotrwałe loty.

Tego typu szybowce wykorzystywane są przede wszystkim do prowadzenia szkoleń, a dokładnie do kolejnego etapu doszkalania pilotów posiadających podstawowe umiejętności i dlatego możliwe jest uzyskanie lepszych parametrów aerodynamicznych kosztem zmniejszenia wytrzymałości konstrukcji np. konstrukcja podwozia jest znacznie delikatniejsza niż w przypadku szybowców szkoleniowych. Podstawowe elementy wyposażenia mające zwiększyć komfort podczas lotu znacznie ułatwiają wykonywanie długotrwałych lotów wykorzystujących panujące warunki atmosferyczne, np. krążenie w kominach termicznych. Aktualnie do celów szkoleniowych wykorzystuje się konstrukcje dwumiejscowe, jednakże można się spotkać z rozwiązaniami jednomiejscowymi, lecz aktualny trend rozwoju konstrukcji szybowców i większa uniwersalność sprawiła, że szybowce w tej klasie są budowane jako konstrukcje dwumiejscowe. Ze względu na zmniejszenie kosztów, częstą praktyką konstruktorów jest budowa szybowców wiążących w swojej konstrukcji cechy różnych kategorii. I tak powstał prawdopodobnie najbardziej znany polski szybowiec szkolno-treningowy SZD-9 Bocian. Jest to konstrukcja bardzo stara, ponieważ początki produkcji to lata 50 ubiegłego stulecia. Pomimo relatywnie starej technologii posiada on zalety wykorzystywane podczas szkoleń szybowcowych i jest

często wykorzystywany po dziś dzień, pomimo faktu konstrukcji drewnianej. Szkic konstrukcji prezentuje rysunek 6.



Rysunek 6. SZD-9 "Bocian". Źródło: [65]

- Szybowce wyczynowe

Szybowce w tej klasie stworzone są do wykonywania lotów wykorzystujących panujące warunki aerodynamiczne na znacznie wyższym poziomie pilotażu aniżeli ma to miejsce podczas lotów szkoleniowych. Dlatego konstrukcje wyczynowe wyróżnia:

- bardzo dobre parametry aerodynamiczne,
- duże obciążenia konstrukcji,
- zaawansowane rozwiązania konstrukcyjne,
- relatywnie wysoki komfort w kabinie pilota,
- duża czułość usterzenia,
- bardzo mały margines błędu podczas pilotażu,
- wyposażenie dodatkowe umożliwiające loty w trudnych warunkach atmosferycznych (np. maska tlenowa, instalacja odgromowa).

Tego typu konstrukcje dedykowane są pilotom posiadającym duże doświadczenie w sztuce latania szybowcowego. Konstrukcja szybowców wyczynowych zwykle jest o wiele bardziej złożona technologicznie od pozostałych, ponieważ dla uzyskania odpowiednich parametrów lotnych stosuje się metodę tzw.: „Zero kompromisów”. Wraz z rozwojem technologii rozwinął się także sposób budowy najbardziej zaawansowanych technicznie szybowców jakimi są szybowce wyczynowe. Obecnie konstrukcje produkowane są w technologiach kompozytowych, co umożliwia uzyskanie coraz to lepszych parametrów aerodynamicznych. Tak zbudowane

konstrukcje służą przede wszystkim do wykonywania lotów „wyczynowych” mających za cel uzyskanie danego osiągnięcia np. odpowiednia długość lotu mająca posłużyć uzyskaniu danego typu stopnia szkolenia.

Osobnym typem szybowców wyczynowych są konstrukcje zawodnicze. Są to szybowce przeznaczone specjalnie na dane zawody szybowcowe klasyfikujące się konstrukcyjnie w sztywne ramy klas konkurencji. Są one ukierunkowane pod kątem osiągnięć, a co za tym idzie dedykowane dla najlepszych pilotów. Są to często jednostkowe modele budowane dużymi nakładami finansowymi dopracowywane niekiedy przez wiele lat. Ze względu na przeznaczenie, pilot zazwyczaj ma niewiele miejsca w kabinie, a wręcz często jest ona dopasowywana do sylwetki i preferencji danego pilota tak aby zminimalizować niewykorzystanie miejsca mogące posłużyć do poprawy osiągnięć. W typowych konstrukcjach stosuje się najnowocześniejsze rozwiązania techniczne poprawiające właściwości aerodynamiczne nie wymagane do poprawnego lotu, ale wykorzystujące drobne niuanse umożliwiające uzyskanie nawet najdrobniejszej przewagi nad konkurencją w stawce zawodów.

Powyżej zaprezentowano nowoczesny szybowiec wyczynowy GP 15 JETA (zaprezentowany na rysunku 7) przygotowujący się do lądowania poprzez charakterystyczne i widowiskowe pozbycie się balastu wody umożliwiającego poprawę osiągnięć podczas przelotów, jednakże podczas lądowania wnosi dodatkowe obciążenia konstrukcji. Ze względu na chęć wykorzystania każdej wolnej przestrzeni, szybowce zawodnicze w znacznej większości budowane są jako maszyny jednomiejscowe, co ma pełne uzasadnienie optymalizacji konstrukcyjnej.

Kolejnym typem szybowców wyczynowych są szybowce rekordowe, budowane do pobicia danego rekordu. Czy to do długości lotu, czy też prędkości, ze względu na przeznaczenie, konstrukcje charakteryzują się:

- specyficzna konstrukcja dedykowana do pobicia danego rekordu,
- minimum konieczne wyposażenia potrzebne do pobicia danego rekordu,
- budowa wykorzystująca najnowocześniejsze osiągnięcia techniczne,
- jednostkowa produkcja.

Ze względu na chęć przesuwania barier, konstruktorzy prześcigają się w konstrukcjach, które posiadają rekordowe osiągnięcia. Dlatego swojego rodzaju wyścig po nowe, niegdyś nieosiągnięte cele często jest motorem rozwoju. Ze względu na bardzo wysrubowane rekordy jakimi są np. maksymalna prędkość przelotowa itp. Konstruktorzy, chcący zapisać się w historii lotnictwa zmuszeni są do budowy konstrukcji umożliwiających pobicie kolejnych rekordów jedynie w bardzo specyficznych warunkach, dlatego budowane szybowce często pomimo rekordów, nie nadają się do samodzielnego swobodnego lotu w znaczeniu jakim potocznie znamy. Konstrukcje rekordowe mają charakter demonstratorów technologii umożliwiający przetestowanie danych rozwiązań w dalszych zastosowaniach w klasycznych konstrukcjach

[51]. Obecnie w dobie globalizacji bicie rekordów jest swoistym oknem wystawowym biur konstrukcyjnych przed całym światem, a w szczególności dużą rolę odgrywa reklama dla potencjalnych zainteresowanych nabywców produkowanych szybowców.



Rysunek 7. GP 15 JETA. Źródło: [63].



Rysunek 8. Projekt Perlan. Źródło: [61].

Przykładem bicia rekordów jest projekt Perlan który ma na celu osiągnąć granice kosmosu podczas lotu szybowcem (Rysunek 8.).

- Szybowce akrobacyjne

Tego typu szybowce posiadają specyficzne parametry konstrukcyjne, ponieważ konstrukcje te przystosowane są do wykonywania akrobacji, dlatego charakteryzują się następującymi parametrami:

- duża wytrzymałość konstrukcji,
- duża zwrotność i szybkość,
- zwarta budowa,
- konstrukcja skrzydła zbliżona do symetrycznego profilu,
- duża skuteczność sterów,
- wysoka prędkość dopuszczalna,

Wykonywanie akrobacji szybowcowych wymaga wysokiej wytrzymałości konstrukcji ze względu na duże obciążenia do jakich dochodzi podczas wykonywania danych figur. Dodatkowo symetria w uzyskiwaniu siły nośnej względem lotu normalnego i na „plecach” jest mile widziana. Zwykle są to ciężkie konstrukcje, o zwartej budowie, umożliwiające sprawne zmiany kierunków przelotu tak aby prezentowane figury akrobatyczne były wykonywane sprawnie i poprawnie, a za razem w sposób bezpieczny.

- Szybowce specjalne

Najbardziej zróżnicowaną grupą pod względem zarówno zastosowania jak i wyglądu jest grupa specjalna. Zaliczyć tutaj należy większość konstrukcji eksperymentalnych mających na celu przebadanie danego rozwiązania, ale także maszyny budowane do zadań nie związanych z ogólnym pojęciem lotnictwem szybowcowym. Obserwując tę grupę można niekiedy dostrzec rozwiązania konstrukcyjne rzadko spotykane ze względu na zbyt małą znajomość rozwiązań technicznych jak np. układ latającego skrzydła, czy też trwające testy technologii. Bardzo dobrym przykładem reprezentującym tę grupę są wszelkiego rodzaju motoszybowców, swoistych hybryd szybowców i samolotów. Obserwując obecne trendy lotnictwa to jedna z najprężniej rozwijana gałąź lotnictwa.

Motoszybowce łączą ze sobą cechy jakie daje szybowiec – lot swobodny, z redukcją głównej bolączki szybowców jakim jest brak możliwości samodzielnego startu bez wykorzystania urządzeń zewnętrznych. Dlatego rozwiązania motoszybowców w ostatnim czasie zdobywają wielkie zainteresowanie u potencjalnych nabywców, ze względu na niskie nakłady jednostkowe dla osób chcących latać czysto rekreacyjnie, jak i w innych celach. Jako napęd stosuje się:

- silniki spalinowe,
- silniki elektryczne,
- silniki odrzutowe,
- ogniwa wodorowe.

Obecnie dzięki rozwojowi napędów alternatywnych dla silników tłokowych spalinowych możliwa jest konfiguracja motoszybowca w w/w wymienione napędy. Szczególną uwagę należy zwrócić na pozycję z napędami elektrycznymi ze względu na możliwość uzyskania zadawalających wartości mocy odpowiedniej do zapotrzebowania podczas startu oraz możliwość w niemal dowolnym momencie lotu ze skorzystania z napędu. Technologia napędów elektrycznych jest atrakcyjna w zastosowaniu w motoszybowcach, ponieważ wprowadza minimalną ilość drgań oraz poziom hałasu jest relatywnie niski.



Rysunek 9. Motoszybowiec na wodór AOS H2. Źródło: [62].

Pewną ciekawostką jest projekt wykorzystujący wodór jako paliwo do napędu motoszybowca zaprezentowany na rysunku 9.

Metody startu.

Szybowiec by mógł mieć możliwość utrzymania się w powietrzu, musi się wznieść. Jest to zagadnienie istotne dla problemu poprawnego holowania szybowca. Wyróżniamy kilka metod startu: [18, 22, 33].

– **za wyciągarką:** popularny, tani rodzaj startu, praktykowany w większości Ośrodków Szkolenia Lotniczego podczas kursu podstawowego. W ciągu kilkunastu sekund znajdujemy się na wysokości 300 – 1000m (wysokość ciągu zależy od długości lotniska oraz długości

i rodzaju liny). Wyciągarka postawiona na przeciwległym końcu lotniska: lina jest najpierw rozciągana (zazwyczaj przy pomocy samochodu wolno jadącego), następnie podczepiana pod szybowiec. Po zgłoszeniu przez załogę szybowca gotowości, obsługujący wyciągarkę napręża linę i po chwili szybowiec rozpędza się i wzbija w powietrze. Po osiągnięciu odpowiedniego pułapu szybowiec pozbywa się liny poprzez zwolnienie dźwigni haka holującego. Obserwacja tego procederu jest ułatwiona, gdyż w odległości kilku metrów od końca liny holującej (tego końca, który był podczepiony do szybowca) znajduje się mały spadochronik, który ma za zadanie, spowolnić opadanie liny oraz pełni funkcję wizualnego znacznika końca liny i zarówno z ziemi, jak i z powietrza, można jednoznacznie stwierdzić wyczepienie oraz po opadnięciu liny w szybki sposób zlokalizować obsłudze naziemnej koniec liny [39, 40, 44].

– **za samolotem:** spotykany na całym świecie rodzaj startu. Samolot holujący, do którego podczepiona jest lina, holuje szybowiec na określoną wysokość- w tym sposobie startu nic nas nie ogranicza w wysokości wyczepienia i odległości od lotniska. Jest to metoda startu efektywna, ale mało ekonomiczna ze względu na wysoki koszt użytkowania dodatkowego samolotu wraz z pilotem. Metoda ta jest bezpiecznym i prostym rodzajem startu, m.in. praktykowanym podczas holi na zawodach szybowcowych [44, 46].

– **grawitacyjnie:** metoda startu najbardziej naturalna, w Polsce możliwa na Bezmiechowej i w Jeżowie Sudeckim. Szybowiec z pomocą osób wspomagających (lub bez) początkowy rozbieg staczając się z górki nabiera prędkości i po osiągnięciu wymaganej wartości prędkości odrywa się, przechodząc w lot ślizgowy, a następnie wykorzystując warunki aerodynamiczne możliwe jest prowadzenie dalszego lotu szybowcowego [33].

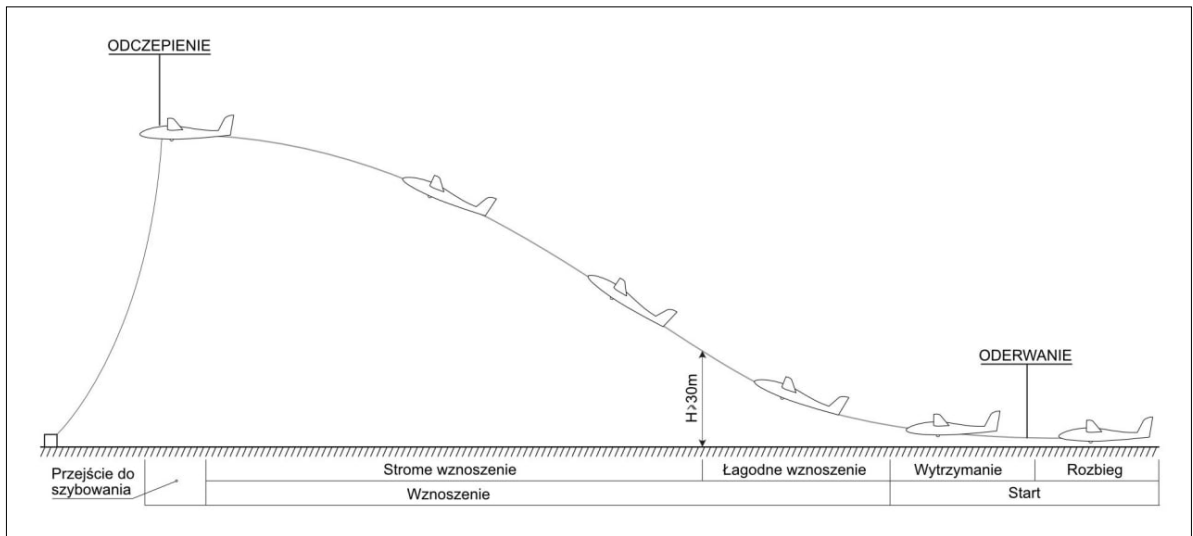
– **z gum:** metoda ta polega na „wystrzeleniu” szybowca na zasadzie podobnej jak działa proca, a następnie przejście do lotu szybowcowego, metoda ta ma wiele ograniczeń i mało efektywna, dlatego też nie jest wykorzystywana w praktyce [33].

– **start za samochodem:** wraz z rozwojem motoryzacji i dostępności do samochodów o odpowiedniej mocy i masie możliwe jest wykorzystanie samochodów do startu szybowców. Generuje małe koszty, a zarazem prostota, ponieważ w tej metodzie szybowiec poprzez linę holującą przypinany jest bezpośrednio do samochodu a następnie rozpędzający się samochód rozpędza szybowiec i tak umożliwia jego start. Jedynym minusem jest wymaganie długości pasa startów- ten rodzaj startu nie uda się na krótkich polach wzlotów: lina między samochodem a szybowcem ma określoną długość plus odległość potrzeba do rozpędzenia się zespołu do odpowiedniej prędkości oraz odległość, jaka jest potrzebna do wzbicia się szybowca na odpowiednią wysokość. Metoda ta bardzo zyskuje na popularności, szczególnie na długich lotniskach, gdzie daje zadawalające efekty.

Lot szybowcowy składa się zasadniczo z 3 faz lotu:

- Start;

- Lot swobodny;
- Lądowanie.



Rysunek 10. Start szybowca za wyciągarką. Źródło: opracowanie własne na podstawie [33].

W przypadku lotów szybowcowych najbardziej niebezpiecznymi fazami lotów są start i lądowanie. Szczególnie newralgiczna jest faza startu. Dlatego też najwięcej niebezpiecznych zdarzeń, wypadków w szybownictwie ma miejsce podczas startu lub też tuż po nim [18, 31, 32]. Na rysunku 10. zaprezentowano etapy startu szybowca przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej. Dodatkowo można wyróżnić poszczególne etapy samego startu szybowca:

- **Rozbieg:** szybowiec jest podpięty do liny holującej, a następnie nawijana lina na bęben wyciągarki wprawia w ruch szybowiec, który nabierając prędkości kołuje po płycie lotniska. Oderwanie się kołującego szybowca od ziemi jest punktem granicznym tego etapu startu szybowca.

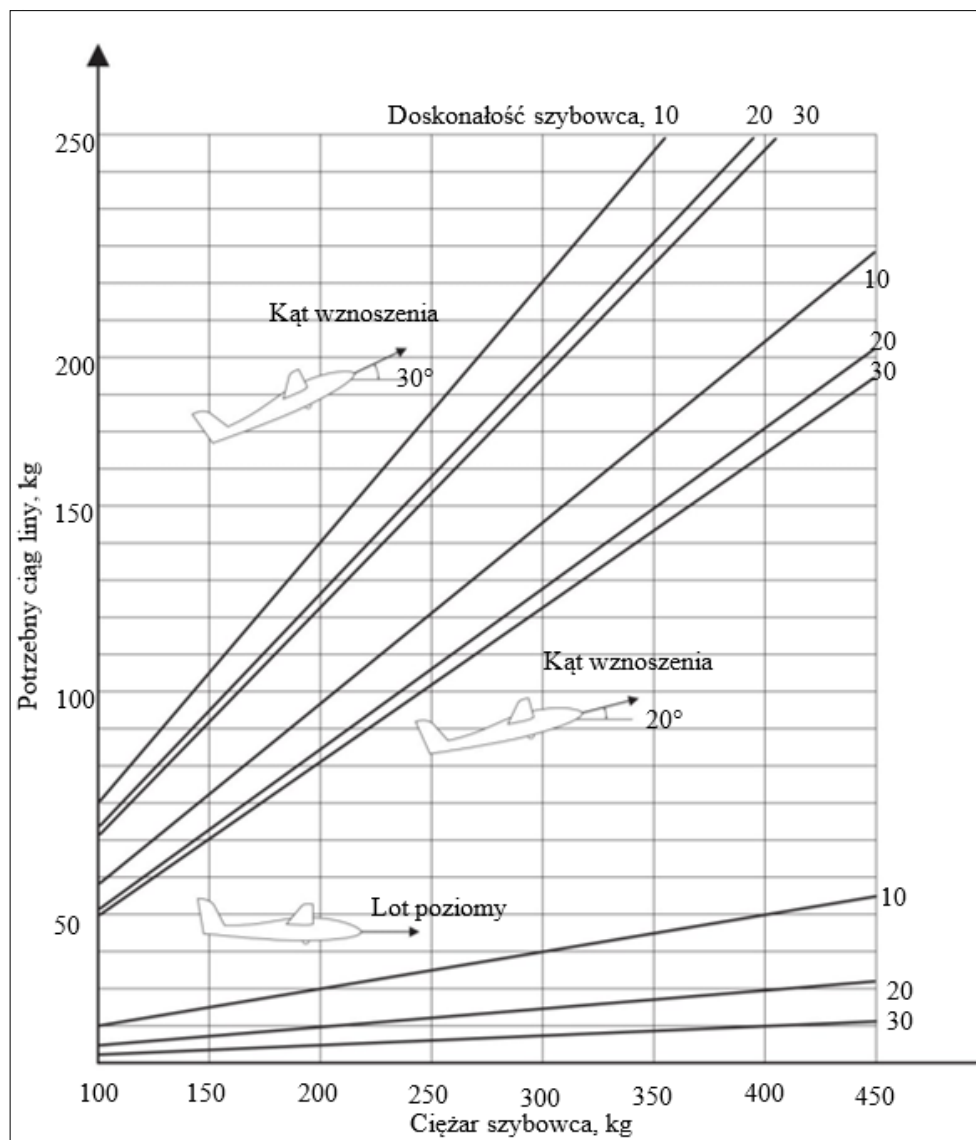
- **Wytrzymanie:** Na tym etapie startu prędkość szybowca jest na tyle wysoka, aby generowana siłą nośna utrzymywała szybowiec w powietrzu, jednakże małą wysokość ogranicza manewry szybowca. Na tym etapie pilot szybowca ma za zadanie utrzymać w odpowiednim położeniu szybowiec tak aby nabierając prędkości możliwe było bezpieczne i stabilne nabieranie wysokości.

- **Łagodne wznoszenie:** Podczas tego etapu startu szybowca następuje łagodne przejście z lotu płaskiego do lotu wznoszącego. Jednakże mała wysokość ogranicza możliwość ostrego zadarcia dzioba szybowca, taka operacja może skutkować uderzeniem ogonem o powierzchnie lotniska.

- **Ostre wznoszenie:** Na tym etapie szybowiec ciągnięty zwijana lina holującą posiada duże kąty natarcia co pozwala na szybkie wznoszenie. Ograniczeniem jest moc wyciągarki, wytrzymałość zarówno liny jak i samej konstrukcji szybowca aż po długość samej liny. Po uzyskaniu

właściwego pułapu (maksymalna wysokość możliwa do uzyskania w danych warunkach) następuje zmniejszenie kąta natarcia szybowca i przejście do ostatniego etapu startu. Na tym etapie startu szybowca ze względu na występowanie dużych sił naprężenia liny najbardziej prawdopodobne jest zerwanie się liny holującej.

- **Wyczepienie:** Ostatnim etapem startu szybowców jest wyczepienie liny holującej z zaczepu szybowca. Po wyrównaniu lotu pilot zazwyczaj pociągając dźwignię zwalniającą zaczep uwalnia się od liny holującej i kontynuują lot szybowcowy zdając się jedynie na swoje umiejętności pilotażu w zależności od charakteru lotu (lot szkoleniowy, zadaniowy, rekreacyjny).



Rysunek 11. Wykres sił naprężenia występujących w lince wyciągarki. Źródło: opracowano na podstawie: [41].

Wykres zaprezentowany na rysunku 11. ilustruje różnorodność działających sił w zależności od użytego szybowca oraz przy różnych kątach natarcia [33].

1.2 Wybrane zagadnienia aerodynamiki i mechaniki lotu szybowca.

Naturalnym środowiskiem, w którym poruszają się szybowce jest atmosfera ziemską. Jest to bardzo złożona i niejednorodna struktura gazów otaczających naszą planetę – przyjmują się ze sięga 2000 km. Nad poziom Ziemi. W celu usystematyzowania i ujednoczenia analiz został przyjęty tzw. Model Atmosfery Wzorcowej. Atmosfera jest to mieszanina gazów zwana powietrzem, którą charakteryzują podstawowe własności fizyczne tj.: gęstość, ciężar właściwy, ciśnienie i temperatura [1, 3, 4].

Gęstością powietrza nazywana jest masa jednego metra sześciennego powietrza:

$$Q = \frac{m}{V}, \left[\frac{kg}{m^3} \right] \quad (1)$$

gdzie:

Q – gęstość powietrza wyrażona w $\frac{kg}{m^3}$,

M – masa powietrza,

V – objętość powietrza.

Ciężarem właściwym powietrza nazywany jest ciężar $1m^3$ powietrza:

$$\gamma = \frac{G}{V} \quad (2)$$

gdzie:

γ – ciężar właściwy powietrza wyrażany w $\frac{N}{m^3}$.

Wyrażając masę poniższym stosunkiem ciężaru i przyspieszenia ziemskiego:

$$m = \frac{G}{g} \quad (3)$$

We wzorze na ciężar właściwy ciężar i gęstość powietrza można zaprezentować następującym wzorem:

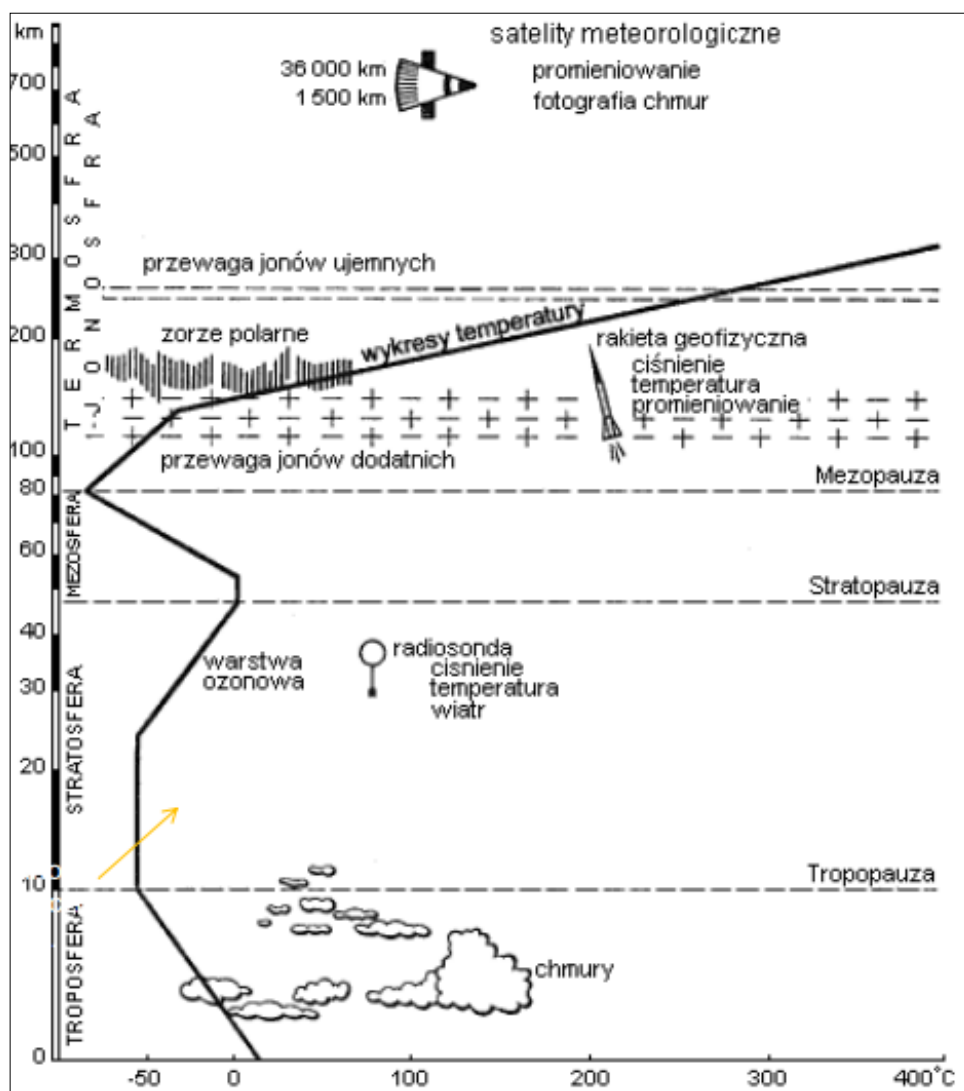
$$\rho = \frac{\gamma}{g}$$

(4)

gdzie:

ρ – gęstość powietrza.

Następnym parametrem opisującym Atmosferę wzorcową jest ciśnienie statyczne powietrza. Oznacza siłę jaką wywiera powietrze na jednostkę powierzchni ciała znajdującego się w otoczeniu opisywanej atmosfery.



Rysunek 12. Atmosfera wzorcowa. Źródło: opracowano na podstawie: [41]

Ze względu na niejednorodność atmosfery, do wysokości około 11 km nad powierzchnią Ziemi, zależność ciśnienia, gęstości i temperatury można określić następującym wzorem:

$$\frac{\rho_h}{\rho_0} = \frac{p_h}{p_0} \cdot \frac{T_0}{T_h}$$

(5)

gdzie:

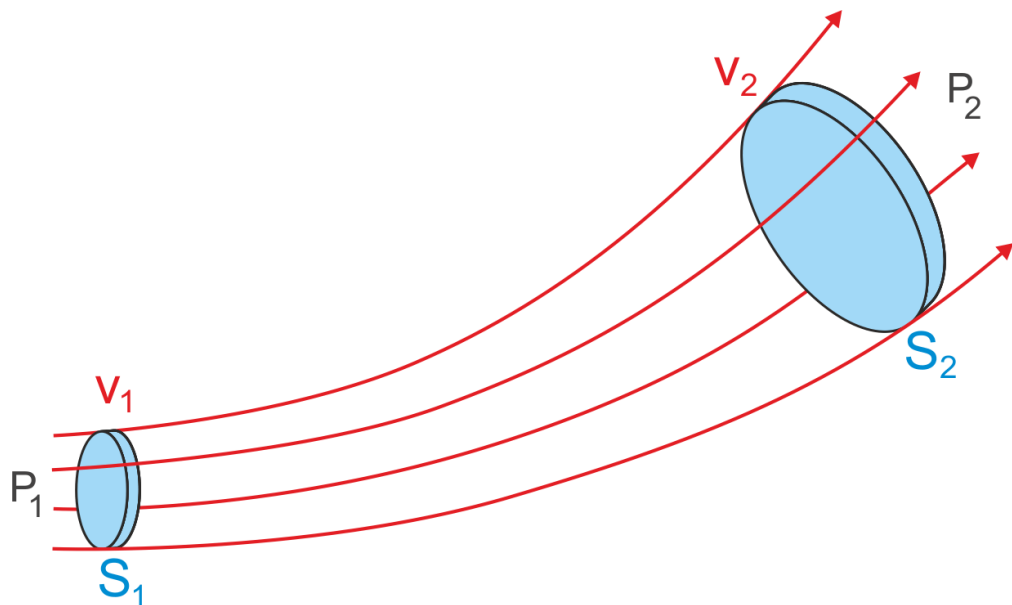
ρ_0, ρ_h – gęstość powietrza odpowiednio na powierzchni Ziemi i na wysokości h ,

p_h, p_0 - ciśnienie powietrza odpowiednio na powierzchni Ziemi i na wysokości h ,

T_0, T_h – temperatura bezwzględna powietrza na powierzchni Ziemi i na wysokości h .

Dzięki wyliczeniom z powyższego wzoru zauważyć można, że wartość gęstości powietrza maleje wraz ze wzrostem wysokości, co ma znaczący wpływ na działające siły aerodynamiczne wraz ze wzrostem pułapu lotu. Jak bardzo złożony i niejednorodny charakter posiada atmosfera ziemską, poglądowo obrazuje rysunek 12, gdzie zobrazowano przekrój atmosfery wzorcowej z zaznaczonymi zmianami temperatury w zależności od wysokości [2, 36].

Dla zrozumienia mechanizmu powstawania siły nośnej należy przytoczyć 2 podstawowe prawa opisujące ruch ciał w powietrzu tj. zasada ciągłości ruchu ośrodka przepływającego oraz prawo Bernoulliego. Na rysunku 13 został zaprezentowany przepływ powietrza przez kanał o zmiennym polu przekroju poprzecznym S_1 i S_2 . W miejscach tych prędkość powietrza wynosi odpowiednio v_1 i v_2 , gęstość powietrza analogicznie ρ_1 i ρ_2 .



Rysunek 13. Zasada ciągłości ruchu. Źródło: opracowano na podstawie: [2]

Ze względu na ciągły charakter ośrodka i szczelność kanału, więc masa powietrza wpływającego m_1 wpadającego przez przekrój V_1 w czasie t , jest równa masie powietrza wypływającego m_2 przez przekrój V_2 . Stwierdzenie to zapisujemy w postaci:

$$m_1 = \rho_1 V_1 = \rho_1 S_1 v_1 t \quad (6)$$

$$m_2 = \rho_2 V_2 = \rho_2 S_2 v_2 t \quad (7)$$

Przyjmując $m_1 = m_2$:

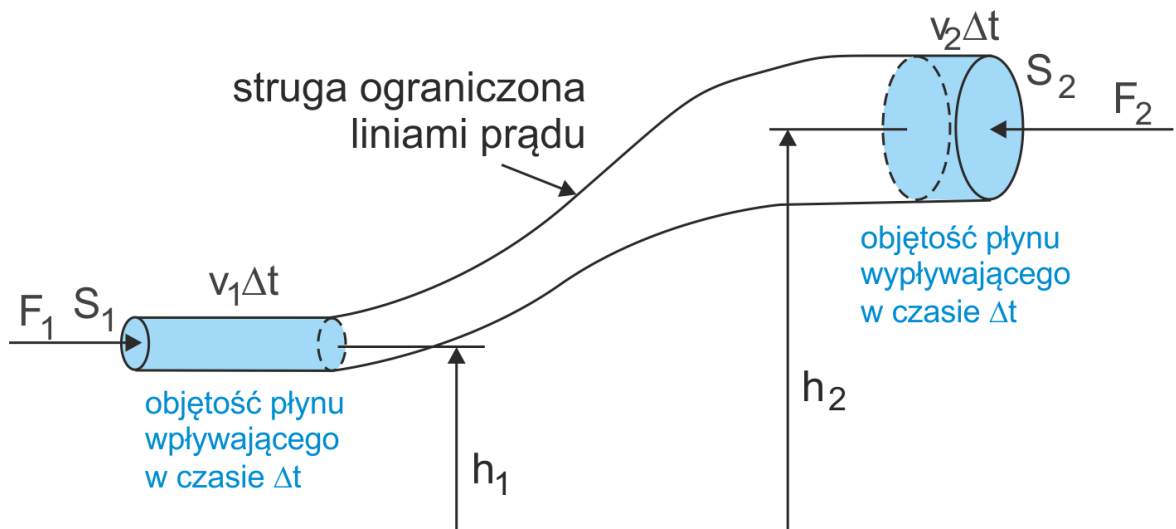
$$\rho_1 S_1 v_1 t = \rho_2 S_2 v_2 t \quad (8)$$

Redukując równanie o t oraz zakładając nieściśliwość ośrodka $\rho_1 = \rho_2 = \text{const}$:

$$S_1 v_1 = S_2 v_2 = S v = \text{const} \quad (9)$$

Z powyższego równania wynika że wyrażenie Sv ma stałą wartość niezależnie od przekroju [2, 9, 48].

Kolejną zasadą konieczną do zrozumienia powstawania siły nośnej jest Prawo Bernoulliego. Jako rysunek ilustrujący opisywaną sytuację posłuży rysunek 14.



Rysunek 14. Prawo Bernoulliego. Źródło: opracowano na podstawie: [2].

Analogicznie do poprzedniej sytuacji wielkości opisujące parametry powietrza wlatującego i wylatującego z kanału są opisane jako S_1 , v_1 , ρ_1 , S_2 , v_2 , ρ_2 . Natomiast siła F_1 obrazuje oddziaływanie powietrza na przekrój S_1 poprzez wywieranie ciśnienia p_1 , oraz analogiczną sytuację z przekrojem wyjściowym S_2 . Wysokości h_1 i h_2 odpowiadają wysokości umiejscowienia przekrojów S_1 i S_2 ponad obrany układ odniesienia [2, 9].

Przykład opisuje przepływ nieściśliwy, nie lepki i ustalony: $\rho = const$, $m_1 = m_2 = m$. Z zasady równowartości energii kinetycznej i pracy dla przepływów w S_1 i S_2 otrzymuje się następujące wyrażenie:

$$\frac{1}{2}m_2v_2^2 - \frac{1}{2}m_1v_1^2 = p_1S_1v_1t - p_2S_2v_2t + m_1g(h_1 - h_2) \quad (10)$$

W wyniku przekształceń związanych z przyrostem energii kinetycznej związanych z pracą jakie wykonują wszystkie działające siły w układzie oraz wynikające z równia ciągłości i charakteru nieściśliwego przepływu otrzymujemy zależność:

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 + \rho gh_1 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 + \rho gh_2 = p + \frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh \quad (11)$$

Oznacza to że w każdym przekroju poniższe wyrażenie jest stałe:

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh = const \quad (12)$$

W rozpatrywanym przypadku lotu szybowcem zmiany ρ , g , h są na tyle małe, że można je pominąć, dlatego w równanie to przyjmuje następującą postać:

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 = const \quad (13)$$

gdzie:

p – nazywane jest ciśnieniem statycznym,

$\frac{1}{2}\rho v^2$ – nazywane jest ciśnieniem dynamicznym.

Dodatkowo wprowadzono pojęcie całkowite zapisywane w postaci:

$$p_c = p + \frac{1}{2}\rho v^2 \quad (14)$$

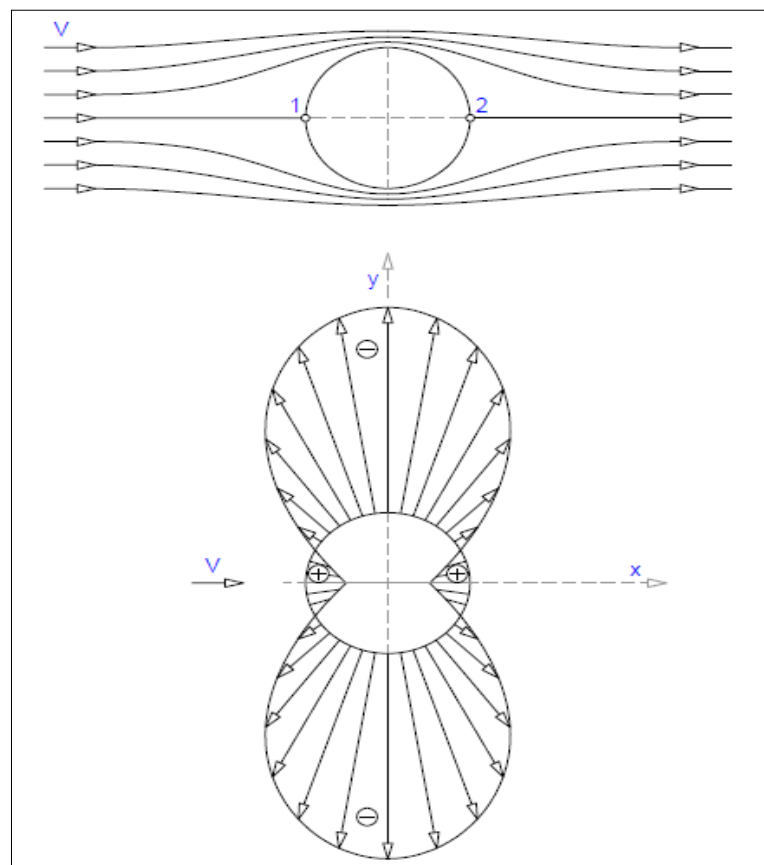
gdzie:

p_c – ciśnienie całkowite.

Mechanizm powstawania siły nośnej opisuje twierdzenie Bernoulliego oraz teoria cyrkulacji. Do wyjaśnienia teorii cyrkulacji posłuży grafika widoczna na rysunku 15 przedstawiająca opływ powietrza wokół okrągłego cylindra bez cyrkulacji. Cyrkulacją nazywa się ruch powietrza o konturze zamkniętym opływający przekrój poprzeczny oraz okolice badanego ciała. Cyrkulację oznacza się Γ , a prędkość cyrkulacji v_Γ . Do analizy zjawiska przyjmuje się następujące założenia:

- a) Zerowa lepkość powietrza,
- b) Rozpatrywany przypadek jest dwuwymiarowy (tzn. rozpatrywane ciało jest nieskończenie długie).

Na opisywanym rysunku zaznaczono przebieg linii prądów wokół cylindra, natomiast w dolnej części rysunku zaprezentowany jest rozkład ciśnień wokół takiego obiektu.



Rysunek 15. Opływ cylindra bez cyrkulacji z rozkładem ciśnień,
Źródło: opracowano na podstawie: [2]

Z równania ciągłości wynika, że prędkość powietrza na górnym i dolnym punkcie jest duża, natomiast mała z przodu i z tyłu cylindra. Stosując prawo Bernoulliego uzyskujemy informację o ciśnieniu, mianowicie duże ciśnienie występuje z przodu i z tyłu cylindra, góra i dół charakteryzuje się niskimi wartościami ciśnienia [1, 2, 9].

Ze względu na symetryczny kształt badanego obiektu, a co za tym idzie symetryczny przepływ powietrza nie występuje generacja siły nośnej. Jednakże w przypadku przepływu niesymetrycznego zaprezentowanym na rysunku 16 w rozkładzie ciśnień wymusza powstanie wypadkowej nie zerowej siły skierowanej do góry. Siła ta jest nazywana siłą nośną. Wypadkowa wartość jest uzależniona od:

- a) Kształtu ciała i kąta natarcia α ,
- b) Powierzchni ciała S ,
- c) Gęstości powietrza ρ ,
- d) Prędkości lotu v .

Tak powstałą siłę nośną można zapisać wyrażeniem:

$$P_Z = \frac{1}{2} S v^2 C_Z$$

(15)

gdzie:

P_Z – siła nośna,

C_Z – bezwymiarowy współczynnik kształtu siły nośnej zależny od kształtu i kąta natarcia badanego ciała.

Kolejną omawianą wielkością jest siła oporu. Działanie tej siły ma związek z oporami, na które napotyka każde ciało będące w ruchu. W lotnictwie siły oporów są zazwyczaj niekorzystne, pogarszające osiągi projektowanych urządzeń, dlatego też konstruując szybowiec konstruktorzy dążą do minimalizacji ich wpływu. Wartość sił oporów jest składową wielu czynników:

- a) opory tarcia i kształtu: na ten rodzaj oporów składają się czynniki związane z chropowatością powierzchni oraz kształtu samego rozpatrywanego ciała,
- b) opory indukowane: związane ze skończonymi wymiarami kształtu aerodynamicznego – najczęściej skrzydeł,
- c) opory interferencyjne: zbiór oporów związanych ze wzajemną interakcją poszczególnych elementów złożonego ciała jakim niewątpliwie jest fizycznie zbudowany szybowiec,
- d) opory szczelinowe: zbiór oporów związanych z istnieniem fizycznych szczelin w konstrukcji szybowca np. szczeliny przy usterzeniu, mało dokładne pasowanie elementów rozłącznych.

Ze względu na złożony charakter generacji sił oporów w literaturze nie wykorzystuje się ogólnego wyrażenia na siły oporów dla ciała poruszającego się w powietrzu i jest zapisywana w następujący sposób:

$$P_x = \frac{1}{2} C_x S \rho v^2 \quad (16)$$

gdzie:

- P_x – siłą oporu,
- C_x – bezwymiarowy współczynnik oporu kształtu,
- S – powierzchnia ciała,
- ρ – gęstość powietrza,
- v – prędkość ciała.

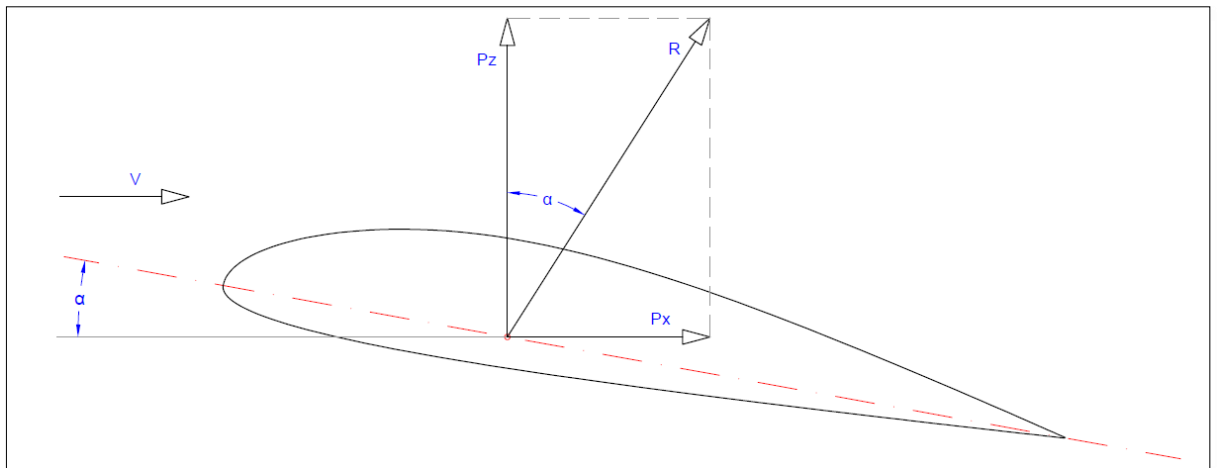
Podsumowując siły oporu maleją wraz ze spadkiem gęstości powietrza, jednakże rosną do kwadratu wraz ze wzrostem prędkości. Dlatego z punktu widzenia pilotażu szybowców bardziej ekonomiczne jest latanie z relatywnie niskimi prędkościami, dzięki którym możliwe jest pokonanie większej odległości [1, 3, 36].

Dla zdefiniowania działających sił na powierzchnie statków powietrznych należy zdefiniować geometrię aerodynamiczną, potocznie nazywana kształtem aerodynamicznym. Produkowane obecnie statki powietrzne wykorzystują efekt powstawania siły nośnej na elementach konstrukcyjnych płatowca bazując głównie na odpowiedniej budowie skrzydeł generujących znaczną część uzyskiwanej siły nośnej, ale także pozostałą część statku powietrznego kadłub czy też samo usterzenie. Dla przykładu posłużymy się przekrojem poprzecznym typowego skrzydła przedstawionego na rysunku 16.

Przedstawiony rysunek ilustruje wypadkową siłę nośną \vec{R} , jak również jego dwie składowe: \vec{P}_Z – siłę nośną skierowaną prostopadle do góry względem kierunku lotu oraz siłę oporów \vec{P}_X skierowaną przeciwnie do kierunku ruchu.

Szybowce jak i samoloty unoszą się w powietrzu wykorzystując tzw. siły aerodynamiczne (zbiór sił i momentów sił działające na ciała poruszające się w powietrzu). Jak dowiedziono wpływ na wypadkową siłę aerodynamiczną zależy przede wszystkim od następujących czynników:

- gęstości powietrza ρ ,
- powierzchni ciała S ,
- prędkości ciała względem powietrza v ,
- kształtu ciała.



Rysunek 16. Siły aerodynamiczne na profilu skrzydła szybowca.
Źródło: opracowano na podstawie: [2].

Wypadkową siłę aerodynamiczną R można zapisać w postaci wzoru:

$$\vec{R} = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_R \quad (17)$$

gdzie:

\vec{R} – Wypadkowa siła aerodynamiczna,

C_R - współczynnik kształtu.

W skład wypadkowej siły aerodynamicznej wchodzi:

- siła nośna prostopadłą do kierunku ruchu wyrażona wzorem:

$$\vec{P}_Z = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_Z \quad (18)$$

gdzie:

\vec{P}_Z – siła nośna,

ρ - gęstość powietrza,

v – prędkość lotu,

C_Z – współczynnik siły nośnej.

- siła równoległa do kierunku ruchu nazywamy siłą oporów i wyrażamy wzorem:

$$\vec{P}_X = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_X \quad (19)$$

gdzie:

\vec{P}_X – siła oporów,

ρ – gęstość powietrza,

v – prędkość lotu,

C_X – współczynnik oporów ruchu.

Na rysunku 16 poglądowo zaprezentowano rozłożenie sił aerodynamicznych działających na przykładowy profil aerodynamiczny, w tym siłę wypadkową siłę aerodynamiczną – \vec{R} , siły składowe, siłę nośną \vec{P}_Z oraz składową siłę oporu \vec{P}_X . Dodatkowo zaznaczono kąt odchylenia α wypadkowej siły aerodynamicznej i siły nośnej [2, 3, 4].

Opór aerodynamiczny możemy podzielić na opór kształtu i opór tarcia.

- Opór kształtu może być obliczony przez całkowanie naprężeń normalnych po powierzchni ciała. Opór kształtu jest związany z formowaniem się warstwy przyściennej na powierzchni ciała i z ewentualnym wystąpieniem oderwania tej warstwy.
- Opór tarcia może być obliczony poprzez całkowanie naprężeń stycznych po powierzchni ciała. Opór tarcia jest związany z lokalnymi współczynnikami tarcia na powierzchni ciała i z chropowatością tej powierzchni w relacji do lokalnej grubości podwarstwy lepkiej w warstwie przyściennej.

Opór kształtu i opór tarcia tworzą razem opór lepkościowy. Proporcje udziału obu składników w oporze lepkościowym zależą od geometrii ciała. Opór ciała może być obliczony według wzoru:










$$F_D = \frac{C_D \rho V^2 S_{REF}}{2} \quad (20)$$

gdzie:

S_{REF} – powierzchnia referencyjna, w praktyce powierzchnia rzutu czołowego ciała.

C_D – współczynnik kształtu – bezwymiarowy współczynnik zależny od kształtu ciała

Współczynniki oporu są generalnie funkcją liczby Reynoldsa i kształtu ciała. W praktyce są ustalane eksperymentalnie dla ciał o ustalonej geometrii lub wyznaczone na podstawie przybliżonych wzorów empirycznych [2, 36]. Na rysunku 17 zaprezentowano zestawienie omawianych współczynników.

	C_x
	0,47
	0,42
	0,5
	1,05
	0,8
	0,82
	1,15
	0,04
	0,09

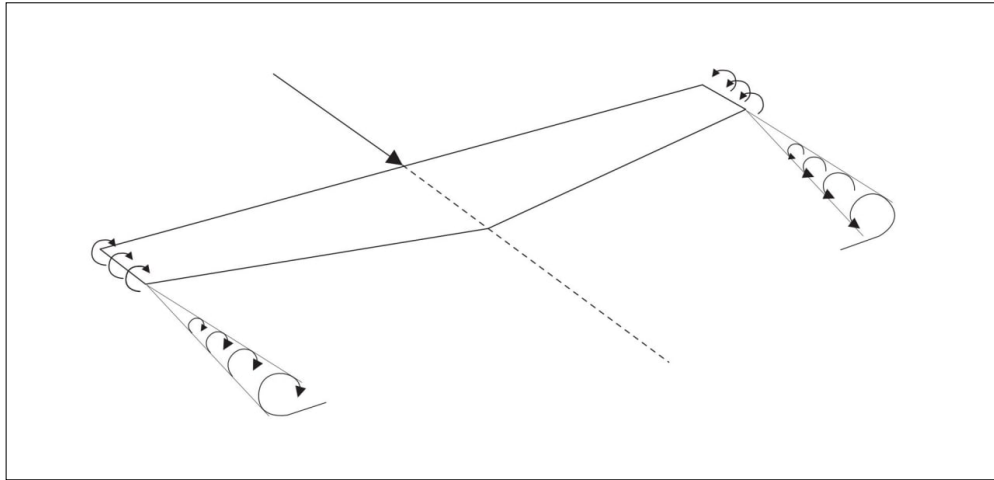
Rysunek 17. Zestawienie współczynników oporu kształtu. Źródło: [66].

Oprócz oporu lepkościowego można wyróżnić dodatkowe składniki oporu.

- opór falowy,
- opór indukowany,
- opór interferencyjny,
- opór szczelinowy.

Opór falowy jest konsekwencją generowania układu falowego przez ciało poruszające się w płynie. Może on wystąpić w gazach w przepływie około dźwiękowym lub naddźwiękowym (tworzenia układu fal uderzeniowych) lub w cieczech w przypadku ciała poruszającego się na granicy rozdziału fazy ciekłej i gazowej lub w pobliżu tej granicy, zarówno od strony cieczy jak i od strony gazu (tworzenie układu fal grawitacyjnych). Opór ten w gazach jest konsekwencją rozpraszania energii poruszającego się ciała na wytworzenie układu fal uderzeniowych. Wielkość tego oporu jest zależna od liczby Macha (czyli relacji prędkości ruchu ciała do lokalnej prędkości dźwięku) oraz od geometrii samego ciała.

Opór indukowany powstaje na płatach o skończonej rozpiętości (sytuacje zilustrowano na rysunku 18), generujących siłę nośną. Jest on konsekwencją tworzenia się za takimi płacami układu wirów spływających, które zmieniają kąt natarcia płata i powiększają jego opór. Opór ten jest konsekwencją tworzenia się układu wirów swobodnych za płacami nośnymi o skończonej rozpiętości. Układ ten indukuje na płacie składową prędkości prostopadłą do płata i zmniejszającą kąt natarcia o ε (tzw. downwash angle). Powoduje to pewne zmniejszenie siły nośnej i powstanie dodatkowego składnika oporu, tzw. oporu indukowanego.



Rysunek 18. Mechanizm powstawania oporu indukowanego. Źródło: opracowano na podstawie: [2].

Opór interferencyjny polega na wzajemnym oddziaływaniu poszczególnych elementów konstrukcyjnych szybowca (kadłub, skrzydło, usterzenie) wzajemnie zakłócając opływ powietrza wokół danego elementu. Dlatego analizując pojedyncze elementy konstrukcyjne opory wynikające z kształtu danego elementu należy wprowadzić korektę o opór interferencyjny od pozostałych elementów konstrukcyjnych, w związku z tym sumaryczna wartość oporów jest większa [1, 2, 5].

Opór szczelinowy jest niekorzystnym zjawiskiem wynikający z istnienia szczelin na poszyciu szybowca. Szczeliny te mogą być związane z układem sterowania, jak także związane z czysto technicznych rozwiązań jak szczelina połączenia skrzydeł z kadłubem.

Dla zobrazowania doskonałości aerodynamicznej danego kształtu a w szczególności profili lotniczych zdefiniowano współczynnik doskonałości d :

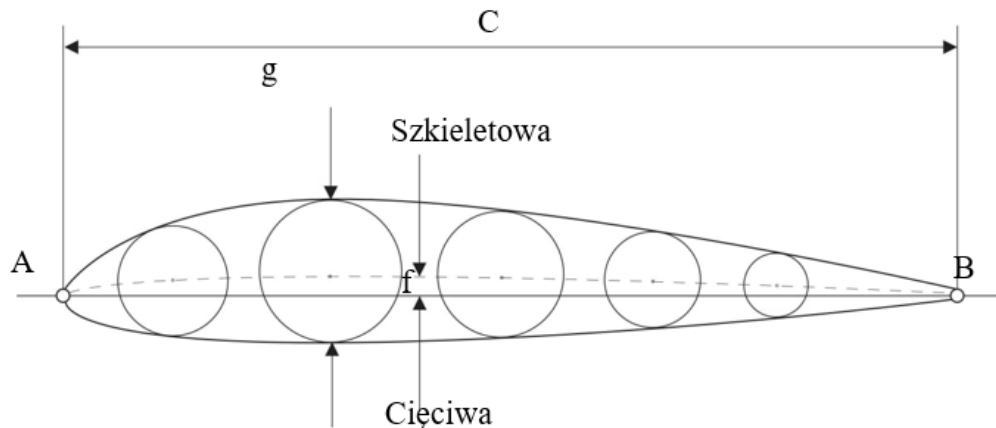
$$d = \frac{P_Z}{P_X} \quad (21)$$

gdzie:

d – współczynnik doskonałości aerodynamicznej.

Współczynnik ten nie jest wielkością stałą i na wartość wpływa wiele czynników:

- kształt profilu skrzydła
- kąt natarcia skrzydła
- obrysu skrzydła
- prędkości lotu



Rysunek 19. Główne parametry charakteryzujące geometrię skrzydła. Źródło: opracowano na podstawie: [1].

Na rysunku 19 zaprezentowano przekrój typowego skrzydła oraz zaznaczono podstawowe parametry geometryczne opisujące go:

- Cięciwa profilu: umowna prosta na której „zbudowany” jest profil zazwyczaj przechodząca przez dwa najbardziej odległe punkty profilu A – nos i B spływ. Długością cięciwy jest odcinek AB,
- Spływ profilu: jest to najbardziej wysunięty do tyłu punkt profilu.
- Nos profilu: analogicznie jest to punkt najbardziej wysunięty do przodu.
- Grubość profilu g : jest to największa odległość pomiędzy górnym a dolnym obrysem profilu będąca prostopadłą do cięciwy.
- Szkieletowa profilu: jest to linia łącząca środki okręgów wpisanych w obrys profilu.
- Strzałka profilu f : jest to jest to największa odległość szkieletowej profilu od cięciwy będąca prostopadłą do cięciwy wyrażana w procentach względem cięciwy.

Specyficznym rodzajem profili jest taki o $f=0\%$, jest to tzw. Profil symetryczny a górna i dolna część obrysu profilu jest symetryczna względem cięciwy.

Kolejnym bardzo ważnym parametrem mający wpływ na wartość i kierunek siły aerodynamicznej działającej na skrzydło jest kąt natarcia α .

Na rysunku 20 zaprezentowano 3 wartości kąta natarcia:

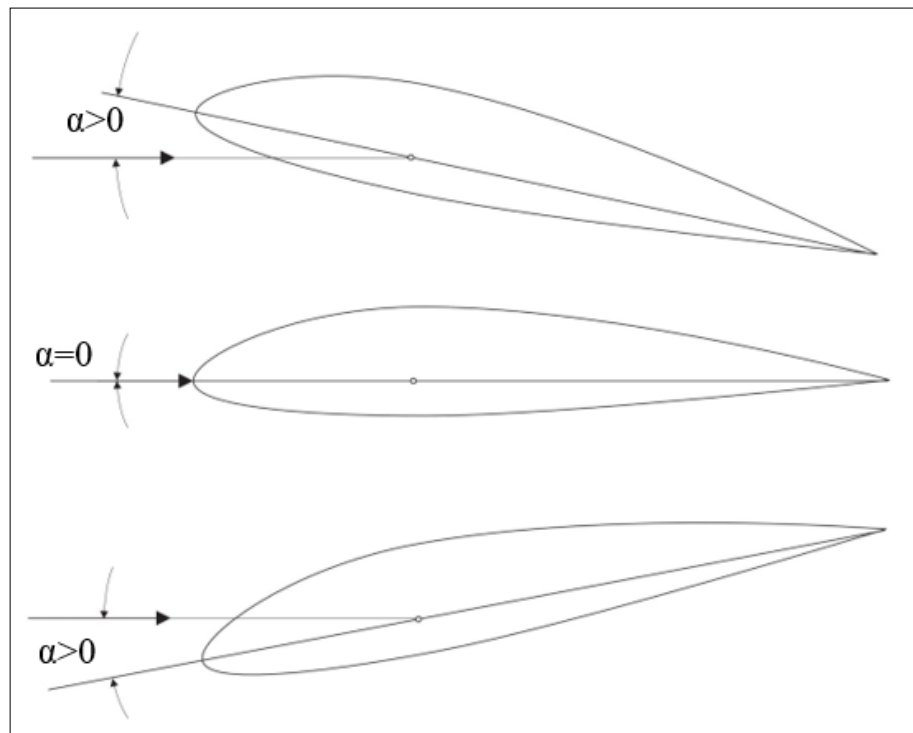
Kąt natarcia $\alpha = 0$: opisuje sytuację, gdy kierunek lotu a zarazem kierunek napływania strug powietrza jest równoległy do cięciwy skrzydła.

Kąt natarcia ujemny $\alpha < 0$: opisuje sytuację, gdy nosek jest opuszczony ku dołowi.

Kąt natarcia dodatni $\alpha > 0$: opisuje sytuację, gdy nosek jest zdarty ku górze.

Zmiana kąta natarcia skrzydła zmienia wartość wytworzonej siły nośnej. W zależności od kształtu profilu danego skrzydła wraz ze wzrostem kąta natarcia zazwyczaj rośnie siła nośna,

jednakże po przekroczeniu danego punktu (α_{kr}) następuje zjawisko oderwania się strug opływających skrzydło i przy dalszym zwiększaniu kąta natarcia powoduje to gwałtowny spadek siły nośnej przy jednoczesnym zwiększeniu wartości sił oporów (zwieszanie kąta natarcia podczas holu szybowca powoduje zwiększenie sił naprężenia liny holowniczej). Wartość krytycznego kąta natarcia definiuje instrukcja użytkowania danego szybowca. Wartość ta uzyskiwana jest w drodze obliczeń projektowych oraz potwierdzana praktycznie podczas „oblotów” projektowanej konstrukcji. [1, 3, 4].



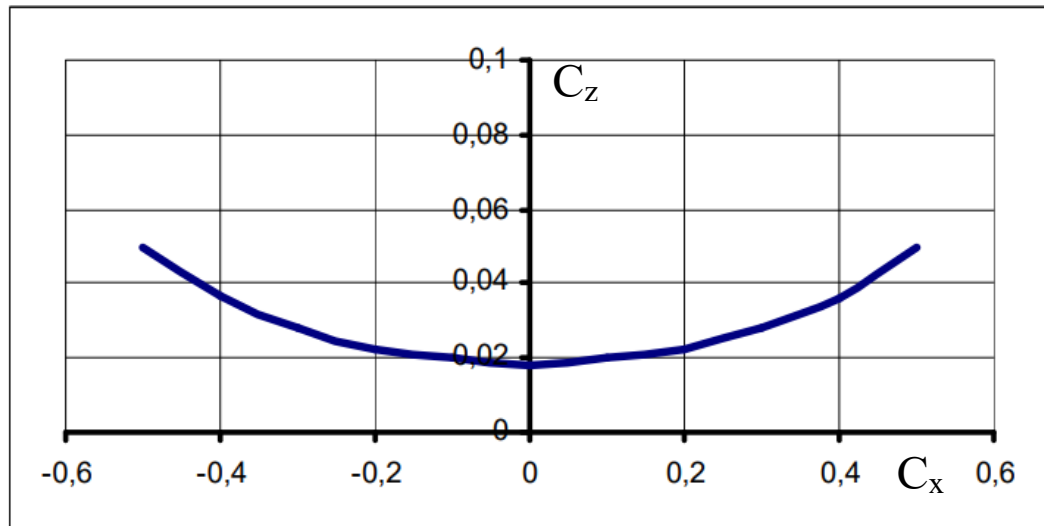
Rysunek 20. Kąt natarcia α . Źródło: opracowano na podstawie: [1].

Takie zjawisko często powoduje efekt „przeciągnięcia” samolotu. Jest to zjawisko niebezpieczne z punktu widzenia pilotażu [8, 38].

Wyrażenia określające wartości siłę nośną \vec{P}_Z oraz składową siłę oporu \vec{P}_X zależą od bezwymiarowych współczynników C_Z i C_X , które można wyznaczyć w sposób eksperymentalny w tunelu aerodynamicznym, ale także w wyniku stabilizowania danych charakterystycznych kształtów w sposób analityczny. Jednakże zmieniając kąt natarcia α wpływamy także na wartość w/w współczynników. Zmiany te są nieliniowe wyraża się je w postaci wyrażenia:

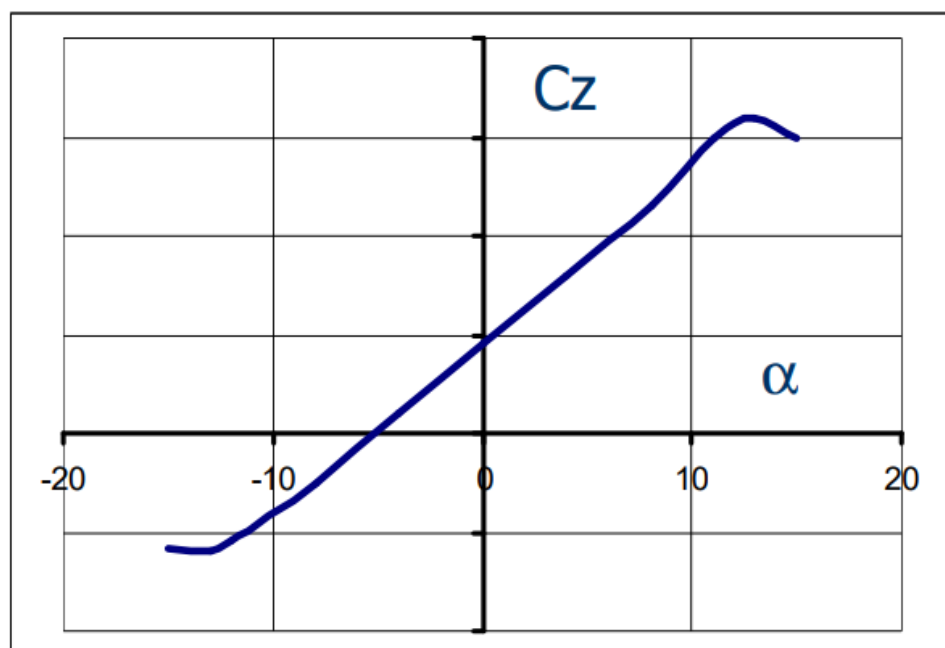
$$C_Z = f C_X \quad (22)$$

przyjmują postać krzywej Lilienthala zaprezentowanej na rysunku 21.



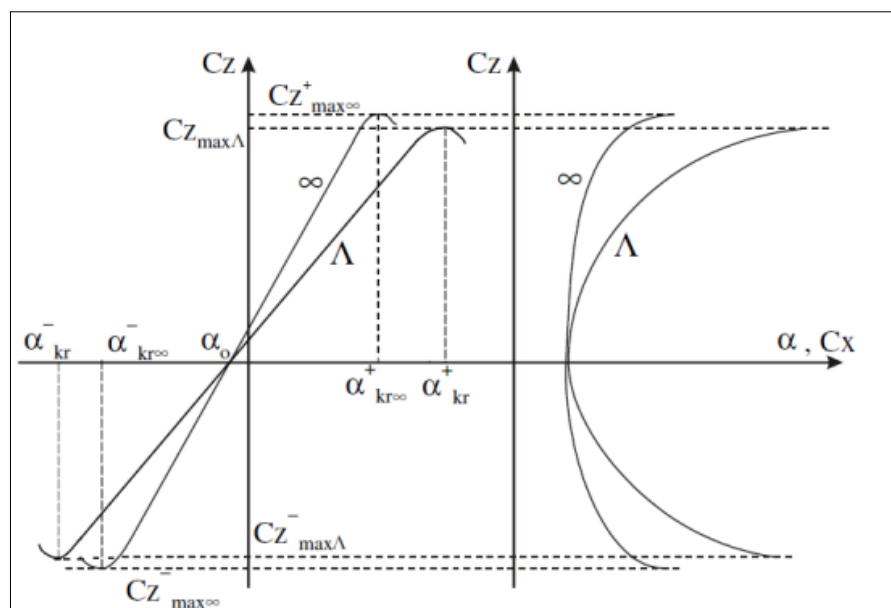
Rysunek 21. Biegunowa Profili aerodynamicznych $C_z=fC_x$. Źródło: [78].

Analogicznie przedstawia się zależność od kąta natarcia $C_z = f\alpha$. Często przedstawia się obie charakterystyki na jednym zunifikowanym wykresie, jednakże do obrazowania zmian wartości współczynnika zaprezentowano je osobno, na rysunku 22 przedstawiono opisywane zmiany $C_z = f\alpha$.



Rysunek 22. Biegunowa Profili aerodynamicznych $C_z(\alpha)$. Źródło: [78].

Obydwa wykresy mają charakter poglądowy dla zobrazowania tendencji zmian opisywanych współczynników. Często praktyką jest zastępowanie tych dwóch wykresów jedną krzywą: $C_z = f(C_x)$ zwanej biegunową profili (bądź też biegunową szybowca).



Rysunek 23. Biegunowa profili aerodynamicznych. Źródło: opracowano na podstawie: [1, 2].

Wykorzystując wykres widoczny na rysunku 23 można odczytać wartość C_z i C_x dla dowolnego kąta natarcia α . Dodatkowo na wykresie biegunowym profilu (Rysunek 24.) łatwo można odnaleźć charakterystyczne punkty opisujące go właściwości aerodynamiczne:

- Największa wartość współczynnika siły nośnej $C_{z\text{MAX}}$ i odpowiadający mu kąt natarcia α_{KR}
- Najmniejszą wartość współczynnika oporu $C_{x\text{MIN}}$ i odpowiadający mu kąt natarcia α
- Największą doskonałość profilu – największy stosunek współczynnika siły nośnej do współczynnika siły oporów

Analogicznie do sił działających na skrzydła szybowca wyrażenie opisujące moment sił wygląda następująco:

$$M = \frac{1}{2} \rho S v^2 C c_m \quad (23)$$

gdzie:

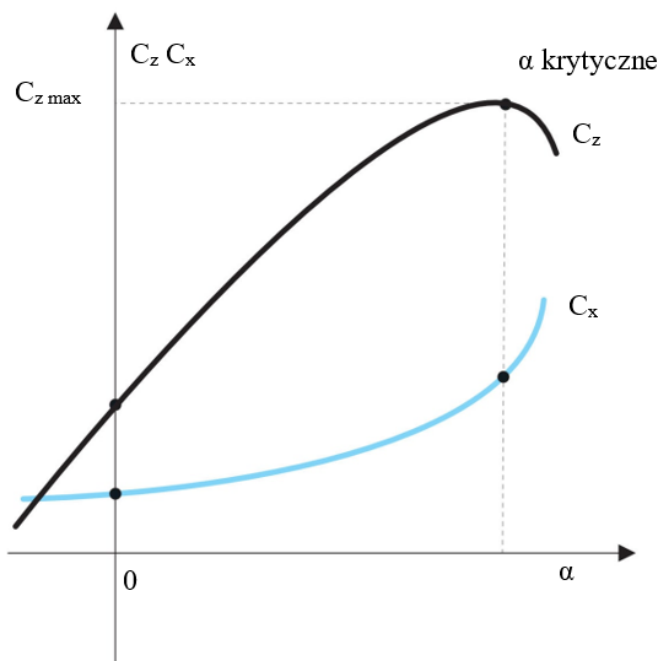
M – moment sił aerodynamicznych,

C – średnia cięciwa płata skrzydła,

C_m – bezwymiarowy współczynnik momentu.

Tak sformułowane zależności znajdują zastosowanie jedynie w warunkach stacjonarnych, gdzie nie następują zmiany warunków atmosferycznych i kątów natarcia skrzydła co w rzeczywistości niemalże nie występuje, jednakże bardzo dobrze służą do zobrazowania zasady w jaki

sposób szybowiec jest w stanie utrzymać się w powietrzu i posłużą do dalszej analizy zagadnienia [1, 2, 4].

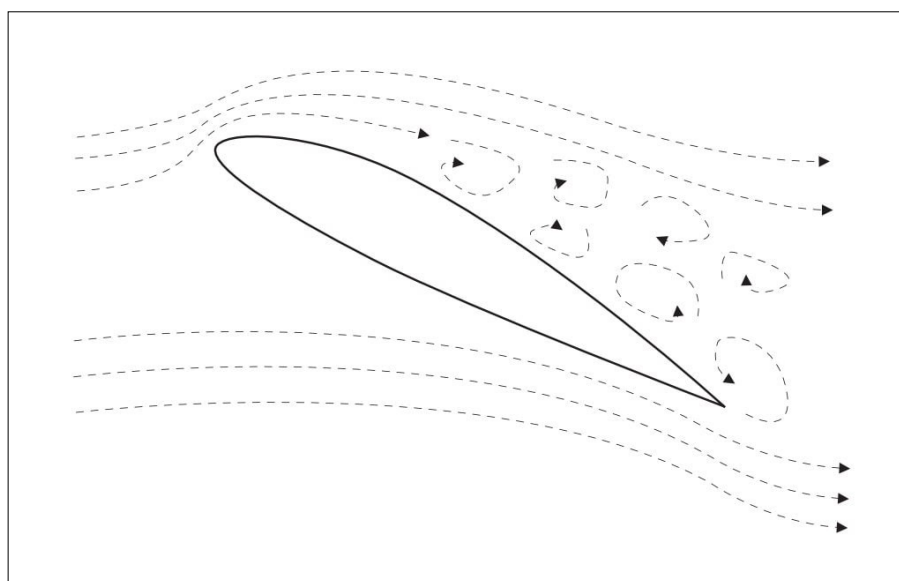


Rysunek 24. Wykres zależności Współczynnika siły nośnej i oporów z charakterystycznymi punktami. Źródło: opracowano na podstawie: [1, 2].

Analizując powyższe zależności siły nośnej w funkcji kąta natarcia zauważamy, że funkcja ta osiąga swoje maksimum w tzw. Kącie krytycznym, natomiast dalsze zwiększanie kąta natarcia wywołuje spadek siły nośnej oraz zwieszeniem sił oporów aerodynamicznych a co za tym idzie pogorszenie właściwości aerodynamicznych szybowca. Efekt przeciągnięcia zaprezentowano na rysunku 25, gdzie zaprezentowano zjawisko oderwania się strug opływającego powietrza od powierzchni skrzydła na skutek odchylenia skrzydła na zbyt duży kąt natarcia skrzydła.

Następstwem jest wystąpienie niebezpiecznego zjawiska przeciągnięcia szybowca, rozróżniamy dwa rodzaje przeciągnięć [4, 22, 25]:

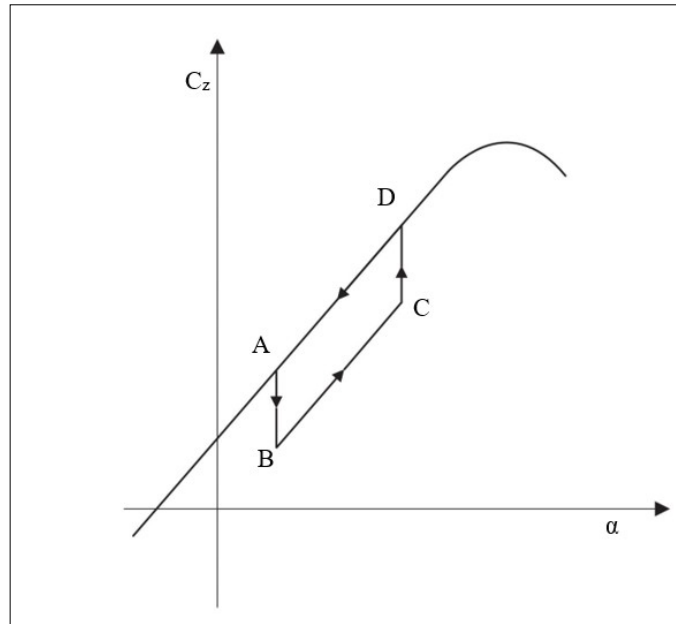
- **Przeciągnięcie statyczne** – przeciągnięcie w wyniku stopniowego zmniejszania prędkości lotu statku powietrznego, aż do osiągnięcia i przekroczenia jego prędkości minimalnej.
- **Przeciągnięcie dynamiczne** – przeciągnięcie w wyniku przekroczenia krytycznego kąta natarcia przy prędkości większej niż minimalna. Wprowadzenie w stan przeciągnięcia dynamicznego następuje w wyniku gwałtownej zmiany kąta natarcia (gwałtownego ściągnięcia drążka sterowego). Tendencja do przeciągnięcia dynamicznego zwiększa się w miarę wzrostu obciążenia powierzchni nośnej płatowca (stosunek masy płatowca do jego powierzchni nośnej).



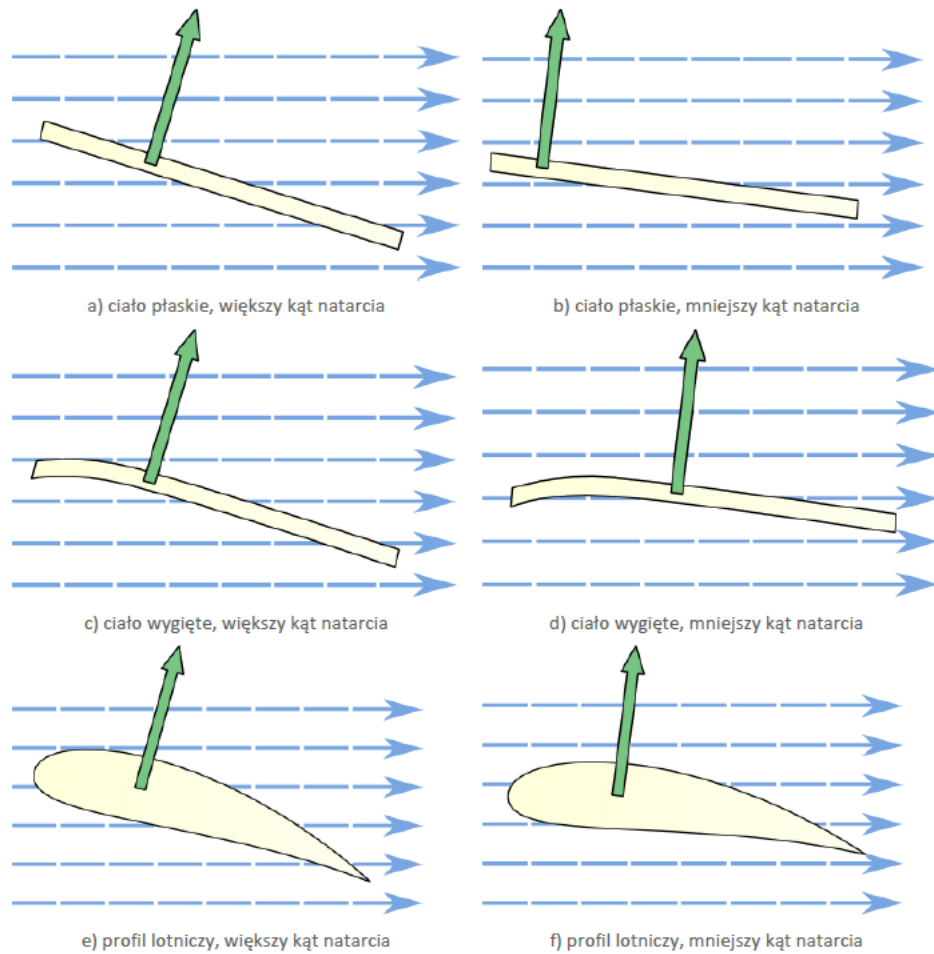
Rysunek 25. Oderwanie się strug powietrza od skrzydła podczas przeciągnięcia.
 Źródło: opracowano na podstawie: [1, 2].

W większości profili lotniczych wartość współczynnika siły nośnej od kąta jest jednoznacznie określona. Niemniej jednak w niektórych przypadkach występuje tzw. pętla histerezy. Poniżej przedstawiono dwa najczęściej występujące warianty pętli histerezy. W przypadku ukazanym na rysunku 26 pętla histerezy ma kierunek przeciwny do ruchu wskazówek zegara. W punkcie A pojawia się bąbel laminarny w okolicy środka cięciwy co prowadzi o redukcji siły nośnej i przejścia do punktu B. Następnie zwiększanie kąta natarcia prowadzi do przesuwania się przejścia L-T w kierunku krawędzi natarcia (punkt C), aż do zniknięcia bąbla laminarnego punkt D. W przebiegu zilustrowanym po prawej stronie, występuję natomiast pętla histerezy w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara. W tym wariancie krótki bąbel laminarny pojawia się w pobliżu krawędzi natarcia (punkt A), następnie wraz ze zwiększaniem kąta natarcia staje się coraz masywniejszy (punkt B), co prowadzi do oderwania od strony krawędzi spływu (punkt C). W wyniku tego punkt spiętrzenia przesuwają po dolnej stronie profilu w stronę noska co skutkuje niższym współczynnikiem siły nośnej przy zmniejszaniu kąta natarcia. Następnie dochodzi do ponownego przylgnięcia warstwy przyściennej – punkt D.

Aby powrócić do normalnego lotu i odzyskać kontrolę nad maszyną, należy zmniejszyć kąt natarcia - skierować drążek sterowania do przodu i poczekać aż samolot znów zacznie prawidłowo reagować na stery. Głównym problemem - poza związanymi z oderwaniem linii prądu wibracjami - jest spadek wysokości jaki następuje podczas przeciągnięcia i wyprowadzania z niego. Dlatego też, jeśli dochodzi do przeciągnięcia na dużej wysokości, jest to o wiele mniej groźne niż podczas startu lub lądowania, gdzie brakuje wysokości na przeprowadzenie niezbędnych manewrów [31, 33].



Rysunek 26. Wykres zależności siły nośnej w funkcji kąta natarcia z pętlą histerezy. Źródło: [36].

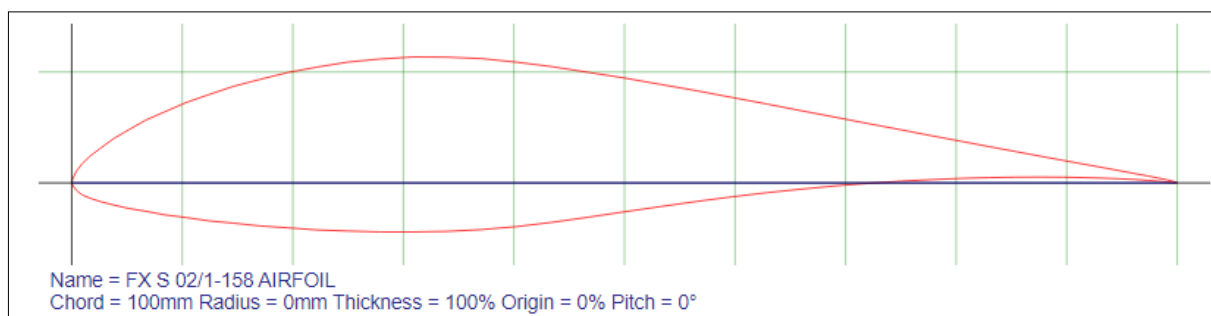


Rysunek 27. Środek parcia na skrzydle - różne przypadki. Źródło: opracowano na podstawie: [2].

Środek parcia jest to punkt, do którego przyłożona jest wypadkowa sił aerodynamicznych i aerostatycznych. Wyznaczenie tego punktu jest ważne z punktu widzenia analitycznego, ponieważ w tym miejscu nie występuje moment sił i korzystne jest umiejscowienie w nim (lub dookoła niego) elementów konstrukcyjnych odpowiedzialnych za wytrzymałość skrzydła. Dla płaskiego skrzydła postawionego w poprzek do kierunku ruchu powietrza środek parcia znajduje się dokładnie w środku skrzydła. Wraz z redukcją kąta nachylenia środek parcia przesuwa się do przodu. Dla skrzydła wygiętego jest jednak inaczej. Dla kątów poniżej kąta krytycznego możemy zaobserwować (w zależności od rozmiaru wygięcia) sytuację, w której wraz z redukcją kąta nachylenia środek parcia przesuwa się do tyłu skrzydła. Spostrzeżenie to jest bardzo ważne, ponieważ ze względów wytrzymałościowych oraz komfortu sterowania korzystne jest, aby środek parcia skrzydła był jak najbardziej zbliżony do środka ciężkości szybowca. Zagadnienie to było bardzo dokładnie badane w czasach po drugiej wojnie światowej przy wykorzystaniu tuneli aerodynamicznych, gdzie poszukiwano krzywizny, która będzie się charakteryzować utrzymywaniem środka parcia blisko środka ciężkości dla szerokiej gamy kątów natarcia. Powyższe opisy zostały zilustrowane na rysunku 27.

Profile tego typu charakteryzują się wygięciem w okolicach 2-4% i są stosowane w większości nowoczesnych szybowców oraz samolotów [5, 33].

W związku z dostępnością danych zastosowanego profilu aerodynamicznego skrzydła testowego szybowca (PZL KR-03 Puchatek) jakim jest profil FX S 02/1-158 graficznie zaprezentowanym na rysunku 28.:

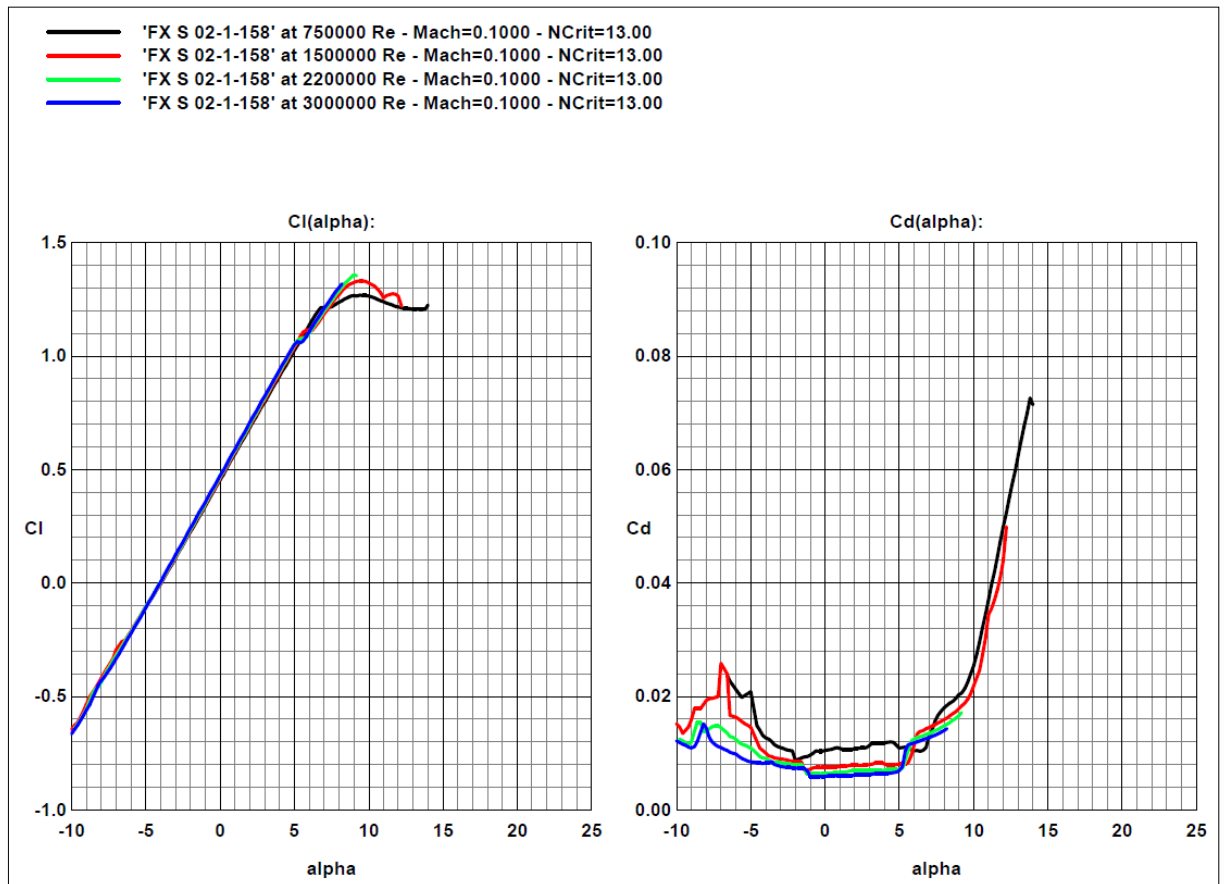


Rysunek 28. Profil aerodynamiczny skrzydła Wortmann FX S 02/1-158. Źródło: [53].

Wykorzystując dostępne narzędzia obliczeniowe (Profil 2.30b) bazujące na silniku obliczeniowym XFOil, zostały wykreślone następujące charakterystyki:

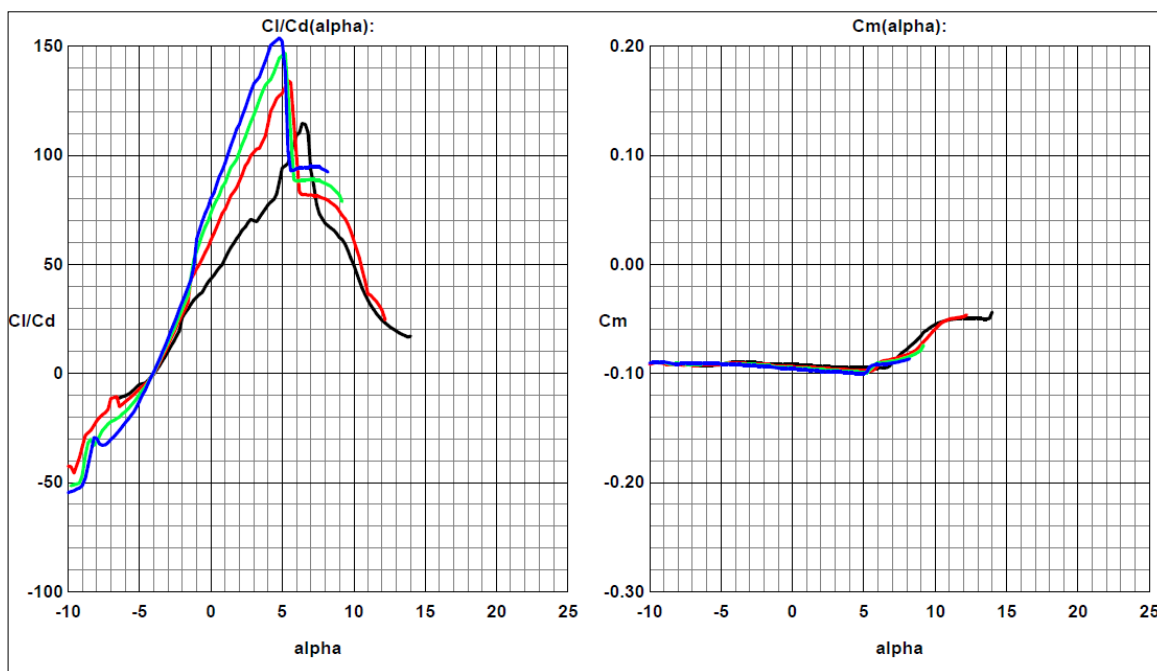
- $C_l = f(\alpha)$ - Rysunek 29;
- $C_d = f(\alpha)$ - Rysunek 29;
- $\frac{C_l}{C_d} = f(\alpha)$ - Rysunek 30.;

- $C_m = f(\alpha)$ - Rysunek 30;
- Wykres oderwania strug na skrzydle strona g6rna – Rysunek 31;
- Wykres oderwania strug na skrzydle strona dolna – Rysunek 31;
- Wsp6łczynnik optymalnego wykorzystania profilu - Rysunek 32.



Rysunek 29. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 $C_l=f(\alpha)$ i $C_d=f(\alpha)$.
Źródło: opracowanie własne.

Powyższe wykresy charakteryzują główne parametry profilu aerodynamicznego. W powyższym przykładzie z wykresu opisującego współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia odczytujemy krytyczny kąt natarcia profilu na poziomie 7-9°. Rozbieżności wykres6w wynikają z faktu symulacji r6żnych wartośc Liczby Reynoldsa. Powyższe wykresy odzwierciedlają zależność wzrostu krytycznego kąta natarcia wraz ze zwieszeniem wartośc Liczby Reynoldsa. Sytuacja wygląda zgoła odmiennie w przypadku wartośc współczynnika sił opor6w C_d , gdzie wraz ze wzrostem Liczby Reynoldsa maleje wartośc w/w współczynnika. W kolejnych wykresach pominięto legendę, poniewaź jest to ta sama rodzina wykres6w zachowująca sp6jność w opisach.



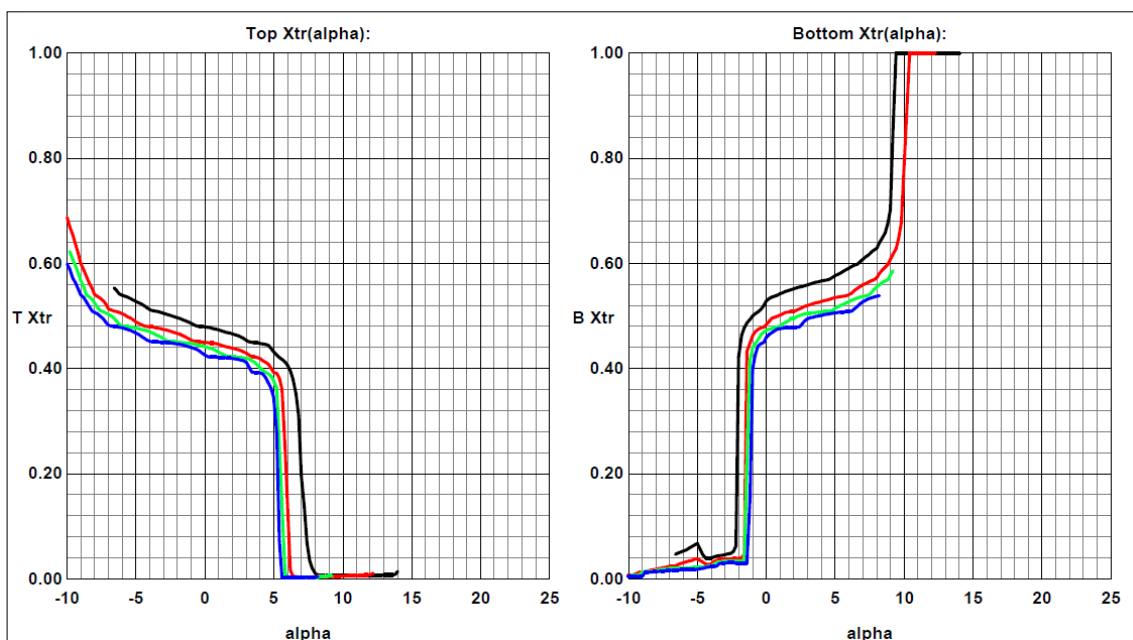
Rysunek 30. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 $C_l/C_d = f(\alpha)$ i $C_m = f(\alpha)$,
 Źródło: opracowanie własne.

Wykreślone wykresy $\frac{C_l}{C_d} = f(\alpha)$ widoczne na powyższym rysunku bardzo dobrze obrazują zjawisko przeciągnięcia profilu po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia, gdzie wartość zależności siły nośnej do sił oporów gwałtownie spada. Kolejny wykres opisuje kształt $C_m = f(\alpha)$ — współczynnik momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia, który opisuje przemieszczanie się punktu parcia na skrzydle zgodnie ze zmianą kąta natarcia. Zmiana punktu parcia skutkuje powstaniem momentu pochylającego podczas lotu.

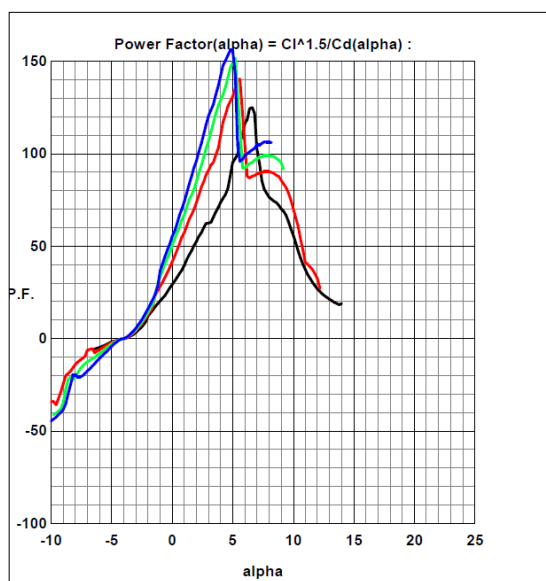
W związku z niesymetryczną budową rozpatrywanego profilu także przebieg odrywania się strug różni się w zależności rozpatrywanej strony profilu: gra i dół. Sytuacje zobrazowano na rysunku 31, gdzie zaprezentowano odpowiednie wykresy oderwania strug osobno dla górnej i dla dolnej powierzchni skrzydła.

Analizy przeprowadzono dla wartości Liczby Reynoldsa z zakresu $750\,000 \div 300\,000$ odpowiadających dla typowych warunków lotu szybowca w użytkowym przedziale rozpatrywanego modelu (PZL KR-03 Puchatek). W celu uściślenia różnic w nazewnictwie należy zwrócić uwagę na nomenklaturę zapisu odpowiednich współczynników w powyższych wykresach eksportowanych bezpośrednio z oprogramowania:

- Współczynnik siły nośnej $C_z - C_l$
- Współczynnik siły oporu $C_x - C_d$



Rysunek 31. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 opisujące oderwanie się strug od profilu dla obu stron skrzydła w funkcji kąta natarcia. Źródło: opracowanie własne.



Rysunek 32. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 opisujące: współczynnik optymalnego wykorzystania właściwości skrzydła w locie ślizgowym. Źródło: opracowanie własne

Z wykreślonych charakterystyk można odczytać punkt C_{zMAX} w przedziale $7 \div 9$ st. Różnice wynikają z założeń brzegowych. Po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia zauważamy spadek współczynnika siły nośnej wraz z gwałtownym przyrostem współczynnika siły oporu. Ten punkt krytyczny zauważalny jest we wszystkich pozostałych charakterystykach. Dodatkowo zauważalnym trendem jest zwiększenie krytycznego kąta natarcia wraz ze wzrostem wartości Liczby Reynoldsa. Przekroczenie krytycznego punktu natarcia skutkuje procesem odrywania

strug warstwy przyściennej skrzydła przebieg, którego został zaprezentowany na rysunku 31. Wykresy te przedstawiają przebieg procesu odrywania strug od płata skrzydła w funkcji kąta natarcia odpowiednio dla górnej i dolnej powierzchni skrzydła. Efekt ten wynika ze zmiany geometrii kształtu skrzydła wraz ze zmianą kątów natarcia. W tym przypadku zauważalna jest skokowa zmiana kształtu wykresu wraz z przekraczaniem krytycznej wartości kąta natarcia przez co zmniejsza się siła nośna profilu i w razie braku reakcji pilota prowadzi bezpośrednio do zmiany punktu parcia na skrzydle oraz zmianę wartości współczynnika momentu obrotowego przedstawionego na prawym wykresie widocznym na rysunku 30. Lot z krytycznymi kątami natarcia (i przekraczanie tej wartości) prowadzi do zjawiska przeciągnięcia opisywanego we wcześniejszym fragmencie tego opracowania. Dodatkowo w ramach symulacji zostały wykreślone charakterystyki opisujące optymalne kąty natarcia dla lotów ślizgowych rysunek 32, gdzie przedstawiono opisywane zależności w sposób jednoznaczny ukazują punkt kątów krytycznych, gdzie po przekroczeniu tej wartości charakterystyki gwałtownie zmniejszają wartość [12, 16, 29].

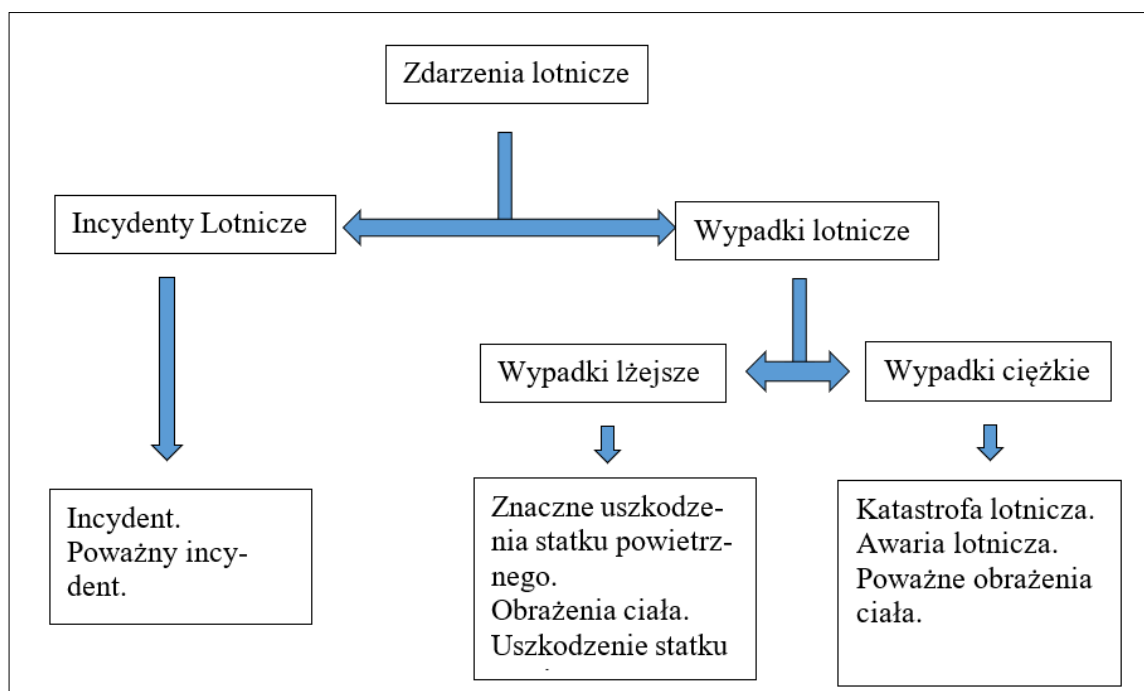
1.3. Wybrane aspekty bezpieczeństwa lotów szybowcowych

Pojęcie bezpieczeństwa w lotnictwie cywilnym więc także w lotnictwie szybowcowym definiuje wyszczególniona odrębna dziedzina nauki mianowicie: Securitologia, czyli nauka, której przedmiotem badań jest człowiek i jego potrzeby oraz działalność organizacji społecznych, jest efektem badań prowadzonych w zakresie bezpieczeństwa [11, 17, 39]. Oczywiście, wyróżnić można jeszcze inne kierunki rozwoju nauk odnoszących się do tematyki bezpieczeństwa, jednakże każda z nauk społecznych określa bezpieczeństwo społecznego podmiotu jako możliwość zaspokojenia potrzeb jednostki wynikających z jego obcowania w danym środowisku, w którym możemy wyróżnić realne i potencjalne zagrożenia dla wskazanej możliwości. Jednakże w naszym przypadku skupimy się przede wszystkim na bezpieczeństwie w lotnictwie, dlatego przedmiotem bezpieczeństwa są operacje lotnicze, natomiast podmiotem bezpieczeństwa mogą być zarówno pojedyncze jednostki, grupy społeczne, narody, społeczności międzynarodowe, jak i cała ludzkość. W związku z powyższym wyodrębnić należy takie rodzaje bezpieczeństwa jak: bezpieczeństwo indywidualne; grupowe; narodowe; międzynarodowe. Głównym warunkiem dla powodzenia wdrażania procedur bezpieczeństwa w lotnictwie cywilnym jest umiejętne zarządzanie ryzykiem [13, 14, 41]. Podejmując się zdefiniowania bezpieczeństwa odnajdziemy w literaturze wskazanie, iż w języku angielskim nie ma jednoznacznego odpowiednika tego słowa. Wskazać należy na dwa określenia odnoszące się do tego zagadnienia, a mianowicie: safety oraz security. Pierwszy termin dotyczy stanu bezpieczeństwa osiągniętego, drugi nawiązuje do budowy systemu bezpieczeństwa oraz zapewnienia bezpieczeństwa. W powyższy sposób należy rozumieć bezpieczeństwo w ujęciu lotnictwa cywilnego. Istotnym

z punktu widzenia omawianego zagadnienia jest zaznaczenie roli profilaktyki zmierzającej do poprawy bezpieczeństwa lotniczego na różnych poziomach. Powyżej wskazano na rozwiązania legislacyjne, które wpływają na poprawę sytuacji bezpieczeństwa operacji lotniczych [82, 83, 84]. Jednakże, sama poprawa bezpieczeństwa polega również na działaniu podmiotów społecznych zmierzających do aktualizacji ich zasobu informacji o sytuacji związanej z funkcjonowaniem podmiotów konfliktowych, jak też uzyskiwaniem wiedzy z zakresu zdolności oraz strategii działania wspomnianych jednostek. Wiadomo, że na wypadek lotniczy składa się wiele czynników, wydarzeń następujących po sobie.:

- doborze personelu lotniczego,
- przeszkoleniu pilotów,
- zabezpieczeniu sprzętu,
- dbaniu o jego niezawodność.

Zarządzanie bezpieczeństwem powinno polegać na permanentnym monitoringu oraz pozyskiwaniu informacji, wskazujących na potencjalne zagrożenie, bądź problemy istotne z punktu widzenia bezpieczeństwa.



Rysunek 33. Klasyfikacja zdarzeń lotniczych. Źródło: opracowano na podstawie: [37].

Definicja zdarzeń lotniczych

Zrozumienie przyczyn powodujących wypadki i incydenty lotnicze jest kluczem do ich zapobiegania. Z uwagi na fakt, że są one za sobą ściśle powiązane, nie należy różnicować przyczyn powodujących wypadki i incydenty lotnicze. W tym miejscu warto przytoczyć definicję

wypadku i incydentu lotniczego oraz przyjrzeć się klasyfikacji zdarzeń lotniczych stosowanych w lotnictwie wojskowym. Klasyfikację zdarzeń prezentuje rysunek 33 [37, 76].

Wypadkiem lotniczym nazywamy zdarzenie związane z eksploatacją statku powietrznego, które zaistniało od chwili, gdy jakakolwiek osoba weszła na jego pokład z zamiarem wykonania lotu, do chwili opuszczenia pokładu statku powietrznego przez wszystkie osoby znajdujące się na nim oraz podczas którego jakakolwiek osoba doznała, co najmniej poważnych obrażeń ciała lub statek powietrzny został uszkodzony, lub nastąpiło zniszczenie jego konstrukcji albo statek powietrzny zaginął i nie został odnaleziony, a urzędowe jego poszukiwania zostały zakończone lub statek powietrzny znajduje się w miejscu, do którego dostęp nie jest możliwy.

Incydentem lotniczym jest natomiast zdarzenie związane z eksploatacją statku powietrznego inne niż wypadek lotniczy, które ma lub mogłoby mieć niekorzystny wpływ na bezpieczeństwo lotów, zaistniałe od chwili, gdy jakakolwiek osoba weszła na jego pokład z zamiarem wykonania lotu do chwili opuszczenia pokładu statku powietrznego przez wszystkie osoby znajdujące się na nim.

Z powyższych definicji wynika, że wypadkiem lotniczym jest zdarzenie, którego skutkiem jest śmierć lub co najmniej poważne obrażenie ciała lub zniszczenie statku powietrznego w stopniu uniemożliwiającym jego dalszą eksploatację. Skutki wypadku lotniczego są dotkliwe i ponoszą za sobą duże straty zarówno w ludziach, jak i sprzęcie. Natomiast incydem lotniczym jest każde zdarzenie nie będące wypadkiem lotniczym, którego skutki są możliwe do naprawy, a konsekwencje nie są aż tak dotkliwe. Każdy incydent lotniczy jest sygnałem o błędach, nieprawidłowościach i naruszeniach w systemie bezpieczeństwa lotów. Jeżeli sygnał ten zostanie zbagatelizowany to jego konsekwencją w przyszłości może być wypadek lub nawet katastrofa lotnicza. Jest wiele czynników mających wpływ na wystąpienie niebezpiecznej sytuacji w lotnictwie, do głównych czynników należą:

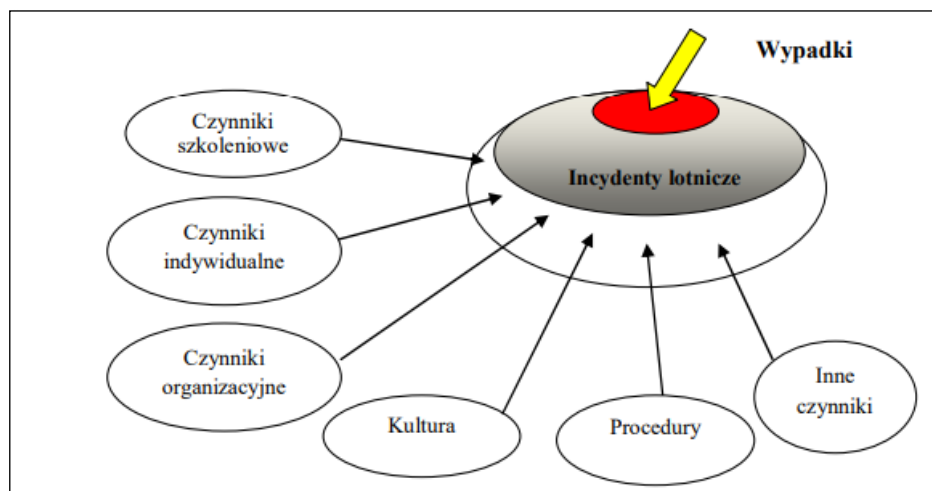
- **Człowiek** – szeroko pojęty czynnik ludzki (**C**);
- **Technika** – ogólne pojęte elementy techniczne w tym konstrukcja statku powietrznego (**T**);
- **Otoczenie** – ogólnie opisując środowisko otaczające z aktualnie panującymi warunkami (**O**).

Wszystkie te czynniki oddziałują wzajemnie na siebie decydując o prawdopodobieństwie zaistnienia niebezpiecznego zdarzenia lotniczego. Tak zdefiniowany system bezpieczeństwa lotów (**C-T-O**) obrazuje w prosty a zarazem przejrzysty sposób interakcji poszczególnych ogniw systemu, gdzie najsłabszym ogniwem jest człowiek, który jest najczęstszym źródłem powstawania wypadków lotniczych. Na tzw. „czynnik ludzki” składają się przede wszystkim popełniane błędy człowieka. Według J. Lewitowicza: błąd człowieka ma miejsce, gdy istnieje

ogólna zgoda (porozumienie), co do tego, że człowiek powinien był zrobić, co innego niż to, co zrobił [31, 34, 35]. Błąd w obsłudze lotniczej to: „działanie lub jego brak ze strony personelu, które prowadzi do problemów na pokładzie statku powietrznego”. Człowiek niezależnie od predyspozycji, pochodzenia, zajmowanego stanowiska, czy też od poziomu wykształcenia nie jest w stanie funkcjonować nieomylnie przez pełen okres pracy. Dlatego każdy człowiek popełnia mniejsze lub większe błędy. Dlatego rozpatrując sposób funkcjonowania człowieka w danym systemie należy przyjąć, że: „błąd człowieka jest naturalnym, ubocznym skutkiem działalności” i jest w kalkulowany w rozpatrywanym systemie (T-C-O) jako nieodzowny składnik oddziaływań wewnątrz systemowych. Lotnictwo charakteryzuje się dosyć złożonym systemem współzależnych oddziaływań, gdzie o pojawienie się błędu ludzkiego nie jest trudno. Najczęściej są one wynikiem:

- niezręczności,
- zaniedbania,
- pomyłki,
- naruszania norm,
- przepisów,
- odruchów bezwarunkowych i warunkowych,
- łamania reguł.

Błąd człowieka to jeden z głównych elementów będących przyczyną powstawania zdarzeń lotniczych. Decydują one o zaistnieniu 60-80% wypadków i katastrof w lotnictwie i w innych złożonych systemach. Dlatego zrozumienie i analiza przyczyn oraz sytuacji, w których człowiek popełnia błędy, jest podstawą zapobiegania wypadkom, poniżej zaprezentowano wpływ różnych czynników na zaistnienie niebezpiecznych incydentów w lotnictwie – wymienione na rysunku 34.



Rysunek 34. Czynniki sprzyjające powstawaniu błędów przez człowieka. Źródło: [26].

W związku z dążeniem do minimalizacji częstości występowania błędów ludzkich według zaleceń ICAO stosuje się 3 strategie zarządzania błędem człowieka, które znajdują zastosowanie w operacjach lotniczych, w kontroli ruchu lotniczego i konserwacji statków powietrznych:

- redukcja błędów,
- przechwytywanie błędów,
- tolerancja błędów.

Kolejnym czynnikiem systemu (C-T-O) wpływającym na bezpieczeństwo wykonywania lotów jest niezawodność statku powietrznego i całej infrastruktury wykorzystywanej podczas przeprowadzanych operacji lotniczych [26, 79]. Na jego działanie wpływa wiele składowych, do których należą:

- charakterystyki techniczne,
- standaryzacja,
- automatyzacja,
- systemy zabezpieczające i dublujące

W lotnictwie uwaga konstruktorów statków powietrznych koncentruje się głównie na kabinie załogi, tak aby zbudować jak najbardziej ergonomiczne rozmieszczenie przyrządów i wskaźników. Analizując wyniki badań komisji wypadków lotniczych, zauważyć można, że typowymi błędami spowodowanymi brakiem ergonomii w kabinie były:

- nieprawidłowy odczyt wskazań przyrządów wskazówkowych,
- niewłaściwie usytuowanego przyrządu,
- błędne odczyty wskazań z przyrządów niedokładnie opisanych lub o zdwojonej skali,
- korzystanie z niesprawnego przyrządu mylnie odbierane jako prawidłowe.

Jednakże niezawodność statku powietrznego (w przypadku szybowców także urządzeń naziemnych -wyciągarek lotniczych) jest kluczowym warunkiem do prowadzenia bezpiecznych lotów. Warunek wysokiej niezawodności jest spełniony, gdy statek powietrzny zostanie tak zaprojektowany i zbudowany, aby w dowolnym etapie lotu, podczas prawidłowego działania załogi, szczególne sytuacje wywołane uszkodzeniami występowały nie częściej niż:

- sytuacje katastrofalne: w stopniu praktycznie nieprawdopodobnym;
- sytuacje awaryjne: w stopniu mało prawdopodobnym;
- sytuacje niebezpieczne: o częstotliwości prawdopodobnej;
- sytuacje skomplikowane: występujące w stopniu mało prawdopodobnym.

Dla dobrze zaprojektowanej konstrukcji należy zapewnić odpowiednio wysoki poziom żywotności i trwałości statku powietrznego, ma to szczególne znaczenie w lotnictwie szybowcowym, gdzie powszechnie wykorzystywane szybowce są to konstrukcje niekiedy mocno leciwe, co ma swoją genezę w charakterystyce wykorzystania – loty szkoleniowe o małym obciążeniu

sprzętu. Statek powietrzny powinien być zaprojektowany w taki sposób, aby znosił oddziaływanie wszystkich czynników wewnętrznych oraz zewnętrznych działających na niego podczas lotu a zwłaszcza musi posiadać odpowiednią wytrzymałość zmęczeniową konstrukcji. Takie zjawisko określa się mianem „konstrukcji o bezpiecznej trwałości”. Oznacza ona konstrukcje, które w czasie eksploatacji są w stanie wytrzymać obciążenia, aż do momentu wykrycia pęknięć spowodowanych korozją lub zmęczeniem. Do czynników inicjujących uszkodzenie statku powietrznego można zaliczyć:

- temperaturę i wilgotność powietrzna,
- aktywność słoneczną – szczególnie promieniowanie UV,
- nasłonecznienie i pole magnetyczne,
- elektryczność atmosferyczną i statyczną,
- opady atmosferyczne – podatne są szczególnie konstrukcje drewniane,
- zapylenie,
- zasolenie gruntu i wody,
- czynniki biologiczne,
- wiatr,
- obciążenia chwilowe i długotrwałe.

Warunki techniczne bezpośrednio determinują wpływ na bezpieczne wykonywanie lotów. Istnieje zależność pomiędzy niezawodnością statku powietrznego, a umiejętnościami pilota – im statek jest bardziej zawodny, tym lepiej musi być przygotowany pilot, oczywiście określenie to ma zastosowanie w odpowiednich ramach, ponieważ nawet najlepszy pilot nie polecą na uszkodzonym sprzęcie. Analogicznie najlepszy szybowiec sam nie polecą [41].

Do wyżej wymienionych czynników uszkodzenia statku powietrznego należy zaliczyć również wpływ środowiska naturalnego i sztucznego, czyli tak zwane otoczenie. (O) W skład środowiska naturalnego zaliczamy zjawiska tj.:

- warunki meteorologiczne,
- trzęsienia ziemi,
- pyły wulkaniczne,
- ukształtowanie terenu,
- warunki lądowiska,
- kolizje z ptakami i owadami.

Jako środowisko sztuczne zaliczamy obiekty zbudowane przez człowieka min.:

- urządzenia kontroli ruchu lotniczego,
- pomoce nawigacyjne,
- systemy lądowania,

- pasy startowe,
- inne statki powietrzne,
- urządzenia naziemne tj. wyciągarki lotnicze.

Największe zagrożenia dla statku powietrznego niosą niebezpieczne zjawiska pogodowe i kolizje z ptakami. Dodatkowo w przypadku szybownictwa, gdzie loty przeprowadzane są zazwyczaj na stosunkowo niskich prędkościach sporym problemem są kolizje z latającymi owadami. Są one o tyle nie bezpieczne, że niekiedy są niemal niezauważalne przez pilota, a potrafią skutecznie wpłynąć na wskazania niektórych przyrządów pokładowych – szczególnie działanie prędkościomierza jest narażone na błędne działanie poprzez częściowe lub całkowite zatkanie aparatury pomiarowej (rurki pitota). Niebezpieczne zjawiska pogody to zjawiska, które utrudniają lub uniemożliwiają start i lądowanie niezależnie od poziomu wyszkolenia pilota i rodzaju statku powietrznego lub takie, które mogą spowodować zniszczenie (uszkodzenie) techniki lotniczej oraz sprzętu znajdującego się na lotnisku. Do zjawisk tych zalicza się:

- burzę,
- mgłę,
- intensywne oblodzenie,
- silną turbulencję,
- szkwał,
- uskok wiatru,
- trąbę powietrzną,
- grad,
- opady zmniejszające widzialność.

Pomimo rozwoju technik meteorologii nadal poważnym zagrożeniem jest zaistnienie podczas lotów w/w zjawisk. W lotnictwie szybowcowym, gdzie loty są przeprowadzane zazwyczaj w bezpiecznych warunkach atmosferycznych ze względu na specyfikę konstrukcji szybowców nadal zdarzają się niebezpieczne sytuacje wywołane poprzez zaistniałe zjawiska atmosferyczne [14, 15].

W Polsce w okresie 2017-2021 zostało zgłoszonych 21 niebezpiecznych incydentów z czego 9,5 % zdarzeń zaklasyfikowano jako poważne incydenty a pozostałe 90,5 % zostały sklasyfikowane jako wypadki, w których 3 osoby odniosło urazy oraz niestety 3 osoby poniosło śmierć.

Tabela 1. Zestawienie zakończonych postępowań zdarzeń niebezpiecznych w Polsce 2012-2017.
 Źródło: PKBWL udostępnione przez Pana Krzysztofa Miłkowskiego członka PKBWL.

Klasyfikacja zdarzenia	Typ statku powietrznego	Rodzaj statku powietrznego	Nagłówek/Słowa kluczowe	Rodzaj operacji	Ofiary śmiertelne	Obrażenia
W	SZD-51-1 Junior	szybowiec	Zahaczenie przy starcie skrzydłem o trawę, odwrócenie na plecy i zderzenie z ziemią.	GA/Szk/Solo		1
W	SZD-42-2 Jantar 2B	szybowiec	Nieudany start zespołu - lądowanie szybowca poza lotniskiem.	GA		
W	GROB, G-103 Twin Astir	szybowiec	Uszkodzenie szybowca przy starcie za wyciągarka.	GA/Szk/Solo		
PI	Puchatek KR 03A	szybowiec	Niebezpieczne zbliżenie szybowca i skoczka spadochronowego.	GA		
W	SZD-48 Jantar Std. 3	szybowiec	zderzenie szybowców	GA		
W	SZD-48-1 Jantar Std. 2	szybowiec	katastrofa szybowca	GA		
PI	SZD 51-1 Junior	szybowiec	Zaczeplenie skrzydłem o line	GA		
W	SZD-30 Pirat	szybowiec	Zderzenie szybowca z ziemią	GA		
W	SZD-48 Jantar Std. 3	szybowiec	upadek szybowca JANTAR STANDARD 3 na ogród posesji	GA		
W	SZD-50-3 Puchacz	szybowiec	wypadek szybowca podczas startu za wyciągarką	GA		
W	SZD-50-3 Puchacz	szybowiec	Wypadek szybowca podczas startu za samolotem holującym.	GA		
W	SZD-41 Jantar Sdt.	szybowiec	przeciągnięcie szybowca	GA		
W	SZD 51-1 Junior	szybowiec	uszkodzenie szybowca, błąd pilota przy przyziemieniu	GA		
W	Ventus 2CXM	szybowiec	gwałtowny podmuch przy take off	GA		
W	SZD-9bis 1E Bocian	szybowiec	Po czwartym zakręcie do lądowania korkociąg i zderzenie z ziemią.	GA	1	1
W	DG-600 18m	szybowiec	awaryjne lądowanie z tylnym wiatrem	GA		
W	SZD 9 bis Bocian 1E	szybowiec	utrata prędkości	GA		

W	DG FLUG-ZEUGBAU, DG-1000T	szybowiec	nieutrzymanie stabilnego położenia skrzydeł	GA		
W	HPP 304 S Jet	szybowiec z nap.	utrata wysokości	GA	1	
W	SZD-30 Pirat	szybowiec	Przecignięcie w początkowej fazie wznoszenia za wyciągarką	GA	1	
W	szd-9bis 1E Bocian	szybowiec	Niedolot, przepadnięcie	GA		
W	SZD-22 C Mucha Standard	szybowiec	Przecignięcie po starcie za wyciągarką	GA		1
W	SZD-50-3 Puchacz	szybowiec	Zerwanie bezpiecznika liny wyciągarkowej	GA	1	

Powyżej zaprezentowano zestawienie zakończonych postępowań. Z opisywanego okresu jednoznacznie informują one, iż pomimo bardzo wysokiego poziomu bezpieczeństwa nadal zdarzają się wypadki, których można byłoby uniknąć. Dodatkowo analizując zarejestrowane zdarzenia mamy przekrój szybowców biorących udział w rejestrowanych zdarzeniach. W większości przypadków są to konstrukcje dość leciwe będące zazwyczaj na wyposażeniu jednostek szkolących, czy też poszczególnych lokalnych aeroklubów.

Wyliczając wypadki podczas startu za wyciągarką nadal jest to 26% zdarzeń na 23 opisane. Analizując oficjalne przyczyny w/w przypadków można dojść do wniosku że można byłoby zmniejszyć ich liczbę poprzez prawidłową kontrolę procesu startu szybowca za wyciągarką, który umożliwi projektowany tytułowy system bezpieczeństwa. Do celów poznawczych zdecydowano się dogłębniej przeanalizować wybrane dwa zdarzenia z udziałem szybowca i wyciągarki, które dzięki wyposażeniu w budowany tytułowy system bezpieczeństwa możliwe były do uniknięcia.

Pierwsze zdarzenie, a właściwie wypadek miał miejsce 30.08.2017 na lotnisku Warszawa Babice (EPBC). Na rysunku 33 przedstawiono stronę informacyjną z raportu końcowego PBKWL badającego opisywany wypadek. Dokładne okoliczności wypadku obrazuje przytoczona treść raportu: „W dniu 30 sierpnia 2017 r. w godzinach popołudniowych uczeń-pilot przybył na lotnisko Warszawa – Babice (EPBC) z zamiarem wykonania lotów wznawiających. Zadaniem lotu było przywrócenie nawyków i sprawdzenie umiejętności pilotażowych po przerwie w lotach. Starty odbyły się na szybowcu SZD-50-3 Puchacz o znakach rejestracyjnych SP-3782, za wyciągarką szybowcową, na kierunku pasa 10. Warunki atmosferyczne były odpowiednie do wykonywania tego typu operacji. Dwa loty z instruktorem na szybowcu SZD-50-3 Puchacz uczeń-pilot wykonał bez zastrzeżeń. Po krótkiej przerwie wykonał pierwszy lot samodzielny, który w ocenie instruktora nadzorującego był bardzo dobry”.

Informacje ogólne

Numer ewidencyjny zdarzenia:	2310/17			
Rodzaj zdarzenia:	WYPADEK			
Data zdarzenia:	30 sierpnia 2017 r.			
Miejsce zdarzenia:	Warszawa-Babice (EPBC)			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	Szybowiec SZD-50-3 Puchacz			
Znaki rozpoznawcze SP:	SP-3782			
Użytkownik/Operator SP:	Aeroklub Warszawski			
Dowódca SP:	Uczeń-pilot szybowcowy			
Liczba ofiar/rodzaj obrażeń:	Śmiertelne	Poważne	Lekkie	Bez obrażeń
	1	0	0	0
Władze krajowe i zagraniczne poinformowane o zdarzeniu:	Urząd Lotnictwa Cywilnego			
Kierujący badaniem:	Patrycja Pacak			
Podmiot badający:	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych			
Pełnomocni Przedstawiciele i ich doradcy:	NIE DOTYCZY			
Dokument zawierający wyniki:	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia:	NIE			
Adresat zaleceń:	NIE DOTYCZY			
Data zakończenia badania:	26 lutego 2019 r.			

Przebieg zdarzenia wedle ustaleń komisji badającej wypadek:

„O godzinie 17:58:52 uczeń-pilot wystartował do drugiego w tym dniu lotu samodzielnego po kręgu. Podczas początkowej fazy wznoszenia uczeń-pilot utrzymywał duży kąt wznoszenia. Na wysokości około 150 m nastąpiło zerwanie bezpiecznika liny wyciągarkowej. Uczeń-pilot zabezpieczył prędkość przechodząc do lotu ślizgowego. Przez krótką chwilę kontynuował lot po prostej. Ponieważ końcówka liny wraz z przyponem gumowym pozostała przy szybowcu, o godzinie 17:59:09 kierownik lotów przekazał drogą radiową polecenie wyczepienia liny. Korespondencja ta częściowo nałożyła się z komunikatem nadawanym z innego samolotu. Uczeń-pilot wyczepił linę, następnie rozpoczął wykonywanie zakrętu w lewo z kilkustopniowym przechyleniem. W tym momencie inny statek powietrzny rozpoczął nadawanie. Prędkość w chwili rozpoczęcia zakrętu przez szybowiec w ocenie świadków była niewielka. Szybowiec po wykonaniu zakrętu o około 90° pochylił maskę i wszedł w lewy korkociąg. Po zakończeniu korespondencji z innego statku powietrznego, instruktor nadzorujący lot nadał komendę „wyprowadzaj, wyprowadzaj”. Po wykonaniu około 1½ zвитki korkociągu stromego i w konfiguracji zbliżonej do pionowej, szybowiec wpadł w ogrodzenie oddzielające część użytkową aeroklubu od lotniska. Zderzenie nastąpiło o godzinie 17:59:26, w odległości 64 m w kierunku południowym od hangarów”. Przybliżona trajektorię lotu obrazuje rysunek 36.



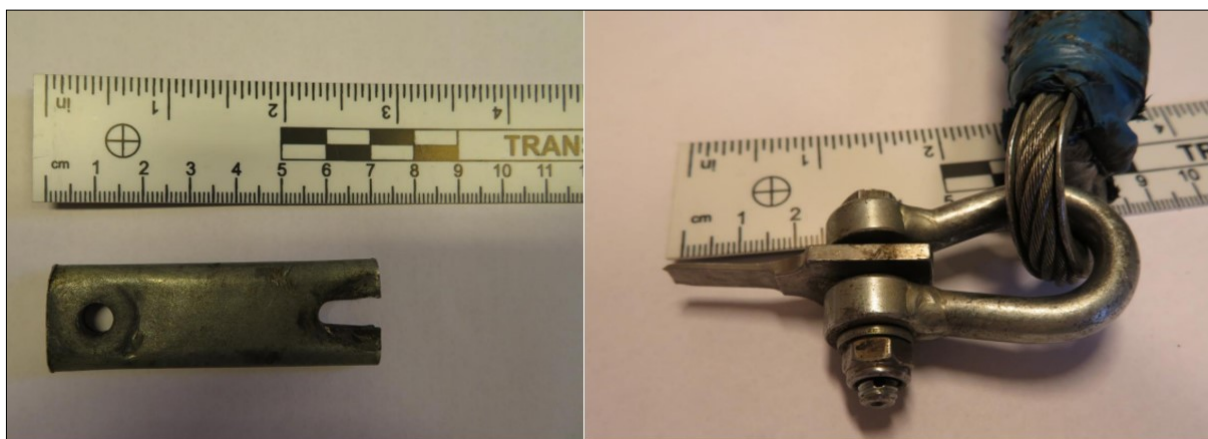
Rysunek 36. Przybliżona trajektoria lotu szybowca Puchacz, SP-3782 z dnia wypadku 30.08.2017.

Źródło: EPBC, Raport_Końcowy_2310_17.

W wyniku zderzenia szybowiec uległ całkowitemu zniszczeniu, a jego pilot poniósł śmierć na miejscu zdarzenia. Analizując przebieg wypadku dowiadujemy się także że pilot był w trakcie szkolenia szybowcowego prowadzonego zgodnie z zatwierdzonym programem szkoleniowym. Ponadto:

- instruktor jak i operator wyciągarki posiadali wymagane kwalifikacje;
- szybowiec był sprawny i posiadał wymagane dokumenty;
- warunki meteorologiczne zezwalały na lot;

W trakcie startu, na wysokości około 150 m zerwany został bezpiecznik zabezpieczający linię holowniczą (Rysunek 37.), pilot na to zdarzenie zareagował prawidłowo zabezpieczając prędkość, natomiast komunikacja na linii pilot – instruktor była utrudniona przez nałożenie się komunikatów poprzez współdzielenie jednej częstotliwości nadawania.



Rysunek 37. Zerwany bezpiecznik linii holowniczej 30 sierpnia 2017. Źródło: Raport_Końcowy_2310_17.

Konsekwencją była decyzja wykonania lewego zakrętu przy prędkości bliskiej przeciągnięcia, a następnie wprowadzenie szybowca w korkociąg przy przeciągnięciu i brak prawidłowej reakcji na nie.

Drugim zdarzeniem jest zdarzenie z dnia 16 lipca 2015 r. na lotnisku w Krośnie. Mianowicie szybowiec SZD-22 Mucha Std. O znakach rozpoznawczych SP-2316 pilotowany przez adepta pilotażu uległ niebezpiecznemu zdarzeniu. Mianowicie podczas startu szybowca przy pomocy wyciągarki lotniczej w ostatnim etapie wznoszenia na wysokości około 500 m. szybowiec wleciał w znaczne turbulencje wywołane najprawdopodobniej ruchami termicznymi powietrza. Następnie szybowiec doznał uszkodzenia listwy kilowej – zaczep wraz z opisywaną listwą został wyrwany z poszycia szybowca, jednakże fragment ten nadal utrzymywał się z szybowcem, ponieważ linka zwalnająca zaczep holu nie została zerwana. Elementy te poruszające się bezwładnie wokół kabiny szybowca doprowadziły do rozbicia oszklenia kabiny.



Rysunek 38. Wyrwana listwa kilowa wraz zaczepem SZD-22 Mucha Std. Źródło: M. Machnik.

Pilot pomimo małego doświadczenia zdołał prawidłowo wylądować na lotnisku nie odnosząc obrażeń. Uszkodzenia szybowca to:

- Wyrwana płoza i listwa z zaczepem – Rysunek 37.
- Uszkodzona kabina pilota – Rysunek 38.



Rysunek 39. Uszkodzone oszklenie kabiny szybowca SZD-22 Mucha Std.

Źródło: M. Machnik.

W wyniku badań komisji wypadków lotniczych badających to zdarzenie ustalono następujące przyczyny zdarzenia:

1. Wlot szybowca w końcowej fazie holowania za wyciągarką w obszar silnej turbulencji.
2. Nadmierna prędkość szybowca w trakcie holu za wyciągarką.
3. Niewłaściwy bezpiecznik zrywkowy zamontowany na linii holowniczej.
4. Niestarannie wykonana naprawa szybowca (niedoklejenia listwy kilowej).

Oraz okoliczności sprzyjające:

W trakcie jednego z wcześniejszych ciągów tego dnia zerwany został bezpiecznik zrywkowy BZ-1 o sile zrywającej 500 daN i zastąpiono go bezpiecznikiem BZ-4 o sile zrywającej 850 daN. Zgodnie z Instrukcją Użytkowania w Locie szybowca Mucha Std. w trakcie holu na linii holowniczej powinien być założony bezpiecznik BZ-2 o sile zrywającej 690 daN (wg starego oznaczenia). Pozycje 2 i 3 wymienione w raporcie komisji badającej to zdarzenie można by było wyeliminować stosując projektowany system bezpieczeństwa. Natomiast na pozostałe pozycje nie można wpłynąć poprzez aktywny system bezpieczeństwa, są to zdarzenia losowe i wynikające z błędu człowieka. W opisywanym zdarzeniu szczęśliwie ucierpiał jedynie sprzęt. Jednakże nie jest to regułą. Kursant będący w końcowej fazie szkolenia (miał odbyć swój pierwszy samodzielny lot) dokonał trafnych decyzji i w sposób bezpieczny wylądował na płycie lotniska.

2. Rozdział metodologiczny.

W niniejszym rozdziale zostało opisane uzasadnienie tematu badań, główny problem badawczy oraz cel pracy i postawiona teza pracy. Dodatkowo zaprezentowano postawione pytania badawcze oraz zastosowane metody i techniki badawcze.

Uzasadnienie tematu badań

Sytuacje niebezpieczne mogą pojawić się w każdej fazie lotu, zarówno podczas startu za wyciągarką czy samolotem, w locie swobodnym, podczas lotów termicznych i żaglowych oraz podczas manewrów do lądowania i poszczególnych faz lądowania. Przykładowo przy starcie, już na początku rozbiegu skrzydło może opaść na ziemię, powodując utratę kierunku, co musi spowodować niezwłoczne wyczepienie liny przez pilota. Przerwanie ciągu po oderwaniu także wymaga takiej reakcji, niezależnie czy szybowiec startuje za samolotem czy za wyciągarką. Na małej wysokości pilot w takim przypadku kontroluje prędkość, otwiera hamulce i ląduje na wprost. powyżej 100 metrów należy zabezpieczyć prędkość i buduje krąg dwuzakrętowy. Na wysokości poniżej 100 metrów szybowiec holowany przez samolot z reguły jest już poza obrysem lotniska. Generalnie zasada jest jedna: po przerwaniu holowania poza lotniskiem poniżej 100 metrów należy kontynuować lot po prostej, z możliwością zmiany kierunku w celu uniknięcia zderzenia z przeszkodą. Przy starcie za wyciągarką na tej wysokości (około 100 metrów) szybowiec jest nad lotniskiem, ale może nie wystarczyć mu miejsca do lądowania na wprost. W takim przypadku należy zabezpieczyć prędkość i są dwie możliwości: zakręt o 90° w kierunku szerszej strony lotniska, następnie z użyciem hamulców należy obniżyć lot do 50 metrów, zamknąć hamulce na czas zakrętu o 90° w kierunku pod wiatr i ląduje albo kontynuuje lot po prostej do skraju lotniska, na zwiększonej prędkości zakręca o 180° i ląduje z wiatrem, przy czym zakręt ten należy zakończyć na wysokości co najmniej 50 metrów. Podczas startu za wyciągarką, po zakończonym wznoszeniu, szybowiec przechodzi do lotu ślizgowego. Zabezpieczenie prędkości, wyczepienie liny i wprowadzenie w zakręt to standardowe czynności pilota w tej fazie lotu. Gdy jednak nie można wyczepić liny od wyciągarki, trzeba z nią wylądować. W takim przypadku prędkość lotu trzeba zwiększyć o około 10 km/h, kontynuować lot w obrębie pola wlotów z możliwością użycia hamulców w locie po prostej i tak rozplanować lot, aby zakręcić na prostą do lądowania na wysokości 100 metrów i wylądować. Jeśli nie wyczepiona lina zaczepi się o jakąś przeszkodę, odczujemy to jako samoczynne zwiększenie pochylenia z możliwą tendencją do zakręcania. Pilot musi wtedy wykonać ciasny zakręt na zniżaniu w kierunku występującej tendencji do zakrętu, wytracać wysokość na zwiększonej prędkości

i z przechyleniem około 45° nad przypuszczalnym miejscem zaczepienia liny do 50 metrów, po czym wylądować, o ile to możliwe pod wiatr. Podczas manewrów do lądowania, przy lotnisku, a także w terenie przygodnym może wystąpić silne duszenie, które w krótkim czasie doprowadzi do znacznej utraty wysokości. Gdy znajdziemy się w takiej sytuacji, pilot powinien utrzymywać prędkość optymalną skierować szybowiec niezwłocznie w stronę planowanego miejsca lądowania. Jeżeli okazuje się, że posiadana wysokość nie zapewnia dolotu, trzeba wybrać doraźnie miejsce do lądowania awaryjnego. Lądowanie na przedpolu zawsze jest lepszym wyjściem, gdy nie mamy pewności bezpiecznego przelotu nad przeszkodami na skraju lotniska. Sytuacja, kiedy zderzenie z przeszkodą jest nieuniknione. Wówczas pilot powinien wprowadzić szybowiec w głęboki ślizg z małym przechyleniem, aby skrzydło pierwsze zetknęło się z przeszkodą, a gdy szybowiec jest już na dobiegu, ten sam cel osiągniemy kładąc jedno skrzydło na ziemię, co spowoduje cyrkiel. Trzeba również pamiętać, aby dociągnąć pasy siedzeniowe i plecowe, a tuż przed kolizją podciągnąć nogi, odepchnąć drążek i zakryć twarz rękami. Na właściwe postępowanie pilota w przedstawionych powyżej sytuacjach ma wpływ wiele czynników, dlatego tak ważne jest, aby podczas odprawy przedlotowej dokładnie omawiać postępowanie w sytuacjach niebezpiecznych, ze szczególnym uwzględnieniem aktualnego miejsca rozłożenia i kierunku startu, kierunku i prędkości wiatru, warunków terenowych lotniska i najbliższej okolicy oraz miejsc nadających się do awaryjnego lądowania poza obrębem lotniska.

Dlatego mając na uwadze tak dużą liczbę zagrożeń na jakie można się natknąć podczas lotów szybowcowych dodatkowo analizując dostępne środki techniczne umożliwiające pomiar krytycznych parametrów lotu szybowca podczas startu za wyciągarką zdecydowano się na podjęcie próby zwieszenia stopnia bezpieczeństwa w omawianym procesie startu szybowca poprzez budowę systemu bezpieczeństwa mającego zastosowanie w procesie startu szybowców za wyciągarką. Dodatkowo przeprowadzona analiza zestawienia zgłoszonych zdarzeń lotniczych z udziałem szybowców (przedstawione w podrozdziale 1.3) zaowocowała próbą poprawy sytuacji w aspekcie bezpieczeństwa poprzez budowę tytułowego systemu. Kolejnym z czynników skłaniających do wykonania badań w opisywanym kierunku była chęć odpowiedzi na sformułowane następująco problemy badawcze.

Główny problem badawczy

Czy jest możliwe zbudowanie systemu bezpieczeństwa związanego procesem holowania szybowca, mającego za zadanie dostarczenie pilotowi informacji na temat wybranych, krytycznych parametrów lotu w fazie startu?

Cel pracy

Celem pracy jest zbudowanie systemu bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca w czasie startu, wypracowującego dane w postaci krytycznego kąta natarcia (α_{kr}) oraz krytycznej siły naciągu liny holowniczej F_{kr} .

Teza

Możliwa jest budowa systemu bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca w trakcie startu przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej przy zastosowaniu sensorów elektronicznych.

Problemy badawcze

- Jak jest zbudowana struktura i systemy szybowca?
- Jakie siły i momenty działają na szybowiec w poszczególnych fazach lotu czasie lotu?
- Jakie czynniki wpływają na bezpieczeństwo realizacji zadań przez szybowce?
- Z jakich elementów składa się system bezpieczeństwa?
- Jakie parametry lotu szybowca podczas startu za wyciągarką należy mierzyć ze względu na zachowanie odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa?
- Jakie zakresy pomiarowe poszczególnych sensorów pomiarowych należy zastosować podczas pomiarów wytypowanych do zapewnienia odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa podczas startu szybowców za wyciągarką lotniczą?

Metody i techniki badań

W pracy zastosowano następujące teoretyczne metody badawcze:

- analiza zgromadzonej literatury;
- synteza pozyskanych informacji;
- uogólnienie;
- porównywanie;
- wnioskowanie.

Natomiast w ramach praktycznych metod badawczych zastosowano:

- obserwację;
- symulację numeryczną;
- przeprowadzono eksperyment w warunkach rzeczywistych;

3. Charakterystyka lotów szybowca i towarzyszących im zjawisk.

Szybowce jako przedstawiciel grupy aerodynamiki beznapędowej nie posiadają własnego napędu umożliwiającego samodzielne wzbicie się w powietrze do prowadzenia lotu ślizgowego. Dlatego stosuje się kilka metod startu szybowców:

– za wyciągarką: jest to popularny, tani rodzaj startu, praktykowany w większości Ośrodków Szkolenia Lotniczego podczas kursu podstawowego. Charakteryzuje się wykorzystaniem osobnego urządzenia umożliwiającego start poprzez zwijanie liny przyczepionej do szybowca. W tej metodzie w ciągu kilkunastu sekund od rozpoczęcia procedury startowej umożliwia wzbicie się na wysokości 300 – 1000m (wysokość ciągu zależy od długości lotniska oraz długości i rodzaju liny). Wyciągarka wygląda jak trochę większy traktor posiadający bęben, na którym to nawinięta jest lina. Niektóre modele windy (bo tak też nazywana jest ta maszyna) posiadają dwa bębny. Wyciągarka postawiona na przeciwnym końcu lotniska: lina jest najpierw rozciągana (zazwyczaj przy pomocy samochodu wolno jadącego), następnie podczepiana pod szybowiec. Po zgłoszeniu przez załogę szybowca gotowości, operator wyciągarki napręża linę i po chwili szybowiec rozpędza się i wzbija w powietrze. A następnie po osiągnięciu odpowiedniego pułapu następuje wyczepienie się szybowca i kontynuacja lotu.

– za samolotem: spotykany na całym świecie rodzaj startu. Metoda jest prosta: samolot holujący, do którego podczepiona jest lina, holuje szybowiec na określoną wysokość- w tym sposobie startu nic nas nie ogranicza w wysokości wyczepienia i odległości od lotniska. Metoda ta jest bezpiecznym i prostym rodzajem startu, m.in. praktykowanym podczas holi na zawodach szybowcowych a także przy wielu lotach hobbystycznych.

– grawitacyjnie: metoda startu najbardziej naturalna, niemal nie wykorzystywana, w Polsce możliwa na Bezmiechowej i w Jeżowie Sudeckim. Szybowiec z pomocą osób wspomagających początkowy rozbieg staczając się z górki nabiera prędkości i po osiągnięciu wymaganej wartości prędkości odrywa się, przechodząc w lot ślizgowy.

– z gum: trochę zapomniana metoda startu. Szybowiec zostaje wystrzelony na zasadzie podobnej jak działa proca, a następnie kontynuacja lotu. Tą metodę można wykorzystać jedynie na terenie górzystym wykorzystując odpowiednie ukształtowanie terenu.

– start za samochodem: w ostatnim czasie ta metoda jest co raz częściej wykorzystywana. Charakteryzuje się niskimi kosztami, prostotą. Minusem jest wymaganie długości pasa startów- ten rodzaj startu nie uda się na krótkich polach wzlotów: lina między samochodem a szybowcem ma określoną długość plus odległość potrzebna do rozpędzenia się zespołu do odpowiedniej prędkości oraz odległość, jaka jest konieczna do wzbicia się szybowca na odpowiednią wysokość [19, 23, 33].

3.1. Charakterystyka faz lotu szybowca i zjawisk im towarzyszących.

Lot statkiem powietrznym można podzielić na trzy etapy:

- Start;
- Przelot;
- Lądowanie.

W opisywanym przypadku szczegółowo opisano jego przebieg, zaprezentowanego na rysunku 10. Opisany przykład to start przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej. W tej metodzie startu wyróżniamy:

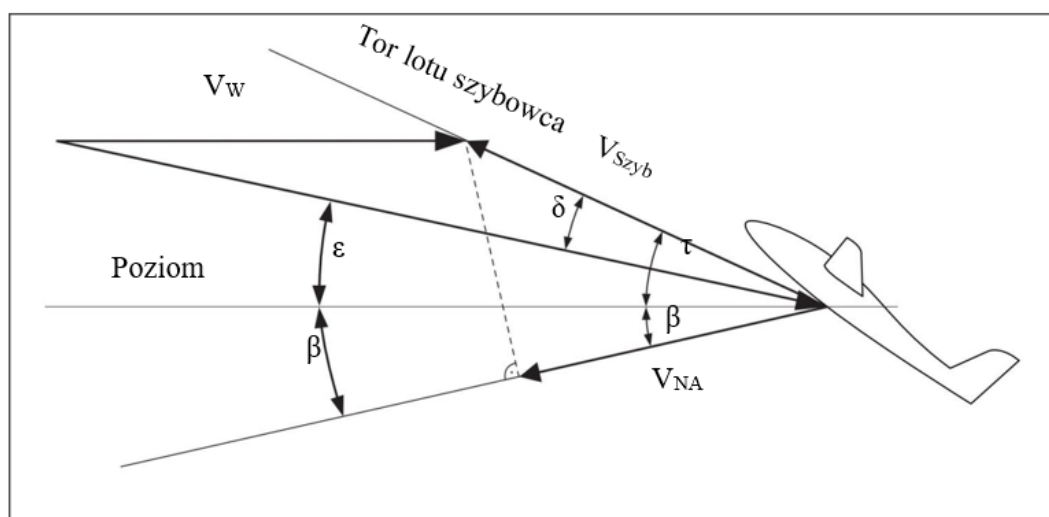
- a) Rozbieg: ruch poziomy po pasie startowym (może to być zarówno pas utwardzony jak również pas trawiasty z tym, że wysoka trawa mocno utrudnia i stwarza niebezpieczeństwo w tym etapie) gdzie szybowiec jest rozpędzany do prędkości umożliwiającej wytworzonej sile nośnej unieść szybowiec. Ta faza startu zakończona jest oderwaniem szybowca od ziemi.
- b) Wytrzymanie: jest to krótki moment łagodnego lotu wznoszącego na niskiej wysokości pozwalający nabrać odpowiedniej prędkości do przejścia do lotu wznoszącego.
- c) Lot na małych kątach uniesienia: jest to lot wznoszący, gdzie kąty uniesienia szybowca stopniowo rosną do wartości około 20° .
- d) Lot na dużych kątach uniesienia: lot wznoszący po nabraniu odpowiedniej prędkości i wysokości z dużymi katami uniesienia szybowca. Są to maksymalne wartości kąta uniesienia, który w trakcie zbliżania się do maksymalnego pułapu stopniowo się zmniejsza. Ta faza lotu kończy się pochyleniem szybowca w celu nabrania odpowiedniej prędkości i zwolnieniem zaczepu liny holowniczej.

W każdym z tych etapów można wyróżnić kilka zjawisk niebezpiecznych związanych ściśle z przebiegiem startu [27,81]. Są to charakterystyczne zjawiska dla danego etapu:

- a) W trakcie rozbiegu po pasie trawiastym istnieje ryzyko zahaczenia jednym ze skrzydeł o trawę lub o nawierzchnie o znacznie większych oporach poprzez co istnieje ryzyko „wykręcenia cyrkla”. Jest to sytuacja w której opór jednego ze skrzydeł jest na tyle duży, że kierunek ułożenia kadłuba znacznie zmieni się względem kierunku holu wyznaczony poprzez ułożenie liny. Jest to duży problem, gdyż grozi to uszkodzeniem szybowca wraz z możliwością zranienia pilota. Innym problemem związanym ze startem z nawierzchni trawiastych jest możliwość uszkodzenia podwozia w trakcie rozbiegu o nierówności nawierzchni jest to tyle duży problem że pilot może nie być świadomy usterki i jego konsekwencje mogą uwidocznic się dopiero

w trakcie przelotów (niedomykające się klapy kół zmniejszają sprawność lotu), a co gorsze lądowanie z uszkodzonym podwoziem może skończyć się tragicznie.

- b) Podczas krótkiego etapu rozbiegu (zwykle 2÷3 s.) pilot ma za zadanie zbudować odpowiednią prędkość lotu, aby możliwe było rozpoczęcie właściwego lotu wznoszącego. Jednakże podczas etapu wytrzymania szybowiec musi się także unieść na tyle aby możliwe było zadarcie nosa szybowca w trakcie przejścia na wznoszenie i jednocześnie nie zahaczył ogonem o ziemię. Jest to o tyle trudne, ponieważ w trakcie tej fazy szybowiec porusza się ze stosunkowo niską prędkością, niewiele wyższą od prędkości minimalnej umożliwiającej oderwanie się szybowca od ziemi. Przez co wrażliwość na wychylenia sterów jest stosunkowo niska. Dodatkowym utrudnieniem jest niska wysokość, na której leci szybowiec, a więc w przypadku przerwania ciągu pilot ma bardzo mało czasu i miejsca na właściwą reakcję. Dodatkowym utrudnieniem jest start z bocznym wiatrem, gdzie pilot musi wykonać korektę na występujący wiatr z uwagi, aby nie zahaczyć skrzydłem o podłoże. Z reguły tak dobiera się kierunek startu (o ile to możliwe) aby startować z pozycji „pod wiatr” co poza ułatwieniem z brakiem konieczności kontrowania bocznego wiatru dodatkowo wspomaga proces holowania ze względu na sumowanie się prędkości ruchu wiatru i prędkości nawijania liny, sytuację przedstawia rysunek 40.



Rysunek 40. Wpływ wiejącego wiatru na prędkość holowanego szybowca.
Źródło: opracowanie własne na podstawie [1].

Legenda:

V_w – prędkość wiatru;

V_{Szyb} – Prędkość aerodynamiczna szybowca;

V_{Naw} – Prędkość nawijania liny;

τ – Kąt wznoszenia;

β – kat liny względem poziomu;

δ – Kąt odchylenia prędkości strug od toru szybowca;

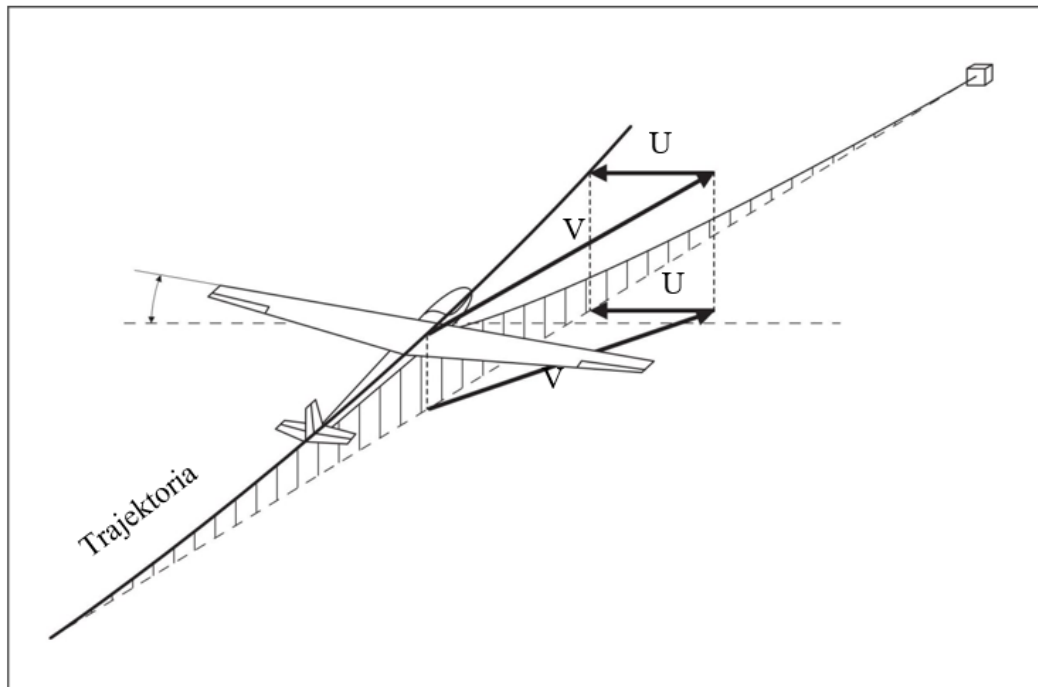
ϵ – Kąt między poziomem a napływającymi strugami powietrza.

- c) W trakcie lotu na małych kątach uniesienia (zazwyczaj etap ten rozpoczyna się od wysokości lotu ok. 3m.) szybowiec powoli zaczyna zwiększać ten kąt, jednakże pilot musi kontrolować go tak aby kąt uniesienia nie przekraczał zbyt dużej wartości (zazwyczaj jest to 20° , jednakże w zależności od modelu szybowca wartość ta może się nieco różnić). Zbyt duże zadarcie nosa szybowca może spowodować uderzenie ogonem o ziemię a co z tym związane doprowadzić do wypadku poprzez uszkodzenie szybowca. Dodatkowo wciąż niska wysokość lotu utrudnia właściwą reakcję na przerwanie ciągu. Zjawisko przzerwania ciągu może być spowodowane kilkoma czynnikami. Najważniejsze to: zerwanie liny holowniczej, uszkodzenie urządzenia holującego, zejście z właściwej trajektorii lotu szybowca np. poprzez boczny wiatr, błąd operatora. Dlatego bardzo ważne jest, aby pilot cały czas kontrolował zarówno prędkość szybowca, jak i kąt jego uniesienia, gdyż zbyt ostre zadarcie szybowca, może spowodować duży wzrost siły naciągu liny a poprzez to „zdławienie” silnika wyciągarki lub zerwaniem bezpiecznika liny i tym samym przerwanie ciągu.
- d) Lot na dużych kątach jest właściwym etapem startu szybowca, w którym to etapie szybowiec efektywnie ma maksymalnie zadarty nos, i tym samym najszybciej osiąga wysokość. Kąt zadarcia wraz z wysokością się zmniejsza aż do uzyskania maksymalnego pułapu, gdzie następnie pilot przechodzi do lotu ślizgowego zabezpieczając prędkość i wyczepiając linę holowniczą. Jest to etap teoretycznie najbezpieczniejszy, gdyż szybowiec posiada odpowiednio dużą wysokość jak i prędkość, gdzie w razie przzerwania ciągu możliwa jest spokojna reakcja na zaistniałą sytuację. To właśnie na tym etapie wykonują się szkoleniowe zadanie przzerwania ciągu, kiedy to operator wyciągarki wymusza sytuację przzerwania ciągu i pilot uczeń ma za zadanie bezpiecznie wylądować.

W przypadku lotu z bocznym wiatrem szybowiec samoczynnie skręca na rozbiegu pod wiatr. Dodatkowym efektem takiego stanu rzeczy jest przechylenie się w przeciwną stronę. Aby temu przeciwdziałać pilot ma za zadanie wychylić lotkę i ster kierunku tak aby nie dopuścić do zjawiska trawersowania i w efekcie czego zahaczyć skrzydłem o ziemię – zjawisko to przedstawiono na rysunku 41 [7].

W przypadku braku możliwości tak ukierunkowania startu, aby ten odbywał się „pod wiatr” proces startu szybowcem jest utrudniony ze względu na zmniejszenie prędkości aerodynamicznej względem prędkości postępowej. W takim przypadku operator wyciągarki lotniczej zmuszony jest do zwiększenia prędkości nawijania liny holowniczej, aby szybowiec mógł zachować właściwą prędkość aerodynamiczną względem sytuacji bez wietrznej. Dodatkowym utrudnieniem takiej sytuacji jest wydłużenie procesu startu kosztem uzyskanej wysokości,

przez co zmniejszony jest komfort pilota w przypadku wykonywania zaplanowanego zadania [23, 33].



Rysunek 41. Eliminowanie ześlizgiem nakierunkowaniem efektu bocznego wiatru.

Źródło: opracowanie własne na podstawie [1].

Legenda:

U- Wektor wiatru;

V – Wektor lotu szybowca;

V' – Wektor nawijania liny.

Start z tylnym wiatrem

Przerwanie ciągu holu jest to zdarzenie, które powodują zaprzestaniem procesu holowanego szybowca w wyniku istotnych powodów. Zdarzenie to z reguły prowadzi do zaistnienia niebezpiecznych sytuacji, w tym do groźnych w skutkach wypadków, a zwłaszcza w początkowych fazach wlotu, gdzie szybowiec posiada niskie wartości prędkości przelotowych jak i wysokość ogranicza możliwość skutecznych manewrów. Zdarzenie to może kila przyczyn:

1. Awaria wyciągarki lotniczej;
2. Zerwanie liny;
3. Zerwanie bezpiecznika liny – rysunek 36;
4. Wyczepienie się liny z zaczepu szybowca;
5. Awaria szybowca (wykryta podczas trwania startu) – rysunek 37;
6. Przebieg holu rokuje niebezpieczną sytuacją (wpływ bocznego, tylnego wiatru);
7. Proceduralnych np. odchylenie kierunku lotu od kierunku holowania jest wieszka od 20°;
8. Błędu ludzkiego.

9. Najczęstszymi przyczynami przerwania ciągu holu jest sytuacja polegająca na zerwaniu liny holowniczej bądź elementów pomocniczych. Sytuacje taką przedstawiono na rysunku 42. Taki stan rzeczy odpowiada zazwyczaj efekt zmęczenia materiału użytego do wykonania zarówno liny jak i pozostałych elementów składowych liny holowniczej.

Obecnie zazwyczaj wykorzystuje się liny syntetyczne ze względu na lepsze parametry względem wcześniej wykorzystywane liny stalowe, jednakże wykorzystanie takich lin pomimo dłuższego okresu sprawnej pracy względem lin stalowych (zwiększona żywotność około 400% względem odpowiednika liny stalowej) liny te także są uszkodzane poprzez tarcie. Dodatkowo efekt nawijania na bęben powoduje zaciąganie poszczególnych włókien, a co za tym idzie nierównomiernej pracy włókien w przekroju liny i tym samym powoduje nadwyżenie poszczególnych włókien i osłabienie całościowego liny pod względem wytrzymałości. Dlatego należy okresowo (okres ten definiuje dokumentacja techniczna dostarczona przez producenta liny) przeprowadzić procedurę ponownego nawinięcia liny na bęben wyciągarki [20].



Rysunek 42. Zerwane elementy liny holowniczej. Źródło: [57].

Kolejnym częstym zdarzeniem powodującym przerwanie ciągu holu są zdarzenia związane z panującymi warunkami wietrznymi. Mianowicie w przypadku ulokowania miejsca startu niezgodnie z zasadą kierunku startu „pod wiatr” – zjawisko to zostało opisane w pierwszej części tego podrozdziału. Niekiedy zmiany kierunku wiatru uniemożliwiają start zgodnie ze sztuką, czyli z zachowaniem odpowiednich kierunków, ze względu na zmiany kierunku wiatru, lub też występowanie chwilowych podmuchów bocznego wiatru. O ile sam wiatr nie jest bezpośrednią przyczyną przerwania ciągu, to już niewłaściwa reakcja pilota, czy też operatora wyciągarki może doprowadzić do przeprowadzenia startu szybowca z niewłaściwymi parametrami i ze względów proceduralnych należy taką próbę przerwać. Uszkodzenie samego szybowca czy też wyciągarki lotniczej występuje naprawdę sporadycznie, jednakże takie sytuacje należy także brać pod uwagę. W sporej większości do awarii dochodzi poprzez błąd ludzki jakim jest niewłaściwy montaż poszczególnych elementów demontowanych na czas transportu czy też hangarowania szybowca. Są to zazwyczaj elementy statecznika pionowego, czy też błędy przy

montażu skrzydeł (w niektórych konstrukcjach instalacja sworzni blokujących dźwigary skrzydeł bywa kłopotliwa i trudna do oceny poprawności instalacji). Kolejnym czynnikiem związanym z wystąpieniem przerwania ciągu są przekłamania w komunikacji na linii operator wyciągarki – pilot (ewentualnie pilot instruktor i pilot uczeń). Błędnie wydane, źle zrozumiane komendy i informacje mogą wpłynąć na decyzje do przerwaniu ciągu [21, 24, 28].

3.2. Analiza sił i momentów oddziałujących na szybowiec podczas lotu za wyciągarką.

Podczas typowego lotu szybowcem możliwe jest wydzielenie trzech głównych faz lotu:

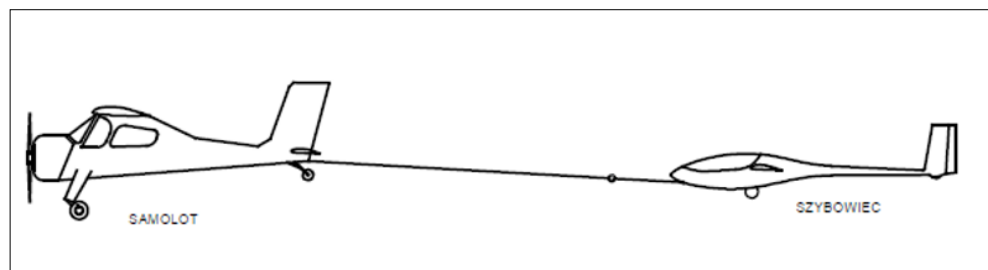
- a) start,
- b) lot swobodny,
- c) lądowanie.

W tym opracowaniu zwrócimy szczególną uwagę na moment startu szybowca. Szybowce charakteryzują się brakiem zainstalowanych urządzeń umożliwiających samodzielne wzbicie w powietrze. W tym celu wykorzystuje się metody wyniesienia płatowca na wystarczającą wysokość, aby móc kontynuować typowy dla nich lot ślizgowy. W tym celu wyróżniamy 4 główne metody startu szybowców:

- a) Start grawitacyjny: start szybowca dzięki wykorzystaniu siły grawitacji, jednakże, ze względu na małą efektywność i konieczność wykorzystania pochylej strefy rozbiegu jest to praktycznie nie wykorzystywana metoda, jednakże jest to historycznie pierwszy sposób na wzbicie się w powietrze.
- b) Start przy wykorzystaniu gumy: start szybowca przy wykorzystaniu elastycznej na ciągliwej liny umożliwiającej mówiąc potocznie „wystrzelenie” szybowca w powietrze na tyle wysoko, aby możliwa była kontynuacja w sposób bezpieczny i skuteczny dalszy lot szybowcem. Metoda ta jest podobnie jak poprzednia nie ekonomiczna i mało skuteczna i nie wykorzystywana komercyjnie, a przytaczana zazwyczaj jako ciekawostka.
- c) Start przy wykorzystaniu samolotu: start szybowca wykorzystujący samolot posiadający napęd umożliwiający start samego samolotu oraz mechanicznie spiętego z nim szybowca. Możemy wyróżnić dwie metody montażu szybowca mianowicie sztywne połączenie z kadłubem – wykorzystywane niegdyś w operacjach wojskowych, bądź też w specjalistycznych eksperymentach mających za zadanie wykorzystać efekt lotu ślizgowego badanej jednostki. Jest to skuteczna metoda, jednak nie wykorzystywana w sposób komercyjny do umożliwienia startów typowych szybowców ze względu na ograniczenia konstrukcyjne i zasoby samolotów „nosicieli”. Innym sposobem na połączenie szybowców do samolotu jest montaż specjalnego holu

umożliwiającego „wyciągnięcie” szybowiec za samolotem zaprezentowane na Rysunek 43.

- d) Do tego celu wykorzystuje się zazwyczaj linę o pewnym stopniu rozciągliwości, którą po osiągnięciu odpowiedniego pułapu przez tandem samolot-szybowiec, szybowiec ma możliwość odpięcia a samolot nie jest już wykorzystywany do dalszego kontynuowania lotu szybowca kontynuując lot ślizgowy bądź też wykorzystując panujące warunki atmosferyczne może kontynuować w sposób bezpieczny proces wznoszenia. Jest to metoda, której szczegółowy opis znajdują się w dalszej części opracowania. Typowy zaczep holu w samolocie holującym zaprezentowano na rysunku 44.

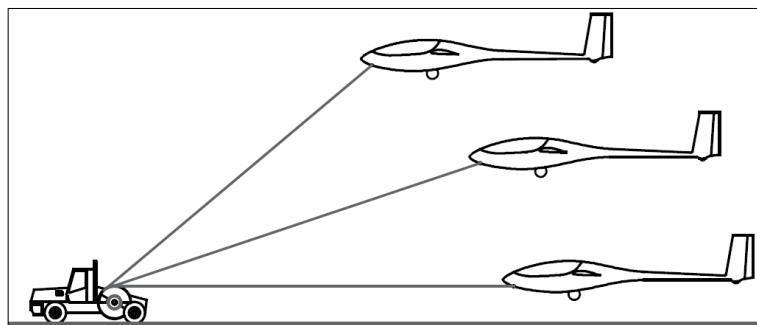


Rysunek 43. Hol szybowca za samolotem. Źródło: opracowanie własne.



Rysunek 44. Zaczep holu w samolocie. Źródło: materiały własne.

- e) Start przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej: metoda ta charakteryzuje się możliwością startu szybowców przy wykorzystaniu specjalistycznej wyciągarki lotniczej dostosowanej do holowania szybowców. W tej metodzie szybowiec zapięty jest do liny zwijanej na bęben wyciągarki, sytuację obrazuje Rysunek 45.



Rysunek 45. Start szybowca za wyciągarką lotniczą. Źródło: opracowanie własne.

Ta metoda jest powszechnie wykorzystywana ze względu na względnie niski koszt jednostkowy pojedynczego holu oraz czas między operacyjny jest bardzo krótki (na czas między operacyjny składa się czas na podpięcie szybowca, hol szybowca w powietrze, opadnięcie liny oraz ponowne dostarczenie jej końca do następnego szybowca oczekującego na możliwość startu). W tej metodzie możemy wyszczególnić poszczególne fazy widoczne na rysunku 10.

W praktyce lina holująca przymocowana jest do szybowca na przodzie konstrukcji – zaczep przedni oraz w dolnej części kadłuba – zaczep dolni. Przy czym bardziej słuszym wyborem w tym przypadku jest wykorzystanie zaczepu dolnego, ze względu na zmiany kąta liny holującej do toru lotu szybowca. Jednakże na początek zajmiemy się ogólną sytuacją rozkładu sił w trakcie startu szybowca za samolotem. Do wizualizacji zagadnienia wykorzystamy symbolicznie naszkicowany szybowiec wraz z zaznaczonymi działającymi siłami na Rysunek 46 [33]. Sytuacja obrazuje działające siły na etapie rozbiegu tj:

\vec{S} – siła pochodząca od liny holowniczej – równoległa do powierzchni ziemi,

\vec{P}_X – siła oporu aerodynamicznego,

\vec{T} – siła tarcia o podłoże,

\vec{Q} – ciężar szybowca,

\vec{N} – reakcja podłoża,

\vec{P}_Z – siła nośna.

Ze względu na działanie sił tarcia i reakcji podłoża poza punktem środka ciężkości szybowca wytwarzane są momenty skrętne $N \cdot b$ oraz $(T \cdot h)$. Momenty te wraz z tworzącymi się momentami pochodzącymi od siły naciągu liny S oraz sił aerodynamicznych równoważone są

przez moment siły generowany na usterzeniu wysokości P_H . Sytuacje równowagi sił i momentów zapisujemy w postaci:

$$\begin{cases} \vec{N} + \vec{P}_z + \vec{P}_H = \vec{Q} \\ \vec{S} = \vec{P}_x + \vec{T} \\ P_H I_H = \vec{N} b - \vec{T} h \end{cases}$$

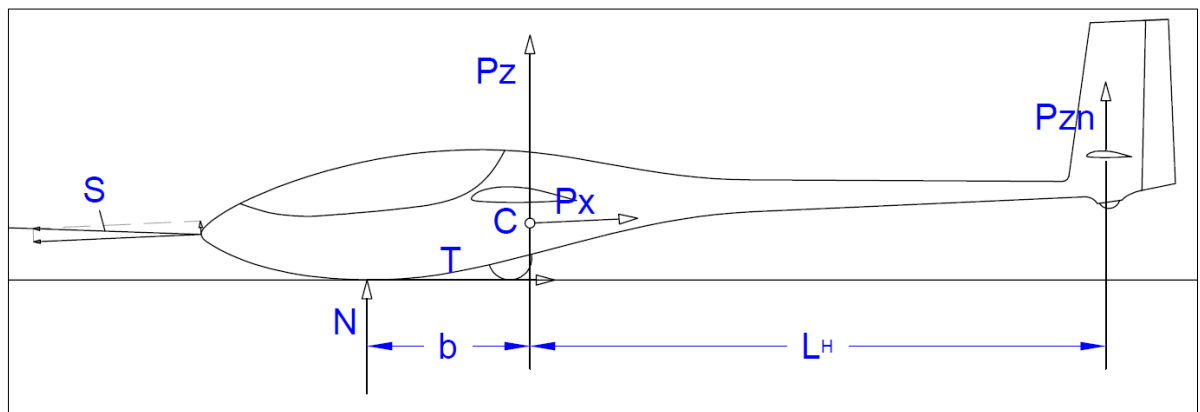
(24)

gdzie:

\vec{T} - μN ,

\vec{N} - reakcja podłoża,

μ - współczynnik tarcia podwozia o ziemię.



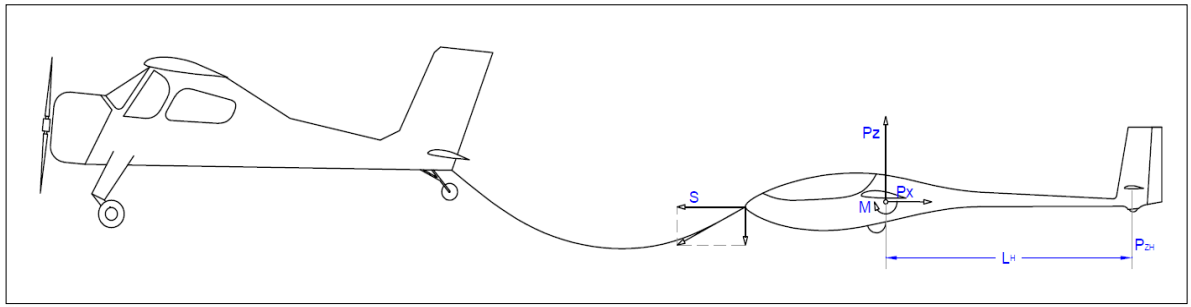
Rysunek 46. Rozkład działających sił podczas rozbiegów. Źródło: opracowanie na podstawie [33].

Podczas startu do nadania ruchu przyspieszonego szybowcowi, siły pochodzące z naciągu liny holującej muszą przewyższać pozostałe działające siły. Wzrost prędkości powoduje wzrost wartości sił aerodynamicznych zarówno siły nośnej \vec{P}_Z jak i siły oporu aerodynamicznego \vec{P}_X , natomiast maleją siły reakcji podłoża \vec{N} oraz tarcie \vec{T} . Kluczowym momentem jest zrównanie się, a następnie przewyższenie siły nośnej nad ciężarem szybowca, ponieważ w tym momencie następuje oderwanie się szybowca od ziemi i rozkład działających sił się zmienia do postaci:

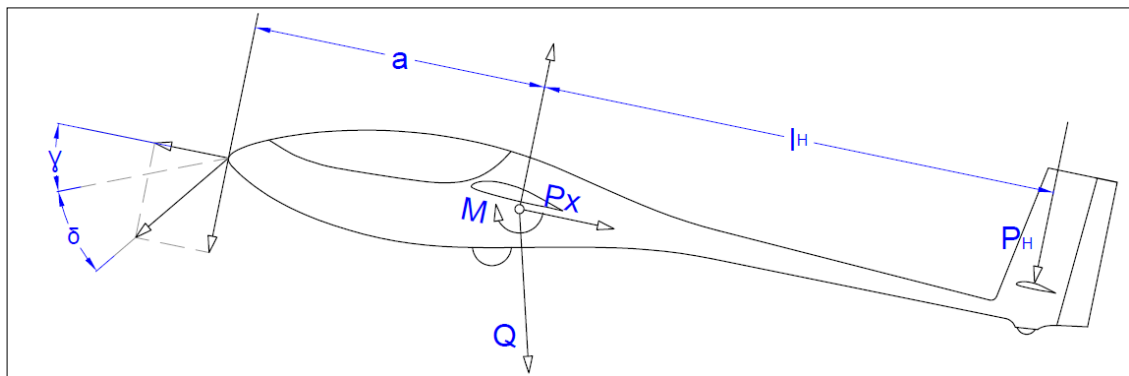
$$\begin{cases} \vec{P}_z + \vec{P}_H = \vec{Q} \\ \vec{S} = \vec{P}_x + \vec{T} \\ M = \vec{P}_H I_H \end{cases}$$

gdzie:

M - moment wprowadzany przez siły, których linia działania nie przechodzi przez środek masy szybowca.



Rysunek 47. Rozkład sił działających na szybowiec podczas holowania za samolotem, sytuacja w powietrzu. Źródło: opracowano na podstawie [33].



Rysunek 48. Rozkład sił podczas startu szybowca za wyciągarką zaczep przedni. Źródło: opracowano na podstawie [33].

Opisywana sytuacja została zobrazowana na rysunku 46, gdzie podczas lotu poziomego siłą naciągu linki S równoważy siły oporów aerodynamicznych, a siła nośna oscyluje na równi ciężarowi szybowca. Dodatkowo pojawia się moment skręcający od sił przechodzących poza środkiem masy szybowca, moment ten jest niwelowany siłą steru wysokości.

W przypadku startu szybowca za wyciągarką jak wcześniej zasygnalizowano wykorzystujemy 2 sposoby umocowania linki do szybowca: zaczep przedni i zaczep dolny, oba sposoby mocowań poza miejscem instalacji linki różnią się nieco rozkładem działających sił. Zaczynając analizę od przedniego sposobu mocowania linki zauważamy, że podczas rozbiegu jest on identyczny jak w przypadku holu za samolotem. Różnice pojawiają się w momencie oderwania się szybowca od ziemi, sytuację poglądowo prezentuje Rysunek 48.

W tym przypadku rozkład siły pochodzącej od naciągu linki S zmienia się wraz ze wzrostem wysokości oraz stopnia zwinięcia linki i tworzącego się kąta składowych tej siły S_1 i S_2 . Tylko składowa równoległa do powierzchni ziemi przyczynia się do nadania prędkości postępowej szybowca v , a więc jest pożądana. Natomiast prostopadła do S_1 składowa S_2 wpływa niekorzystnie, ponieważ powoduje zwieszenie momentu skrętnego kierującego przód szybowca ku ziemi. Moment ten musi być korygowany poprzez odpowiednie wychylenie steru

wysokości. Dodatkowym niekorzystnym efektem jest konieczność zniwelowania ciężaru samej linii, wymuszając konieczność wytworzenia znacznie większej siły nośnej w porównaniu ze startem za samolotem. Stan równowagi uzyskujemy spełniając poniższe wyrażenie:

$$\begin{cases} \vec{P}_z = \vec{Q} \cos \gamma + S_2 + \vec{P}_H \\ \vec{S}_1 = \vec{P}_x + \vec{Q} \sin \gamma \\ \vec{S}_2 b = \vec{P}_H l_H \end{cases} \quad (25)$$

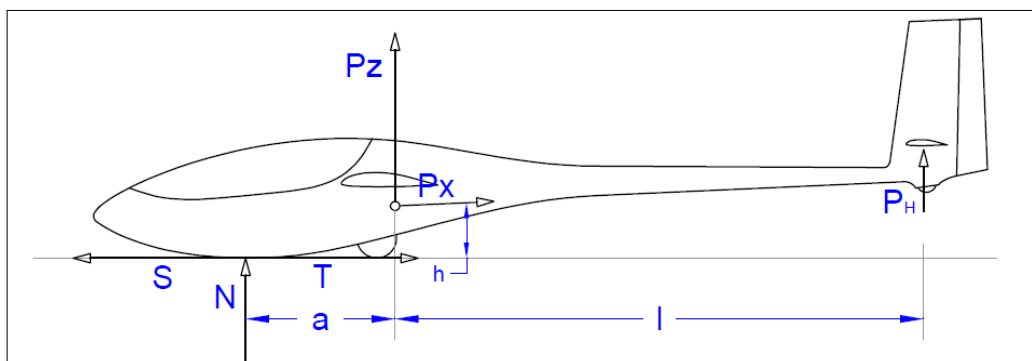
gdzie:

\vec{S}_1 – pozioma składowa siły \vec{S} ,

\vec{S}_2 – pionowa składowa siły \vec{S} .

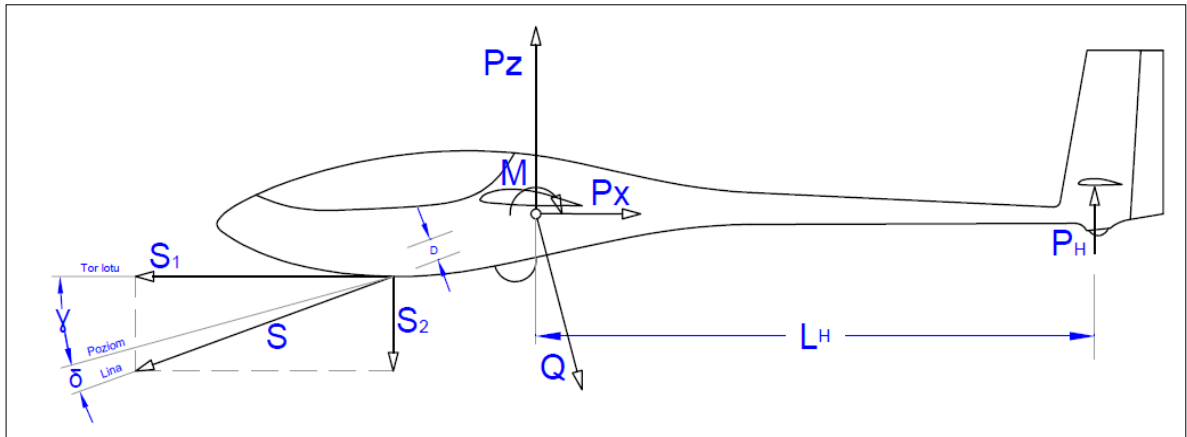
W przypadku mocowania linii w zaczepie dolnym (sytuacja zobrazowana na rysunku 49), siła \vec{S} pochodząca z naciągu linii działa poziomo, tak jak siła tarcia, jednak ze względu na konieczność uzyskania odpowiedniego przyspieszenia posiada sporą wartość i generuje duży moment skręcający M ($\vec{S} \cdot h$) kierujący maskę szybowca ku niebu. Moment ten jest korygowany wychyleniem steru wysokości [33, 52]. Poniżej przedstawiono równania równowagi opisującej sytuacji:

$$\begin{cases} \vec{P}_z = \vec{Q} \cos \gamma + \vec{S}_2 - \vec{P}_H \\ S_1 = \vec{P}_x + \vec{Q} \sin \gamma \\ \vec{P}_H l_H = \vec{S}_2 b + M \end{cases} \quad (26)$$



Rysunek 49. Rozkład sił w szybowca podczas rozbiegu zaczep dolny.

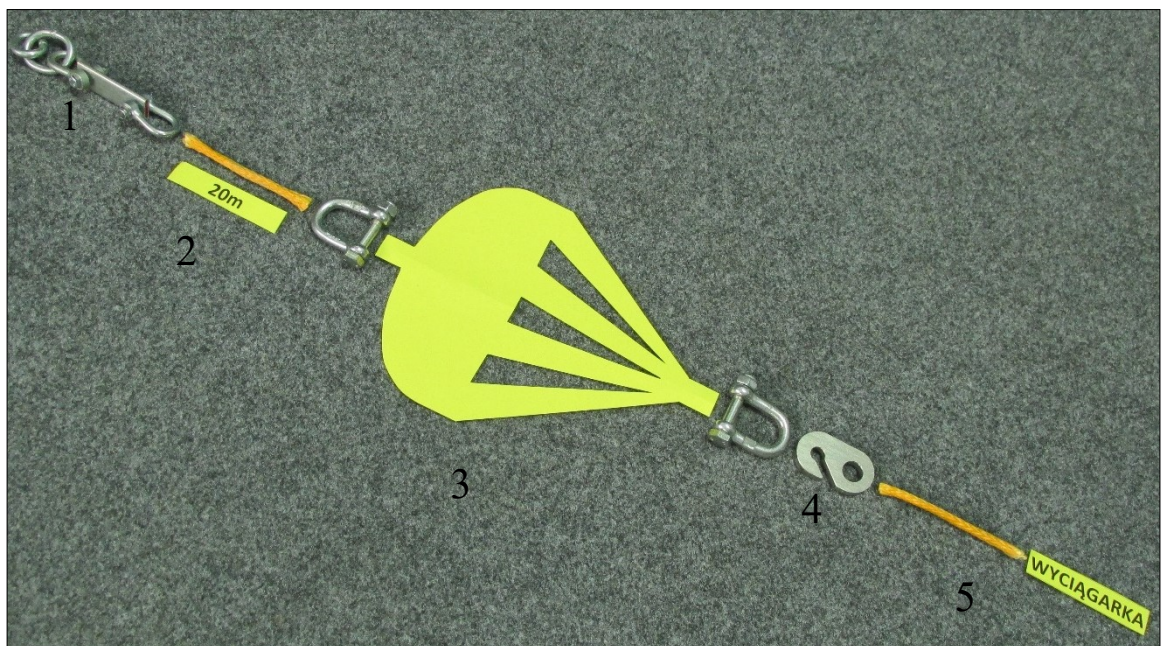
Źródło: opracowano na podstawie [33].



Rysunek 50. Rozkład sił w szybowca w powietrzu zaczep dolny.

Źródło: opracowano na podstawie [33].

Natomiast, będąc w powietrzu (rysunek 50), zapis równowagi formalnie ma taki sam jak w przypadku zaczepu przedniego. Różnicą jest mniejszy moment skręcający M zaciągający maskę ku ziemi który determinuje maksymalne zdolności znoszenia się w przypadku zaczepu przedniego.



Rysunek 51. Schemat składowy liny holu wykorzystywanej przy holu za wyciągarką.

Źródło: materiały własne.

Legenda:

1. Bezpiecznik zrywkowy;
2. Lina holownicza;
3. Spadochronik amortyzujący upadek liny;

4. Szekla montażowa;
5. Lina do wyciągarki.

W przypadku zaczepu dolnego możliwe jest uzyskanie dużych kątów natarcia, a co z tym się wiąże uzyskanie dużych wartości siły naciągu liny holującej powodującej niekiedy do jej zerwania. Typowy schemat układu liny holowniczej wykorzystywanej przy holu za wyciągarką prezentuje Rysunek 51. Widoczne na opisywanym zdjęciu wszystkie kluczowe i wymagane przepisami elementy:

- a) szekle montażowe,
- b) bezpiecznik mechaniczny,
- c) dwudziestometrowy odcinek liny zapewniający bezpieczne opadnięcie zaczepu po wypięciu się szybowca,
- d) spadochron zwalniający opadanie zestawu,
- e) szekle umożliwiające podczepienie właściwego roboczego odcinka liny nawijanej na bęben wyciągarki.

3.3. Zagrożenia związane z lotem za wyciągarką przy uwzględnieniu czynnika ludzkiego, technicznego i środowiskowego.

Bezpieczeństwo lotów jest naturalnym stanem lotnictwa. Jest to stan, w którym realizowane są założone cele, z bieżącą kontrolą potencjalnych zagrożeń, czynników stwarzających zagrożenie stwarzające prawdopodobieństwo wystąpienie potencjalnego zagrożenia. Jako czynniki zagrażające wyróżniamy:

- Czynniki ludzki;
- Czynniki techniczny;
- Czynniki środowiskowy;
- Czynniki organizacyjny.

W tym opracowaniu zostały bliżej przedstawione trzy pierwsze pozycje ze względu na ich znaczny wpływ na poziom bezpieczeństwa w trakcie wykonywania lotów szybowcem, a szczególnie biorąc pod uwagę moment startu przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej [58, 59, 60]. Czynniki ludzki definicja:

W podstawowym modelu ergonomicznym Człowiek - Maszyna – Środowisko, główną rolę pełni człowiek we wszystkich fazach „życia” sprzętu (np. statku powietrznego) poprzez oddziaływanie na nią na każdym etapie nazywamy to czynnikiem ludzkim. Czynniki ludzki może wpływać pozytywnie (projektowanie, usuwanie usterek), ale i może mieć charakter negatywny (niewłaściwa obsługa, brak pozytywnego oddziaływania jakim jest prawidłowe użytkowanie czy też niewłaściwe serwisowanie). Możliwa jest także sytuacja, w której Człowiek mający wpływ na dany sprzęt będzie w sytuacji pojawiających się zagrożeń, natomiast nie będzie

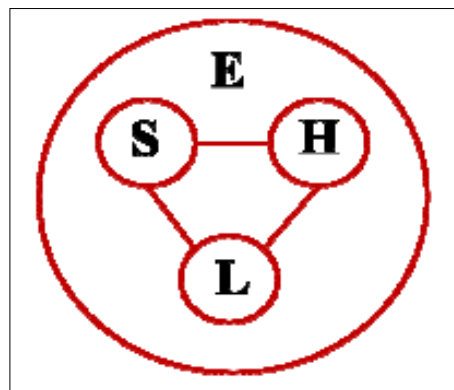
w stanie przeciwdziałać zaistniałej sytuacji zagrażającej powstania sytuacji zagrażającej bezpieczeństwu. Istnieje wiele przyczyn takiego stanu min:

- brak komunikacji – błędy i zakłócenia w obiegu informacji;
- rutyna-pewność wynikająca z długotrwałej praktyki połączona z utratą świadomości istniejących zagrożeń, wywołana często powtarzającymi się czynnościami i nużącą pracą;
- brak wiedzy–brak jasności lub pewności zrozumienia czegoś;
- roztargnienie–spowodowane np. przez odciążenie uwagi, zamieszanie, chaos myślowy;
- brak współpracy w zespole–niespójny wysiłek grupy ludzi spowodowany np.: brakiem poczucia wspólnoty celu, lękiem przed wskazaniem kierownictwu na błędy popełniane przez innych, nieodpowiednim stylem przywództwa lub nieodpowiednim sposobem komunikowania się;
- zmęczenie – bywa ignorowane, gdyż dopóki nie jest nadmierne, człowiek nie zdaje sobie z niego sprawy;
- brak zasobów–brak narzędzi, materiałów, nieaktualna dokumentacja, niewłaściwe warunki pracy;
- presja–spowodowana naciskiem przełożonych lub współpracowników, brakiem czasu, niewłaściwym ustawieniem zadań;
- brak asertywności–brak umiejętności odmówienia wykonania zadania wynikający np. z braku pewności siebie, z lęku czy z kompleksów;
- stres–zdeenerwowanie wywołane np.: presją czasu, nową metodyką, zmianą zakresu zadań, rywalizacją lub czynnikami prywatnymi;
- nieostrożność–błędna ocena możliwych konsekwencji działania spowodowana np.: presją, brakiem doświadczenia czy brakiem wiedzy;
- ułatwienia–przyjmowanie przez większość osób odstępstw od instrukcji jako standardów ułatwiających pracę.

Dlatego pojęcie czynnika ludzkiego należy postrzegać w relacjach pomiędzy człowiekiem – operatorem (pilotem, kontrolerem lotniczym, mechanikiem lotniczym itp.), a innymi obszarami, właściwymi dla eksploatacji maszyn (w tym przypadku statków powietrznych). Dlatego zostało opracowanych kilka teorii i modeli czynnika ludzkiego, głównym modelem jest model SHELL (Software Hardware Environment Liveware) zaproponowany przez E. Edwards, został zaprezentowany na rysunku 52, biorący swoją nazwę od pierwszych liter słów angielskich:

- Software – procedury, oprogramowanie, logistyka (polityka bezpieczeństwa, instrukcje, karty zadaniowe);

- Hardware – sprzęt, maszyny (narzędzia, statek powietrzny, wyposażenie, stanowisko pracy);
- Environment – środowisko, otoczenie i warunki (fizyczne, organizacyjne, polityczne, ekonomiczne) w jakich działają wszystkie elementy systemu (człowiek, maszyny, procedury);
- Liveware – człowiek, jego fizyczność: psychika, wiedza, postawa, kultura, ale także odporność na stres i normy wydajnościowe określone przez pracodawcę, ogólnie biorąc indywidualne cechy osobowe.



Rysunek 52. Koncepcja systemu SHELL. Źródło: [48].

W charakterystyce Czynnika ludzkiego można śmiało zastosować prawo Murphy’ego: „Jeśli cokolwiek może się nie udać, kiedyś nie uda się na pewno”. Na potwierdzenie powyższego prawa można przedstawić zachowania ludzkie tj: celowe działanie, odchylenie, obejście procedur, instrukcji, wymagań czy przepisów jest wykroczeniem, lecz rzadko kiedy są to akty sabotażu czy chęci destrukcji, a większość z nich wynika z lenistwa czy też z chęci wykonania „dobrej roboty”, czy sposobu szukania usprawnień, skrócenia procedury, czy też przyśpieszenia wykonywania danej pracy. Wykroczenia te często są pomijane, akceptowalne w środowisku, gdyż traktowane jako zwyczajowe. Dlatego też stworzenie właściwego systemu ochrony przed nimi jest tak istotne, a jednocześnie trudne. Nadmierne jego rozbudowanie prowadzi do sytuacji, gdy paradoksalnie będzie on prowokował do omijania procedur, bo wykonanie pracy zgodnie z instrukcjami staje się uciążliwe, a nawet niemożliwe. Aby system ochrony był skuteczny wszyscy pracownicy muszą być przekonani, że jest on potrzebny użyteczny i wszystkim się opłaca [35, 41].

Czynnik techniczny:

Złożoność lotnictwa ilustruje jej interdyscyplinarność, istnieje wiele składowych, odrębnych specjalności z różnych obszarów nauki, które wpływają na poziom bezpieczeństwa lotnictwa:

- **aerodynamikę i mechanikę lotu,**
- **mechanikę ogólną i wytrzymałość materiałów,**
- **termodynamikę,**
- **budowę statków powietrznych,**
- **zasady eksploatacji statków powietrznych,**
- technikę pilotowania,
- **elektrotechnikę,**
- **elektronikę,**
- **łączność lotniczą,**
- **ratownictwo,**
- prawo i przepisy lotnicze,
- ruch lotniczy,
- **nawigację,**
- **meteorologię,**
- czynnik ludzki,
- psychologię lotniczą,
- medycynę lotniczą.

Powyższa lista uzmysławia złożoność zagadnień związanych z lotnictwem. Biorąc pod uwagę jedynie aspekt czynnika technicznego pogrubiono te obszary nauk, które są mocno powiązane z ogólnie pojętą techniką. Dlatego należy zastosować podział na 2 grupy:

- Elementy konstrukcyjne: elementy szeroko rozumiane jako elementy składowe konstrukcji płatowca, tj.: elementy podwozia, elementy poszycia, konstrukcje węzłów, elementy usterzenia itp.
- Elementy wspomagające lot: elementy mające na celu umożliwić lot pilotom łączność, odczyty parametrów lotu itp.

W przypadku lotnictwa szybowcowego sytuacja związana z wpływem elementu technicznego jest nieco odmienna od lotnicwa GA (General Aviation) ze względu na brak napędu własnego szybowców na rzecz wykorzystania zewnętrznych elementów umożliwiające wzbicie się w powietrze szybowca, czy to poprzez wykorzystanie samolotu holującego czy też wyciągarki lotniczej. Dlatego aspekt multidyscyplinarny związany z otoczką lotnictwa szybowcowego zawęża się o elementy związane wprost z budową i eksploatacją elementów napędowych do absolutnego minimum jako elementy zewnętrzne. Jednakże nadal istnieje konieczność kontroli odpowiednich wartości parametrów charakteryzujących lot wykorzystując odpowiednie rozwiązania techniczne. Czy to będą urządzenia zainstalowane bezpośrednio w konstrukcji szy-

bowca, czy też poza nim. Dlatego niezawodność poszczególnych elementów składowych odgrywa bardzo dużą rolę. W rozważanym przypadku holu szybowców za wyciągarką lotniczą należy się skupić na 2 głównych elementach tj:

- Szybowiec;
- Wyciągarka lotnicza.

W przypadku szybowca napotykamy na szereg czynników technicznych mających wpływ na bezpieczeństwo min:

- wytrzymałość poszczególnych elementów składowych;
- wpływ zużycia eksploatacyjnego poszczególnych elementów;
- poprawność wykonanych przeglądów i napraw;
- ewentualne wady ukryte;
- fabryczna funkcjonalność.

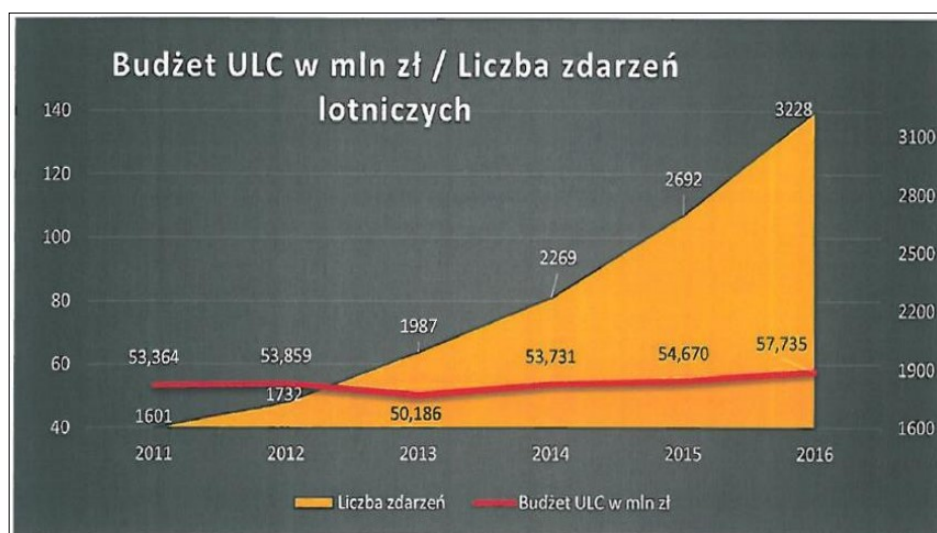
Ze względu na wykorzystywany szybowiec (konstrukcja z lat 80 ubiegłego stulecia) przeważający wpływ ma stan techniczny w jakim został zachowany dany egzemplarz. Pomimo dużej dbałości obsługi serwisowej, niestety niektóre elementy konstrukcyjne ulegają naturalnemu zużyciu w różnorodnym tempie, nie zawsze zachowanie odpowiednich czasookresów serwisowych jest wystarczające, aby określić ze 100% pewnością czy dany podzespół jest sprawny na tyle aby gwarantował poprawną pracę. Dlatego w omawianym przypadku największy problem może stanowić proces zużycia sprzętu.

W przypadku zastosowanej wyciągarki lotniczej (WS 02 JK) występują podobne zagrożenia jak wcześniej wspomniane, z taką różnicą, że konstrukcja wyciągarki lotniczej jest o wiele mniej złożoną konstrukcją względem szybowca, tym bardziej, że jest to urządzenie pozornie stacjonarne (nie lata). Jednakże ze względu na charakter wykorzystania jej jako urządzenia służącego do wzniesienia szybowców w powietrze musi być w 100% strawna, gdyż jej awaria, zatrzymanie pracy spowoduje zaprzestanie zwijania liny, a tym samym przerwie procedurę startu szybowca w momencie bardzo newralgicznym. Jest to moment zaraz po oderwaniu się szybowca od ziemi, gdzie szybowiec dopiero nabiera wysokości, a jak wiadomo sam etap startu jest bardzo niebezpieczny ze względu na małą wysokość i małą ilość czasu na prawidłową reakcję pilota na przerwanej procedurę startu. Co prawda takie sytuacje są ćwiczone w trakcie kursu szybowcowego, lecz jest to sytuacja bardzo stresująca dla pilota. W przypadku wyciągarki uwagę należy zwrócić na jednostkę napędową wraz z bębniem, bębniami nawijającymi linę holowniczą, jak również na samą linę wraz z poszczególnymi elementami funkcyjnymi (szekle, spadochronik, lina główna, bezpiecznik zrywkowy). Wprawdzie obecnie wykorzystywane liny posiadają wytrzymałość na zrywanie odpowiednio większą od wymaganego do bezpiecznego holu szybowców, jednakże podczas normalnej eksploatacji elementy te po prostu się zużywają

czy to od tarcia, czy też w trakcie uderzenia o ziemię. Ze względu na powszechnie wykorzystywane liny syntetyczne i wielozwojowe bębny, liny te podczas poszczególnych cykli pracy i charakterystyczny splot mają tendencje do zaciągania się. Więc w tym przypadku następuje osłabienie liny ze względu na nierównomierne obciążenie poszczególnych włókien w przekroju liny. Dla właściwej konserwacji lin należy je co jakiś okres, zalecany przez producenta w zależności od typu liny należy przeprowadzić procedurę powtórnego nawijania liny polegającą na rozwinięciu całej długości liny, a następnie w sposób kontrolowany nawinięcie jej na bęben z odpowiednią siłą naciągu, tak aby wyrównać poszczególne włókna w splocie liny [43,49].

Czynnik środowiskowy:

Wpływ zagrożenia środowiskowego obejmuje wszelkie relacje pomiędzy otaczającym środowiskiem, a lotnictwem, które potencjalnie mogą negatywnie oddziaływać na bezpieczeństwo ruchu lotniczego. Najpowszechniejsze zagrożenia środowiskowe to przede wszystkim kolizje statków powietrznych ze zwierzętami, głównie z ptakami, ale również zdarzenia (awarie), których przyczyną może być np. budowanie gniazd przez ptaki lub owady na obiektach infrastruktury lotniskowej oraz w elementach statków powietrznych (budowa gniazd w przewodach pneumatycznych rurek pitota, czy też zaklekanie ich wlotów), zwłaszcza czasowo wyłączonych z użytkowania. Do zagrożeń środowiskowych kwalifikuje się również przypadki zanieczyszczenia odchodami ptasimi elementów statków powietrznych oraz niszczenie przez zwierzęta infrastruktury lotniskowej (płoty, systemy wentylacyjne, kanały melioracyjne i trawiastych dróg startowych i innych trawiastych nawierzchni lotniskowych).



Rysunek 53. Wzrost liczby zdarzeń w tym kolizji z ptakami w Polsce.
 Źródło: Konferencja Bezpieczeństwa Lotów, Warszawa 26-27 października 2017.

Co do zasady, definicja „zagrożenia środowiskowe” obejmuje wszystkie kwestie związane z występowaniem zwierząt, które pośrednio lub bezpośrednio mogą negatywnie wpływać na bezpieczeństwo operacji lotniczych, stanowiąc bardzo poważne, często katastrofalne zagrożenia dla życia i zdrowia załóg lotniczych, pasażerów oraz innych osób, np. mieszkańców w miejscach i otoczeniu wypadków lub poważnych incydentów lotniczych. Dla zobrazowania problemu zaprezentowano wykres obrazujący wzrost liczby zarejestrowanych zdarzeń kolizji ze zwierzętami (głównie z ptakami) na przestrzeni lat 2011÷2016 na rysunku 53.

Kolejnym istotnym zagrożeniem dla bezpieczeństwa ruchu lotniczego są zjawiska meteorologiczne. Szczególnie niebezpiecznym zjawiskiem dla samych statków powietrznych jest mgła (jednakże w przypadku lotów szybowcowych unika się lotów w sytuacji występowania mgły). Zaawansowana współczesna technologia potrafi sobie jednak radzić z takim zjawiskiem dzięki elektronicznym systemom nawigacji – systemy te nie występują w lotnictwie szybowcowym. Z kolei występujące zazwyczaj w wiosennych i letnich miesiącach burze stanowią naprawdę istotne zagrożenie ze względu na szybkość rozwijania się i gwałtowność ich występowania. W aspekcie szybownictwa ma to o tyle istotne znaczenie, ponieważ duża część obecnie eksploatowanych konstrukcji nie jest odporna na występowanie opadów ze względu na wykorzystane do budowy materiały – drewno i drewnopochodne elementy, poszycie wykonane z materiałów o małej lub znikomej odporności na opady deszczu. Dodatkowo w okresie występowania zjawisk termicznych (tzw. kominów) szybowiec podczas lotu może spotkać na swojej drodze ruchy powietrza wynikające z termiki zarówno wstępujące (tzw. noszenia) (powszechnie wykorzystywane w trakcie lotów szybowcowych), ale także ruchy powietrza zstępujące (tzw. duszenie) gdzie występuje ruch odwrotny i masy powietrza przemieszczają się ku ziemi, ściągając szybowiec w dół. Co prawda istnieją metody przewidywania miejsc występowania odpowiednich obszarów (obserwacja kolorystyki powierzchni ziemi, obserwacja towarzyszących ptaków) jednakże istnieje duże prawdopodobieństwo błędnej oceny panujących warunków, a co za tym idzie stwarza zagrożenie w locie konstrukcji nie posiadającej zewnętrznego napędu umożliwiając uniknąć tzw. „nie dolotu” [17, 45].

Kolejnym elementem składającym się na element środowiskowy jest występowanie przeszkód. Są to przeszkody naturalne:

- Ukształtowanie terenu: szczególnie w rejonach, gdzie występuje zróżnicowanie terenu rejonów górskich czy podgórskich, występowanie wzniesień, dolin, itp.
- Występująca roślinność: rosnące drzewa, zagajniki, lasy, ale także uprawy rolne czy też porastająca trawa na pasie startowym.
- Zbiorniki wodne: stanowią barierę, gdzie zazwyczaj nie można wylądować, ale także w niektórych przypadkach są źródłem oślepienia pilota.

Przeszkody sztuczne:

- Zabudowania: w szczególności wysokie budynki, wieże, itp.
- Duże powierzchnie pokryte materiałem o innym kolorze od otoczenia: powodują różnicę w nagrzewaniu się od promieni słonecznych, a co za tym idzie generują występowanie ruchów termicznych powietrza zarówno wstępujących jak i duszających.
- Zabudowania przemysłowe: w wyniku produkcji przemysłowej i wydzielania się ogrzanych gazów następstwem są także ruchy termiczne powietrza.
- Obiekty przyciągające ptactwo: głównie wysypiska śmieci, ale także obiekty rolne, gdzie żeruje lokalne ptactwo w formie masowej stwarza niebezpieczeństwo kolizji statku powietrznego z ptactwem latającym.
- Refleksyjne połączenie elementów budynków: realnym zagrożeniem jest występowanie refleksów, odbić światła słonecznego powodujące oślepianie pilotów. Obecnie coraz większym problemem stają się budowane elektrownie fotowoltaiczne, gdzie zarówno duże powierzchnie refleksyjne jak i rozproszenie w terenie dosyć skutecznie mogą oślepić pilotów.
- Instalacje przesyłu energii elektrycznej: Instalacje te poprzez zazwyczaj mało albo niemal niewidoczne linki przesyłu energii stwarzają duże zagrożenie, szczególnie w przypadku bliskiej odległości od miejsca startu i lądowania.
- Przeszkody zabudowy lotniska: przeszkody typu hangar, ogrodzenie, wieża kontroli lotów itp.

4. Budowa systemu bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca.

Budowa tytułowego systemu ma za zadanie podniesienie poziomu bezpieczeństwa podczas startu szybowców poprzez zwiększenie świadomości pilota o aktualnym stanie krytycznych parametrów holu. W tym min. Sile naciągu liny holowniczej oraz rzeczywistym kątem natarcia szybowca. Wymienione parametry są jednymi z wielu parametrów istotnych w trakcie procesu startu szybowców przy wykorzystaniu metody holu za wyciągarką lotniczą. Budowany system odpowiedzialny jest za uzyskanie danych z zainstalowanych sensorów a także po odpowiedniej obróbce ma za zadanie przedstawić je w sposób jednoznaczny pilotowi. Przedstawienie dodatkowych danych musi w sposób minimalny obciążać pilota dodatkowymi bodźcami ze względu na konieczność sporej liczby kontrolowanych parametrów lotu. W celu doboru kontrolowanych parametrów została przeprowadzona analiza literatury tematycznej tj. podręczniki obsługi szybowca PZL KR 03 Puchatek, analizy teoretyczne aerodynamiki. Na podstawie tak uzyskanej wiedzy na temat procesu startu szybowców przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej zaplanowano i zrealizowano doświadczenie w warunkach rzeczywistego startu szybowca. W zaplanowanym doświadczeniu zebrano kluczowe dane z sensorów opisujące proces startu. Posłużyły one do potwierdzenia poprawności doboru zakresów pomiarowych wykorzystanych sensorów oraz do kalibracji algorytmu działania opisywanego systemu.

4.1. Przeznaczenie systemu bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca.

Przeznaczenie systemu

System bezpieczeństwa związanego z procesem holowania szybowca ma za zadanie ostrzegać pilota szybowca podczas startu za wyciągarką lotniczą przed przekroczeniem krytycznych wartości sił naciągu liny – chroniąc w ten sposób przez zerwaniem liny holowniczej lub zainstalowanego na niej bezpiecznika mechanicznego. Dodatkowo w/w system ma ostrzegać pilota przed zbliżaniem się do wartości krytycznego kąta natarcia szybowca zapobiegając w ten sposób niebezpiecznego efektu przeciągnięcia szybowca. System ten opiera swoje działanie na pomiarze kluczowych parametrów lotu takich jak:

- a) siła naprężenia liny holującej;
- b) wysokość lotu szybowca
- c) pozycja Geolokalizacji;
- d) prędkość szybowca (prędkość aerodynamiczna);
- e) kąt natarcia szybowca.

Następnie analizując zebrane informacje, system ma za zadanie sygnalizować pilotowi pojawienie się stanu niebezpieczeństwa poprzez zapalenie odpowiedniej kontrolki zagrożenia utraty ciągu związanego ze zerwaniem liny holowniczej, bądź też wystąpienie zjawiska przeciągnięcia szybowca poprzez przekroczenie krytycznego kąta natarcia szybowca.

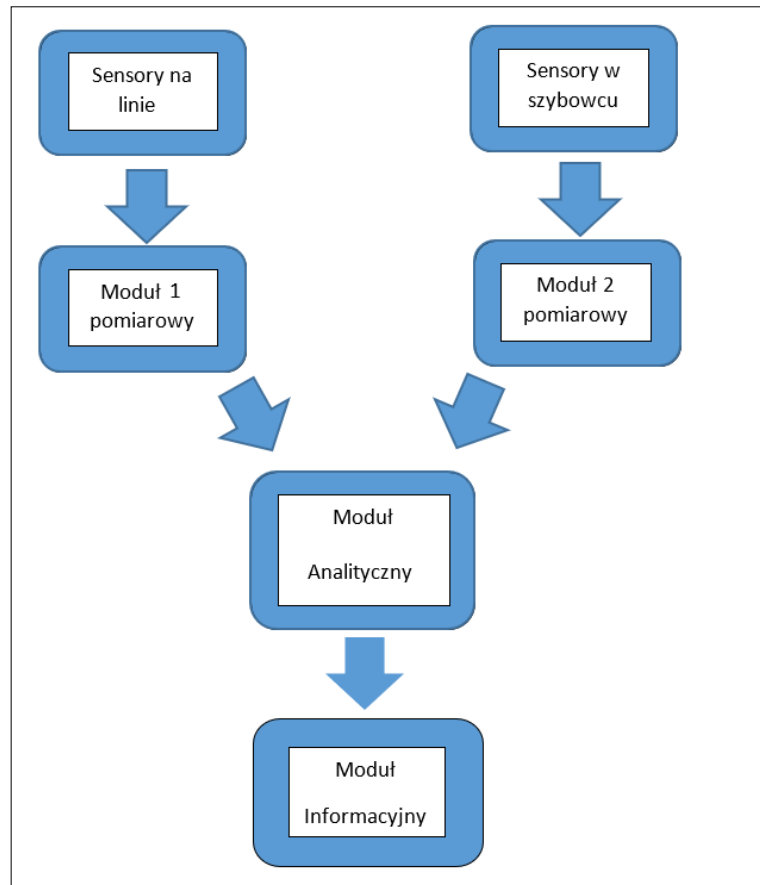
Sposób działania systemu (Rysunek 54) składa się z zasadniczych elementów tj.:

- Sensory na linie – zbiór sensorów zainstalowanych na „linie” odpowiadające za pomiar wektora siły naprężenia liny.
- Sensory w szybowcu – zbiór sensorów zainstalowanych wewnątrz szybowca odpowiadające za pomiar kąta pochylenia szybowca, wysokość szybowca oraz prędkość szybowca.
- Moduł pomiarowy 1 zlokalizowany na linie holowniczej – moduł zbierający informacje z sensorów zainstalowanych i kondycjonujący je do dalszej obróbki.
- Moduł pomiarowy 2 zlokalizowany z szybowcu moduł zbierający informacje z sensorów zainstalowanych wewnątrz szybowca i kondycjonujący je do dalszej obróbki.
- Moduł analityczny – moduł przetwarzający otrzymane dane o parametrach lotu i kontrolujący wartości siły naciągu liny oraz kąta natarcia szybowca pod kątem bezpieczeństwa, w przypadku wykrycia przekroczenia zadanego progu wysyła sygnał zapalenia odpowiedniej kontrolki w module sygnalizacyjnym.
- Moduł sygnalizacyjny – informujący pilota o parametrach holu - sygnalizacja poprzez odpowiednie zapalnie 2 kontrolki.

Sygnały pochodzące z poszczególnych modułów są zbierane i przetwarzane w mikroprocesorze ATMega 88PA dane są przetwarzane w funkcjach stało przecinkowym przez co zyskujemy na szybkości działania całego algorytmu. Wybrane sensory zostały dobrane w taki sposób, aby możliwa była ich obsługa w trybie ośmiobitowym wykorzystywanym w mikroprocesorze o mocy obliczeniowej do 20 MIPS-ów. Tytułowy system przetwarza zebrane dane (szczegółowo przedstawiony w podrozdziale 4.1.2) ma za zadanie sygnalizować pilotowi przekroczenie zadanych progów poprzez zapalenie się poszczególnej kontrolki sygnalizacyjnej, sytuacje niebezpieczne tj:

- Zbliżanie się do maksymalnej dozwolonej siły napięcia liny;
- Zbliżanie się do krytycznego kąta natarcia;

Schemat blokowy całego systemu został zaprezentowany na rysunku 54:



Rysunek 54. Schemat blokowy systemu bezpieczeństwa holowania szybowców. Źródło: materiały własne.

Dla prawidłowego przeprowadzenia badań zdecydowano się wykorzystać zaprojektowane urządzenie tytułowego systemu bezpieczeństwa ze zmienionym oprogramowaniem dedykowanym do zbierania danych i umożliwiające ich archiwizację w czasie rzeczywistym. Przygotowując badania przeanalizowano literaturę tematyczną min. (instrukcje użytkownika szybowca PZL KR 03, instrukcje pilotażu szybowcowego) opisującą w sposób teoretyczny zagadnienia związane z lotem szybowcowym, a szczególnie zwrócono uwagę na zagadnienia związane z procesem startu. W drodze analizy wybrano kluczowe parametry lotu wpływające na zachowanie się szybowca podczas startu:

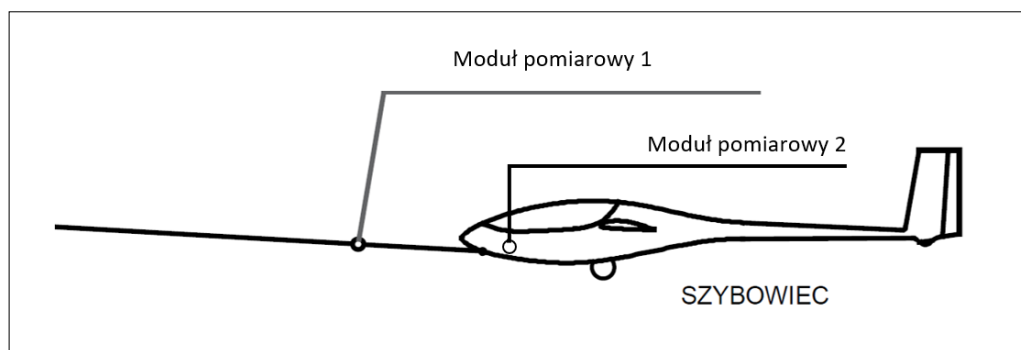
- a) Siła naprężenia liny holującej: pomiar działającej siły, która powinna być mierzona możliwie blisko punktu zaczepu liny do szybowca w związku z założeniem pomiaru sił faktycznie oddziałujących na holowany szybowiec. Poza wartością oddziałującej siły mierzony będzie także kierunek i zwrot siły umożliwiając budowę wektora trójwymiarowego. Taki sposób pomiaru umożliwi zminimalizowanie wpływu zmiennej długości liny holującej.

- b) Wysokość lotu szybowca: pomiar wysokości będzie odbywał się w głównym module pomiarowym ze względu na zmniejszenie stopnia ingerencji w szybowiec, wartość wysokości będzie wykorzystywana do wyznaczenia w sposób pośredni wartości prędkości zwijania liny holującej.
- c) Pozycja Geolokalizacji: pomiar będzie realizowany w celu pośredniego wyliczenia prędkości postępowej szybowca. W związku z tym w celu obliczeń w czasie rzeczywistym z zadawalającą dokładnością należy wykorzystać moduł GPS oferujący możliwie dużą częstotliwość odświeżania pozycji.
- d) Prędkość szybowca (Prędkość aerodynamiczna): prędkość aerodynamiczna szybowca jest kluczową wartością, którą należy kontrolować podczas lotu. W związku z koniecznością ingerencji w instalacje szybowca jest to najbardziej problematyczny punkt pomiarowy z całego systemu pomiarowego.
- e) Kąt wychylenia kadłuba: parametr ten wnosi istotny wpływ na naprężenie liny holującej.

Założenia projektowe

Następnie określono główne założenia projektowe dla budowanego systemu i oszacowano zakresy pomiarowych dla poszczególnych sensorów. Poniżej zestawiono podstawowe założenia funkcjonalne:

- a) Pomiar siły naprężenia – ciągły pomiar zmiennej wartości w zakresie $0 \div 1,5$, kN, dodatkowo dla umożliwienia budowy wektora trójwymiarowego należy mierzyć orientacje w 3 osiach z częstotliwością $3 \div 10$ Hz.
- b) Pomiar wysokości szybowca – ciągły pomiar w zakresie $0 \div 1000$ m., metodą barometryczną.
- c) Pomiar pozycji GPS – ciągły pomiar położenia względem Ziemi ze standardową dokładnością ± 1 m oraz częstotliwością min. 3 Hz.
- d) Pomiar prędkości aerodynamicznej – ciągły pomiar w zakresie $0 \div 150 \frac{km}{h}$ oraz częstotliwością min. 3 Hz.
- e) Pomiar wychylenia kadłuba szybowca – ciągły pomiar w 3 osiach z częstotliwością min 3 Hz.
- f) Radiolinia umożliwiająca komunikacje pomiędzy modułami zasięg min. 1,5 km w linii prostej i otwartej przestrzeni, umożliwiający skuteczną wymianę informacji pomiędzy modułami.
- g) Możliwość akwizycji danych.
- h) Własne niezależne zasilanie umożliwiający prace w okresie wykonywania prób.
- i) Możliwie małe gabaryty oraz odpowiednia ochrona przed udarami spowodowanymi upadkiem modułu zainstalowanego na linie holującej na płytę lotniska.



Rysunek 55. Lokalizacja systemu pomiarowego. Źródło: materiały własne.

Dodatkowo dla wszystkich elementów należy uwzględnić fakt konieczności współpracy z systemem cyfrowym, co usprawni przetwarzanie zaimplementowanych algorytmów. Jak wynika z przedstawionych powyżej opisów, większość parametrów będzie mierzona w sposób bezpośredni poprzez zaprojektowany system pomiarowy wstępnie skalibrowany i zamontowany w badanym szybowcu.

Na rysunku 55 schematycznie przedstawiono lokalizacje obydwóch modułów pomiarowych. Moduł pomiarowy dzięki swej lokalizacji - na linii holującej blisko szybowca, ogranicza jej wpływ na wyniki pomiarów oraz. Pilotem szybowca podczas testów był pilot z odpowiednim stażem będący w stanie obiektywnie zgłaszać uwagi i wykonywać procedury startu w szerokim zakresie możliwości w celu uniknięcia uzyskania zbieżnych wyników pomiarowych i operatora wyciągarki, gdyż osoby te są w stanie na podstawie własnych doświadczeń zachować odpowiedni poziom bezpieczeństwa.

Opis techniczny

Przedstawienie toku postępowania w procesie projektowania systemu pomiarowego z uwzględnieniem wykorzystywanych programów inżynierskich wspomagających proces projektowania systemów pomiarowych tj.:

- Altium Designer;
- Atmel Studio;
- PSpice;
- Fusion 360;

Projekt układu pomiarowego w Altium Designer.

W celu budowy systemu pomiarowego zdecydowano się na zaprojektowanie dedykowanego oprzyrządowania. Mając na uwadze stawiane wymagania projektowe, zdecydowano zastosować układ mikroprocesorowy bazujący na architekturze ośmiobitowej. Wybór padł na procesory jednonukładowe serii ATmega88PA (dokumentacja w załącznikach do opracowania). Wymieniony układ zapewnia wypełnienie bazowych założeń, a jednocześnie nie wymaga

skomplikowanych układów aplikacyjnych. Dzięki wsparciu dedykowanego środowiska programistycznego umożliwia napisanie wydajnych, programów implementując odpowiednie algorytmy działania systemu mikroprocesorowego [68, 69].

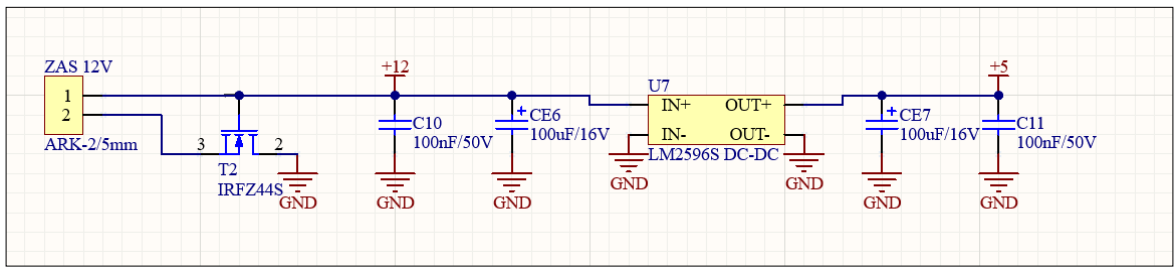
Po wyborze platformy, na której oparto projektowany system należy zapewnić odpowiednie źródło zasilania. Ze względu na pożądane parametry i dużą dostępność zdecydowano się na zastosowanie pakietu ogniw wykonanych w technologii LiPo zbudowanych w topologii 3s. ogniwa te generują napięcie rzędu 14V w stanie naładowania co jest odpowiednią wartością dla pozostałych elementów systemu (newralgicznym elementem pod kątem zasilania jest moduł komunikacyjny konsumujący największą ilość energii). Dla poprawnej pracy systemu wymagane jest podanie zasilania 5 V DC. W tym celu dla dostosowania poziomu napięcia w możliwie małymi stratami zdecydowano się na wykorzystanie modułu impulsowego regulatora napięcia opartego o układ LM2596S [72]. Schemat modułu zasilania zaprezentowano na rysunku 56.

Pomimo wykorzystania gotowego modułu zastosowano dodatkowe filtrowanie zasilania w postaci elementów CE7 i C11, poprawiając w ten sposób stabilność wytworzonego poziomu zasilania 5V niwelując impulsowy charakter pracy modułów komunikacji i powstające w trakcie „nadawania” tętnienia związane ze zwiększonym poborem energii.

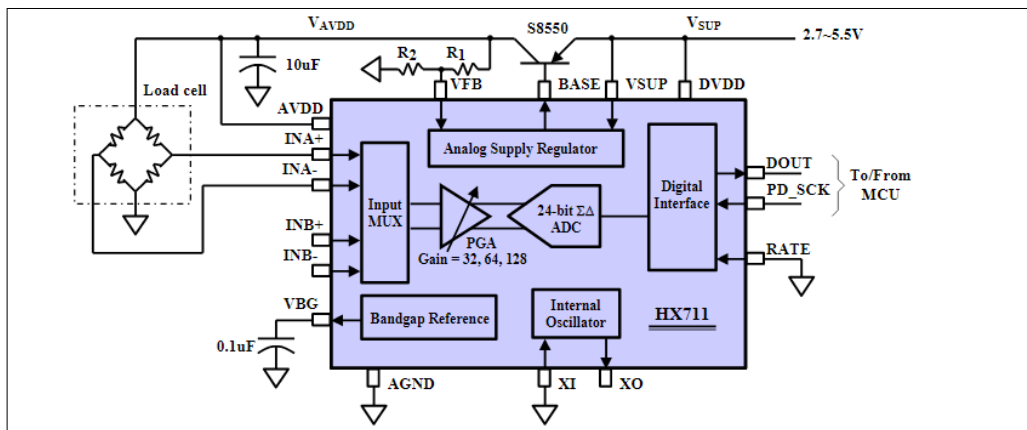
Jednym z mierzonych parametrów jest siła naprężenia liny, na drodze analizy możliwości technicznych, dostępności sensorów a także sam charakter punktu pomiarowego – lina w powietrzu zdecydowano się na pomiar za pomocą mostka tensometrycznego wraz z dedykowanym tzw. wzmacniaczem belki tensometrycznej HX711. Jest to moduł konwertujący sygnał bezpośrednio z czujnika tensometrycznego (w rozpatrywanym przypadku z tensometru zainstalowanego na linie holującego szybowiec) na wartość cyfrową. Analizując dokumentację techniczną modułu widoczną na rysunku 57 oraz dostępność w/w układów zdecydowano się na wykorzystanie dostępnych modułów zawierających układ HX711 wraz z wszystkimi peryferiami gotowych do wlutowania.

Wykorzystując opisywany moduł znacznie ułatwi sytuację związaną z problemami technicznymi jakie niesie ze sobą implementacje modułów pomiaru siły metodą mostka tensometrycznego. Analizując blokową budowę modułu HX711 można dojść do wniosku, że jest to moduł, gdzie ogólnie znane problemy związane z pomiarami tensometrami rozwiązano w bardzo prosty sposób, mianowicie zastosowano przetwornik A/C wysokiej rozdzielczości [71].

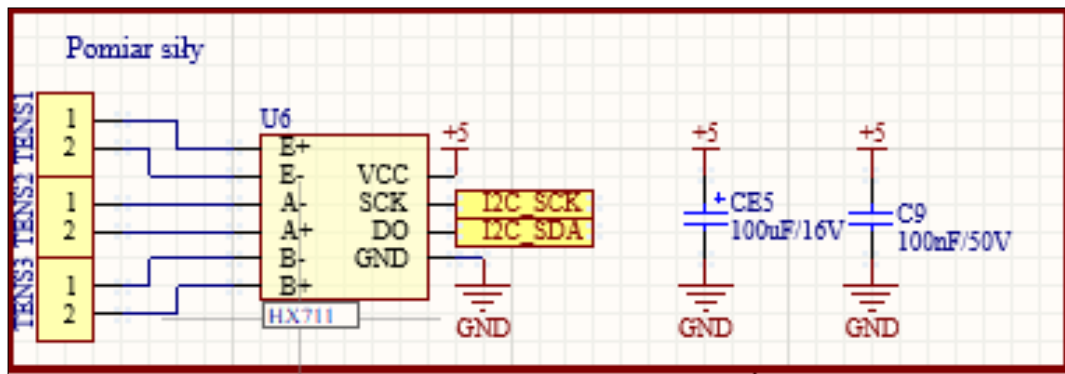
Moduł komunikujący się z mikroprocesorem za pomocą cyfrowego interface-u szeregowego wykorzystującego dwie linie, jednakże pomimo podobieństwa do standardu I²C – (dwie linie komunikacji, jedna to sygnał zegarowa a druga linia danych) są to protokoły niekompatybilne, co nieco utrudnia komunikację, jednakże możliwe jest wykorzystanie tych samych linii komunikacyjnych co standardowo zapewniają obsługę I²C.



Rysunek 56. Schemat bloku zasilania. Źródło: materiały własne.

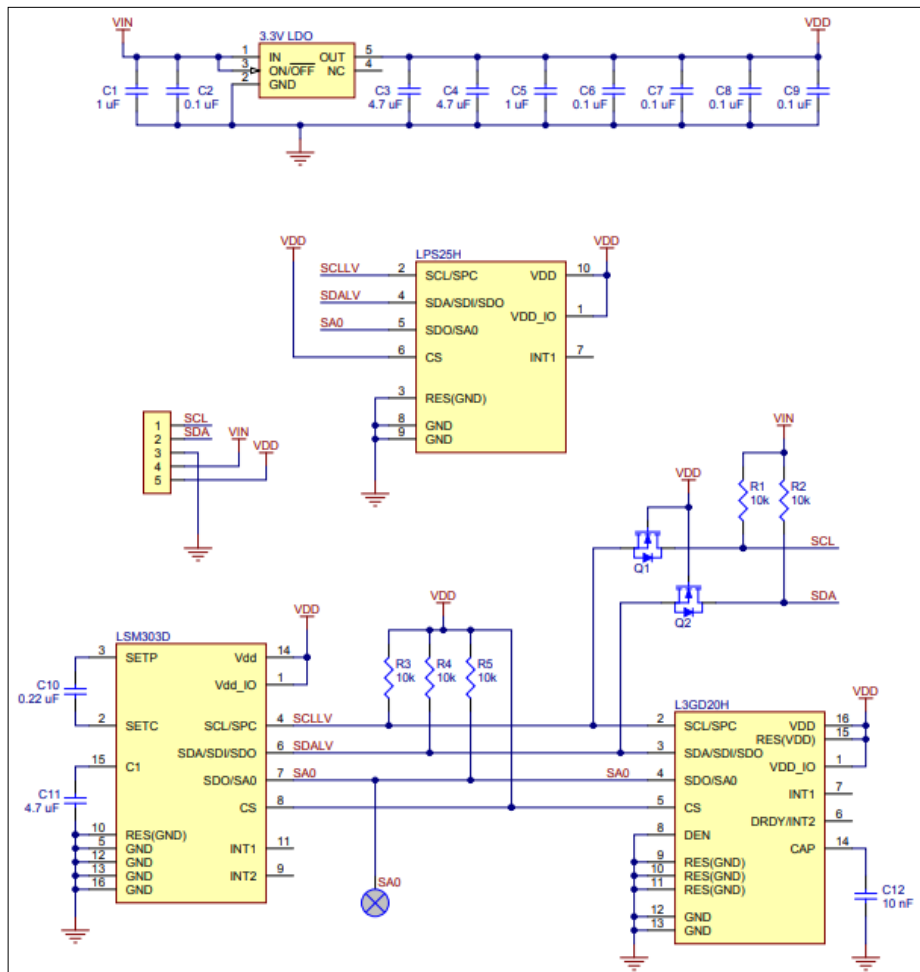


Rysunek 57. Schemat typowej aplikacji modułu HX711. Źródło: [71].



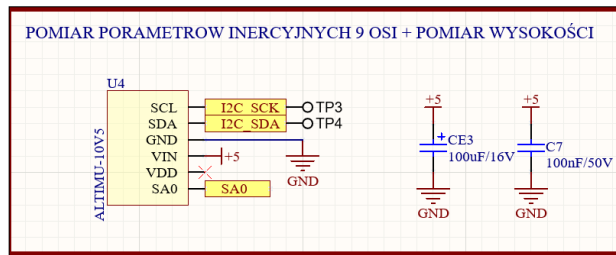
Rysunek 58. Blok pomiaru siły. Źródło: materiały własne.

Na rysunku 58 zaprezentowano blok modułu pomiaru siły w budowanym systemie. Wykorzystując układ HX711 uzyskujemy bardzo dużą dokładność pomiaru – jak podaje dokumentacja nawet 24 bity rozdzielczości oraz do 80 Hz. częstotliwości odświeżania, dla naszych celów są to wartości znacznie przewyższająca oczekiwania, dlatego jest to bardzo dobry wybór pod kątem ewentualnych dalszych modyfikacji w przypadku zmian zakresów pomiarowych z zachowaniem żądanej rozdzielczości.



Rysunek 59. Schemat ALTIMU10v5. Źródło: [67].

Pomiar wysokości bazuje na metodzie barometrycznej, jest to metoda najbardziej uniwersalna pozwalająca na zastosowanie ogólnie dostępnych rozwiązań. Dlatego na etapie analizy dostępnych rozwiązań postanowiono zastosować moduły zawierające układy wykonane w technologii MEMS zawierające zdolność pomiaru wysokości metoda barometryczna, ale także posiadające czujniki inercyjne 6 osiowe (3 osiowy akcelerometr i 3 osiowy żyroskop). Takie połączenie umożliwi dokładną kalibrację wstępną modułu. Takie rozwiązanie pozwala na bardzo duże oszczędności w gabarytach systemu. W naszym przypadku zdecydowano się na zastosowanie modułu ALTIMU-10v5, schemat modułu prezentuje rysunek 59. Dodatkowym elementem w zastosowanym module jest elektroniczny kompas, czyli kompletny zestaw wykorzystywany do budowy dronów. Są to moduły powszechnie dostępne i cieszące się dobrymi opiniami popartymi odpowiednimi parametrami. Proces minimalizacji konstrukcji postępuje nieubłaganie i dlatego zarówno parametry inercyjne jak i pomiar wysokości w projektowanym systemie będzie mierzony za pomocą opisywanego jednego modułu, schemat modułu w oknie projektu (Rysunek 60):



Rysunek 60. Moduł pomiaru wysokości i parametrów inercyjnych. Źródło: materiały własne.



Rysunek 61. ORG1410-PM04. Źródło: [75].

Moduł ALTIMU zbudowany jest z:

- LSM6DS33 -akcelerometr i żyroskop;
- LIS3MDL – magnetometr;
- LPS25H – barometr.

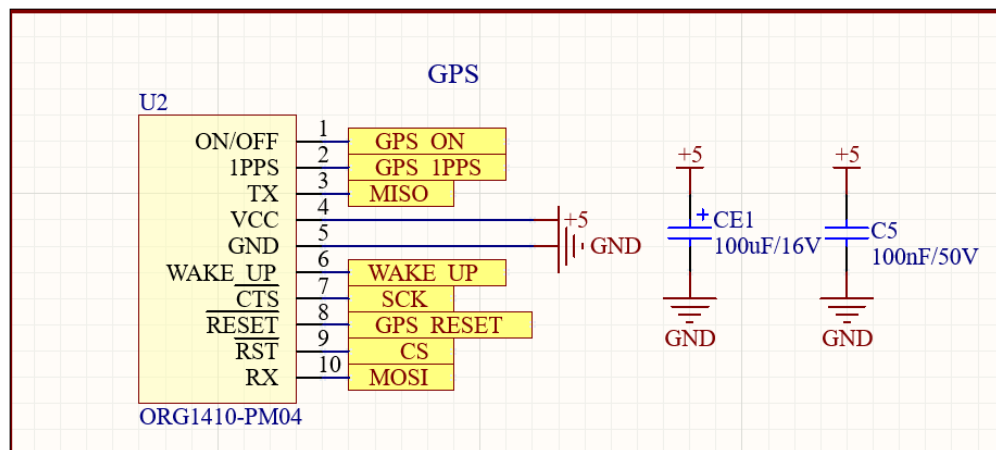
Moduł Pozycjonowania

Opisywany system wykorzystuje dane geolokalizacyjne, popularnie nazywane danymi GPS. Jest to nieco mylące, ponieważ sugeruję wykorzystanie danych systemu GPS. Natomiast aktualnie moduły geolokalizacyjne zazwyczaj wykorzystują już także informacje z innych systemów jak np. **GLONASS** (Globalna nawigacyjna sputnikowa system) – rosyjska wersja systemu, **Galileo** – europejski odpowiednik, czy też chińską wersję systemu pozycjonowania **Beidou** (Wielka Niedźwiedzica). Klasyczne cywilne moduły pozycjonowania zapewniają dokładność pozycjonowania rzędu pojedynczych metrów, co w przypadku projektowanego systemu jest wartością w pełni zadawalającą. Oczywiście istnieją moduły pozwalające na uzyskanie dokładności pozycjonowania rzędu cm. Lecz są to moduły wykorzystywane w specjalnych konstrukcjach, w cywilnych konstrukcjach głównie jako moduły geopozycjonowania geodezyjne. Jednakże pomijając wysoką cenę takiego modułu, wymagają często rozbudowanej stacjonarnej anteny odbiorczej, co w przypadku instalacji w/w modułu jest niemożliwe w warunkach pracy projektowanego systemu. Dlatego zdecydowano się wykorzystać kompaktowy

moduł pozycjonowania **ORG1410-PM04** firmy ORIGINGPS (Rysunek 611). Najważniejsze parametry modułu to:

- Dokładność pomiaru pozycji: $\pm 2,5\text{m}$;
- Wymiary: 10x10x5,8mm;
- A-GPS;
- Masa brutto: 2.404 g;
- Gorący start <1s;
- Pobór mocy: 15mW;
- Protokół komunikacyjny: NMEA, OSP;
- Odświeżanie: 1-10 Hz;
- Zasilanie: 2-5,5 V dc.

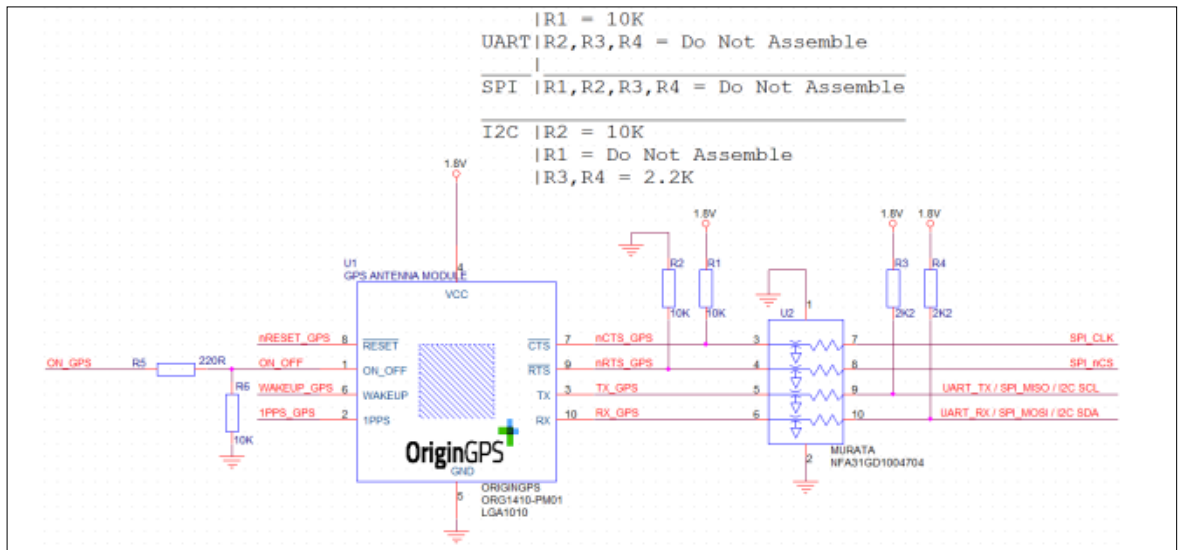
Wybór tego popularnego modułu umożliwia szybką implementację w systemie ze względu na wykorzystywany protokół komunikacyjny **NMEA**. Ze względu na wykorzystanie w systemie modułów wykorzystujących w komunikacji poziom 5V, dlatego zdecydowano się na wybór wersji natywnie kompatybilnej z poziomem napięć 5V rezygnując z wyposażania systemu z dodatkowe konwertery poziomów logicznych [75].



Rysunek 62. Moduł Geolokalizacji. Źródło: materiały własne.

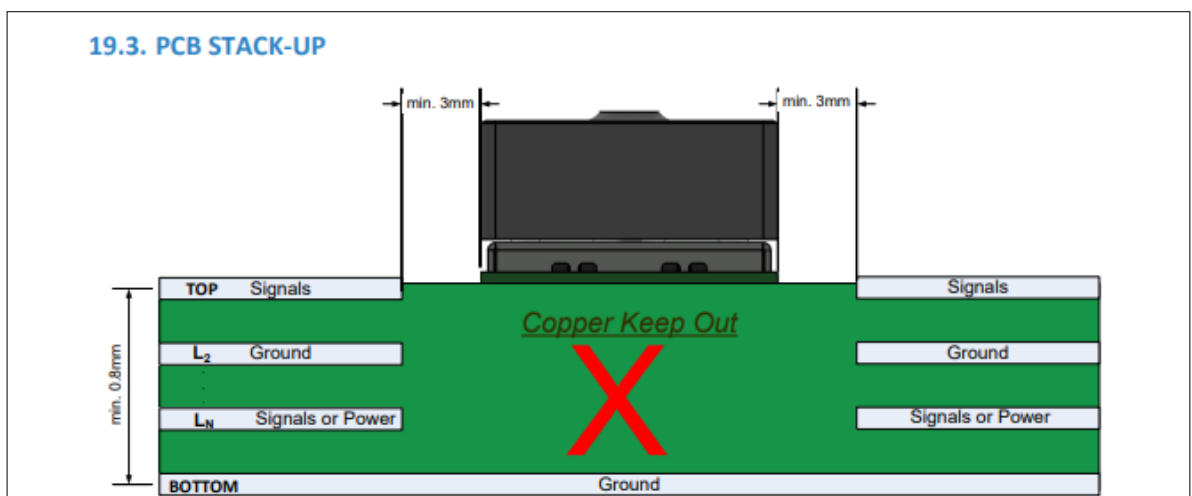
Powyżej zaprezentowano fragment schematu ideowego budowanego systemu zawierający moduł Geolokalizacji wraz z widocznymi elementami peryferyjnymi (kondensator filtrujący i odsprzęgający zasilanie - Rysunek 62). Dzięki wyborowi niemal kompletnego modułu Geolokalizacji możliwe było zminimalizowanie wykorzystanych elementów dodatkowych w celu zapewnienia prawidłowej pracy modułu. W tym celu posłużono się następującym fragmentem

dokumentacji technicznej opisującej zalecenia związane z przygotowaniem toru komunikacyjnego - Rysunek 63:



Rysunek 63. Schemat referencyjny połączeń komunikacji modułu ORG1410-PM04. Źródło: [75].

Analizując powyższy schemat połączeń, wybrano połączenie poprzez SPI ze względu na prostotę w wykorzystaniu tego wariantu – braku dodatkowych rezystorów podciągających. Wykorzystując moduł z serii plug & play, niestety nie można zapomnieć całkowicie, iż mamy do czynienia z bardzo wrażliwym elementem. Dlatego podczas projektowania obwodu drukowanego akurat na ten element należało zwrócić szczególną uwagę, projektując tak układ połączeń, aby zachować zalecane odległości od pozostałych elementów układu. Producent zaleca instalację w następujący sposób (Rysunek 64):



Rysunek 64. Zalecana instalacja modułu ORG1410-PM04. Źródło: [75].

W naszym przypadku zrezygnowano z wykorzystania 4-ro warstwowego obwodu drukowanego PCB, ze względu na relatywnie niski stopień złożoności układu. Przez co wykonanie tak zaprojektowanego obwodu drukowanego jest prostsze oraz mniej narażone na awarię mechaniczne niemożliwe do weryfikacji bez specjalistycznego sprzętu [75].

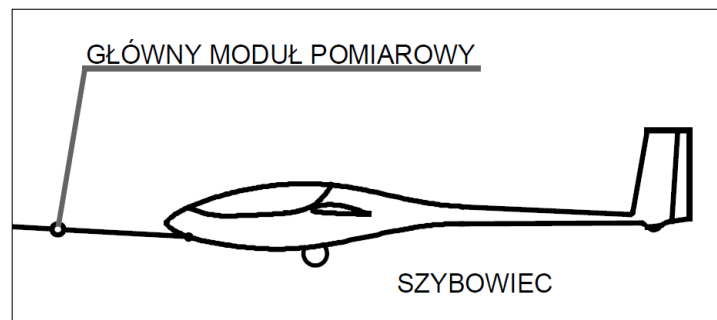
Moduł komunikacji

W projektowanym systemie wykorzystano dane pomiarowe zbierane zasadniczo w 2 punktach:

Punkt zaczepu spadochroniku.

Wnętrze kabiny szybowca.

Sytuacje obrazują rysunek 65:



Rysunek 65. Punkty pomiarowe projektowanego systemu, Źródło: materiały własne.

Ze względu na konieczność rozłączenia się liny od szybowca uniemożliwia to komunikację przewodową z modułami pomiarowymi jak również z ewentualnym modułem zlokalizowanym w wyciągarce lotniczej. Dlatego też komunikacja pomiędzy poszczególnymi modułami zbudowana musiała zostać w oparciu o technologię bezprzewodową. Kolejnym problemem zawężającym pole wyporu jest środowisko pracy systemu, mianowicie lotnisko, gdzie istnieje nasilenie różnego typu urządzeń wykorzystujących komunikację bezprzewodową, czy to typowe radia czy też komunikację w rozumieniu transmisji różnego rodzaju danych. Dlatego też, aby móc powszechnie wykorzystywać budowany system bez konieczności uzyskiwania dodatkowych uzgodnień i zezwoleń zdecydowano się wykorzystać dozwolone pasmo amatorskie 433 MZH. Jednakże w celach bezpieczeństwa dla uniknięcia nakładania się sygnałów pochodzących z różnych innych urządzeń wykorzystujących to pasmo, konieczne było zapewnienie transmisji odpornej na zakłócenia. Dlatego zdecydowano się na wykorzystanie modułów HM-TRLR-D Series 100mW zaprezentowanych poniżej - Rysunek 66.

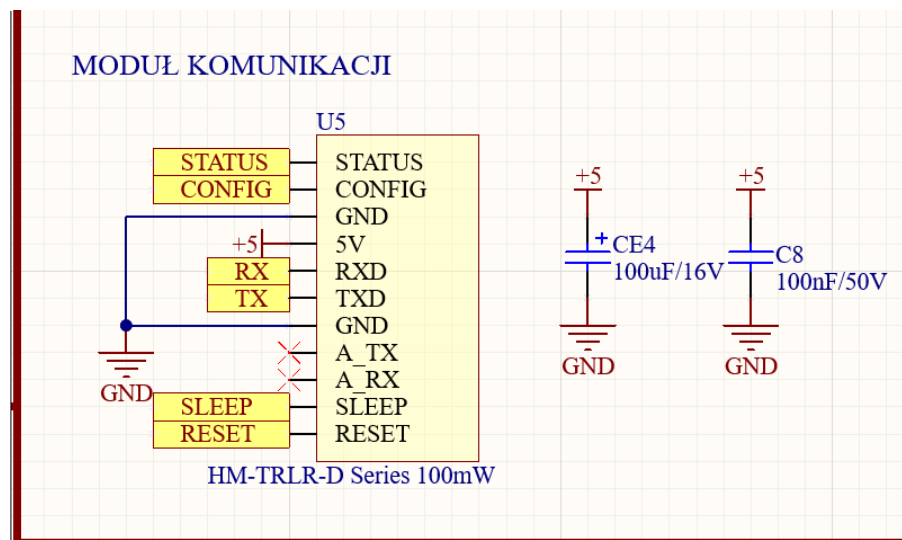
Do podstawowych parametrów należą:

- Typ modułu komunikacyjnego: transceiver;

- Rodzaj modulacji: FSK, GFSK, LoRa, OOK;
- Napięcie zasilania: 3,3...5,5V DC;
- Interface: UART;
- Pasma: 433MHz;
- Prędkość komunikacji: 1.2kbps -115.2kbps;
- Moc nadajnika: 20dBm.
- Możliwość podpięcia zewnętrznej anteny.



Rysunek 66. Moduł komunikacji HM-TRLR-D Series 100mW. Źródło: [70].



Rysunek 67. Schemat podłączenia modułu komunikacji HM-TRLR-D-TTL. Źródło: materiały własne.

Jest to co prawda rozwiązanie zaciągnięte z rozwiązań modelarskich, jednakże swoimi możliwościami technicznymi w pełni zadowalające w przypadku zapotrzebowania budowanego systemu. Moduły te są powszechnie wykorzystywane przez modelarzy RC, co stanowi bardzo duże ułatwienie ze względu na dużą liczbę zainstalowanych egzemplarzy tego modułu

i funkcjonalnie zbieżnych, przez co mamy bardzo duży zakres informacji zwrotnych o występujących problemach w eksploatacji oraz gotowe rozwiązania na nie, co jest bardzo cenną informacją w trakcie uruchamiania systemu, jak również podczas bieżącej eksploatacji. Wykorzystując zawarte w dokumentacji informacje o topologii wyprowadzeń, moduł został skomunikowany z uP poprzez port komunikacji szeregową UART, tworząc radiolinię z drugim modulem pomiarowym. Schemat połączeń zaprezentowano na rysunku 67:

Wykorzystując możliwość kodowania transmisji wybrany moduł umożliwia uniknąć zakłócenia transmisji w przypadku współdzielenia pasma z innymi użytkownikami wykorzystującymi wybrane pasmo 433 MHz. Dodatkowo wykorzystanie transmisji z tzw. „echem” zwiększa się niezawodność przesyłu danych. Do modułu przewidziana jest antena zewnętrzna dookólna widoczna na poniższym rysunku 68:

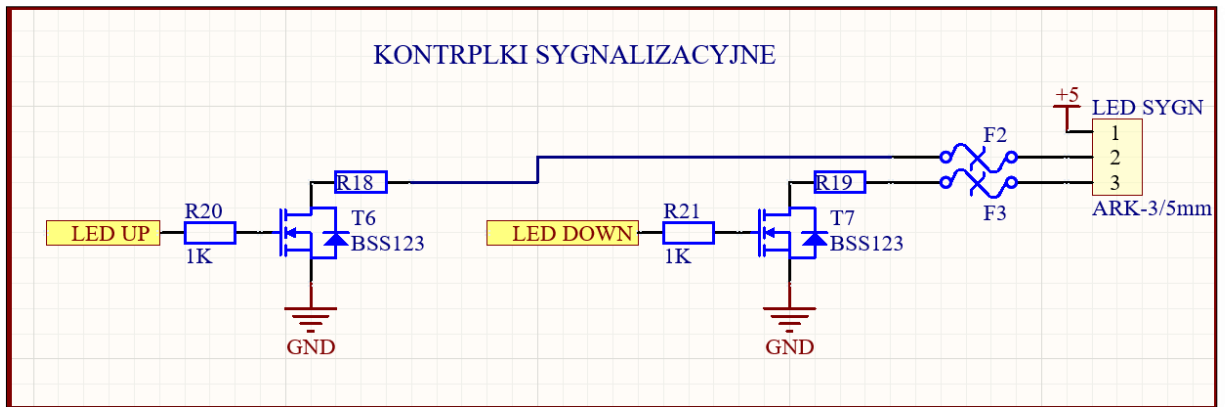


Rysunek 68. Antena dookólna 5 dBi. Źródło: materiały własne.

Wykorzystując powyższą antenę możliwe jest uzyskanie zasięgu roboczego do 2000 m w otwartej przestrzeni, co jest wystarczające do poprawnej pracy systemu [70].

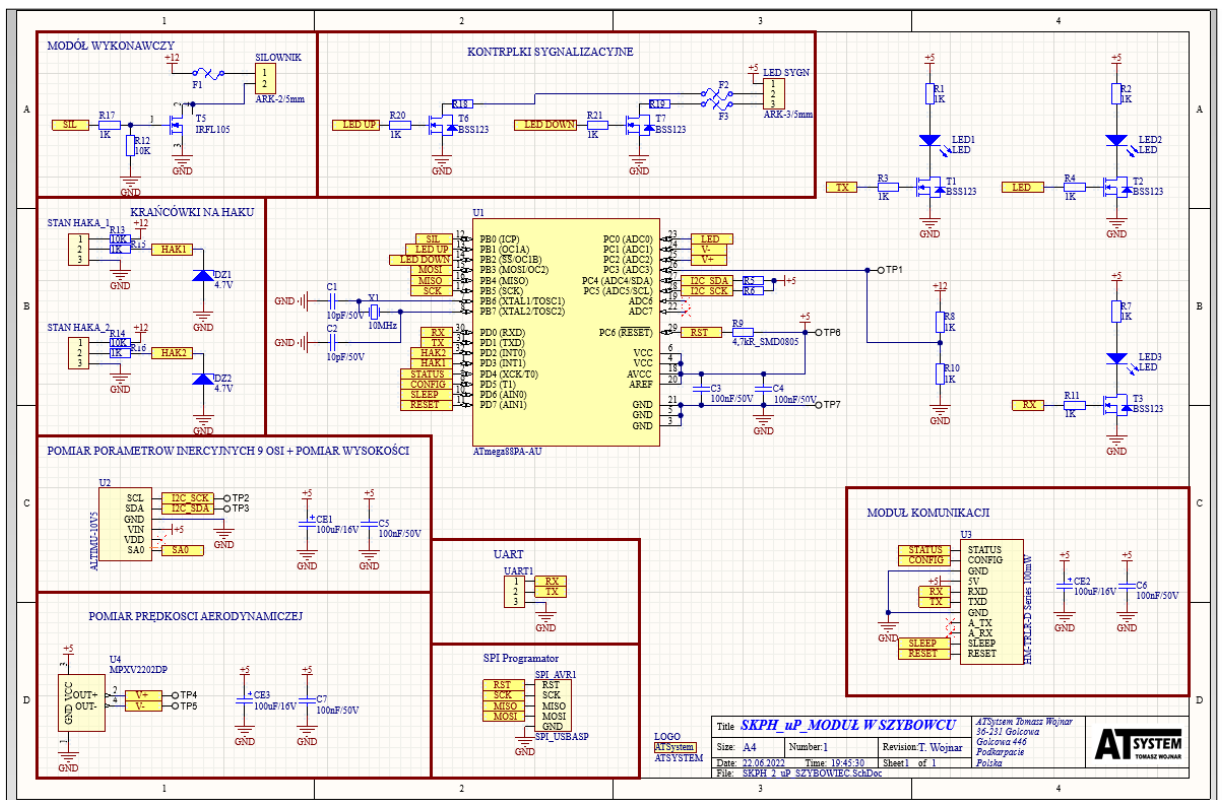
Elementy sygnalizacyjne

Ostatnim elementem jest wizualizacja danych. Ze względu na dużą ilość informacji docierających do pilota szybowca podczas startu, zbyt bogate przedstawienie informacji zdobytych i przetworzonych w opisywanym systemie bezpieczeństwa mogłoby wnieść wręcz odwrotny skutek, mianowicie nadmiar informacji utrudniłby sprawną ocenę pilota na zaistniałe warunki i mogłoby to doprowadzić do poważnych konsekwencji. Dlatego w drodze konsultacji z osobami mającymi na co dzień kontakt z pilotażem, zarówno adeptów pilotażu, jak i osoby doświadczone w lotnictwie szybowcowym, zdecydowano w pierwszym etapie rozwoju projektu na wykorzystanie pojedynczych diod LED jako wskaźników progowych. Schemat sterowania w/w diodami (kontrolkami) przedstawiony jest na rysunku 69.

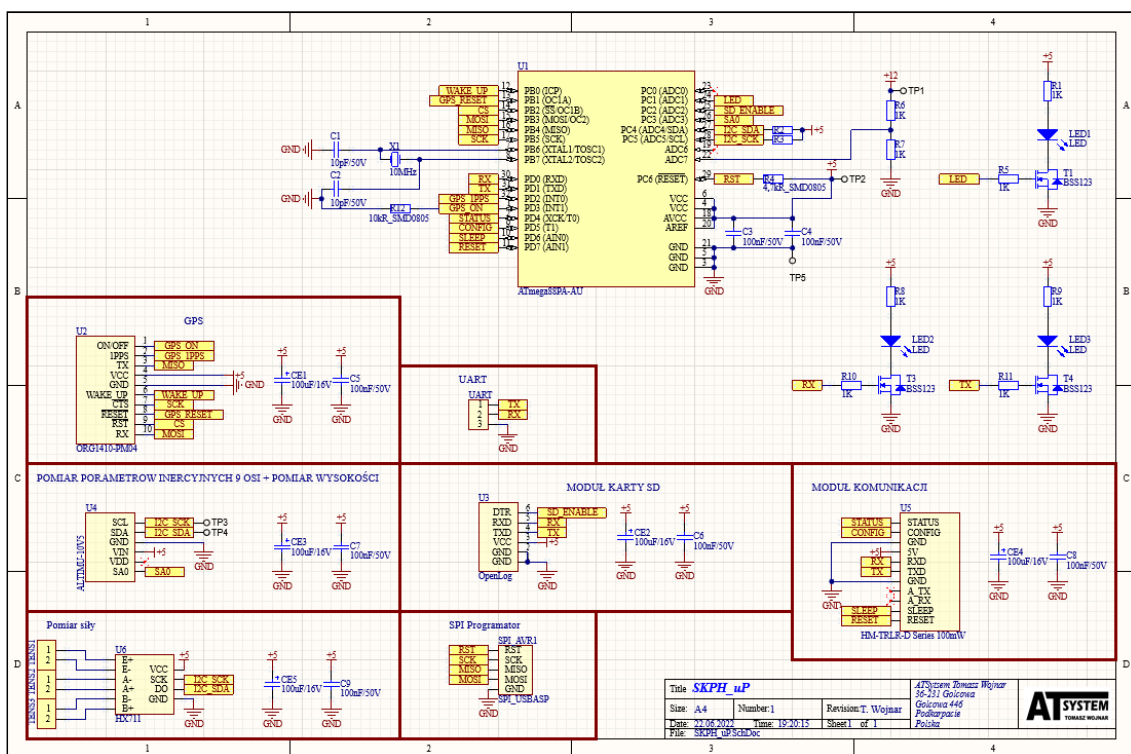


Rysunek 69. Fragment schematu prezentujący podpięcie sygnalizacyjnych Diod LED.
Źródło: materiały własne.

Jest to najprostszy sposób przedstawienia stanu holu poprzez sygnalizację dwiema diodami absorbując uwagę pilota jedynie podczas sytuacji problematycznej. Całość schematu systemu prezentuje się następująco:



Rysunek 70. Schemat elektryczny systemu bezpieczeństwa - moduł w szybowcu.
Źródło: materiały własne.



Rysunek 71. Schemat elektryczny systemu bezpieczeństwa -moduł na linie. Źródło: materiały własne.

Rysunki (Rysunek 70, Rysunek 71) prezentują schemat całościowo schemat elektryczny obydwu zaprojektowanych modułów pomiarowych z pominięciem modułów zasilających widocznych na poprzednich rysunkach.

W ramach prac związanych z uruchomieniem budowanego systemu bardzo pomocne na tym etapie było wykorzystanie dekodowania linii transmisji szeregowych zaimplementowanych w wykorzystywany oscyloskop Rigol MSO5354. Następnie na etapie kalibracji poszczególnych sensorów przeprowadzono wstępną kalibrację systemu polegającą na przeprowadzeniu testów poprawności działania poszczególnych czujników w sposób odpowiedni dla danego typu:

- Pomiar siły: testy na maszynie wytrzymałościowej ZWick, pomiar miał za zadanie kalibrację wskazań, jak również pełnił rolę testu sprawdzającego wytrzymałość układu ze względu na sposób instalacji tensometru – bezpośrednio na linie (wykorzystany tensometr: H3-C3-1.5t-3B, ZEMIC).
- Pomiar kątów wychyłu: testy na platformie do badań urządzeń inercyjnych, testy miały za zadanie potwierdzić deklarowaną przez producenta dokładność i szybkość działania.
- Pomiar wysokości: Testy miały za zadanie kalibracje odczytów czujnika ciśnienia, wykonywane były przy wykorzystaniu testera barycznego PS525.

- Pomiar prędkości aerodynamicznej: testy miały za zadanie kalibrację czujnika oraz poprawność (szczelność instalacji pneumatycznej) wykonywane były przy wykorzystaniu testera barycznego PS525.

4.2. Wprowadzenie do badań praktycznych.

Przeprowadzenie badań związanych z pomiarem parametrów lotu szybowca podczas startu za wyciągarką było odpowiedzią na postawione problemy badawcze, przedstawione w rozdziale 2. Opisany eksperyment został przeprowadzony na płycie lotniska w Krośnie w dniach 03 -05.08.2021. Dla uzyskania danych została przeprowadzona seria startów w warunkach zbliżonych do siebie tak, aby na etapie analizy zebranych materiałów możliwe było pominięcie zmiennych warunków atmosferycznych. Ze względu na ten element badania przeprowadzono go w godzinach porannych, eliminując zjawiska związane z występowaniem silnych ruchów termicznych na terenie płyty lotniska. W trakcie prób panowały następujące warunki pogodowe:

- Temperatura: $18 \div 22$ °C;
- Zachmurzenie: umiarkowane;
- Prędkość wiatru: $0 \div 2 \frac{m}{s}$;
- Opady: brak;

W celu przeprowadzenia badań:

- zebrano i przeanalizowano materiały opisujące w sposób teoretyczny loty szybowcowe z wyszczególnieniem różnych metod startu szybowców;
- zebrano i przeanalizowano przepisy i materiały prawne opisujące zasady startu szybowców, opisujące zarówno zasady dla samego szybowca jak również wyciągarek lotniczych;
- zebrano i przeanalizowano dostępne materiały szkoleniowe przedstawiane podczas kursów instruktarskiego latania;
- zebrano i przeanalizowano dokumentację techniczną szybowca, wyciągarki lotniczej które posłużyły do przeprowadzenia prób.

Po etapie przygotowania teoretycznego został zaprojektowany i wykonany układ pomiarowy i akwizycji danych (jest to ten sam hardware co w budowanym systemie bezpieczeństwa, lecz ze zmodyfikowanym oprogramowaniem zoptymalizowanym pod kątem akwizycji zebranych danych pomiarowych). Zastosowane sensory pomiarowe posiadają odpowiedni zakres pomiarowy wynikających z analizy teoretycznej z uwzględnieniem odpowiedniego „zapasu” wartości mierzonych. Podczas przeprowadzanych badań analizowane były podstawowe parametry lotu szybowca w fazie startu tj.:

- **Siła naprężenia liny holującej:** pomiar działającej siły, która powinna być mierzona możliwie blisko punktu zaczepu liny do szybowca w związku z założeniem pomiaru sił faktycznie oddziałujących na holowany szybowiec. Poza wartością oddziałującej siły mierzony będzie także kierunek i zwrot siły umożliwiając budowę wektora trójwymiarowego.
- **Kąt Siły naprężenia liny holującej:** pomiar kątów liny umożliwiający budowę wektora siły naciągu liny.
- **Kąt natarcia szybowca:** pomiar aktualnego kąta natarcia szybowca.
- **Wysokość szybowca:** pomiar wysokości będzie odbywał się w głównym module pomiarowym ze względu na zmniejszenie stopnia ingerencji w szybowiec, wartość wysokości będzie wykorzystywana do wyznaczenia w sposób pośredni wartości prędkości zwijania liny holującej.
- **Pozycja GPS:** pomiar będzie realizowany w celu pośredniego wyliczenia prędkości liny holującej. W związku z tym w celu obliczeń w czasie rzeczywistym z zadawalającą dokładnością należy wykorzystać moduł GPS oferujący możliwie dużą częstotliwość odświeżania pozycji.
- **Prędkość aerodynamiczna:** prędkość aerodynamiczna szybowca jest kluczową wartością, którą należy kontrolować podczas lotu wszelakich konstrukcji, a szczególnie podczas startu. W związku z koniecznością ingerencji w instalacje szybowca jest to najbardziej problematyczny punkt pomiarowy z całego systemu pomiarowego.

Szczegółowo system został opisany w podrozdziale: **4.1**.

Przedmiotem przeprowadzonych badań były siły oddziałujące w czasie lotu za wyciągarką. W ramach badań wykorzystano szybowiec PZL KR-03 Puchatek zaprezentowany poniżej na rysunku 72. Podstawowe parametry zostały przedstawione w tabeli 2.



Rysunek 72. PZL KR 03 Puchatek. Źródło: materiały własne.

Tabela 2. Podstawowe parametry szybowca PZL KR 03 Puchatek,
Źródło: opracowano na podstawie [77].

Rozpiętość	16,40 m
Wydłużenie	13,9
Długość	8,63 m
Wysokość	1,65 m
Powierzchnia nośna	19,44 m ²
Profil skrzydła	FX S 02/1-158
Masa Własna	335 kg
Masa Startowa	540 kg
Prędkość minimalna	69 km/h
Prędkość ekonomiczna	75 km/h
Prędkość optymalna	85 km/h
Prędkość dopuszczalna	200 km/h
Prędkość holowania	95 - 130 km/h
Doskonałość maks.	27
Współczynnik obciążenia konstrukcji	+5,3G -2,65G

Testowy szybowiec holowany był przy pomocy wyciągarki lotniczej WSK 02 JK zaprezentowany na zdjęciu – Rysunek 73.

Parametry

- Wyciągarka dwubębnowa samobieźna;
- Ciężar własny 7000 kg.;
- Silnik wysokoprężny SW-680 turbodoładowany 270 KM.;
- Sprzęgło hydrokinetyczne;
- Bębny zwijające liny o długości do 3500 m;
- Rury osłonowe liny;
- Nożyce awaryjnego przecinania liny;
- Prowadnica do prawidłowego nawijania liny.



Rysunek 73. Wyciągarka lotnicza WSK 02 JK. Źródło: materiały własne.

Ze względu na wybrany model szybowca jako bezpiecznik zrywkowy zainstalowany został bezpiecznik BZ-5 o sile zerwania: 1000 ± 100 kG koloru czarnego. Bezpiecznik ten został dobrany wedle wskazań poniższego wykazu przedstawionego w tabeli 3.

Tabela 3. Zestawienie i parametry bezpieczników zrywkowych wykorzystywanych podczas holowania szybowców. Źródło: opracowanie własne na podstawie: [30, 39, 78].

Rodzaj bezpiecznika	Siła zrywająca, kG	Siła zrywająca, kN	Barwa oznaczenia
BZ-1	500 ± 50	$4,90 \pm 0,49$	Biały
BZ-2	600 ± 60	$5,88 \pm 0,58$	Niebieski
BZ-3	750 ± 75	$7,35 \pm 0,74$	Czerwony
BZ-4	850 ± 85	$8,34 \pm 0,83$	Brązowy
BZ-5	1000 ± 100	$9,81 \pm 0,98$	Czarny

Dodatkowo z poniższego zestawienia (Tabela 4.) dobrano odpowiednie parametry holu tj. dla opisywanego przypadku szybowiec Puchatek należy holować z prędkością zawierającą się w przedziale $90 \div 110$ km/h.

Tabela 4. Zestawienie zalecanych parametrów holu poszczególnych szybowców.
Źródło: opracowanie własne.

Typ szybowca	Rodzaj bezpiecznika	Masa, kg	Zalecana prędkość holowania, kts	Zaleca prędkość holowania, $\frac{km}{h}$	Max. prędkość holowania $\frac{km}{h}$
Mucha 100	BZ-1	315	54	100	
Mucha STD	BZ-1	324	54	100	
PW5	BZ-1	300	55-60	100-110	120
Swift	BZ-2	410	75	139	
Cobraa 15	BZ-3	385	55-60	100-110	130
Foka 3/4/5	BZ-3	313	55-60	100-110	
Jantar (STD)1,2,3	BZ-3	390	60	110	
Jantar 1 19m	BZ-3	515	59	110	110
Junior	BZ-3	380	60	110	130
Pirat, Pirat C	BZ-3	369	55	100	118
Bocian	BZ-5	540	55-60	100-110	
Puchacz	BZ-5	570	55	100	110
Puchatek	BZ-5	540	49-59	90-110	

Wartość zabezpieczenia bezpiecznika zrywkowego jak także prędkość holowania są dobrane zgodnie z instrukcją użytkowania wykorzystanego szybowca.

Badania przeprowadzono na lotnisku w Krośnie zaprezentowanym na rysunku 74.

Poniżej dane lotniska:

Szerokość geograficzna: 49° 40' 40, 13" N;

Długość geograficzna: 21° 44' 41, 82" E;

Wysokość geograficzna: 281,21 m n. p. m.

Starty szybowca odbywały się na pasie trawiastym o parametrach:

Nazwa: PS-1;

Długość: 1035m;

Szerokość: 100m;

AZ: 291°-111°.

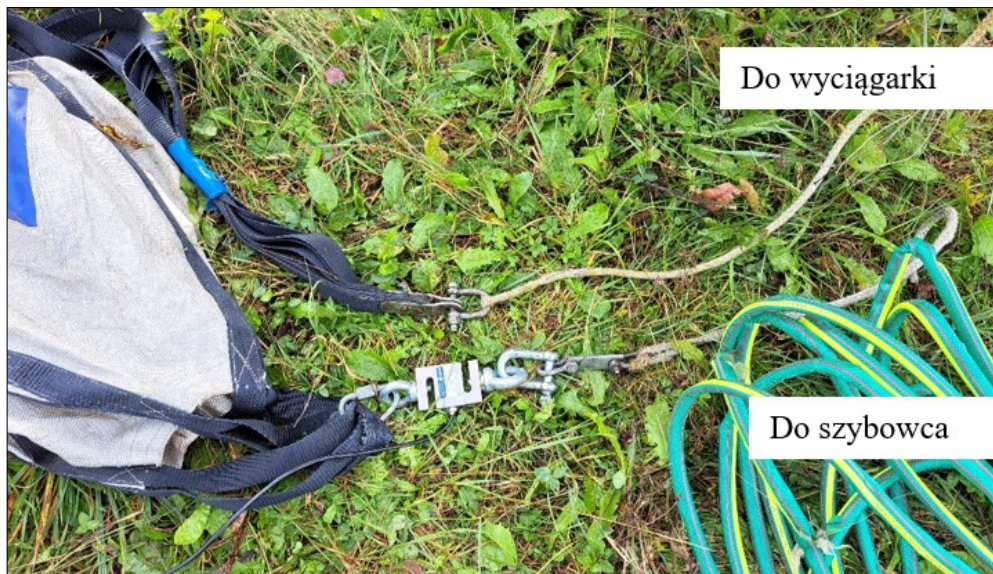


Rysunek 74. Lotnisko Krosno EPKR. Źródło: [54].

Plan badań:

1. Etap przygotowania:

- Instalacja aparatury: Aparatura pomiarowa została skonstruowana w taki sposób, aby jej instalacja nie wymuszała jakichkolwiek trwałych modyfikacji. Co za tym idzie nie wymagane były zezwolenia i dopuszczenia związane z modyfikacją statku powietrznego.



Rysunek 75. Sposób montażu tensometru. Źródło: materiały własne.

W celu instalacji tensometru odpowiadającego za pomiar siły naprężenia liny należało rozpiąć szkle mocujące odcinek liny ze „spadochronikiem” oraz linę podczepianą do szybowca i w tym miejscu zainstalowano tensometr za pomocą dostarczonych szekli (rysunek 75). Kolejnym elementem, który wymaga instalacji zewnętrznych elementów jest instalacja rurki prandtla (wykonanej specjalnie dla potrzeb przeprowadzenia badań) odpowiadająca za pomiar prędkości aerodynamicznej. Element ten zainstalowano na owiewce kabiny w miejscu z możliwie niskimi zawirowaniami związanymi z aerodynamiką szybowca. Pozostałe sensory pomiarowe znajdują się wewnątrz urządzenia, dlatego do instalacji pozostaje jeszcze antena komunikacyjna z drugim modułem. Antenę zainstalowano na zewnątrz kabiny szybowca w celu poprawnej komunikacji.

- Test poprawności działania: Test poprawnej instalacji zawiera się do uruchomienia obu urządzeń i zweryfikowaniu poprawności komunikacji radiowej.
- Instruktaż osób biorących w badaniu: Osoby biorące w badaniu zostaną poinformowane o rodzaju badania, sposobie zbierania informacji oraz o parametrach, które będą rejestrowane. Informacja ta ma na celu zwrócenie uwagi na zainstalowaną aparaturę. Ze względu na charakter testów (loty z systemem sygnalizujący „nowe” informacje jak na standard pilotażu szybowcowego) zdecydowano się na pilotaż szybowca przez pilota instruktora lotnictwa szybowcowego z wieloletnim stażem (lat 56)

2. Przeprowadzenie właściwych badań.

Na etapie bezpośrednich lotów zostały zebrane dane pomiarowe bezpośrednio podczas startu szybowca: Przeprowadzono 3 loty wstępne mające na zadanie zweryfikowanie poprawność pracy aparatury oraz zaznajomienie się z metodologią pomiarów, a szczególnie wychwycenie kluczowych faz procesu holowania tj: start z miejsca, rozbieg, oderwanie się od ziemi i wytrzymanie, lot wznoszący, wyrównanie lotu przy maksymalnym pułapie i wyczepienie. W celu zebrania odpowiedniej liczby danych zostało przeprowadzone 15 lotów testowych, podczas których zbierane dane były zapisywane na karcie pamięci. Końcowym etapem bezpośredniego zbierania danych jest demontaż urządzeń pomiarowych w związku z wymogami związanymi z tymczasowej instalacji aparatury po przeprowadzonej sesji pomiarowej należy zdemontować urządzenia przywracając pierwotną funkcjonalność szybowca.

3. Opracowanie zebranych danych.

Ostatnim etapem prac związanych z przeprowadzeniem badań było opracowanie wyników tych badań. Zebrane dane zostały zarchiwizowane i wykreślone wykresy dla wartości mierzonych w sposób bezpośredni w środowisku Excel. Natomiast wielkości wymagające dodatkowej analizy zgromadzonych danych ze względu na metodę pomiaru pośredniego tj. kąt natarcia szybowca, analizy te zostały wykonane także w w/w środowisku. Następnie wyciągnięto wnioski wynikające z zebranych danych. Badania te należy traktować jako badania pilotażowe w procesie rozwoju produktu.

4. Walidacja

Główną trudnością w lataniu szybowcem jest kontrolowanie kluczowych parametrów lotu umożliwiających bezpieczną kontynuację lotu, a w szczególności podczas samego startu i lądowania, jednakże w tym rozważaniu zajmiemy się jedynie etapem startu szybowców. Wartości te są ogólnie znane z wyliczeń teoretycznych inne dla każdej konstrukcji danego szybowca, jednakże podczas startu szybowcem uwaga pilota skupiona jest na kontrolowaniu najważniejszych parametrów tj.:

- prędkość aerodynamiczna szybowca;
- wysokość lotu;
- kąt natarcia.

Ze względu na ograniczoną percepcję człowieka pilot nie ma możliwości kontrolować wszystkich kluczowych parametrów lotu (w szczególności w przypadku rozpatrywanego samego etapu startu) i dlatego pomimo utrzymywania podstawowych parametrów samego startu możliwe jest przekroczenie innych parametrów mogących stanowić zagrożenie – w skrajnych przypadkach prowadzić do zerwania liny holującej, co stanowi poważne zagrożenie. Dlatego przeprowadzenie tytułowych badań poza aspektem poznawczym ma na celu zgłębienie zagadnień zjawisk fizycznych w celach związanych z budową systemu bezpieczeństwa wspomagającego proces startu szybowców. Badania te mają potwierdzić możliwość budowy w/w systemu przy wykorzystaniu aktualnych możliwościach technicznych. W tym celu został przeprowadzony przegląd literatury tematycznej ze szczególnym uwzględnieniem aspektów zawartych w materiałach instruktażowych dla adeptów pilotażu szybowcowego. Dla właściwego poznania charakterystyki badanego tematu zdecydowano się na eksperyment w warunkach naturalnych tj. podczas startu szybowca. Uwzględniając konieczność prowadzenia badań w bardzo specyficznych warunkach przeanalizowano dostępne narzędzia badawcze. Po weryfikacji dostępności do aparatury pomiarowej zdecydowano, że do wykonania pomiarów zaprojektowano dedykowany system pomiarowy z uwzględnieniem wymogów jakie stawia konieczność prowadzenia pomiarów podczas startu szybowców przy pomocy liny holującej:

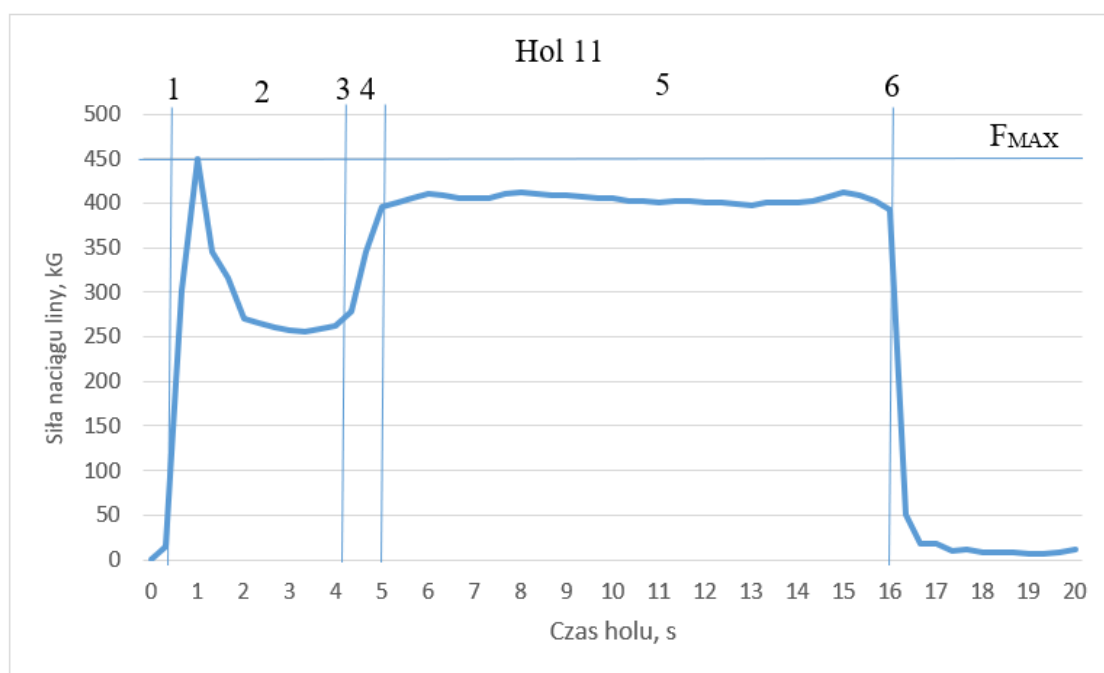
- możliwość instalacji na możliwie blisko końca liny holowniczej,

- możliwość pomiaru kluczowych parametrów,
- odpowiednia dokładność pomiarowa wystarczająco duża, aby możliwa była wiarygodna analiza zgromadzonych danych,
- pomiar w czasie rzeczywistym kilku parametrów,
- możliwość pracy z własnym zasilaniem,
- małe gabaryty,
- odporność na upadki z dużej wysokości,
- możliwie mała ingerencja w konstrukcje zespołu wyciągarka – lina - szybowiec podczas instalacji.

W/w system pomiarowy bazuje na tytułowym systemie bezpieczeństwa holowania szybowców z uwzględnieniem odpowiednich zmian w oprogramowaniu tak aby możliwa była akwizycja danych pomiarowych do prac związanych z ich obróbką. Dlatego też jest to jedno i to samo urządzenie zawierające te same sensory co w/w system.

4.3. Wyniki badań - dyskusja

W ramach przeprowadzonych badań zostało przeprowadzonych 15 startów szybowcem szkoleniowym PZL KR-03 Puchatek, przy udziale wyciągarki lotniczej WSK 02 JK. Zebrane dane z poszczególnych lotów zostały zebrane i na ich podstawie wykreślono poszczególne wykresy odpowiednich parametrów i zależności.



Rysunek 76. Wykres przebiegu siły naciągu liny w czasie trwania holu szybowca za wyciągarka lotniczą. Źródło: załącznik 1.

Legenda:

- 1 - Postój szybowca, rozpoczęcie holu;
 - 2- Rozbieg;
 - 3- Oderwanie od ziemi;
 - 4 -Wytrzymanie, lot na małych kątach natarcia;
 - 5- Lot na dużych kątach natarcia;
 - 6- Wyczepienie;
- F_{MAX} - Maksymalna wartość siły naciągu liny holowniczej.
W kolejnych wykresach zastosowano analogiczne oznaczenia etapów holu.

Podstawowym wykresem opisującym start szybowca za wyciągarką mającym kluczowe znaczenie z punktu widzenia budowanego systemu (kontrola siły naciągu liny) jest wykres przedstawiający siłę naciągu liny holowniczej (wartości wyrażono w kg) podczas startu szybowca. Powyższe zależności prezentuje Rysunek 76.

Analizując kształt wykresu można w sposób jednoznaczny poszczególnie etapy holu tj.:

1. Postój szybowca;
2. Rozbieg;
3. Moment oderwania się szybowca od podłoża;
4. Wytrzymanie;
5. Lot na dużych kątach wraz z punktem wyczepienia.

Ad.1. Postój szybowca jest pierwszym etapem startu szybowca, w analizowanym przykładzie właściwie ukazany jest moment do czasu 0,5 s. Jest to charakterystyczny moment brany pod uwagę podczas analizy zebranych danych, które umożliwiły wychwycenie właściwego interwału zbieranych danych. Etap ten charakteryzuje się zerową wartością siły naciągu liny bądź też niewielką wartością wynikającą z procedury startu mianowicie wstępnym naprężeniem liny holowniczej.

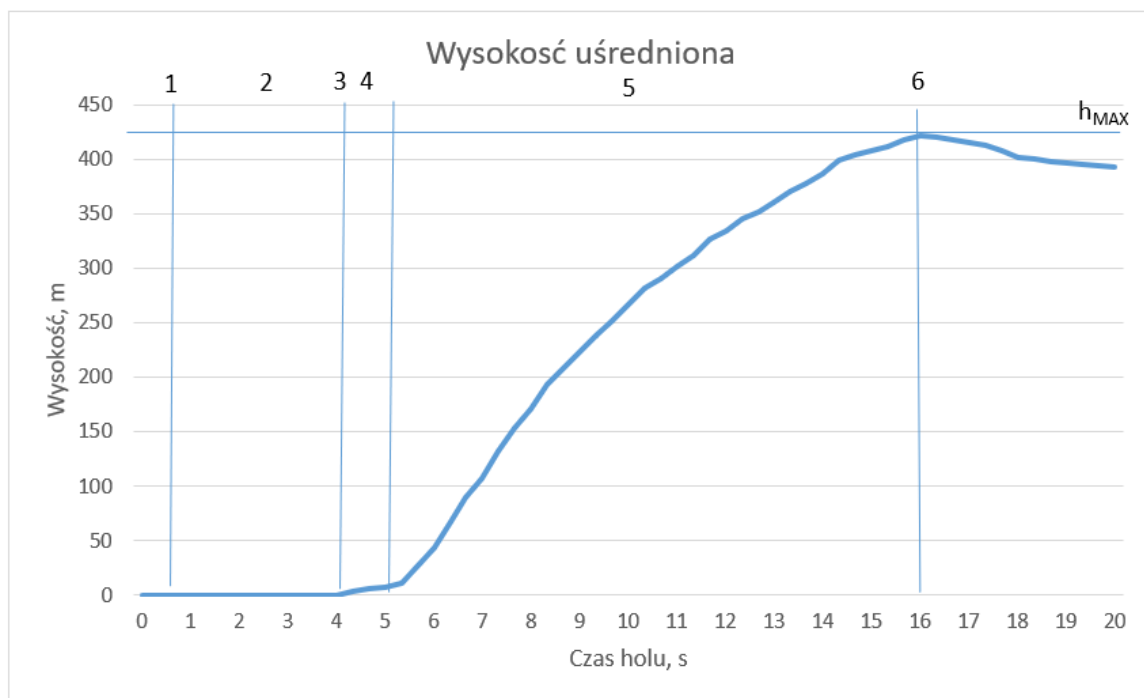
Ad. 2. Rozbieg jest pierwszym etapem startu szybowca, gdzie po wstępnym naprężeniu liny (w celach uniknięcia szarpnięć), trwa od momentu 0,5 s do 4 s. W czasie, którym występuję szarpnięcie związane rozpoczęciem holu wynikające z małej rozciągliwości liny holowniczej, jest to w tym przypadku wartość 450 kg uciągu w przeliczeniu na jednostki siły daje wartość około 4413 N. Następnie wartość siły naciągu liny stabilizuje się na poziomie 260 kg aż do momentu oderwania się szybowca.

Ad. 3. Oderwanie się szybowca od podłoża, jest to moment, gdzie szybowiec osiąga odpowiednią prędkość postępową umożliwiającą wytworzenie odpowiednio dużej wartości aerodynamicznej siły nośnej do wzbicia się w powietrze. Właściwie jest to moment, kiedy rozpoczyna się lot szybowca.

Ad. 4. Wytrzymanie rozpoczyna się od momentu oderwania się szybowca od ziemi, aż do uzyskania odpowiedniej szybkości i wysokości umożliwiającą przejście do lotu na dużych kątach natarciach. Na wykresie ten moment obserwujemy w przedziale 4 s do 5 s. W tym etapie następuję wzrost siły naciągu liny aż do momentu przejścia do kolejnego etapu startu.

Ad. 5. Lot na dużych kątach natarcia, w praktyce jest to właściwy moment holowania szybowca, gdzie szybowiec w błyskawicznym tempie nabiera wysokości dzięki działaniu wyciągarki lotniczej zapewniając mu odpowiednią prędkość aerodynamiczną. W tym etapie następuje wzrost siły naciągu do okolic 400 kg. Wartość siły naciągu jest zazwyczaj maksymalna w momencie przejścia z poprzedniego etapu, a następnie zauważalny jest trąd spadkowy. Wartość ta nie jest stała, ponieważ na jej wartość wpływa wiele czynników, które powodują jej zmiany. Dodatkowo w końcowym etapie holu zazwyczaj piloci szybowców w celu ułatwienia wyczepienia liny holującej zmniejszają kąty natarcia przygotowując się do lotu poziomego czym samym zmniejsza się wartość siły naprężenia. Na powyższym wykresie jest to zauważalne w przedziale 15 do 16,5 s. Następnie nagły spadek sił naciągu jest oznaką wyczepienia się szybowca. Występujące niewielkie siły po tym momencie wynikają ze sposobu montażu tensometru pomiarowego (pomiędzy lina główną a spadochronikiem).

Przedstawiony wykres opisuje jeden start szybowca w celu uwypuklenia charakterystycznych punktów widocznych na wykresie, dających jednoznaczną identyfikację poszczególnych etapów startu szybowca. Kolejne przytoczone wykresy poszczególnych zależności są to wykresy wartości wypadkowych. Zdecydowano się na taki zabieg ze względu na szczegółowy charakter wykresu przebiegu sił naciągu liny w czasie holowania.



Rysunek 77. Trajektorja lotu szybowca. Źródło: załącznik 2.

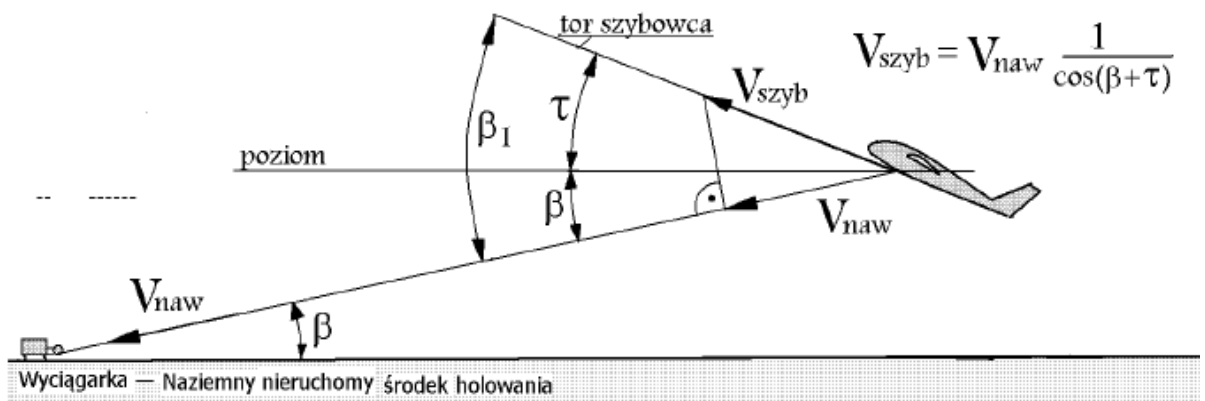
Legenda:

h_{\max} – maksymalny osiągnięty pułap holu.

Kolejnym wykresem wykreślonym bezpośrednio ze wskazań czujników jest wysokość szybowca, a więc trajektoria po jakim szybowiec dokonuje startu. Dzięki analizie tego parametru możliwa jest budowa trajektorii lotu szybowca oraz możliwe staje się odczytanie z wykresu pułap na jaki umożliwia wzniesienie się szybowca dzięki energii dostarczonej podczas holowania wyciągarką (maksymalny pułap został zaznaczony poziomą linią, natomiast poszczególne etapy startu zostały zaznaczone analogicznie do poprzedniego wykresu poprzez linie pionowe). Sytuacja przedstawiona jest na rysunku 77.

Analizując trajektorię lotu (wartości średnie z 15 prób) szybowca podczas startu zauważamy pewne rozbieżności z opisami teoretycznymi, mianowicie zachowując ogólny zarys kształtu widoczne są odchyłki od idealnej linii teoretycznej. Zmiany te wynikają w głównej mierze z interakcji jakie zachodzą podczas realnego lotu tj. wpływ aktualnie panujących warunków aerodynamicznych, reakcji pilota i operatora wyciągarki. Jednak nadal można z dużą dozą poprawności uchwycić poszczególne charakterystyczne etapy startu za wyciągarką. Start za wyciągarką z lina o długości 800m umożliwił wzbicie na pułap 420 m. Uzyskana wartość wysokości wyczepienia jest nieco niższa niż maksymalna wartość uzyskanego pułapu ze względu na manewr pilota tuż przed wyczepieniem mianowicie pilot oddał drążek sterowniczy, aby nabrać prędkości i ułatwić otwarcie haka zaczepu liny.

Prędkość aerodynamiczna szybowca jest wartością mierzona bezpośrednio poprzez pomiar sensora metodą różnicy ciśnień wykorzystując rurkę prandtla i jest ona prędkością wskazywaną w kokpicie pilota poprzez prędkościomierz. Prędkość ta jest powiązana bezpośrednio z prędkością nawijania liny zależnościami przedstawionymi na rysunku 78:



Rysunek 78. Prędkość szybowca podczas startu za wyciągarką. uzupełnić poprawionym rysunkiem. Źródło:[30].

Wyrażenie:

$$V_{szyb} = V_{naw} \frac{1}{\cos(\beta + \tau)}$$

(27)

Gdzie:

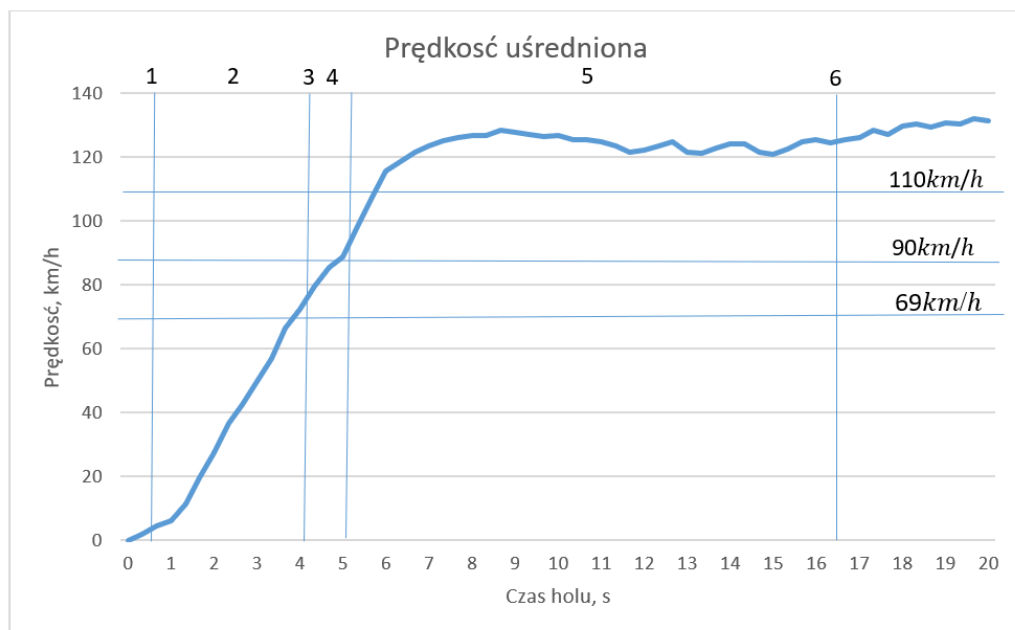
- β – kąt nachylenia liny holowniczej względem podłoża,
- τ – kąt wznoszenia szybowca względem poziomemu podłożu.

Opisuje sposób powiązania, jednakże mylące jest stwierdzenie, że kąt τ jest kątem natarcia szybowca.

Następnie zaprezentowano przebieg prędkości aerodynamicznej podczas startu z zaznaczonymi etapami startu i zakresie zalecanej prędkości $95 \div 110 \frac{km}{h}$ - Rysunek 79.

Analizując powyższy wykres na pierwszy rzut zauważyć można, że maksymalna prędkość szybowca jest większa od zalecanej prędkości holowania przedstawionej w materiale we wcześniejszej części tekstu i przekracza wyznaczony zakres zalecanych prędkości holowania. Jest to spowodowane głównie dwoma czynnikami:

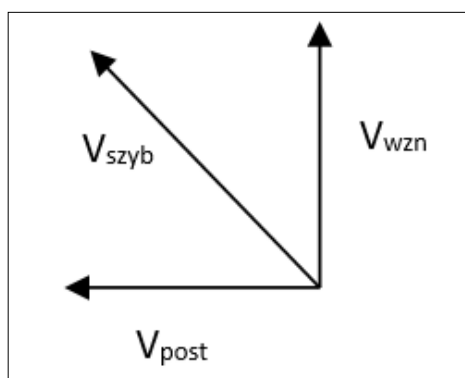
- Brak możliwości obiektywnej oceny tej prędkości przez operatora wyciągarki;
- Zmienną wartością proporcji kontrolowanego parametru jakim jest prędkość nawijania liny wraz ze osiągniętym kątem wychyłu liny zgodnie z poprzednio przytoczoną zależnością V_{szyb} .



Rysunek 79. Wykres uśrednionej prędkości aerodynamicznej szybowca podczas startu za wyciągarką.
Źródło: załącznik 3.

Wykorzystany szybowiec posiada prędkość minimalną na poziomie $69 \frac{km}{h}$. prędkość ta uzyskiwana jest już po niespełna 4 s. od startu, co skutkuje możliwością oderwania się szybowca od ziemi. Następnie pilot kontynuuje lot na małych kątach ze względu na niską wysokość i możliwość zahaczenie ogonem o ziemię przy gwałtownym podciągnięcia. Dopiero wzrost prędkości do wartości zalecanej podczas holowania – około $90 \frac{km}{h}$ umożliwia zadarcie nosa szybowca do przejścia na szybkie wznoszenie, gdzie wartości prędkości aerodynamicznej szybowca szybko wznoszą się do górnej granicy zalecanego przedziału tj.: $(90 \div 110 \frac{km}{h})$ natomiast w przypadku wykonywanych badań do wartości z przedziału $120 \div 130 \frac{km}{h}$. Lot na prędkościach powyżej optymalnej prędkości charakteryzują się uzyskaniem gorszych parametrów aerodynamicznych szybowca, a więc wzrost sił oporów jest niewspółmierny do wzrostu wytworzonej siły nośnej.

Następnym ważnym mierzonym parametrem podczas startu szybowca jest kąt natarcia szybowca. Jednakże zainstalowane sensory w systemie mierzą jedynie kąty wychylenia szybowca względem ziemi ze względu na charakter zainstalowanych czujników (pomiar wartości bezwzględnych). Pomiar ten daje dobre wyniki w przypadku lotu swobodnego, gdzie nie występują zewnętrzne siły wprawiające w ruch szybowiec.



Rysunek 80. Graficzne złożenie prędkości szybowca podczas holu. Źródło: materiały własne.

Dlatego w przypadku holu za wyciągarką bezpośredni odczyt z w/w sensorów ma sens jedynie w momencie tuż po oderwaniu się szybowca od ziemi. Następnie po zwiększeniu kąta natarcia szybowca należy uwzględnić właściwy kierunek napływu strug powietrza wynikający trajektorii lotu. do wyliczenia właściwego kierunku padania strug powietrza należy więc uwzględnić 2 składowe prędkości (Rysunek 80.).

V_{post} – prędkość postępową szybowca;

V_{wzn} – prędkość wznoszenia szybowca.

Dopiero wyznaczenie kąta prędkości V_{szyb} umożliwia prawidłową analizę kątów natarcia szybowca, ponieważ kierunek wektora prędkości szybowca determinuje kierunek napływu strug powietrza na szybowiec. Dlatego aby wyznaczyć kąt natarcia szybowca (a_{nat}) należy uwzględnić różnicę kąta prędkości szybowca (τ) i kąta wychyłu kadłuba (α_{kad}) wedle zależności:

$$a_{\text{nat}} = \tau - \alpha_{\text{kad}}$$

(28)

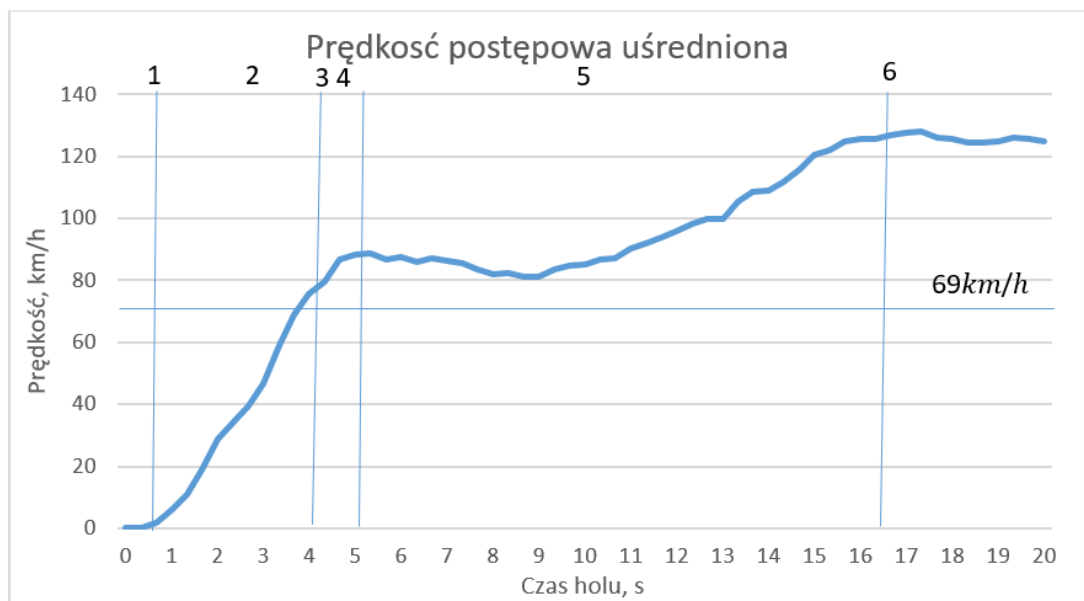
Wykres prędkości wznoszenia wykonano analizując odczyty z modułu wysokościomierza wykorzystując zależność różnicy wskazań w danym czasie a następnie skalując je do uzyskania jednolitej jednostki $\frac{km}{h}$. Zależność ta została zaprezentowana na wykresie (Rysunek 81.).



Rysunek 81. Wykres uśrednionej prędkości wznoszenia szybowca podczas holu. Źródło: załącznik 4.

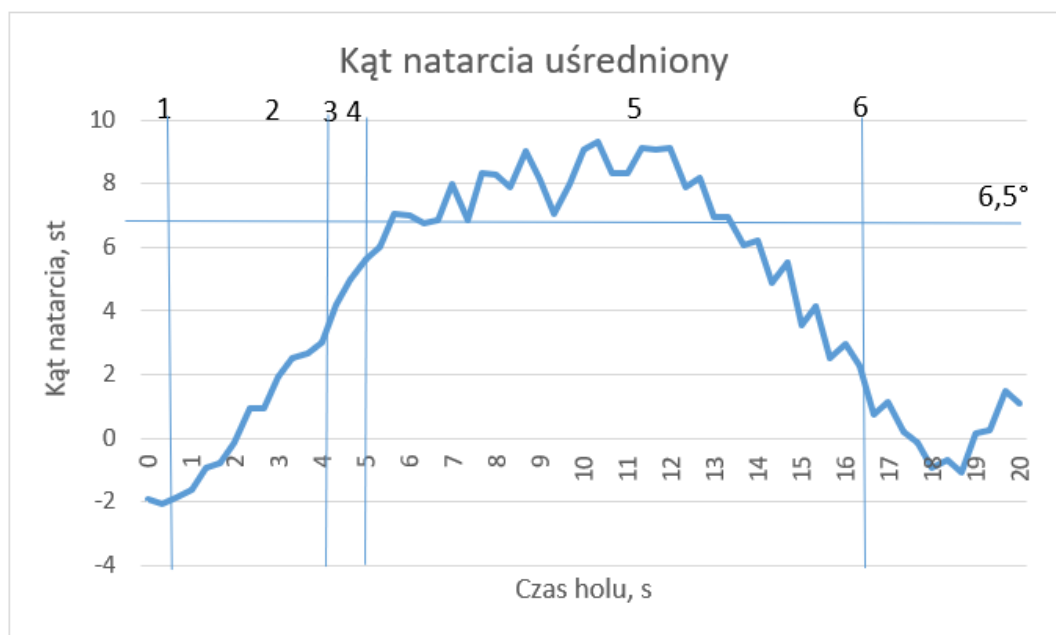
Powyższe wartości zostały zaprezentowane w jednostkach niecodziennie spotykanych w lotnictwie, zazwyczaj dla przedstawienia opisywanego parametru stosuje się jednostkę $\frac{m}{s}$, jednakże, że prędkość postępową będzie wyrażona w jednostce $\frac{km}{h}$ postanowiono na ujednoczenie jednostki w obu przypadkach. Natomiast, aby uzyskać przebieg prędkości postępowej należy

przeanalizować zebrane dane systemu Geolokalizacji. W naszym przypadku są to dane pozycjonowania GPS. Sam przebieg opisywanego parametru został zaprezentowany na rysunku 82.



Rysunek 82. Wykres uśrednionej prędkości postępowej holowanego szybowca. Źródło: załącznik 5.

Analizując wykres (rysunek 82) zauważamy, że w momencie przejścia lotu szybowca na szybkie wznoszenie, załamanie trendu rosnącego, a dokładnie, ma to związek ze zmianą kątów natarcia i kierunku przemieszczania się szybowca z poziomej do lotu znoszącego.



Rysunek 83. Wykres uśrednionego kąta natarcia szybowca. Źródło załącznik 6.

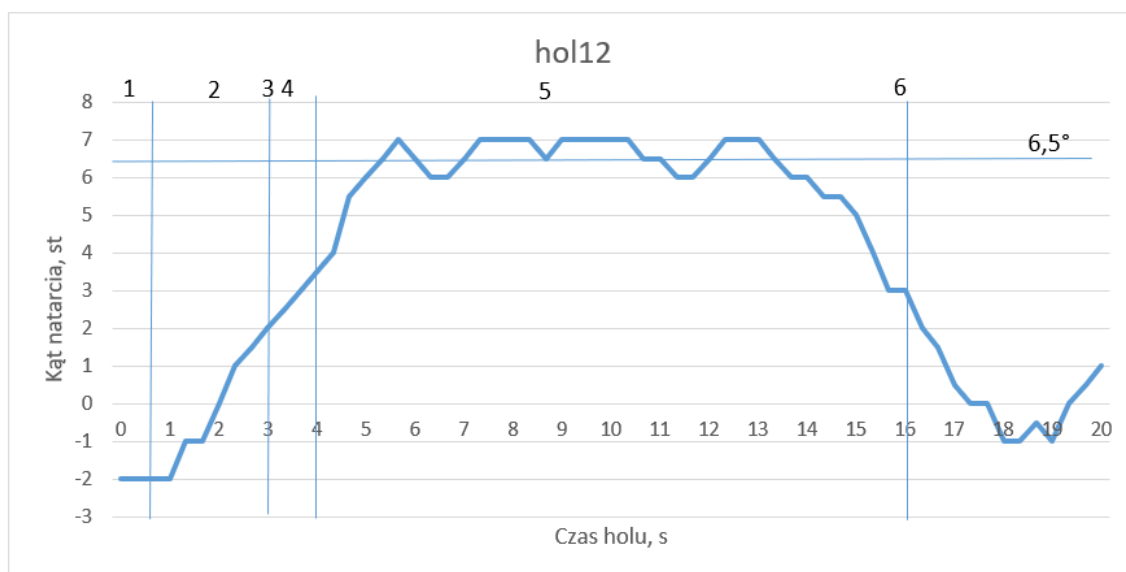
Co za tym idzie, prędkość postępową nie odpowiada bezpośrednio prędkości nawijania liny holowniczej. Dopiero po osiągnięciu pułapu wyczepienia wartość prędkości postępowej zbiega się z wartością prędkości aerodynamicznej prezentowanej na kokpicie szybowca. Różnice wynikają z rozkładu prędkości wcześniej zaprezentowanej w tekście. Dzięki wyznaczeniu powyższych parametrów możliwe jest wyznaczenie kąta natarcia szybowca.

Przedstawiony wykres kąta natarcia szybowca (rysunek 83) jest urealnionym wykresem uwzględniającym rzeczywisty kierunek napływu strug powietrza na szybowiec. Dzięki czemu możliwa jest właściwa analiza przebiegu procesu holowania szybowca. Na tym wykresie w dalszym ciągu zauważalne są kluczowe momenty takie jak rozbieg – charakterystyczne dla tego etapu są ujemne wartości kąta natarcia ze względu na geometrię układu skrzydło- kadłub, dopiero po poderwaniu ogona kąty natarcia zyskują wartości dodatnie, oderwanie się szybowca od ziemi, lot na małych kątach 4-5 s. lot na dużych kątach i moment przejścia z lotu za wyciągarką aż do momentu wyczepienia z charakterystycznym momentem wyczepienia liny widoczny na wykresie w chwili $T = 16,5$ s. Analizując powyższy wykres zauważamy, że maksymalne kąty natarcia oscylują w okolicy $\alpha_w = 8 \div 9^\circ$, co jest wartością większą niż wynika z analiz analitycznych zastosowanego profilu przedstawionego w podrozdziale 1.3.(6÷7°) Przekraczanie krytycznego kąta natarcia niesie ze sobą ryzyko wystąpienia przeciągnięcia szybowca co prowadzi bezpośrednio do sytuacji niebezpiecznych. Na powyższym wykresie zaprezentowano poziom kąta natarcia na poziomie $6,5^\circ$ - w który to wartość kąta natarcia jest poniżej krytycznym kątem natarcia, kiedy załącza się kontrolka informująca o zbliżaniu się do wartości (przekroczeniu) krytycznego kąta natarcia. Dodatkowo obserwując przebieg wartości kąta natarcia można wywnioskować że wykonany hol mógł zostać wykonany z sposób bardziej optymalny poprzez trzymanie się reżimu nieprzekraczania krytycznego kąta natarcia.

W ramach dopełnienia badań w dniu 10. 08.2022 powtórzono doświadczenia wykorzystując te same zasoby sprzętowe tj. szybowiec, wyciągarka i wykorzystując to samo lotnisko. Badania te przeprowadzono w celu sprawdzenia czy pilot jest w stanie skutecznie reagować na pojawiające się informacje o zbliżaniu się do krytycznego kąta natarcia poprzez zapalenie kontrolki poprzez oddanie drążka sterowniczego i tym samym zmniejszyć wartość w/w parametru. W trakcie lotów testowych pilotem szybowca była ta sama osoba. Decyzje te podjęto ze względu na zachowanie odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa podczas lotów testowych. Odpowiednie doświadczenie, w tym doświadczenie nalotu, na wykorzystanym szybowcu gwarantuje zachowanie odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa. Na rysunku 85 został wykreślony wykres kąta natarcia szybowca jednego z lotów kontrolnych, gdzie pilot szybowca uwzględnia wskazania kontrolki przekroczenia wartości $6,5^\circ$ (rysunek 84), jest to 12 lot z przeprowadzonej serii, po której pilot skutecznie wykorzystywał dostarczone informacje o przekroczonym progu zapalenia się kontrolki.



Rysunek 84. Wygląd zainstalowanego modułu systemu w kabinie szybowca.
Źródło: materiały własne.



Rysunek 85. Wykres kąta natarcia szybowca podczas startu za wyciągarką podczas prób uwzględniających informacje o przekroczeniu wartości $6,5^\circ$. Źródło: załącznik 7.

W trakcie lotu pilot brał pod uwagę informację podawaną przez tytułowy system – przekraczanie wartości $6,5^\circ$ kąta natarcia. Sytuacja ta miała miejsce w $5,5s$ lotu, $6,5 \div 8,5s$, $9,5 \div 11s$ oraz $12,5 \div 13,5s$. Jak można zauważyć pilot podczas lotu jest w stanie kontrolować ten parametr lotu w sposób skuteczny co wynika z powyższego wykresu. W trakcie lotu czterokrotnie została

przekroczona wartość kąta natarcia $6,5^\circ$ sygnalizowana poprzez zapalenie się kontrolki informującej – opisane w podrozdziale 4.1. Jednakże pilot mając informacje o przekroczeniu wartości progowej był w stanie skorygować lot szybowca tak aby doprowadzić wartość parametru kąta natarcia do poziomu poniżej progu $6,5^\circ$ i tym samym zgasić kontrolkę informującą. W tym przypadku sytuacja powtarzała się czterokrotnie (wymienione przedziały czasowe) jednakże pilot każdorazowo był w stanie, w czasie nie dłuższym jak 2 s. doprowadzić do zmniejszenia kąta natarcia do poziomu akceptowalnego przez system. Ta próba została przeprowadzona warunkach teoretycznie „normalnych” jednakże jest to nowość pilotażu nawet dla doświadczonego pilota z dużym nalotem. Z jednej strony osoba z tak dużym doświadczeniem jest w stanie teoretycznie lepiej poradzić sobie w przypadku jakiś nieoczekiwanych problemów. Natomiast taki staż prowadzi często do utrwalenia pewnych schematów zachowań które preferują utarte schematy zachowań w danej sytuacji. Dlatego w przypadku osoby dopiero zdobywającej pierwsze szlify pilotażu szybowcowego po odpowiednim instruktażu będą mogły zapewne w większym stopniu czerpać korzyści jakie niesie opisywany system. W porównaniu do przeprowadzonych prób bez uwzględnienia informacji o przekroczeniu progu wartości kąta natarcia $6,5^\circ$ maksymalny osiągnięty kąt natarcia wynosił 7° natomiast poprzednio było to 9° co stanowi przekroczenie wartości krytycznego kąta natarcia. Stanowi to poprawę co do utrzymywania wartości tego parametru w dopuszczalnym zakresie.

4.4. Wnioskowanie.

Przygotowania do przeprowadzonych badań mających na celu zebranie wartości poszczególnych parametrów (siły naciągu liny, prędkości aerodynamicznej, wysokość, kąty pochylenia kadłuba) holu szybowca zostały przeprowadzone tak aby umożliwić pomiar wymienionych parametrów w sposób wiarygodny, a zarazem zachowując aspekt badań przemysłowych z uwzględnieniem aspektu finansowego. Dlatego zdecydowano się na zastosowanie sensorów pomiarowych zapewniających odpowiedni poziom dokładności (poziom ten został oszacowany na wczesnych etapach prac projektowych, odpowiednie wartości zaprezentowane zostały w podrozdziale 4.1) a zarazem są to elementy dostępne jako elementy popularne wykorzystywane w bardzo dużej liczbie aplikacji, ale także w szerokim spektrum zastosowań. Dzięki takiemu zabiegowi udało się zbudować system pomiarowy oparty na elementach powszechnie dostępnych na rynku mający funkcjonalność w pełni profesjonalnego systemu pomiarowego a zarazem przy zachowaniu rozsądnych kosztów całości. Dzięki takiemu zabiegowi znacznie zwiększono potencjał wdrożeniowy opisywanego systemu bezpieczeństwa.

Pomiar naprężenia liny holowniczej jest dokonywany poprzez instalację sensora pomiarowego (bazujący na układzie mostka tensometrycznego) bezpośrednio w torze liny holowniczej jako jeden z elementów liny napiętej poprzez szkle i umiejscowiony jest w miejscu instalacji

spadochronika spowalniającego opadanie liny holowniczej, w odległości około 20 m. od zaczepu liny w haku szybowca. Takie umiejscowienie eliminuje błędy wynikłe z efektu ugięcia liny holowniczej, a także efektu sprężystości liny. Optymalnym wyborem byłaby pomiar bezpośrednio na elemencie zaczepu szybowca, jednakże było to nie możliwe ze względu na konieczność ingerencji w strukturę szybowca, co jest znacznym utrudnieniem zarówno technicznym jak i proceduralnym. Wybór takiego sposobu pomiaru dodatkowo wymusił przeprowadzenie testów bezpieczeństwa zainstalowanego sensora. Dlatego dokonano takowego testu wykorzystując maszynę wytrzymałościową poddając próbie zainstalowany sensor z zadaną siłą oraz uwzględnieniem odpowiedniego zapasu bezpieczeństwa w wartości 100% wartości nominalnej. Aktualnie nie ma w użyciu narzędzi umożliwiających pomiar naprężenia liny holowniczej podczas holowania szybowców, ocenę siły naprężenia liny dokonywano metodą subiektywną „na oko” porównując efekt ugięcia liny. Jest to metoda niedokładna i nie dająca wiarygodnych wyników. Dlatego sam sposób, jak i uzyskiwane dane w sposób skokowy podnoszą możliwość pomiaru jednego z krytycznych parametrów holu szybowców. Jak wykazano w badaniach największe siły naciągu liny 450 kg. Występują w momencie rozpoczęcia startu podczas naprężania liny. Podczas lotu szybowca z przyczepioną liną siły te stabilizują się w okolicy 400 kg. aż do momentu wyczepienia się szybowca.

Pomiar kolejnych parametrów lotu szybowca tj: wysokość, kąt pochylenia, prędkość aerodynamiczna szybowca, posłużyły w głównej mierze do wyliczenia rzeczywistego kąta natarcia szybowca – sposób wyliczeń został zaprezentowany w podrozdziale 4.3. Pomiar wysokości jak i prędkości aerodynamicznej został dokonany metodą pneumatyczną polegającą na pomiarze ciśnienia odpowiednio:

- Wysokość: pomiar ciśnienia atmosferycznego;
- Prędkość: pomiar różnicy ciśnień statycznego i dynamicznego pochodzących z wystawionej na zewnątrz rurki prandtla.

Jest to metoda powszechnie wykorzystywana w lotnictwie, dająca wiarygodne wyniki pomiarów. Dlatego analizując wysokość szybowca podczas startu wykreślono trajektorię lotu szybowca podczas startu szybowca, wykres trajektorii prezentuje rysunek 75, gdzie dodatkowo zaznaczono poszczególne etapy startu szybowca. Na podstawie tego wykresu możliwe jest wyznaczenie maksymalnego pułapu, na który wznosi się szybowiec podczas startu za wyciągarką (420 m.) a także wyznaczenie prędkości wznoszenia, której przebieg został zaprezentowany na jednym z kolejnych wykresów, oraz osobno został wykreślony wykres prędkości postępowej i aerodynamicznej. Na podstawie wykresu prędkości aerodynamicznej (Rysunek 79.) wnioskujemy, że w trakcie startów za wyciągarką lotniczą jest notorycznie przekraczana ta wartość z zalecanego przedziału $(90 \div 110 \frac{km}{h})$ do przedziału prędkości $120 \div 130 \frac{km}{h}$. Taki stan rzeczy jest spowodowany kilkoma czynnikami:

- Zastosowaniem nowszej, mocniejszej wyciągarki względem wykorzystywanej podczas pisania dokumentacji szybowca;
- Celowe zwiększenie prędkości przelotu przez pilota w celu uzyskania większej sterowności;
- Nieświadome działanie operatora wyciągarki oceniającego poziom naprężenia liny poprzez obserwacje zwisu liny;
- Ze względu na złożoność problemu określenie skąd wynikają takie wartości jest trudne do jednoznacznego wyjaśnienia, jednakże nie wpływa to bezpośrednio na poziom bezpieczeństwa podczas startu szybowców.

Przeprowadzone badania potwierdziły poprawność doboru odpowiednich zakresów sensorów w celu zbierania danych w trybie rzeczywistym na tyle skutecznie, aby możliwa była sprawna analiza tak zebranych informacji w czasie rzeczywistym. Zbierane dane o kluczowych parametrach lotu w przedstawiony w tym opracowaniu umożliwia w sposób wiarygodny i obiektywny zbierać dane poszczególnych wartości parametrów. Przetwarzane dane informujące o parametrach lotu dotąd nie będące mierzone tj. (siłą naciągu liny holowniczej, kąt natarcia) przedstawione w formie zapalających się kontrolki w przypadku przekroczenia założonej wartości progowej jest na tyle skuteczne, aby umożliwić informować pilota o zaistniałej sytuacji a jednocześnie nie wprowadzać nadmiaru informacji do analizy przez pilota. Podczas przeprowadzonych testów wykazano szybka adaptacje pilota do „nowego” przyrządu zainstalowanego w kabinie pilota i już po około 8-10 lotach pilot był już w stanie skutecznie wykorzystywać dostarczone informacje poprzez zapalenie się kontrolki przekroczenia zadanego progu kata natarcia.

Druga z kontrolki (informująca o zbliżaniu się do maksymalnej wartości siły naciągu liny) nie została aktywowana ze względu na panujące warunki atmosferyczne (małą aktywność termiczna, wiatr $0 \div 2 \frac{m}{s}$) i loty z jedną osobą na pokładzie szybowca. Maksymalna zmierzona siła naciągu liny wyniosła 420 kg. Natomiast próg zapalenia tej kontrolki ustawiono na wartość 75% zainstalowanego bezpiecznika zrywkowego tj. 750 kg. Sytuacja, w której siła naciągu liny będzie zwiększona do wartości progowej zapalenia kontrolki występują w sytuacji wysterowania podmuchów wiatru bądź też napotkania na zjawiska termicznych ruchów powietrza podczas holowania oraz w przypadku startu obciążonym szybowcem (np. druga osoba w kabinie).

Podsumowanie

Celem pracy była budowa systemu podnoszącego poziom bezpieczeństwa podczas startu za wyciągarką. W wyniku obserwacji własnych startujących szybowców przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej oraz w trakcie rozmów z pilotami szybowców, instruktorami szybownictwa zrodził się pomysł na instalację systemu zwiększającego poziom bezpieczeństwa w trakcie holu szybowców. Po rozeznaniu aktualnego stanu techniki, ze względu na brak powszechnie wykorzystywanych urządzeń zdecydowano na budowę tytułowego systemu wykorzystując aktualnie dostępne nowoczesne rozwiązania techniki. Dodatkowym impulsem do budowy tytułowego systemu jest ustawodawco odnoszące się bezpośrednio do szybownictwa (oraz wykorzystywanych modeli szybowców – konstrukcje niekiedy z lat 60-tych ubiegłego stulecia) jest także bardzo leciwe jak na standardy lotnictwa i pochodzą z lat 80-tych zeszłego stulecia. Przepisy dotyczące wyciągarek także nie odbiegają standardem od tych szybowcowych, natomiast w technice nastąpił znaczący postęp. Wyliczając to materiały, z których są zbudowane nowoczesne szybowce znacznie odbiegają parametrami od tych z czasów pochodzenia przepisów ich dotyczących, ale przede wszystkim rozwój elektroniki, a szczególnie rozwój układów cyfrowych zrewolucjonizował technikę pomiarową. Dlatego obserwując zastosowane rozwiązania techniczne w przypadku wyciągarek lotniczych i szybowców uwidacznia się nisza, gdzie można w sposób skuteczny zwiększyć poziom bezpieczeństwa poprzez zastosowanie nowoczesnej techniki pomiarowej i cyfrowemu przetwarzaniu danych. W ramach prac przygotowawczych przeprowadzono szereg analiz literatury tematycznej w szerokim zakresie tematycznym związanym zarówno z zagadnieniami czysto teoretycznymi [7, 9] takimi jak rozkład sił i momentów działających na holowany szybowiec w trakcie startu, czy analizę aerodynamiczną wykorzystywanego profilu skrzydła w testowym szybowcu, jak również pozycje o tematyce szczegółowo związane z procesem startu szybowca przy wykorzystaniu metody holu za wyciągarką lotniczą [2, 14, 17] analizę numeryczną procesu startu szybowca przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej oraz raportowane wypadki i zdarzenia lotnicze z udziałem szybowców w trakcie startu za wyciągarką (statystykę zdarzeń w Polsce w okresie 2012-2017 przedstawiono w podrozdziale 1.3). W wyniku przeprowadzonej analizy literatury dokonano założeń projektowych, w których zostały wyszczególnione kluczowe parametry lotu szybowca podczas startu za wyciągarką z punktu widzenia działania projektowanego systemu:

- a) siła naprężenia liny holującej;
- b) wysokość lotu szybowca
- c) pozycja geolokalizacji;
- d) prędkość szybowca (prędkość aerodynamiczna);
- e) kąt natarcia szybowca.

Następnie zostały określone odpowiednie zakresy pomiarowe poszczególnych sensorów – szczegółowo opisane w podrozdziale 4.1. Następnie został zaprojektowany i wykonany system składający się z dwóch modułów pomiarowych i modułu informacyjnego (dwie kontrolki w kokpicie pilota). Działanie systemu zostało wstępnie skalibrowane i zweryfikowane w warunkach laboratoryjnych. W celu potwierdzenia poprawności założeń projektowych zdecydowano się na przeprowadzenie badań polegających na zebraniu danych opisujących w/w parametry lotu startującego szybowca przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej. Do zebrania tych danych wykorzystano zbudowany system ze zmodyfikowanym oprogramowaniem (modyfikacja polegała na ciągłym zapisie zmierzonych parametrów na karcie pamięci) – opis badań w podrozdziale 4.2. Natomiast wyniki badań zostały zaprezentowane w podrozdziale 4.3, gdzie bazując na zebranych danych zostały wykreślone poszczególne wykresy opisujące przebieg startu szybowca przy wykorzystaniu wyciągarki lotniczej. Pierwsza seria testów miała za zadanie potwierdzenie poprawności doboru poszczególnych sensorów i skuteczność systemu w warunkach rzeczywistych. Test ten wypadł pozytywnie, dlatego w 2 etapie badań sprawdzono zdolność reakcji pilota na pojawiające się sygnały (zapalona kontrolka) na przekroczenie odpowiednich progowych wartości. Otrzymane wyniki dały obiecujące wyniki, Pilot już po 8-10 lotach z zainstalowanym systemem jest w stanie skutecznie reagować na wykryte przekroczenie dopuszczalnego kąta natarcia. Dlatego stwierdzam, że zasadniczy cel pracy jakim była budowa systemu podnoszącego poziom bezpieczeństwa podczas startu za wyciągarką został spełniony.

W związku z pozytywnym wynikiem dotychczasowych prób oraz zainteresowanie zastosowania gotowego produktu przedsiębiorstw z branży produkcji szybowców, jak również branży szkoleniowej pilotów (w załączniku listy intencyjne) zasadne jest dokończenie procesu wdrożenia. W tym celu do pełnej komercjalizacji systemu należy przeprowadzić następujące działania:

- Zwiększyć liczbę przeprowadzonych testów;
- Zbudować bazę nastaw dla szerokiego zakresu dostępnych modeli szybowców i wyciągarek;
- Przeprowadzić proces certyfikacji w EASA;
- Przygotować program szkoleń wdrażających;
- Wdrożyć do produkcji seryjnej.

W trakcie wdrożenia w/w systemu należy zadbać w szczególności o proces szkolenia w wykorzystaniu systemu tak aby umożliwić zwieszenie bezpieczeństwa w maksymalnym stopniu. Taki stan rzeczy można uzyskać poprzez właściwe dotarcie do osób posiadających багаż doświadczenia w lotnictwie i posiadających już „pewne nawyki” często odbiegające od norm właściwych zachowań. Dodatkowo przyświecając idei poprawy bezpieczeństwa opisywany system nie powinien zostać zastrzeżony, a dokumentacja powinna zostać potraktowana jako

projekt otwarty (przynajmniej przez pewien okres początkowy budowy bazy wykorzystywanych szybowców). Otwartość projektu zapewni dodatkowy szybszy rozwój projektu poprzez wykorzystanie go w wielu konfiguracjach. Dodatkowo w przypadku nowobudowanych szybowców możliwa jest implementacja wewnątrz struktur szybowca tworząc integralny element wyposażenia. Takie podejście daje kolejne pole rozwoju poprzez modyfikacje układu pomiarowego w celu pełnej integracji systemu z szybowcem oraz z urządzeniami umożliwiającymi start szybowców zarówno metodami klasycznego holu za wyciągarką czy holu za samolotem, ale także w metodzie auto holu – zwłaszcza w tej dziedzinie obserwuje się duży progres rozwoju.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Abłamowicz A, Nowakowski W., *Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu*, WKiŁ, Warszawa, 1980.
- [2] Anderson J. D., *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 4 edition, 2007.
- [3] Arżanikow N.S., Malcew W. N., *Aerodynamika*, Warszawa, 1959.
- [4] Bertin John J., Cummings Russell M., *Aerodynamics for Engineers*, Pearson Education International, Harlow, 2014.
- [5] Bielawski R., *Wybrane zagadnienia z budowy statków powietrznych definicje, pojęcia i klasyfikacje*, Akademia Obrony Narodowej, Warszawa 2015.
- [6] Bochentyn B., Kusz B., *Metodyka wykonywania pomiarów oraz ocena niepewności i błędów pomiaru*, LAB Laboratoria, Aparatura, Badania nr 5, 2014
- [7] Browning H., *Boundaries of Safe Winch Launching*, proceeding XXVIII OSTIV Congress, Eskilstuna, Sweden, 8-15 June 2006.
- [8] Browning H., *Safer Winch Launching*, Sailplane and Gliding, czerwiec-lipiec 2009.
- [9] Bukowski J., Kijkowski P., *Kurs mechaniki płynów*, PWN, Warszawa, 1980.
- [10] Christoph G. Santel, *Numeric Simulation of a Glider Winch Launch*, XXX OSTIV proceeding Congress, Szeged, Węgry, 28 sierpień - 4 wrzesień 2010.
- [11] Chrużik K., *Inżynieria bezpieczeństwa w transporcie*, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice 2016.
- [12] Czapla R., Rybiński K., *Analiza numeryczna opływu płatowca samolotu diamond da20-c1*, TTS Technika Transportu Szynowego, nr 12, 2015.
- [13] Dąbrowska J., *Czynnik Ludzki w lotnictwie*, ULC, Warszawa 2011.
- [14] Dzik M., *Bezpieczeństwo lotów – wybrane zagadnienia*, OBRONNOŚĆ Zeszyty Naukowe 1/2013.
- [15] Frost B., Mo J.P.T, *System Hazard Analysis of a Complex Socio-Technical System: The Functional Resonance Analysis Method in Hazard Identification*, Royal Melbourne Institute of Technology, Melbourne, 2014.
- [16] Gäb A., Santel C., *Numerical Simulation of Glider Winch Launches*, XXX OSTIV proceeding Congress, Szeged, Węgry, 28 sierpień - 4 wrzesień 2010.
- [17] Gefert K., *Definiowanie zagrożeń i źródeł zagrożeń dla bezpieczeństwa operacji lotniczych w lotnictwie ogólnym*, Społeczeństwo i Polityka Nr 3, 2019.
- [18] Gibson J, *The mechanics winch launch.*, 2009. - <https://www.bfgc.co.uk/Technical/BGAManual.pdf>.
- [19] Gibson J., *A look at winch launching*, Sailplane and Gliding, 6, 1985.
- [20] Gibson J., *Understanding the winch launch*, Sailplane and Gliding, 2, 1987.
- [21] Gibson J.C., *The mechanics of the winch launch*, BGA winch driver's manual, 2002.

- [22] *Glider Flying Handbook, FAA, 2022.* - https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/glider_handbook
- [23] Goulthorpe P.J., *Flight on the winch, Sailplane and Gliding*, 5, 1996.
- [24] Hills T., *Safety Analysis of the Winch Launch*, proceeding XXVIII OSTIV Congress, Eskilstuna, Sweden, 8-15 czerwiec 2006.
- [25] Houghton E.L., Carpenter P.W., Collicott Steven H., Valentine Daniel T., *Aerodynamics for engineering students*, Butterworth-Heinemann, Boston.2013.
- [26] Ilków A., *Czynnik ludzki w systemie bezpieczeństwa ruchu lotniczego*, ULC, Warszawa 2011.
- [27] Irving F., *Speed and flight path boundaries for wncn launching*, proceeding XITV Sailplane Devetopment Panel.
- [28] Irving F.G., *Speed and flight path boundaries for winch launching*, OSTIV Sailplane Development Panel paper, 1992.
- [29] Krzyżanowski P., *Obliczenia inżynierskie i naukowe*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2019.
- [30] Kurski W., *Analiza sił i prędkości podczas startu szybowca za wyciągarką*, Lisie Kąty, sierpień 2002, - <http://aeroklubjaroslaw.pl/download/artykuly/winda.pdf?x22834>
- [31] Lewitowicz J., *Podstawy eksploatacji statków powietrznych – statek powietrzny i element teorii, t. 1*, ITWL, Warszawa 2001.
- [32] Lilienthal O., *Lot ptaka jako podstawa sztuki latania*, R. Gaertners Verlagsbuchhandlung, Berlin, 1889.
- [33] Łanecka-Makaruk W., *Mechanika lotu szybowców*, STAPIS, Katowice, 2018,
- [34] Łuczak K., *Zarządzanie bezpieczeństwem w lotnictwie cywilnym*, Uniwersytet Śląski, Katowice 2016.
- [35] Makarowski R., Smolicz T., *Czynnik ludzki w wypadkach lotniczych.*, Wyd. Adriana Aviation sp. z o.o., Kosowizna, 2012.
- [36] McLean D. *Understanding aerodynamics arguing from the real physicsd.*, Boeing Commercial Airplanes, 2013. - https://www.academia.edu/15436040/Understanding_Aerodynamics
- [37] *Obronność zeszyty naukowe wydziału zarządzania i dowodzenia akademii obrony narodowej.*, Wydawnictwo Akademii Obrony Narodowe, Waszawa, 2013.
- [38] Olencki J., *Aerodynamika i mechanika lotu.* - <http://je-rzy olencki.eu/pliki/file/aiml.pdf>.
- [39] Pazio A., Winczo J., *Zasady pilotażu, szkolenie szybowcowe*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1966.

- [40] Piggott D., *Understanding Gliding, The Principles of Soaring Flight.*, A & C Black Ltd, London, 1996.
- [41] Praca zbiorowa, *podręcznik pilota szybowcowego – teoria*, Pileus, Podkowa Leśna, 2020.
- [42] Pokruszyński W., *Teoretyczne aspekty bezpieczeństwa*, WSGE, Józefów, 2010.
- [43] Riddell J. C., *The effect of inertia in the winch launch*, proceeding XXV OSTIV Congress, St. Auban, France, 1998.
- [44] Safety Briefing, BGA. - <https://members.glidering.co.uk/bga-safety-management/safety-leaflets/>.
- [45] Sailplane Rule Book, EASA. - <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Sailplane%20Rule%20Book.pdf>.
- [46] Santel C., *An investigation of glider winch launch accidents utilizing multipoint aerodynamics models in flight simulation*. - https://www.researchgate.net/publication/47899949_An_investigation_of_glider_winch_launch_accidents_utilizing_multipoint_aerodynamics_models_in_flight_simulation
- [47] Smith B., *Winch Launching Revisited*, Soaring, Vol. 72, No. 2, 2008.
- [48] Smoliński H., Zieja M., *Logiczno-probabilistyczna analiza czynników ryzyka wypadków lotniczych*, ITWL, Warszawa, 2009.
- [49] Walczak J., *Inżynierska Mechanika płynów*, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 2006.
- [50] Williams P., Lansdorp B., Ockels W., *Modeling and control of a kite on a variable length flexible inelastic tether*, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, South Carolina, 2007.
- [51] Wiśniewski R., *Zarządzanie bezpieczeństwem cywilnych portów lotniczych w Polsce. Uregulowania prawne. Zagrożenia. System*. Wiedza Obronna, 2015.
- [52] Zamuda A., *Constrained Differential Evolution Optimization for Underwater Glider Path Planning in Sub-mesoscale Eddy Sampling*, 2016. - https://www.researchgate.net/publication/292949944_Constrained_Differential_Evolution_Optimization_for_Underwater_Glider_Path_Planning_in_Sub-mesoscale_Eddy_Sampling.
- [53] Žiga M., *Analiza sil pri vzletu jadralnega letala s pomočjo vitla*. - <https://repozitorij.uni-lj.si/Dokument.php?id=129447&lang=slv>

Strony internetowe

- [54] <http://airfoiltools.com>
- [55] <http://lotnisko-krosno.com.pl>
- [56] www.katalogmarzen.pl

- [57] www.ciekawe.org/2016/11/11/wynalazki-leonarda-da-vinci/
- [58] www.evergreensoaring.info
- [59] www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/glider_handbook/media/gfh_ch03.pdf
- [60] www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/glider_handbook/media/gfh_ch04.pdf
- [61] www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/glider_handbook/media/gfh_ch07.pdf
- [62] www.fai.org
- [63] www.gashd.eu
- [64] www.gpgliders.com
- [65] www.lashamgliding.com
- [66] www.samolotypolskie.pl
- [67] www.technikajazdy.info/techniczne/wspolczynnik-oporu-powietrza

Dokumentacje techniczne

- [68] Dokumentacja: ALTIMU-10V5.
 - [69] Dokumentacja: Altium Designer.
 - [70] Dokumentacja: ATmega88PA-A.
 - [71] Dokumentacja: HM-TRLR-D Series 100mW.
 - [72] Dokumentacja: HX711.
 - [73] Dokumentacja: LM2596S.
 - [74] Dokumentacja: Microchip Studio for AVR.
 - [75] Dokumentacja: MPX2202DP.
 - [76] Dokumentacja: ORG1410-PM01.
 - [77] Instrukcja bezpieczeństwa lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej, WLOP, Warszawa, 2004.
 - [78] Instrukcja użytkowania w locie KR-03A-Puchatek.
 - [79] Materiały szkolenio-we Aeroklub Bielsko-Bialski.
 - [80] *Program zapobiegania wypadkom lotniczym*, ICAO - https://www.ulc.gov.pl/_download/bezpieczenstow_lotow/Przepisy/icao/DOC_9859_pl_wydanie_4_PL.pdf
 - [81] Wire launching, Instructors' Manual preview, Sailplane and Gliding, 2, 1987.
- Przepisy prawne
- [82] Przepisy budowy wyciągarek 1988.
 - [83] Safety Management Manual, Doc 9859 AN/460, International Civil Aviation Organization (ICAO) 2006.

- [84] Wytyczne nr 11 prezesa urzędu lotnictwa cywilnego z dnia 31 lipca 2020 r. w sprawie ogłoszenia akceptowalnych sposobów potwierdzania spełnienia wymagań oraz materiałów zawierających wytyczne do Części SFCL do rozporządzenia Komisji (UE) nr 1976/2018.

SPIS RYSUNKÓW

Rysunek 1. Projekt Skrzydłowca Leonardo Da Vinci. Źródło: [56]	11
Rysunek 2. Szkic przedstawiający zainspirowanie konstrukcji szybowca budową anatomiczną ptaków. Źródło: [32].....	13
Rysunek 3. Wright” Flyer I” w czasie pierwszego w historii lotu. Źródło: [65].....	13
Rysunek 4. Podział statków powietrznych ze względu na budowę. Źródło: opracowanie własne.	14
Rysunek 5. Typowy szybowiec z opisanymi podstawowymi elementami konstrukcyjnymi. Źródło: [55]	14
Rysunek 6. SZD-9 "Bocian". Źródło: [65]	17
Rysunek 7. GP 15 JETA. Źródło: [63].	19
Rysunek 8. Projekt Perlan. Źródło: [61].	19
Rysunek 9. Motoszybowiec na wodór AOS H2. Źródło: [62].	21
Rysunek 10. Start szybowca za wyciągarką. Źródło: opracowanie własne na podstawie [33].	23
Rysunek 11. Wykres sił naprężenia występujących w linie wyciągarki. Źródło: opracowano na podstawie: [41].	24
Rysunek 12. Atmosfera wzorcowa. Źródło: opracowano na podstawie: [41].....	26
Rysunek 13. Zasada ciągłości ruchu. Źródło: opracowano na podstawie: [2]	27
Rysunek 14. Prawo Bernoullego. Źródło: opracowano na podstawie: [2].	28
Rysunek 15. Opływ cylindra bez cyrkulacji z rozkładem ciśnień, Źródło: opracowano na podstawie: [2]	30
Rysunek 16. Siły aerodynamiczne na profilu skrzydła szybowca. Źródło: opracowano na podstawie: [2].	33
Rysunek 17. Zestawienie współczynników oporu kształtu. Źródło: [66].....	35
Rysunek 18. Mechanizm powstawania oporu indukowanego. Źródło: opracowano na podstawie: [2].	36
Rysunek 19. Główne parametry charakteryzujące geometrię skrzydła. Źródło: opracowano na podstawie: [1].	37
Rysunek 20. Kąt natarcia α . Źródło: opracowano na podstawie: [1].....	38
Rysunek 21. Biegunowa Profili aerodynamicznych $C_z=fC_x$. Źródło: [78].....	39
Rysunek 22. Biegunowa Profili aerodynamicznych $C_z(\alpha)$. Źródło: [78].	39
Rysunek 23. Biegunowa profili aerodynamicznych. Źródło: opracowano na podstawie: [1, 2].	40
Rysunek 24. Wykres zależności Współczynnika sił nośnej i oporów z charakterystycznymi punktami. Źródło: opracowano na podstawie: [1, 2].....	41
Rysunek 25. Oderwanie się strug powietrza od skrzydła podczas przeciągnięcia. Źródło: opracowano na podstawie: [1, 2].....	42
Rysunek 26. Wykres zależności siły nośnej w funkcji kąta natarcia z pętlą histerezy. Źródło: [36].	43
Rysunek 27. Środek parcia na skrzydle - różne przypadki. Źródło: opracowano na podstawie: [2].	43
Rysunek 28. Profil aerodynamiczny skrzydła Wortmann FX S 02/1-158. Źródło: [53].....	44
Rysunek 29. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 $C_l=f(\alpha)$ i $C_d=f(\alpha)$. Źródło: opracowanie własne.	45
Rysunek 30. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 $C_l/C_d=f(\alpha)$ i $C_m=f(\alpha)$, Źródło: opracowanie własne.....	46

Rysunek 31. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 opisujące oderwanie się strug od profilu dla obu stron skrzydła w funkcji kąta natarcia. Źródło: opracowanie własne.	47
Rysunek 32. Charakterystyki profilu Wortmann FX S 02/1-158 opisujący: współczynnik optymalnego wykorzystania właściwości skrzydła w locie ślizgowym. Źródło: opracowanie własne	47
Rysunek 33. Klasyfikacja zdarzeń lotniczych. Źródło: opracowano na podstawie: [37].	49
Rysunek 34. Czynniki sprzyjające powstawaniu błędów przez człowieka. Źródło: [26].	51
Rysunek 35. Strona informacyjna z raportu. Źródło: PKBWL ZDARZENIE NR – 2310/17.	57
Rysunek 36. Przybliżona trajektoria lotu szybowca Puchacz, SP-3782 z dnia wypadku 30.08.2017. Źródło: EPBC, Raport_Końcowy_2310_17.....	58
Rysunek 37. Zerwany bezpiecznik liny 30 sierpnia 2017. Źródło: Raport_Końcowy_2310_17.	59
Rysunek 38. Wyrwana listwa kilowa wraz zaczepem SZD-22 Mucha Std. Źródło: M. Machnik.....	60
Rysunek 39. Uszkodzone oszklenie kabiny szybowca SZD-22 Mucha Std. Źródło: M. Machnik.	60
Rysunek 40. Wpływ wiejącego wiatru na prędkość holowanego szybowca. Źródło: opracowanie własne na podstawie [1].	67
Rysunek 41. Eliminowanie ześlizgiem nakierunkowaniem efektu bocznego wiatru. Źródło: opracowanie własne na podstawie [1].	69
Rysunek 42. Zerwane elementy liny holowniczej. Źródło: [57].	70
Rysunek 43. Hol szybowca za samolotem. Źródło: opracowanie własne.	72
Rysunek 44. Zaczep holu w samolocie. Źródło: materiały własne.	72
Rysunek 45. Start szybowca za wyciągarką lotniczą. Źródło: opracowanie własne.	73
Rysunek 46. Rozkład działających sił podczas rozbiegów. Źródło: opracowanie na podstawie [33].	74
Rysunek 47. Rozkład sił działających na szybowiec podczas holowania za samolotem, sytuacja w powietrzu. Źródło: opracowano na podstawie [33].	75
Rysunek 48. Rozkład sił podczas startu szybowca za wyciągarką zaczep przedni. Źródło: opracowano na podstawie [33].	75
Rysunek 49. Rozkład sił w szybowca podczas rozbiegu zaczep dolny. Źródło: opracowano na podstawie [33].	76
Rysunek 50. Rozkład sił w szybowca w powietrzu zaczep dolny. Źródło: opracowano na podstawie [33].	77
Rysunek 51. Schemat składowy liny holu wykorzystywanego przy holu za wyciągarką. Źródło: materiały własne.	77
Rysunek 52. Koncepcja systemu SHEL. Źródło: [48].	80
Rysunek 53. Wzrost liczby zdarzeń w tym kolizji z ptakami w Polsce. Źródło: Konferencja Bezpieczeństwa Lotów, Warszawa 26-27 października 2017.	83
Rysunek 54. Schemat blokowy systemu bezpieczeństwa holowania szybowców. Źródło: materiały własne.	88
Rysunek 55. Lokalizacja systemu pomiarowego. Źródło: materiały własne.	90
Rysunek 56. Schemat bloku zasilania. Źródło: materiały własne.	92
Rysunek 57. Schemat typowej aplikacji modułu HX711. Źródło: [71].	92
Rysunek 58. Blok pomiaru siły. Źródło: materiały własne.	92
Rysunek 59. Schemat ALTIMU10v5. Źródło: [67].	93
Rysunek 60. Moduł pomiaru wysokości i parametrów inercyjnych. Źródło: materiały własne.	94
Rysunek 61. ORG1410-PM04. Źródło: [75].	94

Rysunek 62. Moduł Geolokalizacji. Źródło: materiały własne.	95
Rysunek 63. Schemat referencyjny połączeń komunikacji modułu ORG1410-PM04. Źródło: [75].	96
Rysunek 64. Zalecana instalacja modułu ORG1410-PM04. Źródło: [75].	96
Rysunek 65. Punkty pomiarowe projektowanego systemu, Źródło: materiały własne.	97
Rysunek 66. Moduł komunikacji HM-TRLR-D Series 100mW. Źródło: [70].	98
Rysunek 67. Schemat podłączenia modułu komunikacji HM-TRLR-D-TTL. Źródło: materiały własne.	98
Rysunek 68. Antena dookólna 5 dBi. Źródło: materiały własne.	99
Rysunek 69. Fragment schematu prezentujący podpięcie sygnalizacyjnych Diod LED. Źródło: materiały własne.	100
Rysunek 70. Schemat elektryczny systemu bezpieczeństwa - moduł w szybowcu. Źródło: materiały własne.	100
Rysunek 71. Schemat elektryczny systemu bezpieczeństwa -moduł na linii. Źródło: materiały własne.	101
Rysunek 72. PZL KR 03 Puchatek. Źródło: materiały własne.	103
Rysunek 73. Wyciągarka lotnicza WSK 02 JK. Źródło: materiały własne.	105
Rysunek 74. Lotnisko Krosno EPKR. Źródło: [54].	107
Rysunek 75. Sposób montażu tensometru. Źródło: materiały własne.	107
Rysunek 76. Wykres przebiegu siły naciągu liny w czasie trwania holu szybowca za wyciągarką lotniczą. Źródło: załącznik 1.	110
Rysunek 77. Trajektoria lotu szybowca.	112
Rysunek 78. Prędkość szybowca podczas startu za wyciągarką. uzupełnić poprawionym rysunkiem. Źródło:[30].	113
Rysunek 79. Wykres uśrednionej prędkości aerodynamicznej szybowca podczas startu za wyciągarką.	114
Rysunek 80. Graficzne złożenie prędkości szybowca podczas holu. Źródło: materiały własne.	115
Rysunek 81. Wykres uśrednionej prędkości wznoszenia szybowca podczas holu.	116
Rysunek 82. Wykres uśrednionej prędkości postępowej holowanego szybowca.	117
Rysunek 83. Wykres uśrednionego kąta natarcia szybowca.	117
Rysunek 84. Wygląd zainstalowanego modułu systemu w kabinie szybowca. Źródło: materiały własne.	119
Rysunek 85. Wykres kąta natarcia szybowca podczas startu za wyciągarką podczas prób uwzględniających informacje o przekroczeniu wartości $6,5^{\circ}$	119

SPIS TABEL

Tabela 1. Zestawienie zakończonych postępowań zdarzeń niebezpiecznych w Polsce 2012-2017. Źródło: PKBWL udostępnione przez Pana Krzysztofa Miłkowskiego członka PKBWL.	55
Tabela 2. Podstawowe parametry szybowca PZL KR 03 Puchatek, Źródło: opracowano na podstawie [77].	104
Tabela 3. Zestawienie i parametry bezpieczników zrywkowych wykorzystywanych podczas holowania szybowców. Źródło: opracowanie własne na podstawie: [30, 39, 78]. .	105
Tabela 4. Zestawienie zalecanych parametrów holu poszczególnych szybowców. Źródło: opracowanie własne.	106

SPIS ZAŁĄCZNIKÓW

Załącznik 1. Wyniki badań - przebiegu naprężenia liny.

czas	hol 1	hol 2	hol 3	hol 4	hol 5	hol 6	hol 7	hol 8	hol 9	hol 0	hol 1	hol 1	hol 1	hol 1	hol 1
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,33	7	16	9	16	16	5	14	17	12	8	15	11	8	16	6
0,66	292	304	293	299	304	295	302	306	292	303	301	300	291	303	296
1	465	459	456	457	456	450	462	458	461	450	460	460	457	463	460
1,33	341	342	340	339	340	336	338	340	344	335	345	341	349	349	347
1,66	308	315	312	315	312	311	313	308	308	309	316	312	320	315	307
2	264	274	263	263	265	274	271	272	270	266	270	266	261	265	267
2,33	266	257	257	265	264	261	266	256	256	267	265	267	258	261	262
2,66	260	259	254	262	261	258	266	254	259	262	261	259	261	266	262
3	260	256	254	256	262	261	258	261	258	251	257	260	252	255	259
3,33	249	253	257	260	259	254	257	261	261	260	256	256	246	252	257
3,66	255	254	255	258	253	258	261	262	258	256	259	259	256	261	249
4	257	259	253	267	266	253	258	263	254	257	263	264	265	259	265
4,33	277	269	281	276	277	280	280	273	274	278	278	282	277	278	268
4,66	350	349	349	336	342	339	338	336	339	344	346	337	349	343	351
5	391	392	387	400	399	398	391	395	387	386	396	399	388	386	386
5,33	394	395	406	397	405	394	405	392	402	404	401	393	394	398	401
5,66	406	407	410	403	401	411	410	401	396	411	406	399	401	406	408
6	402	403	403	404	404	410	412	406	413	406	410	407	406	401	411
6,33	411	410	399	414	409	413	402	405	400	412	409	401	405	408	410
6,66	405	407	397	397	407	396	402	404	398	407	406	406	401	396	408
7	402	399	396	404	410	405	407	396	401	399	405	403	409	410	400
7,33	399	402	399	400	411	410	408	411	410	399	406	397	409	408	403
7,66	416	401	413	401	406	414	410	410	406	410	411	415	414	408	416
8	415	417	408	404	402	402	410	407	411	402	412	408	403	413	413
8,33	408	402	416	409	405	406	405	402	404	411	411	404	411	406	402
8,66	412	399	410	407	408	407	408	407	408	407	409	409	402	403	412
9	408	414	405	410	410	403	408	401	400	413	409	403	402	400	405
9,33	399	398	403	401	406	411	409	400	398	402	407	399	399	406	404
9,66	397	409	400	399	405	401	398	403	411	396	406	402	406	405	405
10	404	399	407	406	395	410	396	407	409	408	405	398	395	399	399
10,33	407	395	399	405	406	406	407	403	393	404	403	400	394	406	395
10,66	394	393	392	395	403	406	406	394	393	402	402	400	395	405	398
11	401	394	391	398	396	406	394	398	405	400	401	402	405	406	402
11,3	398	402	397	396	400	396	405	406	403	394	402	403	400	401	393
11,66	403	399	397	405	400	400	401	399	398	401	402	399	395	392	406
12	397	406	399	403	399	399	400	400	404	397	401	395	404	395	397
12,33	404	399	406	406	400	396	392	400	392	402	401	393	405	397	394

12,66	395	392	391	393	398	404	391	395	391	404	399	390	398	399	389
13	392	390	399	395	388	393	402	392	391	397	398	391	401	397	399
13,33	397	403	392	403	392	402	396	398	405	398	400	399	397	402	391
13,66	395	406	396	391	402	391	398	401	404	391	401	406	404	401	399
14	394	399	406	405	403	391	403	401	394	397	401	399	404	406	392
14,33	406	395	389	410	395	399	400	403	401	404	403	406	406	403	406
14,66	407	404	399	421	405	405	406	409	415	401	408	409	407	406	411
15	417	416	406	432	417	411	411	416	431	406	412	416	417	411	416
15,33	419	408	407	432	412	412	410	413	421	409	409	418	419	421	412
15,66	426	403	412	423	405	416	412	411	420	411	402	419	426	426	399
16	421	392	415	436	399	419	415	413	419	416	392	417	421	419	41
16,33	401	41	412	425	25	405	399	416	399	421	50	399	401	411	23
16,66	388	23	403	25	15	398	378	405	21	419	18	33	388	36	15
17	50	11	398	23	9	45	25	385	9	384	18	20	50	26	9
17,33	11	11	21	15	8	21	11	23	10	15	10	15	11	12	8
17,66	9	10	16	11	7	12	9	11	8	11	11	8	9	9	7
18	8	9	15	8	9	8	8	9	9	12	9	9	8	8	6
18,33	6	8	12	9	10	9	8	8	7	9	9	7	6	7	9
18,66	9	9	10	7	9	7	9	8	6	8	8	6	9	6	6
19	8	9	9	9	8	9	9	9	7	8	7	8	8	9	7
19,33	10	8	8	8	6	8	7	7	6	7	6	9	10	7	6
19,66	6	7	9	9	8	7	6	6	6	7	9	7	6	6	6
20	7	8	8	7	7	8	7	9	8	9	11	7	7	9	7

Załącznik 2. Wyniki badań – trajektoria lotu szybowca.

czas	hol 1	hol 2	hol 3	hol 4	hol 5	hol 6	hol 7	hol 8	hol 9	hol1 0	hol1 1	hol1 2	hol1 3	hol1 4	hol1 5
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4,33	4	4	3	4	4	4	4	4	3	4	4	3	3	3	3
4,66	6	5	6	6	6	5	6	5	5	6	5	5	5	5	6
5	8	8	8	7	7	8	8	7	8	7	8	8	7	8	8
5,33	12	11	11	11	11	12	11	12	12	12	11	11	11	11	11
5,66	28	27	27	27	28	28	28	28	28	27	28	27	28	28	27
6	44	44	43	44	43	44	44	44	43	43	43	44	44	43	43
6,33	67	67	66	67	67	66	66	66	66	66	66	67	66	66	67
6,66	89	89	90	89	90	90	90	90	89	89	89	90	89	89	90
7	108	108	107	108	107	107	107	108	107	108	108	107	107	107	107
7,33	132	131	131	132	131	131	132	132	131	132	131	132	131	131	131
7,66	154	153	153	154	154	154	153	153	154	154	153	153	153	153	154
8	171	171	170	170	170	171	171	171	170	171	171	170	171	171	171
8,33	193	194	193	193	193	193	194	193	194	193	193	193	193	194	193
8,66	208	207	208	208	207	207	207	208	208	208	208	207	208	208	208
9	223	223	223	224	224	223	224	223	224	223	223	223	223	224	223
9,33	237	237	238	237	237	237	238	238	237	237	237	238	237	238	237
9,66	251	252	251	252	251	252	251	251	251	252	252	252	252	252	252
10	267	267	266	266	267	267	266	266	267	266	266	267	267	267	267
10,33	281	282	282	281	282	281	281	282	281	282	282	281	281	282	281
10,66	290	291	291	290	290	290	291	290	291	291	290	290	290	290	291
11	302	301	302	301	301	301	301	301	302	301	302	301	302	301	302
11,33	311	312	311	312	311	311	312	311	312	312	311	312	312	312	312
11,66	327	327	327	326	327	327	327	327	326	327	327	327	326	326	326
12	333	333	333	334	334	334	333	333	333	333	333	334	333	334	334
12,33	345	344	345	345	344	345	344	344	344	345	345	345	344	344	344

12,6 6	352	351	352	351	352	351	351	352	352	352	351	352	352	351	351
13	360	361	360	361	360	360	360	360	361	360	360	361	361	360	360
13,3 3	370	370	371	371	371	370	370	370	370	371	370	370	370	371	370
13,6 6	377	377	378	378	377	377	378	378	378	378	378	378	378	377	378
14	386	386	386	386	386	387	387	387	386	387	387	386	387	387	386
14,3 3	398	399	399	398	399	398	398	398	399	399	398	398	398	398	398
14,6 6	404	404	404	404	403	404	404	403	404	403	404	404	404	404	404
15	407	407	408	408	407	408	407	407	407	408	407	408	408	408	408
15,3 3	412	411	411	411	412	412	412	412	411	411	412	412	411	412	411
15,6 6	418	418	417	418	417	417	418	417	418	418	418	418	418	418	418
16	422	421	421	422	422	422	422	422	421	421	422	421	422	421	421
16,3 3	420	419	421	420	419	420	421	421	412	421	420	420	420	420	419
16,6 6	419	417	419	419	416	419	419	419	412	418	419	418	417	418	415
17	415	415	418	415	413	416	416	418	412	418	416	415	413	416	412
17,3 3	412	412	412	412	412	412	412	412	412	412	412	412	412	412	412
17,6 6	408	408	408	408	408	408	408	408	408	408	408	408	408	408	408
18	402	402	402	402	402	402	402	402	402	402	402	402	402	402	402
18,3 3	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400
18,6 6	398	398	398	398	398	398	398	398	398	398	398	398	398	398	398
19	396	396	396	396	396	396	396	396	396	396	396	396	396	396	396
19,3 3	395	395	395	395	395	395	395	395	395	395	395	395	395	395	395
19,6 6	394	394	394	394	394	394	394	394	394	394	394	394	394	394	394
20	393	393	393	393	393	393	393	393	393	393	393	393	393	393	393

Załącznik 3. Wyniki badań – prędkość aerodynamiczna szybowca.

czas	hol 1	hol 2	hol 3	hol 4	hol 5	hol 6	hol 7	hol 8	hol 9	hol1 0	hol1 1	hol1 2	hol1 3	hol1 4	hol1 5
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,33	0	0	3	2	1	0	3	2	3	1	3	3	2	3	3
0,66	4	5	6	3	6	4	3	6	3	4	4	5	5	6	4
1	7	7	5	6	6	5	6	6	7	7	7	6	5	6	5
1,33	13	12	11	10	10	12	10	13	12	10	10	13	12	13	11
1,66	21	21	20	19	21	20	20	21	20	19	19	19	19	18	18
2	29	27	28	29	27	27	27	26	29	28	27	28	28	28	26
2,33	35	35	38	37	37	37	35	38	36	35	38	37	38	36	36
2,66	41	43	42	44	43	43	42	41	41	43	44	42	42	44	44
3	50	50	50	49	51	49	51	48	48	49	50	51	49	50	51
3,33	55	58	58	56	57	58	56	57	56	58	58	58	57	55	58
3,66	66	68	65	68	68	67	66	67	65	68	65	68	65	67	66
4	71	74	72	73	71	74	73	73	74	72	72	74	71	71	72
4,33	78	79	80	80	81	80	81	78	79	81	78	80	80	79	81
4,66	86	85	85	86	86	84	84	86	84	85	85	87	86	87	86
5	89	90	89	87	90	89	88	88	89	90	88	87	89	88	89
5,33	99	100	97	99	97	99	97	97	97	99	100	99	98	98	98
5,66	107	106	106	108	106	107	109	107	109	108	106	108	109	107	108
6	117	115	117	116	116	117	116	114	116	114	117	114	116	116	116
6,33	119	120	117	120	117	120	120	119	120	117	118	117	118	119	120
6,66	120	122	120	121	122	120	123	122	121	123	120	122	123	123	120
7	123	124	123	123	122	123	123	123	122	125	124	125	125	122	124
7,33	125	124	127	126	125	126	126	126	124	124	124	124	124	125	127
7,66	128	126	126	127	125	128	126	125	125	126	127	125	126	126	128
8	128	127	126	127	127	127	126	128	126	125	126	128	127	127	128
8,33	128	127	128	128	125	127	128	127	125	128	127	128	125	125	128
8,66	129	130	130	127	129	130	130	127	128	128	129	128	127	127	127
9	126	129	129	129	128	129	129	129	126	127	126	129	127	127	126
9,33	126	128	128	126	129	126	129	126	128	127	127	129	126	126	127
9,66	125	127	126	126	125	128	128	127	127	125	127	126	125	127	128
10	126	126	127	128	128	127	126	126	126	126	127	128	127	125	127
10,33	124	125	126	126	125	124	124	127	125	126	127	126	126	127	127
10,66	127	127	126	124	125	125	124	127	124	126	127	124	124	126	125
11	123	123	124	124	126	126	126	124	126	126	123	126	126	125	123
11,33	124	122	125	124	124	125	124	122	123	123	124	125	122	123	123
11,66	120	121	123	123	121	121	121	123	120	122	122	123	121	120	122
12	123	122	121	121	123	123	123	121	123	123	121	121	123	122	121
12,33	122	123	125	122	125	123	123	122	124	124	124	122	125	124	125

12,6 6	126	126	125	124	124	123	125	125	126	124	126	126	125	124	124
13	121	121	122	122	121	122	123	121	122	121	122	123	122	122	121
13,3 3	122	122	121	123	120	123	122	120	123	121	121	120	121	120	120
13,6 6	122	121	122	123	123	123	124	123	124	121	124	123	123	124	121
14	125	125	124	125	125	122	124	125	123	124	122	124	124	125	124
14,3 3	125	123	124	125	126	124	123	123	126	125	125	124	124	123	125
14,6 6	120	121	122	120	123	122	121	123	121	122	123	120	120	121	123
15	121	120	121	119	119	122	122	120	122	122	121	121	122	121	119
15,3 3	123	121	123	122	123	123	121	124	124	123	121	122	121	122	123
15,6 6	125	126	124	125	125	126	126	125	124	126	125	125	124	124	125
16	127	124	124	126	126	125	127	127	124	126	125	127	125	127	124
16,3 3	124	124	126	123	126	126	123	124	124	126	123	123	126	125	125
16,6 6	126	124	125	124	127	126	127	126	124	125	127	126	124	126	124
17	127	126	126	127	125	127	127	126	127	125	125	125	127	125	125
17,3 3	127	128	128	129	128	130	127	128	127	130	128	130	128	129	130
17,6 6	127	127	129	128	128	128	127	129	126	128	126	127	126	126	126
18	131	129	131	128	128	128	131	129	130	131	129	131	131	129	131
18,3 3	128	131	131	129	131	131	130	131	131	131	131	131	129	128	131
18,6 6	130	128	129	128	129	128	130	130	130	130	131	130	130	129	131
19	130	130	132	132	132	132	130	130	129	130	130	129	132	131	130
19,3 3	129	129	132	132	131	129	130	132	131	132	130	130	130	131	130
19,6 6	131	133	133	133	131	132	132	131	133	131	131	133	133	131	133
20	131	132	130	132	130	132	131	131	131	133	132	132	132	130	130

Załącznik 4. Wyniki badań – prędkość wznoszenia szybowca.

czas	hol 1	hol 2	hol 3	hol 4	hol 5	hol 6	hol 7	hol 8	hol 9	hol1 0	hol1 1	hol1 2	hol1 3	hol1 4	hol1 5
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3,33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3,66	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	7	11	11	7	4	11	7	7	4	7	7	11	11	11	11
4,33	14	7	11	14	18	7	14	11	14	14	11	7	7	7	11
4,66	7	11	7	4	4	11	7	7	11	4	11	11	7	11	7
5	14	11	11	14	14	14	11	18	14	18	11	11	14	11	11
5,33	58	58	58	58	61	58	61	58	58	54	61	58	61	61	58
5,66	58	61	58	61	54	58	58	58	54	58	54	61	58	54	58
6	83	83	83	83	86	79	79	79	83	83	83	83	79	83	86
6,33	79	79	86	79	83	86	86	86	83	83	83	83	83	83	83
6,66	68	68	61	68	61	61	61	65	65	68	68	61	65	65	61
7	86	83	86	86	86	86	90	86	86	86	83	90	86	86	86
7,33	79	79	79	79	83	83	76	76	83	79	79	76	79	79	83
7,66	61	65	61	58	58	61	65	65	58	61	65	61	65	65	61
8	79	83	83	83	83	79	83	79	86	79	79	83	79	83	79
8,33	54	47	54	54	50	50	47	54	50	54	54	50	54	50	54
8,66	54	58	54	58	61	58	61	54	58	54	54	58	54	58	54
9	50	50	54	47	47	50	50	54	47	50	50	54	50	50	50
9,33	50	54	47	54	50	54	47	47	50	54	54	50	54	50	54
9,66	58	54	54	50	58	54	54	54	58	50	50	54	54	54	54
10	50	54	58	54	54	50	54	58	50	58	58	50	50	54	50
10,33	32	32	32	32	29	32	36	29	36	32	29	32	32	29	36
10,66	43	36	40	40	40	40	36	40	40	36	43	40	43	40	40
11	32	40	32	40	36	36	40	36	36	40	32	40	36	40	36
11,33	58	54	58	50	58	58	54	58	50	54	58	54	50	50	50
11,66	22	22	22	29	25	25	22	22	25	22	22	25	25	29	29
12	43	40	43	40	36	40	40	40	40	43	43	40	40	36	36
12,33	25	25	25	22	29	22	25	29	29	25	22	25	29	25	25

12,6 6	29	36	29	36	29	32	32	29	32	29	32	32	32	32	32
13	36	32	40	36	40	36	36	36	32	40	36	32	32	40	36
13,3 3	25	25	25	25	22	25	29	29	29	25	29	29	25	25	25
13,6 6	32	32	29	29	32	36	32	32	29	32	32	29	36	32	32
14	43	47	47	43	47	40	40	40	47	43	40	43	40	40	43
14,3 3	22	18	18	22	14	22	22	18	18	14	22	22	22	22	22
14,6 6	11	11	14	14	14	14	11	14	11	18	11	14	14	14	14
15	18	14	11	11	18	14	18	18	14	11	18	14	11	14	11
15,3 3	22	25	22	25	18	18	22	18	25	25	22	22	25	22	25
15,6 6	14	11	14	14	18	18	14	18	11	11	14	11	14	11	11
16	-7	-7	0	-7	-11	-7	-4	-4	-32	0	-7	-4	-7	-4	-7
16,3 3	-4	-7	-7	-4	-11	-4	-7	-7	0	-11	-4	-7	-11	-7	-14
16,6 6	-14	-7	-4	-14	-11	-11	-11	-4	0	0	-11	-11	-14	-7	-11
17	-11	-11	-22	-11	-4	-14	-14	-22	0	-22	-14	-11	-4	-14	0
17,3 3	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14
17,6 6	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22
18	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7
18,3 3	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7
18,6 6	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7
19	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
19,3 3	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
19,6 6	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
20	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4

Załącznik 5. Wyniki badań – prędkość postępową szybowca.

czas	hol 1	hol 2	hol 3	hol 4	hol 5	hol 6	hol 7	hol 8	hol 9	hol1 0	hol1 1	hol1 2	hol1 3	hol1 4	hol1 5
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,33	0	0	0	0	1	0	1	0	1	0	0	1	0	0	0
0,66	2	3	2	2	2	2	2	1	1	1	1	2	2	3	3
1	7	5	6	7	6	5	5	7	7	6	5	6	5	6	5
1,33	12	10	12	10	12	12	10	12	10	10	11	12	10	12	11
1,66	19	21	22	15	16	22	17	17	15	18	20	20	21	17	20
2	29	30	30	31	27	27	26	26	28	31	26	32	29	32	30
2,33	36	34	31	30	31	36	35	34	34	31	36	36	37	33	32
2,66	42	42	39	41	37	37	37	38	37	42	42	38	41	39	38
3	51	49	46	44	44	50	46	48	44	44	47	49	46	46	45
3,33	59	58	60	57	56	58	56	57	63	63	56	58	62	62	59
3,66	67	72	71	70	65	69	67	68	72	72	66	68	67	68	68
4	74	79	74	72	76	79	75	76	74	74	78	75	77	75	78
4,33	78	83	82	83	76	76	81	78	81	81	76	82	80	78	79
4,66	90	90	83	87	84	86	89	88	83	88	90	87	83	86	85
5	87	89	92	87	90	88	91	87	87	88	87	89	88	87	90
5,33	91	88	89	91	87	87	88	88	88	92	91	90	86	90	86
5,66	84	85	88	87	86	91	85	84	91	86	89	84	90	86	85
6	87	88	87	90	86	88	88	83	89	90	88	86	88	85	90
6,33	83	87	85	86	86	86	84	86	83	89	90	85	90	88	83
6,66	89	90	87	86	88	88	86	86	90	89	87	86	85	84	85
7	90	84	86	83	85	86	87	86	90	85	86	89	87	85	88
7,33	85	89	84	85	85	85	84	85	82	88	88	83	88	85	88
7,66	80	87	87	87	81	86	82	80	82	83	82	83	84	87	81
8	81	79	86	86	86	80	79	79	83	79	80	81	83	86	79
8,33	82	85	84	83	81	82	85	82	81	84	85	79	81	81	82
8,66	78	83	81	82	79	84	83	84	78	79	81	79	80	80	84
9	80	85	80	83	80	84	79	80	79	80	79	83	85	78	83
9,33	84	84	84	87	87	87	84	84	82	83	83	84	83	80	80
9,66	88	84	88	83	83	81	84	86	88	83	81	87	82	86	85
10	89	88	83	83	82	83	87	87	82	87	88	85	84	86	83
10,33	86	85	90	86	87	86	83	86	85	87	89	90	88	86	87
10,66	88	87	85	86	85	90	86	90	91	88	88	85	87	86	85
11	88	92	93	90	91	92	91	89	88	92	93	91	86	90	86
11,33	94	91	91	88	92	95	93	90	95	95	88	93	89	91	94
11,66	91	97	93	94	93	93	91	96	98	92	91	92	96	95	98
12	93	96	99	97	94	97	96	98	94	95	97	94	97	98	93
12,33	100	98	100	98	101	99	97	100	96	98	100	96	96	97	96

12,6 6	100	103	100	103	101	98	98	97	97	96	101	103	103	99	99
13	101	97	103	103	101	97	97	103	101	97	99	99	99	100	100
13,3 3	106	106	108	105	104	103	105	101	104	107	107	106	105	104	107
13,6 6	112	108	106	105	107	107	112	110	108	111	107	112	108	109	107
14	109	111	107	106	109	110	112	106	109	110	111	108	109	111	108
14,3 3	113	111	111	109	111	112	116	115	116	112	109	113	109	113	109
14,6 6	115	119	119	112	114	113	115	115	118	114	115	119	112	116	117
15	122	120	121	122	120	118	123	123	118	120	121	122	120	120	118
15,3 3	123	119	123	124	119	121	122	122	119	124	125	121	118	124	124
15,6 6	122	121	121	128	127	128	125	127	126	122	125	127	125	125	126
16	124	128	126	126	124	125	126	124	123	125	127	130	127	124	126
16,3 3	128	124	125	124	123	123	129	125	128	124	127	126	127	127	126
16,6 6	126	129	127	129	125	129	131	126	125	124	125	126	126	128	125
17	128	130	130	124	126	129	124	124	127	131	128	127	127	130	128
17,3 3	130	125	129	129	127	127	128	131	131	124	124	127	131	129	131
17,6 6	130	123	124	127	128	127	123	124	125	126	128	127	128	127	123
18	127	125	128	126	124	123	128	126	124	126	127	125	122	128	124
18,3 3	122	122	125	128	123	127	122	122	128	122	125	128	123	128	123
18,6 6	124	123	126	122	121	125	126	123	123	125	127	124	123	127	125
19	127	122	123	122	125	124	127	126	127	125	126	124	127	123	125
19,3 3	125	125	124	128	123	129	130	130	125	125	124	123	124	127	129
19,6 6	129	125	127	128	124	125	123	127	124	128	127	125	127	122	123
20	126	123	122	125	123	126	128	128	127	122	124	123	125	128	125

Załącznik 6. Wyniki badań – ką tatarcia szybowca 1 seria.

czas	hol 1	hol 2	hol 3	hol 4	hol 5	hol 6	hol 7	hol 8	hol 9	hol1 0	hol1 1	hol1 2	hol1 3	hol1 4	hol1 5
0	-1	-3	-2	-2	-1	-3	-1	-3	-3	-1	-1	-1	-2	-1	-2
0,33	-3	-2	-3	-2	-2	-3	-1	-3	-3	-1	-3	-1	-1	-3	-2
0,66	-2	-3	-3	-3	-2	-2	-1	-3	-1	-1	-2	-3	-1	-1	-2
1	-2	-2	-1	-2	-1	-1	-2	-2	-2	-1	-1	-1	-1	-2	-2
1,33	-1	-2	0	-2	0	-2	-1	-2	-1	-2	0	-1	-1	-1	-1
1,66	0	-1	-2	-2	-2	-2	-2	0	-2	0	0	-1	-2	-2	-2
2	1	-1	1	0	-1	0	1	-1	1	-1	0	0	0	1	-1
2,33	1	0	2	1	1	1	0	1	0	0	1	1	2	0	2
2,66	0	0	0	0	1	0	0	2	1	1	0	2	0	0	2
3	1	3	3	1	3	1	1	2	1	3	3	3	2	3	3
3,33	3	2	2	2	2	1	2	3	3	2	22	3	2	2	3
3,66	2	3	2	3	3	3	3	4	2	3	4	4	3	4	3
4	4	2	4	4	3	3	4	4	3	3	3	2	4	3	2
4,33	3	5	3	4	5	3	3	5	3	4	3	4	4	3	4
4,66	6	6	5	5	5	4	4	4	6	4	4	6	6	4	6
5	6	6	7	7	5	7	6	6	6	6	6	6	5	6	6
5,33	5	6	6	6	5	7	5	6	6	5	6	5	6	6	5
5,66	8	7	7	8	8	8	8	7	8	7	6	6	6	7	6
6	6	8	7	8	6	7	8	8	6	7	7	7	7	6	6
6,33	7	6	7	6	7	8	8	7	7	7	6	6	8	6	6
6,66	8	6	6	7	6	8	6	7	8	7	7	6	7	6	7
7	8	9	8	7	9	9	7	7	8	7	8	7	7	9	9
7,33	7	8	6	8	7	6	7	7	8	7	7	6	6	7	8
7,66	7	9	8	7	9	9	8	8	8	8	7	9	7	7	7
8	8	9	9	9	9	8	9	9	9	7	9	8	7	8	8
8,33	8	7	9	8	7	9	9	8	9	7	9	9	7	9	7
8,66	9	10	10	8	9	10	10	8	10	8	8	9	8	9	9
9	8	7	8	8	9	8	8	8	9	8	7	7	9	9	7
9,33	7	7	8	8	8	7	6	7	6	7	7	7	7	7	7
9,66	7	8	8	7	9	7	8	7	9	9	9	8	7	7	7
10	9	8	10	10	10	9	10	9	9	9	9	10	8	8	9
10,33	9	10	8	9	8	10	8	8	8	8	9	8	9	9	10
10,66	8	8	8	7	7	8	9	7	7	8	7	8	9	8	7
11	8	7	7	8	9	7	8	8	8	9	8	8	9	9	7
11,33	10	10	9	8	10	8	10	10	8	9	8	10	10	10	9
11,66	8	9	10	10	9	10	8	10	10	8	9	8	9	9	10
12	8	9	10	8	10	8	9	9	10	9	9	9	10	8	8
12,33	9	7	8	8	8	8	7	7	9	9	9	8	7	9	8

12,6 6	8	9	7	8	8	9	7	7	8	8	9	7	8	9	7
13	8	8	8	6	6	6	7	7	8	8	7	6	7	6	7
13,3 3	6	8	6	6	7	6	6	6	7	8	6	8	8	7	8
13,6 6	6	5	6	5	6	7	5	7	7	6	6	5	7	5	5
14	6	6	6	7	7	7	6	5	7	5	6	5	6	7	6
14,3 3	4	6	4	4	4	4	6	4	5	4	6	4	4	5	5
14,6 6	4	4	6	6	4	4	4	5	5	4	4	4	5	4	5
15	4	5	3	3	5	3	3	4	3	5	4	4	4	3	5
15,3 3	3	3	5	4	5	4	4	5	4	4	4	3	4	4	5
15,6 6	3	2	4	4	4	2	4	3	3	4	2	3	2	4	3
16	2	4	3	2	2	2	2	2	4	3	3	2	4	4	3
16,3 3	3	3	3	2	3	3	1	3	3	2	1	3	3	3	3
16,6 6	2	1	1	2	0	0	2	2	1	0	1	0	1	0	0
17	0	1	2	1	1	0	2	1	2	1	0	0	2	1	0
17,3 3	-1	-1	0	0	0	1	1	0	-1	1	-1	-1	-1	-1	0
17,6 6	1	1	0	1	0	-1	1	0	1	1	0	1	-1	-1	0
18	-1	-2	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	0	-2	-1	-1	0	-1
18,3 3	-2	-2	-1	-2	0	0	0	-1	-2	0	-1	0	0	0	-1
18,6 6	-1	-2	-2	-2	-1	0	-1	-2	-2	-2	-2	-1	0	-1	0
19	0	-1	1	-1	0	1	-1	0	0	-1	0	0	-1	1	-1
19,3 3	0	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	0	1	1	1	-1	1	0
19,6 6	2	1	1	0	1	2	0	2	0	2	2	0	0	1	2
20	2	1	2	2	0	2	2	2	0	0	0	1	2	1	1

Załącznik 7. Wyniki badań – ką t natarcia szybowca – 2 seria.

czas	hol 1	hol 2	hol 3	hol 4	hol 5	hol 6	hol 7	hol 8	hol 9	hol1 0	hol1 1	hol1 2	hol1 3	hol1 4	hol1 5
0	-3	-3	-4	-2	-2	-4	-4	-3	-2	-2	-3	-2	-3	-1	-1
0,33	-2	-4	-3	-3	-4	-2	-3	-3	-3	-3	-2	-2	-3	-1	-2
0,66	-3	-4	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-2	-3	-2	-2	-2	-3	-1
1	-1,5	-0,5	0,5	0,5	-0,5	-1,5	-1,5	-0,5	0,5	-3	-3	-2	-2	-2	-3
1,33	-1	-2	-3	-1	-1	-3	-1	-2	-1	-1	-2	-1	0	-1	-2
1,66	1	-1	-1	0	0	1	0	0	-1	-2	-2	-1	-1	0	-1
2	-2	0	-1	0	-1	-1	-2	-1	-1	1	1	0	0	-1	0
2,33	1	2	0	2	2	0	0	1	1	2	2	1	0	1	0
2,66	1	2	1	2	2	3	1	2	3	0,5	0,5	1,5	2,5	1,5	0,5
3	2	1	2	2	3	2	2	2	1	3	1	2	2	1	3
3,33	4,5	4,5	4,5	3,5	4,5	3,5	2,5	3,5	2,5	3,5	2,5	2,5	1,5	2,5	1,5
3,66	5	3	5	3	5	3	3	4	3	4	3	3	3	3	4
4	5	4	5	3	4	5	3	4	5	4,5	2,5	3,5	2,5	2,5	3,5
4,33	4	5	5	6	6	5	5	5	4	4	3	4	4	4	5
4,66	3	5	4	3	5	3	3	4	5	6,5	6,5	5,5	6,5	5,5	4,5
5	5	6	7	5	6	5	5	6	7	5	6	6	5	6	5
5,33	5	6	6	5	6	6	7	6	7	6,5	6,5	6,5	7,5	7,5	5,5
5,66	8	8	6	7	8	7	8	7	6	6	8	7	6	6	7
6	7	7	9	7	9	7	9	8	7	5,5	6,5	6,5	7,5	7,5	7,5
6,33	8	8	7	6	7	7	8	7	6	6	5	6	7	5	6
6,66	6	7	8	6	6	8	6	7	8	5	7	6	6	5	7
7	6	7	8	7	8	6	8	7	8	6,5	7,5	6,5	7,5	7,5	5,5
7,33	6	8	8	6	7	8	8	7	6	6	7	7	6	8	7
7,66	8	8	9	9	8	7	9	8	7	6	6	7	7	8	7
8	8	9	9	9	10	8	10	9	9	6	7	7	6	8	6
8,33	8	7	8	8	7	7	8	8	8	8	8	7	8	6	7
8,66	9	9	9	8	8	9	9	8	7	6,5	5,5	6,5	7,5	7,5	7,5
9	9	9	9	7	7	8	8	8	9	8	6	7	7	7	8
9,33	6	8	6	7	7	8	6	7	8	7	7	7	6	7	6
9,66	7	8	7	8	6	7	7	7	6	7	6	7	6	6	7
10	10	8	9	8	9	10	8	9	9	8	6	7	7	8	6
10,33	9	8	8	9	9	9	8	8	7	7	6	7	6	7	7
10,66	6	8	8	6	8	8	6	7	7	6,5	7,5	6,5	7,5	5,5	7,5
11	7	9	8	8	7	7	9	8	9	5,5	7,5	6,5	5,5	6,5	6,5
11,33	9	9	11	9	9	9	9	10	9	6	5	6	6	7	5
11,66	9	10	11	11	9	11	9	10	9	7	6	6	5	6	5
12	9	10	8	8	9	10	10	9	8	7,5	5,5	6,5	7,5	6,5	7,5
12,33	8	8	7	6	7	8	8	7	6	8	6	7	7	6	6

12,6 6	7	6	7	6	8	8	7	7	6	6	6	7	7	6	7
13	7	6	7	8	8	6	8	7	7	6	8	7	7	8	6
13,3 3	7	5	5	7	7	7	7	6	5	7,5	7,5	6,5	7,5	7,5	5,5
13,6 6	6	6	8	6	6	8	6	7	8	5	6	6	5	5	7
14	5	5	5	4	5	5	6	5	4	6	6	6	6	6	7
14,3 3	3	5	3	5	3	3	4	4	4	6,5	4,5	5,5	5,5	4,5	6,5
14,6 6	4	4	4	5	6	4	4	5	6	4,5	6,5	5,5	5,5	5,5	5,5
15	5	5	4	4	5	5	4	4	3	6	6	5	4	6	4
15,3 3	6	5	4	4	5	6	4	5	4	4	3	4	3	4	5
15,6 6	4	3	4	3	4	3	3	3	3	3	3	3	4	4	2
16	2	1	3	1	3	2	1	2	2	2	2	3	4	2	2
16,3 3	3	4	3	2	4	3	4	3	2	1	2	2	2	3	1
16,6 6	1	3	1	3	3	3	2	2	1	2,5	0,5	1,5	1,5	1,5	2,5
17	2	2	2	0	2	2	0	1	0	1,5	0,5	0,5	1,5	1,5	-0,5
17,3 3	1	-1	0	-1	-1	-1	1	0	1	0	1	0	1	0	-1
17,6 6	1	0	0	-1	-1	1	0	0	1	0	0	0	0	-1	0
18	-3	-3	-3	-2	-2	-3	-1	-2	-3	0	0	-1	-2	-1	-2
18,3 3	-1	-1	0	-1	0	-1	-2	-1	-1	-2	0	-1	-2	-1	0
18,6 6	-2	-3	-1	-1	-2	-3	-3	-2	-1	-1,5	0,5	-0,5	-1,5	-0,5	-0,5
19	0	0	1	1	-1	1	-1	0	0	-1	0	-1	-1	0	-1
19,3 3	-2	-2	0	0	0	-2	0	-1	-1	1	1	0	0	0	1
19,6 6	3	3	2	3	1	2	3	2	1	1,5	-0,5	0,5	-0,5	0,5	0,5
20	1	2	2	3	1	3	2	2	3	0	0	1	1	2	0