

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XVIII 2018

TOM I

pod redakcją *Krzysztofa Sibilskiego*



Warszawa 2018

Organizator konferencji

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej

Komitet Naukowy

Krzysztof Sibilski (PW) – przewodniczący

Mirosław Adamski	WSOSP	Krzysztof Kubryński	ITWL
Krzysztof Arczewski	PW	Maciej Lasek	PW
Wojciech Blajer	UTH Rad.	Leszek Lorocho	ILot
Józef Gacek	WAT	Edyta Ładyżyńska-Kozdraś	PW
Cezary Galiński	ILot	Andrzej Majka	PRz
Robert Głębocki	PW	Mirosław Nowakowski	ITWL
Zdzisław Gosiewski	PB	Aleksander Olejnik	WAT
Jacek Goszczyński	JAGAC	Marek Orkisz	PRz
Norbert Grzesik	WSOSP	Andrzej Panas	ITWL, WAT
Antoni Jankowski	ITWL	Mirosław Rodzewicz	PW
Stanisław Kachel	WAT	Ryszard Szczepanik	ITWL
Zbigniew Koruba	PŚw	Cezary Szczepański	PWr
Grzegorz Kowaleczko	WSOSP, ITWL	Kazimierz Szumański	ILot
Mirosław Kowalski	ITWL	Witold Wiśniowski	ILot
Adam Kozakiewicz	WAT	Wiesław Wróblewski	PWr
Piotr Krawczyk	WSOSP	Andrzej Żyluk	ITWL

ISBN 978-83-952553-0-4

© Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
Warszawa 2018

Redakcja techniczna: Ewa Koisar

Skład i łamanie: Ewa Koisar

Druk: Drukarnia nr 1, ul. Rakowiecka 37, 02-521 Warszawa

Wersja elektroniczna: <http://ptmts.org.pl/wydawnictwa/>



Konferencja „Mechanika w Lotnictwie ML-XVIII 2018”
finansowana w ramach umowy 806/P-DUN/2018
ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego
przeznaczonych na działalność upowszechniającą naukę

Spis treści

Sibilski K. – <i>Do Czytelników</i>	5
Adamski M., Gil Ł., Skura K., Adamski A. – <i>Concept of ergonomic requirements for aircraft cabins</i>	7
Adamski M., Skura K. – <i>Application of microwave weapons</i>	15
Antczak A., Sibilski K. – <i>Optymalizacja położenia samolotów podczas lotu w formacji</i>	21
Brzozowski B., Rochala Z., Kowaleczko G. – <i>Wyznaczanie optymalnej trajektorii lotu BSP z wykorzystaniem metody gradientów sprzężonych</i>	37
Chachurski R., Omen Ł., Zalewski P., Panas A.J. – <i>Wyznaczanie charakterystyk miniaturowych turbinowych silników</i>	51
Chmiel M., Chodnicki M., Nowakowski M. – <i>Zastosowanie algorytmu Optical-flow do śledzenia obiektów</i>	63
Chmielewski P., Wróblewski W. – <i>Badania symulacyjne i modelowe bezzałogowego samolotu klasy HALE</i>	71
Chodnicki M., Mazur M., Nowakowski M., Kowaleczko G. – <i>Zastosowanie sterowania kaskadowego do regulacji wysokości i prędkości opadania i wznoszenia BSP</i>	81
Ciopia M., Szczepański C. – <i>Metody modelowania wirników UAV o małej średnicy</i> .	89
Dul F. – <i>Tłumienie czynne nieliniowych drgań aeroelastycznych lotki przy użyciu sterownika neuronowego uczonego ze wzmocnieniem</i>	107
Dziwisz R., Gronczewski A. – <i>Urządzenie do startu i odzyskiwania BSL w warunkach ograniczonej przestrzeni</i>	117
Głębocki R., Jacewicz M. – <i>Analysis of the cold launch method of a research rocket</i> .	127
Hajduk J., Rykaczewski D. – <i>Możliwości rozwoju zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2</i>	139
Jakielaszek Z., Panas A.J., Nowakowski M., Białecki M., Bryl M., Klemba T. – <i>Analiza przebiegu testu zderzeniowego kasety ochronnej</i>	155
Jaroszewicz A. – <i>Analiza koncepcji wspomagania operacji naziemnych samolotu pasażerskiego elektrycznym systemem napędowym</i>	169
Kołodziejczyk R., Święch Ł. – <i>Badania sztywności cienkościennej kompozytowej struktury skrzydła samolotu bezzałogowego</i>	191
Kordowski P., Józko M., Nowakowski M., Panas A.J. – <i>Zastosowanie pamięci przenośnej USB do odczytu rejestratora parametrów lotu</i>	203
Kowaleczko G., Buler W., Pietraszek M., Grajewski K. – <i>Model ruchu sterowanej bomby lotniczej w warunkach turbulencji</i>	209

Kowaleczko G., Buler W., Pietraszek M., Klemba T. – <i>Model matematyczny ruchu układu bomba-fluger</i>	227
Kowaleczko G., Pietraszek M., Grajewski K. – <i>Analiza wpływu różnych czynników na dokładność trafienia bomby w warunkach turbulencji atmosfery</i>	239
Kowaleczko G., Pietraszek M., Klemba T. – <i>Wpływ charakterystyk geometrycznych flugera na dynamikę ruchu bomby</i>	251
Kowaleczko G., Pietraszek M., Wijaszka M. – <i>Ocena skuteczności aktywnego sterowania bombą lotniczą</i>	261
Krajniewski S., Rymaszewski S., Zgrzywa F. – <i>Wymagania zdatności do lotu wojskowych statków powietrznych (EMAR)</i>	273

Szanowni Czytelnicy!

Z przyjemnością oddajemy do rąk Czytelników czternastą, dwutomową monografię z serii „Mechanika w Lotnictwie”.

Publikacja zawiera rozszerzone wersje referatów wygłoszonych podczas XVIII Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” ML-XVIII 2018 (Kazimierz Dolny, 14-17 maja 2018 r.). Wszystkie zostały zakwalifikowane do druku po recenzjach. Serię wydaje organizator Konferencji - Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej.

Konferencje „Mechanika w Lotnictwie” są organizowane od 1984 roku w cyklu dwuletnim i niezmiennie przyciągają liczne grono lotników, uzbrojeniowców oraz przedstawicieli pokrewnych dziedzin.

Pragniemy podkreślić, że w 2018 roku na stronie Polskiego Towarzystwa Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej zostały opublikowane wersje elektroniczne wszystkich edycji monografii z cyklu „Mechanika w Lotnictwie”. Są one dostępne pod adresem: <http://ptmts.org.pl/mechanika-w-lotnictwie/>

Kolejne konferencje ożywiały i integrowały środowiska lotnicze instytutów naukowo-badawczych, wyższych uczelni cywilnych i wojskowych oraz przemysłu. Są one zawsze okazją do wymiany informacji o najnowszych osiągnięciach naukowych w zakresie konstrukcji, badań doświadczalnych, symulacji numerycznej dynamiki lotu samolotów, raket i pocisków, ich eksploatacji, jak również bezpieczeństwa w locie.

Dziękując sponsorom za pomoc w wydaniu monografii, wyrażamy nadzieję, że i tym razem publikacja spotka się z dużym zainteresowaniem i przyczyni się do rozwoju polskiej myśli naukowo-technicznej oraz zwiększy bezpieczeństwo lotów.

Krzysztof Sibilski

CONCEPT OF ERGONOMIC REQUIREMENTS FOR AIRCRAFT CABINS

MIROŚLAW ADAMSKI, ŁUKASZ GIL, KAMIL SKURA

Polish Air Force Academy, Dęblin

e-mail: tetrazen@wp.pl; kamil.s@wp.eu

ARIEL ADAMSKI

42nd Training Air Base

e-mail: arnelo@gmail.com

The purpose of this publication is to conduct a comparative analysis of ergonomics of aircraft cabins based on examples and to develop the concept of equipping the aircraft cabin in terms of ergonomics. In the modern world, cabin ergonomics plays a very important role because it directly affects safety of performed tasks. This article contains a comparative analysis of selected elements of the cabins of TS-11 Iskra, MiG-29 and F-16 aircraft, used by the Polish Armed Forces. As a final effect, the cabin furnishings concepts were proposed in terms of ergonomics.

Keywords: ergonomomy, pilot, aeroplane, safety, indicator

1. Introduction

One of the most complicated antropotechnical systems is undoubtedly the pilot-aircraft system. Since always and in all types of aviation, it is human being that is the central element of the above system. The most important duties of an aircraft pilot are: receiving and processing of navigational information, engine work control and steering of the aircraft during performed missions and tasks. The reliability of the system depends mainly on the correctly displayed information and the possibility of quick, appropriate action. The pilot, while performing certain tasks or being in the battlefield environment, works in a time-lag and is forced to properly interpret the information and quickly and correctly take action. This makes the ergonomic design of the cabin an indispensable element of every aircraft. The cabin of the aircraft is a place of work for the pilot, therefore, it should be designed to make it easier for him and to bring the best results.

2. Comparative analysis of TS-11 Iskra, MiG-29 and F-16 aircraft

The comparative analysis will cover some elements of aircraft equipment in TS-11, MiG-29 and F-16, which undoubtedly affect ergonomics of the cabin. The comparative analysis is carried out in form of Table 1.

Analyzing the cabins in terms of the glass cockpit technology, it can be stated that the TS-11 cabin is technologically “poorer” than MiG-29 aircraft, while F-16 equipped with a glass cockpit has very large possibilities while performing tasks, and its cabin more “favors” and facilitates the pilot’s work. A visual comparison of the cabins is shown in the figures below.

The TS-11 instrument panel consists of instruments with analogue displays, where the basic information about basic flight parameters are placed in the central part. MiG-29 aircraft is equipped mainly with analogue displays, but it has one MFD display located on the right side

Tabela 1. Comparative analysis of TS-11, MiG-29 and F-16 aircraft in terms of ergonomics [own study]

Type of aircraft Analyzed element	TS-11 bis D	MiG-29 M	F-16 C i D Block 52+
Glass cockpit	No	No	Yes
Analog Display	Yes	Yes	Yes
HUD	No	Yes	Yes
HMD	No	No	Yes
MFD	No	No	Yes
Aiming Type	Semi Automatic ASP-3-NM-1	Opto-Electronic aiming system OEPS-29 with helmet aiming system	JHMCS (Joint Helmet Mounted Cueing System)
Location of the control stick	In the middle	In the middle	Right Side
HOTAS	No	No	Yes
Ejection seat class „0-0”	No	No (70-0)	Yes

and HUD. F-16 aircraft equipped with the glass cockpit technology is a typical “T” system, having two MFD and HUD panels as well as HMD [1], [3].

The engine throttle in every aircraft under analysis is on the left, but they differ in shape. The shape of the lever plays a very important role, because the lever adjusted to the hand guarantees a secure grip, which allows better control while performing tasks. The control stick on TS-11 and MiG-29 is in the middle, and F-16 is equipped with a stick on the right side of the cabin. TS-11 and MiG-29 aircraft are not equipped with the HOTAS system, which results in compulsion to take their hands off the controls during the task, while the F-16 has the above system. Figure 4 visually compares the location and shape of the steering levers of the analyzed aircraft.



Rys. 1. TS-11 Iskra [7]



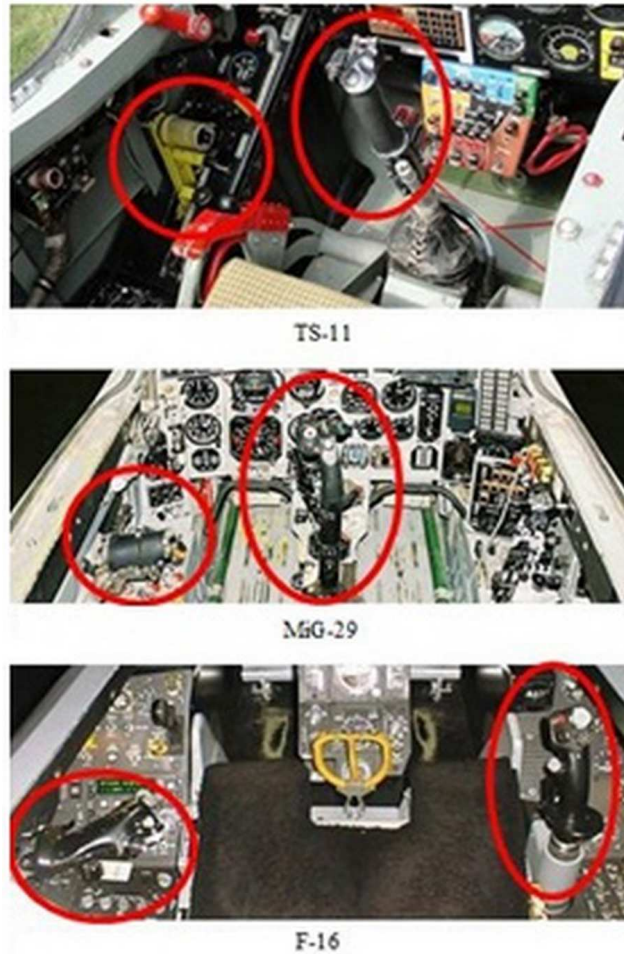
Rys. 2. MiG-29 [7]



Rys. 3. F-16 [7]

TS-11 aircraft is equipped with a semi-automatic sight without the possibility of displaying targets, MiG-29 has an optoelectronic sight with a helmet for indicating the target, while F-16 has a helmet sight with the whole aiming system. On F-16 and MiG-29 airplanes, the target information is also displayed on the HUD panels [2], [4].

The analysis of the three above aircraft used by Polish Air Force made it possible to state that they are aircraft of three different technological classes. Each of the above-mentioned aircraft was created and based on the ergonomic aspects of its period, as well as the tasks it was supposed



Rys. 4. Throttles and control sticks of analyzed aircraft [own study]

to fulfill. TS-11 aircraft as a school aircraft does not allow student-pilots to prepare for flights on F-16 aircraft due to too large technological differences.

3. The concept of cabin equipment in terms of ergonomics

After analyzing the cabin of the aircraft, the concept of cabin equipment was developed, which will be the best for the mission. The ergonomic cabin of the aircraft should meet the following requirements:

- appropriate dimensions;
- proper placement of measuring instruments;
- proper placement of necessary switches;
- proper arrangement of controls;
- readability and orderliness;
- high technological advancement;
- adequate observation space;
- simplicity of using systems;
- color distribution of appropriate zones on the instrument panel (e.g. emergency switches marked in red).

Dimensions of the cabin should be chosen so that the pilot can feel comfortable in the place of work. The sitting position on the seat should be comfortable, giving the ability to easily reach every place in the cockpit. The cabin should be equipped with a display displaying the external situation thanks to the HD camera (instead of rear-view mirrors), with the possibility of 360° control using the buttons on the stick.

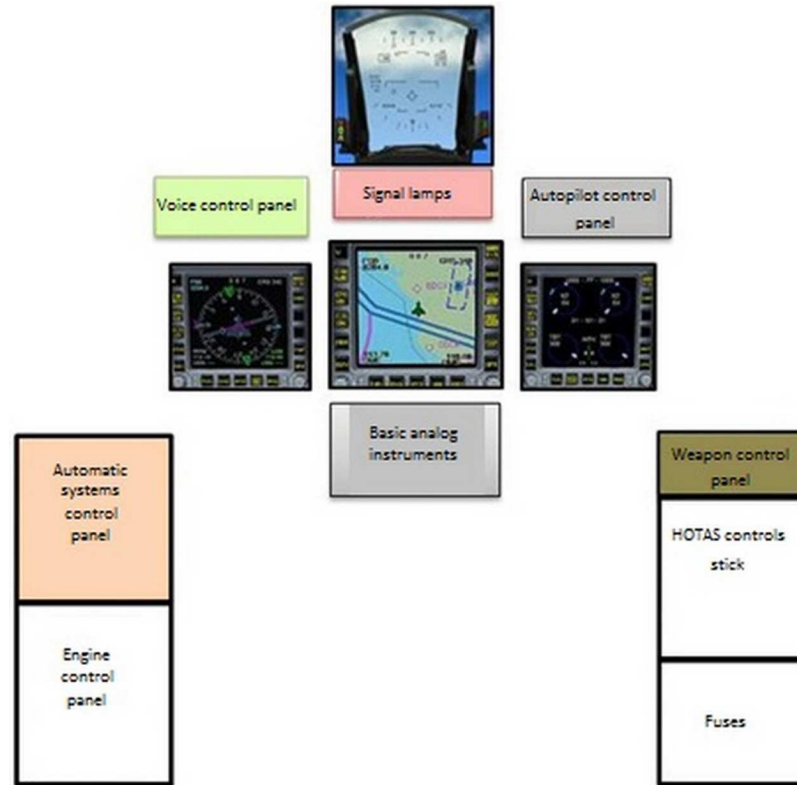
The instrument panel should be made in the glass cockpit technology. The best solution will be MFD panels located on the left and right side, which display selected information on their displays, useful for the task and having an intuitive “menu”. It is also important to mount HUD, HLD and HMD. The HUD basic pilot and navigation and sighting information will be displayed, which allows simultaneous observation of the situation behind the cabin and basic parameters of the aircraft. Aircraft equipment in navigation and sighting complex, displaying information in the HMD indicator gives a lot of possibilities such as:

- determining and transferring to the automatic control system and displaying to the pilot the information necessary to: introduce the aircraft to the target area, return to the destination, return to the landing area and make landing maneuvers;
- determining and transferring to the automatic control system, to the weapon control system and to display to the pilot the information aimed at: performing a targeted attack, bombing programmed objects, ensuring the use of guided missiles and destruction of enemy aircraft from a machine gun or missiles;
- displaying information concerning aiming regardless of the position of the pilot’s head in the cabin.

Electronic instruments should be equipped with the possibility of voice control. Thanks to such a solution, a person piloting an aircraft will be able to customize the displayed information on the panels by voice. Basic navigational instruments such as: artificial horizon, course indicator, altimeter and speedometer should be doubled, because in the event of electronics failure it is important to quickly interrupt the task and return to the stationing place because the basic issue is safety. A very important issue in the selection of analog indicators is the readability of the divisions with the appropriate dimensions of the clues and the color marking of the nominal ranges. The on-board instrumentation should be located in the central part of the instrument panel below the pilot’s line of sight. The location of the backup devices to achieve the best order and readability should be as follows: an artificial horizon at the top, a course indicator under it, a speedometer to the left of the artificial horizon, and an altimeter to the right of the artificial horizon.

The control stick should be on the right and the engine throttle lever on the left side of the cabin. Control levers should be specially profiled for a secure and comfortable grip. The side stick controller and engine throttle lever should be equipped with the HOTAS system. This will significantly simplify the pilot’s work, because he will be able to simultaneously pilot the aircraft and set the parameters necessary for him [5].

The number of switches in the cabin should be reduced to a minimum in order to eliminate errors and enlarge transparency. A suitable solution would be to automate aircraft systems so that one switch would be responsible for a given operation, for example by switching on the “start” switch, the aircraft should configure itself to run and start or inform about the resulting failures. A better solution from placing the buttons in the cabin of the aircraft will be equipped with switches, because it is visually easier to determine in what position the given switch is located and it is easier to switch in flight in poor weather conditions (e.g. during turbulence). All the most important switches should be in the normal range of the remote control (35-45 cm), so that they can integrate the system of interest on the ground and in the air without much problem. They should also be placed as far as possible on the left side of the instrument panel in order to eliminate the compulsion to pull the right hand out of the control stick as much as possible.



Rys. 5. A proposal for the concept of ergonomic cabin equipment [own study]

4. Conclusion

The ergonomics of aircraft cabins is constantly changing. With the development of technology, new solutions are being proposed that aim at creating the best working conditions for the pilot. During flights, there is continuous cooperation between the pilot, the aircraft and the surrounding environment [6]. Therefore, it is very important to strive to develop the most ergonomic cabin of the aircraft, because it increases the safety of flights and also facilitates and improves the efficiency of performed missions.

After the analysis, as well as referring to the whole work, the following conclusions arise:

- while performing missions, the best elements improving the effectiveness of the task being performed while meeting the ergonomic requirements and increasing the flight safety of information display systems and arming control include:
 - helmet sights;
 - navigational and aiming complexes;
 - HOTAS systems;
 - HUD, MFD, HLD, HMD indicators;
- a very important element increasing the safety of tasks is appropriate “fitting” the pilot to the cabin of the aircraft through ergonomic creation of the cabin;
- correctly spaced instruments increase the efficiency of work;
- “automation” of the cabin significantly relieves the pilot;
- too heavy system overload will reduce the speed of received information.

There is a long way to go from performing the flight training stage to carrying out missions on a combat aircraft. The development of appropriate habits will result in more effective performance of tasks as well as improve flight safety. The uniformity in terms of technology, as well

as the ergonomics of subsequent aircraft on which the pilot will fly will be very important to achieve appropriate “usual” behavior.

Engineers designing cabins of modern aircraft attach great importance to the most ergonomic design. “Today’s aviation” has already experienced a large number of disasters, on the basis of which appropriate conclusions were derived, which in effect allowed for the best possible development of cabin ergonomics. One should be aware of the fact that high-level ergonomics leads to improved flight safety, and the pilot and his many years of training, knowledge and abilities are the most important values.

Bibliography

1. FRAUS E., *Struktura i ogólna metodologia nauki ergonomii*, Towarzystwo Autorów i Wydawców Prac Naukowych „Universitas”, Kraków, 1992
2. GÓRSKA E., *Ergonomia: projektowanie, diagnoza i eksperymenty*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2002
3. PLATONOW K., *Psychologia pracy lotnika*, MON, Warszawa, 1963
4. SASIM B., *Elementy ergonomii kabin samolotów wojskowych*, ITWL, Warszawa, 2009
5. WIECZOREK S., *Człowiek i maszyna*, Rzeszów, 1992
6. WYKOWSKA M., *Ergonomia*, AGH, Kraków, 1994
7. <http://flickr.com/> (dostępne od dnia 10.01.2017 r.)

Koncepcja wymagań ergonomicznych stawianych kabinom statków powietrznych

Celem niniejszej publikacji jest przeprowadzenie analizy porównawczej dotyczącej ergonomii kabin statków powietrznych w oparciu o przykłady oraz opracowanie koncepcji wyposażenia kabiny samolotu pod względem ergonomicznym. We współczesnym świecie ergonomia kabin odgrywa bardzo ważną rolę, ponieważ bezpośrednio wpływa na bezpieczeństwo wykonywanych zadań. W artykule zawarto analizę porównawczą wybranych elementów kabin samolotów TS-11 Iskra, MiG-29 oraz F-16, znajdujących się na wyposażeniu Sił Zbrojnych RP. Jako efekt końcowy zaproponowano koncepcje wyposażenia kabiny pod względem ergonomicznym.

APPLICATION OF MICROWAVE WEAPONS

MIROSLAW ADAMSKI, KAMIL SKURA

Polish Air Force Academy, Dęblin

e-mail: tetrazen@wp.pl; kamil.s@wp.eu

A high power microwave weapon is a type of high-energy weapon that uses a focused and targeted microwave beam to hit targets. To generate the beam, a power source is needed to provide sufficiently high voltage and current. The study analyzed the principle of operation of the microwave oven with special consideration of the methods of obtaining the highest possible power of the generated microwave beam. The analysis of the operation of the beam for electronics and live force has been analyzed. The issue of developing a suitable microwave protective suit for a soldier of the future was also touched upon.

Keywords: microwave weapon, microwave gun, high power microwave emitter, energy weapon

1. Introduction

The progressive development of technology and the nature of contemporary armed conflicts have forced new demands on weapons and ammunition. Defense companies from around the world are striving to develop new types of weapons, which would be characterized by an increased range, effectiveness of action, low side effects, low production costs and the ability to cooperate on the networkcentric battlefield. A very promising type of weapon that meets the above assumptions is a microwave weapon. Microwaves are a type of electromagnetic radiation with a wavelength range from approx. 1 mm to approx. 30 cm (frequency 1-300 GHz). The microwave weapon uses a microwave emitter with a given frequency, appropriate power and focus. It can be used to destroy the opponent's live force, destroy electronics and thus immobilize all kinds of vehicles, interfere with communications between the operator and unmanned vehicles, destroy explosives by heating them and dazzle enemy radar, or radio-electronic warfare.

2. Construction and operatin of microwave weapons

The microwave weapon consists of an electric power generator, current sources capable of generating a pulse of appropriate voltage and intensity, a microwave emitter and a directional antenna. The power source can be a capacitor bank or a compulsator as well as a generator with right power. Current values and their duration are selected in such a way as to achieve the assumed microwave energy and to achieve the set goals, e.g. destruction of electronics. When high currents flow, one should remember about the strength of the individual components of the weapon, and hence, appropriate materials should be selected for its construction with the assumed operational parameters.

A microwave weapon can be used to destroy electronics, immobilize all types of vehicles, and destroy the enemy's living strength. Similarly to the impulse generated during a nuclear explosion, the impulse after reaching the electrical and electronic systems induces high voltage in them. The surge in voltage increases the current and leads to release of large amounts of heat, which in turn generates short-circuits and destruction of connections. The heat release can

damage even well-protected connections in the insulation. The use of microwave guns, unlike nuclear weapons mentioned, does not create such a rapid process and allows one to act in a targeted manner. The exclusion of the use of military equipment by means of microwaves is not an easy task due to the awareness of producers who protect their products against such a possibility, and by the phenomena of reflecting and attenuating electromagnetic waves on heavily armored vehicles. It is different in the situation of using a plot for a single soldier. Contemporary personal equipment in no way protects against its harmful effects. The human body has a low wave impedance, which reduces the electric field of incoming waves, while in turn increases the amplitude of the magnetic field.

The selection of the microwave frequency of the microwave gun depends on the required effects. The depth of penetration of waves is inversely proportional to the degree of their absorption. At the frequency of 2.45 GHz, i.e. the one on which a typical microwave magnetron works, the waves are able to penetrate into the material at about 2.5 cm. Using lower frequencies, the penetration depth of the microwaves would be higher, while the heating time itself would be longer [1].

Due to the power generated, two types of weapons can be distinguished:

- low power – affects the living force by heating tissues,
- high power – destroys electronics and disrupts communication systems.

One of the developed microwave weapon systems is MMPS (Mobile Microwave Protection System). It was developed by Russia and is used to defend against missile weapons of precise destruction. The principle of its operation consists in destroying electronic missile systems and avionics of the carrier (aircraft, drone, helicopter).

Parameters:

- frequency – about 200 Hz,
- wavelength – 3 cm,
- wave type – centimeter,
- duration of pulses – from 10 to 20 nanoseconds,
- transmitter output power – over 500 megawatts (MW),
- effective range – about 13 kilometers [6].



Rys. 1. Mobile Microwave Protection System [6];

Another developed system for disruption of riots and blocking access to a given territory is the American Active Denial System. The emitted microwave beam is intended to penetrate the clothing and cause the opponent to feel hot and burn and force him to retreat or disperse.

In practice, the system encountered many difficulties related to the harmfulness of microwave radiation to humans.

Parameters:

- frequency – 95 GHz,
- wavelength – 3 mm,
- wave type – millimeter,
- duration of pulses – continuous beam,
- output power of the transmitter – 100 kilowatts (kW),
- effective range – 640 meters [6].



Rys. 2. Active Denial System [6]

An interesting system is also HPES (High-Powered Electromagnetic System), which is dedicated for military, police, etc. and is intended to immobilize vehicles by affecting their electronics and, consequently, to shut down the engine.

3. Test microwave gun

Generally, available computer programs allows one to easily calculate dimensions of the required antenna. For the construction of the microwave test gun, due to the aforementioned characteristics, a conical antenna was chosen. A cone length of 500 mm and a diameter of 85 mm waveguide hole were assumed in the construction. After entering various input values, the optimal antenna dimensions were determined in a dozen or so samples. The maximum energy gain achieved was 16.7 dBi.

Properties of the used antenna:

- energy-saving: 16.7 dBi,
- diameter of the waveguide: 85 mm,
- diameter of the open end of the antenna: 300 mm,
- length of the cone: 500 mm,
- opening angle of the cone: 24.2 degrees.

```

% Template for 16.7 dBi conical horn for 2450 MHz
% Circular waveguide diameter = 85 mm.
% Conical horn aperture diameter = 300 mm.
% Axial length = 500 mm.
% Flare half-angle = 12.1 degrees

% Dimensions for conical horn template:
% Inner radius = 202 mm.
% Outer radius = 714 mm.
% Rotation angle = 75.7 degrees

```

Rys. 3. Program window with the properties of the calculated antenna [own study]

Theoretical power density S for selected distances R from the antenna end at the power of one magnetron amounting to $P = 1000$ W, excluding the loss of electromagnetic wave movement is [2]

$$S = \frac{P}{4\pi R^2} \quad (3.1)$$

and

$$\begin{aligned}
 S_1 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 1^2} = 318.5 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} & S_6 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 6^2} = 8.9 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \\
 S_2 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 2^2} = 79.6 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} & S_7 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 7^2} = 6.5 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \\
 S_3 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 3^2} = 35.4 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} & S_8 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 8^2} = 5.0 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \\
 S_4 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 4^2} = 19.9 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} & S_9 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 9^2} = 4.0 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \\
 S_5 &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 5^2} = 12.7 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} & S_{10} &= \frac{4 \cdot 1000}{4 \cdot 3.14 \cdot 10^2} = 3.2 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}
 \end{aligned}$$

Table 1. Power density for selected distances from the end of the antenna [own study]

R [m]	S [W/m ²]
1	318.5
2	79.6
3	35.4
4	19.9
5	12.7
6	8.9
7	6.5
8	5.0
9	4.0
10	3.2

The intensity of the electric field E at different distances R from the antenna, excluding the losses associated with propagation of the electromagnetic wave [2] is

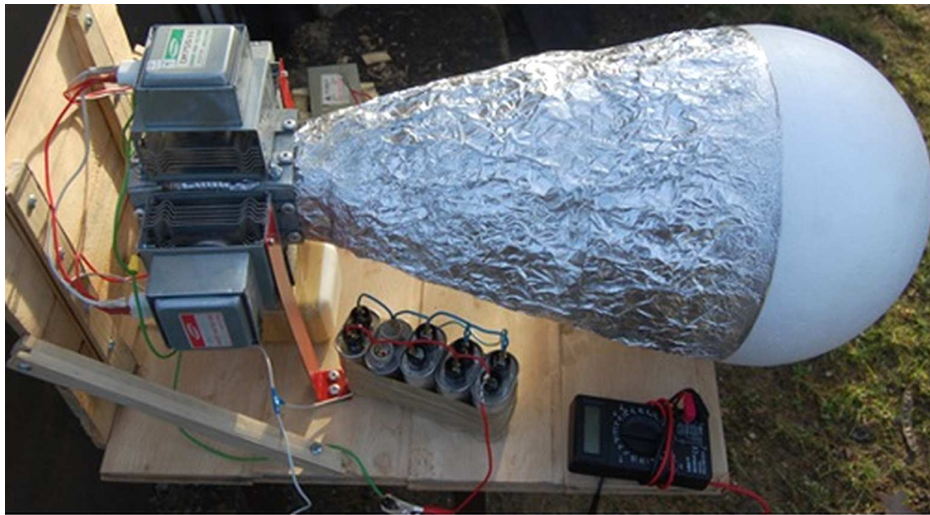
$$E = \frac{\sqrt{60PG}}{R} \left[\frac{\text{V}}{\text{m}} \right] \quad (3.2)$$

where: G – antenna power gain [dBi], P – power of emitted microwaves [W], and

$$\begin{aligned}
 E_1 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{1} = 2001.999 \frac{\text{V}}{\text{m}} & E_6 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{6} = 333.666 \frac{\text{V}}{\text{m}} \\
 E_2 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{2} = 1000.999 \frac{\text{V}}{\text{m}} & E_7 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{7} = 285.999 \frac{\text{V}}{\text{m}} \\
 E_3 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{3} = 667.333 \frac{\text{V}}{\text{m}} & E_8 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{8} = 250.249 \frac{\text{V}}{\text{m}} \\
 E_4 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{4} = 500.499 \frac{\text{V}}{\text{m}} & E_9 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{9} = 222.444 \frac{\text{V}}{\text{m}} \\
 E_5 &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{5} = 400.399 \frac{\text{V}}{\text{m}} & E_{10} &= \frac{60 \cdot 4 \cdot 1000 \cdot 16.7}{10} = 200.199 \frac{\text{V}}{\text{m}}
 \end{aligned}$$

Table 2. The intensity of the electric field for selected distances from the antenna [own study]

R [m]	E [V/m]
1	2001.999
2	1000.999
3	667.333
4	500.499
5	400.399
6	333.666
7	285.999
8	250.249
9	222.444
10	200.199



Rys. 4. Microwave gun project [own study]

The wave moving in the waveguide reflects from its walls creating a motion path made up of smaller sections. In this case, the wavelength is significantly larger in the waveguide than in the free space [2]. The waveguide wavelength is

$$\lambda_f = \frac{\lambda_0}{\sqrt{1 - \left(\frac{\lambda_0}{\lambda_{kr}}\right)^2}} = \frac{0.122}{\sqrt{1 - \left(\frac{0.122}{0.13}\right)^2}} = 0.35 \text{ m} \quad (3.3)$$

where: λ_f – wave length [m], λ_0 – initial wave length [m], λ_{kr} – critical wave length [m].

Electromagnetic waves encounter obstacles and bounce from them. Materials that conduct electricity well can easily redirect the incoming wave [3]. This involves induction of electric charges in the material when hitting the electromagnetic wave. The resulting charges form an electric field, which has an opposite sign in relation to the wave. The electric field created inside the conductor is subjected to the screening, and the resulting external field contributes to the reflection wave. Unfortunately, during this process eddy currents are generated in the conductors, which cause significant heating. With a sufficiently high energy of the incident microwave wave, it may cause damage to the coating as well as the devices behind it [4], [5].

4. Conclusion

Maintaining the current level of progress indicates that various variants of high-energy weapons will soon occupy an important place in the range of armaments of armies of many countries. The development of properly effective microwave weapons, and thus ability to emit a sufficiently strong microwave beam at the assumed distance, requires the use of efficient energy sources and powerful emitters and a selected directional antenna. Current solutions for destroying electronics in missiles, manned and unmanned aircraft indicate that this is a promising way to develop this type of weapon.

Completed calculations and simple experiments on the operation of the model of the microwave plot with relatively low power showed that the use of microwaves against live forces is most possible. Thus, it is necessary to implement security measures in the actions of a single soldier. A good solution seems to be the use of good uniforms that would reflect an electromagnetic wave or materials that absorb and dissipate energy. The next element should be the face protection. A full mask made of bulletproof materials, having in the viewfinder protection against microwaves, but also against the action of laser beams will certainly be an indispensable part constituting the basic equipment of the soldier of the future.

Bibliography

1. BEM D.J., *Anteny i rozchodzenie się fal radiowych*, WNT, Warszawa, 1973
2. BÓLKOWSKI S., *Elektrotechnika*, WSiP, Warszawa, 2007
3. LITWIN R., SUSKI M., *Technika mikrofalowa*, WNT, Warszawa, 1972
4. SZÓSTKA J., *Fale i Anteny*, WKŁ, Warszawa, 2001
5. THOMAS H.E., *Techniki i urządzenia mikrofalowe*, WNT, Warszawa, 1978
6. <https://eshelon.wordpress.com/2012/02/14/bron-mikrofalowa-wstep-i-jej-mobilne-systemy-ladowe/>

Zastosowanie broni mikrofalowej

Broń mikrofalowa dużej mocy jest rodzajem wysokoenergetycznej broni, która do rażenia celów używa odpowiednio skupionej i ukierunkowanej wiązki mikrofal. Do wytworzenia wiązki potrzebne jest źródło prądu umożliwiające dostarczenie dostatecznie dużego napięcia i natężenia prądu. W opracowaniu przeanalizowano zasadę działania działka mikrofalowego ze szczególnym uwzględnieniem sposobów uzyskania jak największej mocy generowanej wiązki mikrofal. Analizie został poddany schemat działania wiązki na elektronikę i siłę żywą. Poruszony został również temat konieczności opracowania odpowiedniego ubioru ochronnego przed mikrofalami dla żołnierza przyszłości.

OPTYMALIZACJA POŁOŻENIA SAMOLOTÓW PODCZAS LOTU W FORMACJI

ADAM ANTCZAK, KRZYSZTOF SIBILSKI

Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa

e-mail: aantczak@meil.pw.edu.pl; krzysztof.sibilski@itwl.pl

W artykule została dokonana optymalizacja niezbędnego ciągu do lotu w formacji lotniczej o kształcie V na przykładzie małego samolotu bezzałogowego. We wstępie przedstawiona została analiza zachowania ptaków, których lot w kluczu stał się przyczyną rozpatrywania zagadnienia lotów formacyjnych dla oszczędności na paliwie. Kolejno poddane zostały analizie już istniejące prace naukowe skupiające się na czystych prawach fizyki, jak również na badaniach mających na celu wskazanie korzyści ekonomicznej dla linii lotniczych. Następnie przedstawiony został model matematyczny, który poddany optymalizacji dla trzech różnych położeń w osi podłużnej samolotu pozwolił otrzymać wiarygodne wyniki współrzędnych skrzydłowego względem lidera.

Słowa kluczowe: BSL, loty formacyjne, optymalizacja, dynamika lotu, aerodynamika

1. Wstęp

Od początku istnienia linie lotnicze musiały rywalizować pomiędzy sobą o pasażera nie tylko jakością oferowanych usług, ale przede wszystkim ceną biletu lotniczego. W celu obniżenia cen biletów do minimum każdy usługodawca stara się ograniczyć koszty własne w każdym aspekcie, nie tylko organizacyjnym, ale również technicznym. Wykorzystanie samolotów bezzałogowych pozwoli na ograniczenie zatrudnienia wśród pilotów, co przyczyni się do wzrostu zysku ekonomicznego linii lotniczych. Wtedy pilot siedzący w centrum dowodzenia będzie obsługiwał wiele statków powietrznych. Pomocne rozwiązania należy czerpać również ze świata zwierząt. Obserwacja i badanie lotów kluczy ptaków zaowocowało rozpoczęciem badań nad zastosowaniem takiego rozwiązania w przemyśle lotniczym. Opublikowano wiele prac naukowych, które pokazują pozytywny efekt redukcji spalania paliwa przez statki powietrzne lecące w formacjach. Wykorzystanie samolotów bezzałogowych oraz lotów w formacji pozwoli liniom lotniczym na całym świecie zaoszczędzić wiele milionów na paliwie w skali roku. Powyższe rozwiązanie ma również charakter proekologiczny.

2. Lot w formacji – geneza

Świat zwierząt praktycznie od samego początku istnienia ludzkości stanowił wzór do naśladowania. W pewnym momencie, obserwując zachowanie ptaków latających w kluczu, naukowcy zadali pytanie: dlaczego one to robią? Badania [1] pozwoliły otrzymać informację, że lot w kluczu jest o 71% bardziej efektywny niż lot samotnego osobnika. Taki efekt uzyskiwany jest dzięki pozytywnemu wpływowi cyrkulacji generowanej przez lidera na skrzydłowego. Wpływa to na zmianę oporu indukowanego oraz zmianę siły nośnej. Zaobserwowano również, że ptaki instynktownie dopasowują się do każdego położenia w kluczu, czy to lidera, czy ostatniego. Natomiast odległość w osi podłużnej zależy od wielkości (rozpiętości) danego gatunku, jednakże najczęściej jest to 1/4 rozpiętości. Stwierdzono również, że nie jest istotna liczba osobników w każdym

ramieniu, klucz nie musi być również symetryczny. W badaniach [2] przeprowadzona została dokładna analiza lotu w kluczu ibisów grzywiastych z wykorzystaniem systemów GPS oraz nawigacji inercyjnej (Inertial Measurement Unit). W ich wyniku zaobserwowano, że ptaki lecą w idealnym układzie V, czyli pod kątem 45° względem siebie. Policzono, że opór aerodynamiczny został zmniejszony o 65%. Zaobserwowano również spadek prędkości lotu całej formacji oraz zmniejszenie akcji serca o 10%. Powyższy fakt świadczy o zmniejszeniu zapotrzebowania na „moc” obiektów lecących w formacji. W trakcie badań zauważono, że lider klucza zmienia się regularnie w czasie. Pozwala to zapobiec sytuacji, gdy jeden osobnik nie będzie zdalny do dalszego lotu, a reszta mogłaby lecieć jeszcze jakiś czas.



Rys. 1. Klucz żurawi (<http://ulicaekologiczna.pl/wp-content/uploads/2015/03/119.jpg>)



Rys. 2. Testowy lot formacji samolotów Airbus A 350
(<https://airbus-h.assetsadobe2.com/is/image/content/dam/products-and-solutions/commercial-aircraft/a350-family/a350-900/Airbus-A350XWB-Formation-Flight-03.jpg?wid=3626&fit=constrain>)

3. Lot w formacji – badania

Prowadzone badania mają na celu nie tylko zrozumienie świata przyrody, ale przede wszystkim umożliwienie zastosowania lotów formacyjnych w codziennym lotnictwie, czego efektem będzie oszczędność na paliwie poprzez redukcję ciągu silników. Jedną z metod prowadzonych badań była próba stworzenia charakterystyki matematycznej lotu ptaka na przykładzie bezzałogowych statków powietrznych „Avitron” o wyglądzie i zachowaniu rzeczywistego zwierzęcia [3]. Głównym efektem analizy było potwierdzenie, że zaprogramowany lot formacyjny umożliwia latanie dłużej niż pojedynczy. Następnie przeanalizowano prawa naukowych oraz narzędzia, które umożliwiają opisanie w sposób fizyczny i matematyczny lotów w formacji. Przykładem może być praca [4], w której poddane zostały analizie różne rodzaje algorytmów optymalizacyjnych zastosowanych do formacji lotniczych w celu minimalizacji zużycia paliwa. Wykazane zostało, że dla formacji typu V złożonej z 5 jednostek niezbędne jest około 100 iteracji. Powyższy wynik świadczy o możliwości utworzenia prostych algorytmów, mogących być obliczanymi przez niewielkie i proste komputery. Innym aspektem analizy lotów w formacji jest ocena ich bezpieczeństwa. W analizie [5] przedstawiony został schemat obliczeniowy powstawania wirów oraz ich wpływu na skrzydłowego. Do obliczeń zostały wzięte pod uwagę samoloty m.in. o rozpiętości 80 m oraz jedynie 22 m. W wyniku przeprowadzonej analizy pokazane zostało, że wielkość statków powietrznych ma ogromne znaczenie w tworzeniu formacji. Nie można umieścić małego samolotu za np. Airbusem A380, ponieważ nie byłby w stanie przeciwdziałać utworzonym turbulencjom. Wykazane zostało, że przy planowaniu przyszłościowych lotów formacyjnych w lotnictwie pasażerskim niezbędne będzie tworzenie korytarzy powietrznych zależnych od wielkości/rozpiętości samolotu.

4. Lot w formacji – zastosowania

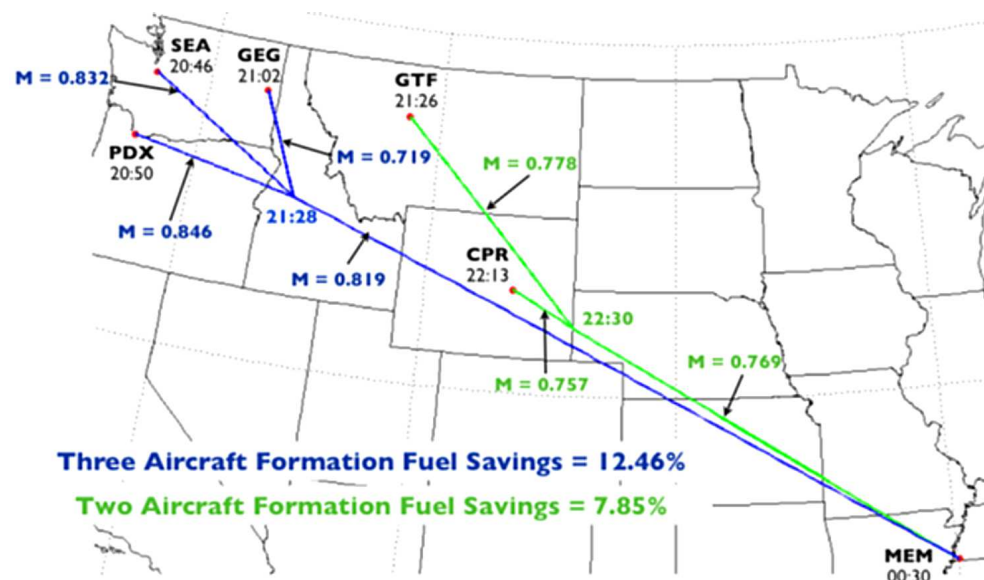
Z biegiem czasu prace badawcze stały się bardziej zaawansowane. Już nie jest analizowana jedynie czysta mechanika czy kalkulacja zysków, ale do badań zostały brane pod uwagę realne przykłady zastosowań. W [6] naukowcy przeprowadzili symulację lotu transatlantyckiego dla dwóch statków powietrznych, startujących i lądujących z innych lotnisk. Pokazali oni, że jedynie fragment trasy ich lotu będzie lotem formacyjnym, w którym będzie można zmniejszyć wartość ciągu silnika. W wyniku ich obliczeń, przyjmując maksymalną możliwą masę startową oraz typową prędkość dużych samolotów na ponad 0,8 Macha, wykazali, że najbardziej optymalnym połączeniem typów statków powietrznych jest Airbus A380-800 jako lider i Boeing 747-400 jako skrzydłowy – zysk na paliwie to ponad 6%.



Rys. 3. Korytarz dla formacji dwusamolotowej [6]

Analizując loty formacyjne oraz ich pozytywny aspekt oszczędności paliwa, należy pamiętać o niezbędnej reorganizacji całego transportu lotniczego. Pamiętając o powyższej niedogodności,

w artykule [7] przedstawiona została optymalizacja lotów samolotów firmy transportowej FedEx. Wzięte zostały pod uwagę wieczorne loty z pięciu lotnisk usytuowanych przede wszystkim na zachodnim wybrzeżu Stanów Zjednoczonych do bazy w Memphis na wschodnim wybrzeżu. Wykazano, że gdyby z pięciu różnego typu samolotów utworzone zostały formacje trzy- i dwuelementowe, oszczędność tej pierwszej na paliwie osiągnęłaby 12,46%, a kolejnej 7,85%. Dla firmy latającej pięć dni w tygodniu na powyższej trasie, byłyby to oszczędność 2,8 miliona dolarów oraz 700 000 galonów paliwa w skali roku.



Rys. 4. Optymalny układ samolotów dla FedEx [7]

5. Lot w formacji – przepisy

W tej chwili międzynarodowe przepisy lotnicze dotyczące transportu pasażerskiego nie zezwalają na zaplanowany lot w formacji lotniczej. Z tego ograniczenia wyłączone mogą być jedynie loty wojskowe oraz w przypadku Stanów Zjednoczonych loty transportowe. Obecne minima określone w rozporządzeniu ICAO zezwalają przy spełnieniu restrykcyjnych wymagań technicznych oraz awionicznych na lot na tym samym poziomie lotu w separacji podłużnej 5 minut oraz poprzecznej 23 NM (43 km). Powyższe rozwiązanie ma przede wszystkim zastosowanie w lotach tzw. „trackami” nad Oceanem Atlantyckim opisanych przez ICAO w North Atlantic Operations and Airspace Manual. Loty odbywają się w korytarzach z góry określonych przez kontrolę ruchu lotniczego w celu zwiększenia przepustowości przestrzeni lotniczej. Zmniejszenie separacji (poprzednie minima: 10 minut separacji poprzecznej oraz 50 NM bocznej) pozwoli zwiększyć ruch w godzinach szczytu, a zarazem pozwoli na zachowanie niezbędnego bezpieczeństwa w ruchu lotniczym. Dalsze zmniejszenie separacji nie jest już możliwe ze względu na ograniczenia radarów, które służą kontroli do nadzoru nad jednostkami. W sytuacji mniejszej odległości pomiędzy samolotami kontroler widziałby na ekranie jedynie jeden, a nie dwa punkty, co uniemożliwiłoby mu bezpieczny nadzór nad obiema jednostkami. W związku z powyższym ograniczeniem ICAO w 2012 wydało dokument: Future ATM Concept Operations for North Atlantic Region, w którym opisuje koncepcję przyszłego nadzoru nad ruchem północno-atlantyckim. Przewiduje on nadzór jedynie nad liderem formacji, a skrzydłowe samoloty musiałyby pilnować swojego położenia względem lidera oraz informować jedynie o odłączeniu się od formacji. Odpowiedzią przemysłu lotniczego na powyższą koncepcję jest m.in. moduł autopilota „In trail” w Boeing 787, w którym istnieje możliwość utworzenia zdalnego połączenia pomiędzy samolotami, a w efekcie

utrzymania stałej separacji. Pomimo że powyższy system jest wyłączony dla operatów ze względu na brak przepisów umożliwiających ich użycie, świadczy to o gotowości producentów samolotów do produkowania statków powietrznych, w których zaistnieje możliwość lotów w formacji.

Obecne przepisy regulują jedynie separacje podłużne oraz poprzeczne, gdy lot obu statków powietrznych odbywa się na tej samej wysokości lotu. Jednak owe ograniczanie nie obowiązują dla samolotów lecących w tym samym kierunku, ale na innej wysokości lotu (minimalna separacja pionowa wynosi 2000 stóp). W powyższych warunkach byłoby możliwe wykorzystanie lotu w formacji lotniczej w celu redukcji spalania paliwa dla lotów komercyjnych pasażerskich. Jedynym ograniczeniem byłaby dokładność anteny radarowej, której zadaniem byłoby śledzenie wiru generowanego przez lidera formacji. Obecnie jednak opcja śledzenia strugi zaskrzydłowej nie jest dostępna dla operatów statków powietrznych.

6. Optymalizacja

W przedstawionej analizie został dokonany proces optymalizacji. Powyższy proces jest to działalność mająca na celu wyznaczenie najlepszego (optymalnego) rozwiązania z punktu widzenia określonego kryterium. Najlepszy z otrzymanych wyników nazywany jest „optymalnym”. W zagadnieniu optymalizacyjnym można wyróżnić następujące najważniejsze pojęcia: zmienne decyzyjne – parametry będące podstawowymi założeniami projektowymi, m.in. takie jak kształty przekrojów poprzecznych, wymiary przekrojów, rodzaj materiału, ciężar, właściwości fizyczne, chemiczne i mechaniczne materiału, drgania konstrukcji, moc, zużycie energii, sprawność, funkcjonalność, parametry eksploatacyjne, kolor, parametry ergonomiczne i wiele innych; funkcja celu – matematyczny zapis kryterium optymalizacyjnego, które wybierane jest w pierwszym etapie projektowania. Może być jeden bądź kilka parametrów jednocześnie. Często wybieranym kryterium jest koszt bądź masa struktury. W procesie optymalizacji dąży się do minimalizacji funkcji celu, która określa zależność między celem optymalizacji a metodami służącymi do jego realizacji; ograniczenia (więzy) – określony przedział, w którym optymalizacja może zostać dokonana. Przykładowo: maksymalna masa statku powietrznego.

Proces projektowy rozpoczyna się określeniem problemu, który ma zostać rozwiązany. W tym celu opisywane są podstawowe zmienne decyzyjne zagadnienia oraz jego ograniczenia. Następnie tworzona jest funkcja celu, której złożoność zależy od liczby założonych parametrów. Kolejnym etapem w procesie optymalizacji jest wybór odpowiedniej procedury optymalizacyjnej, czyli narzędzia, które posłuży do rozwiązania zadanego problemu. Każde zagadnienie będzie wymagało zastosowania innych metod w celu otrzymania najefektywniejszej odpowiedzi.

Graficzną interpretację zagadnienia optymalizacyjnego można przedstawić na przykładzie metody spadku (gradientu optymalnego) oraz metodzie gradientu sprzężonego. Metoda spadku polega na poszukiwaniu minimum funkcji w kierunku przeciwnym do gradientu funkcji w punkcie wyjściowym. Do wyznaczenia kolejnego kroku iteracyjnego niezbędne jest wyznaczenie gradientu funkcji w punkcie wyjściowym oraz współczynnika danego kroku [8]:

— gradient funkcji w punkcie wyjściowym:

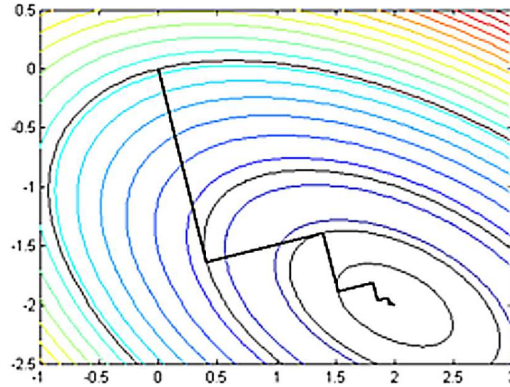
$$\mathbf{s}^k = -\nabla f(\mathbf{x}^k) \quad (6.1)$$

— współczynnik danego kroku:

$$\alpha^k = \min_{\alpha > 0} [f(\mathbf{x}^k + \alpha \mathbf{s}^k)] \quad (6.2)$$

— punkt wyjściowy do obliczenia kolejnego kroku:

$$\mathbf{x}^{k+1} = \mathbf{x}^k + \alpha^k \mathbf{s}^k \quad (6.3)$$



Rys. 5. Metoda spadku [8]

Proces metody spadku polega na algorytmie, który w każdym kroku w zadanym kierunku wyszukuje najmniejszą wartość funkcji celu. Poszukiwanie dobiega końca w momencie, gdy nie jest możliwe uzyskanie mniejszej wartości niż dla kroku $i - 1$. Wadą metody spadku jest wolna zbieżność przy błędnym wyborze punktu startowego.

Do procesu optymalizacji wykorzystane zostało oprogramowanie Matlab. Umożliwia ono zastosowanie różnych metod optymalizacji, takich jak: minimalizacja liniowa, minimalizacja nieliniowa, optymalizacja wielokryterialna bądź optymalizacja metodą najmniejszych kwadratów.

Podstawowe zadanie optymalizacyjne funkcji z ograniczeniami w programie Matlab zapisywane jest w postaci:

$$\min_x f(x) \Big|_{g(x) \leq 0} \quad (6.4)$$

gdzie: $f(x)$ – optymalizowana funkcja, $g(x)$ – obszar ograniczeń.

W niektórych przypadkach poszukiwane jest maksimum, a nie minimum funkcji, wtedy na podstawie poniższych zależności dokonywana jest zamiana zadań optymalizacyjnych:

$$\begin{aligned} \max_s f(x) &\equiv \min_x [-f(x)] \\ g_i(x) \geq 0 &\equiv -g_i(x) \leq 0 \end{aligned} \quad (6.5)$$

Środowisko Matlab umożliwia zastosowanie optymalizacji w ramach kodu funkcji oraz przy pomocy interfejsu GUI (Interfejs Graficzny Użytkownika).

Wykorzystana opcja umożliwia zaprogramowanie wszystkich niezbędnych parametrów optymalizacyjnych w postaci kodu oraz zastosowanie go w ramach uprzednio napisanych skryptów. W celu uruchomieniu procesu należy wykorzystać polecenie `optimset`, które odpowiada za tworzenie zadania optymalizacyjnego. Pierwszym warunkiem koniecznym jest wybranie funkcji optymalizacyjnej, gdzie w ramach polecenia `optimset` do wyboru są:

- `fminbnd` – minimalizacja skalarna,
- `fminsearch` – minimalizacja nieograniczona,
- `fzero` – poszukiwanie pierwiastków nieliniowych,
- `lsqnonneg` – minimalizacją metodą najmniejszych kwadratów.

Kolejnym krokiem jest określenie współczynników tolerancji oraz kryteriów zatrzymania, takich jak:

- `MaxFunEvals` – maksymalna liczba funkcji,
- `MaxIter` – maksymalna liczba iteracji,
- `TolFun` – tolerancja dla wartości funkcji,
- `TolX` – tolerancja dla argumentów funkcji.

Wybór współczynników zależy jest od wybranej uprzednio funkcji. Bez podania własnych wartości powyższych parametrów program Matlab przyjmie je domyślnie.

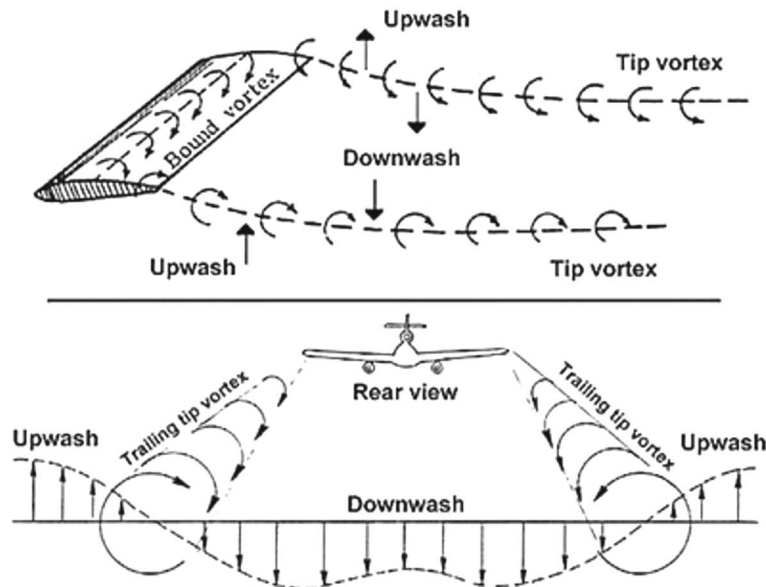
Ostatnim niezbędnym zadaniem do przeprowadzenia optymalizacji metodą „kodu” jest zadeklarowanie wartości parametrów początkowych, od których proces ma się rozpocząć.

7. Model matematyczny

W lecie samolocie ciśnienie na górnej powierzchni skrzydła jest mniejsze od ciśnienia otaczającej go atmosfery, a na dolnej większe. W związku z tym powietrze opływające górną i dolną powierzchnię ma tendencje do ruchu od wewnętrznej części skrzydła do jego końcówki, symetrycznie po obu stronach skrzydła. Łączące się oba strumienie powodują powstanie dużego wiru, po jednym na końcówkę skrzydła. Oba o takiej samej wielkości. Mierzalną wartością wirowości jest cyrkulacja Γ . Przedstawia on miarę intensywności wiru. Zależność pomiędzy cyrkulacją a siłą nośną została opisana przez rosyjskiego naukowca Nikołaja Żukowskiego w 1905 roku [9]. Definiuje ona, że siła nośna zależy tylko od wielkości cyrkulacji wiru, prędkości przepływu oraz gęstości ośrodka. Potencjał Żukowskiego można zastosować nie tylko w profilu kołowym, który wykorzystywany jest do teoretycznych rozważań aerodynamicznych, ale również w profilach o dowolnym kształcie:

$$\Gamma = \frac{mg}{\rho b_0 V} \tag{7.1}$$

gdzie: m – masa lidera, g – przyspieszenie ziemskie, ρ – gęstość powietrza dla wysokości przelotowej, b_0 – poprawka rozpiętości przyjęta ze względu na eliptyczny rozkład cyrkulacji na skrzydle, V – prędkość samolotu.

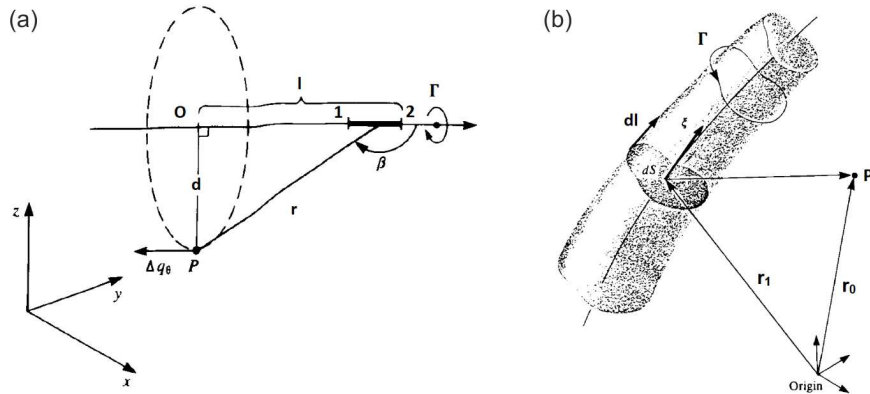


Rys. 6. Efekt generowany przez wiry zaskrzydłowe [10]

Znając wartość cyrkulacji generowanej przez lecący samolot, można następnie, wykorzystując prawo Biota-Savarta, wyznaczyć prędkość indukowaną w dowolnym punkcie $P(x, y, z)$ odległym od wiru:

$$\Delta \mathbf{q} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1)}{|\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1|^3} \tag{7.2}$$

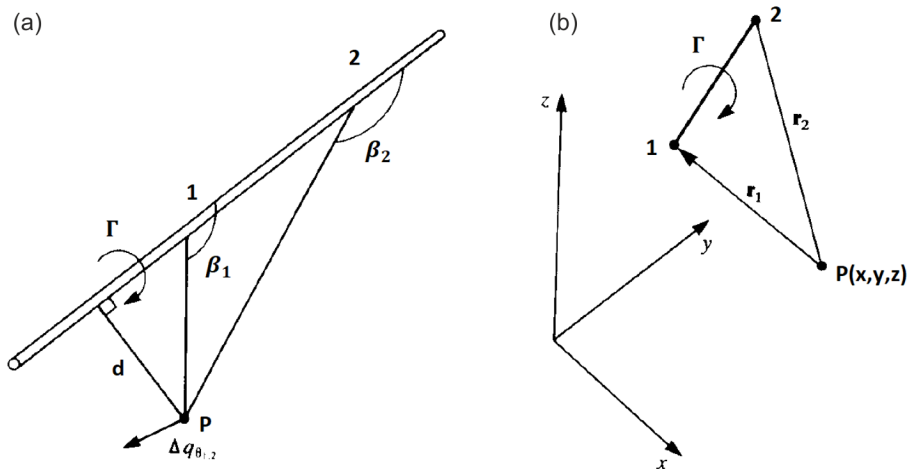
gdzie: Δq – wartość prędkości indukowanej w punkcie P , $d\mathbf{l}$ – składnik od wirowości, $\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1$ – odległość punktu od wiru liczona jako suma wektorów od środka układu współrzędnych.



Rys. 7. Prędkość indukowana przez: (a) wir prosty, (b) wir w punkcie P , [11]

Następnie rozważamy punkt P , przyjęty w zadanym układzie współrzędnym i przedstawionym na rys. 8. Można zaobserwować, że odległość punktu P od wiru została opisana bezpośrednio przez wektor \mathbf{r} . Następnie możemy przekształcić wzór (7.2) do postaci skalarnej:

$$\Delta q_{\theta} = \frac{\Gamma \sin \beta}{4\pi r^2} dl \quad (7.3)$$



Rys. 8. (a) Specyfikacja punktów 1 i 2 w powstającym wirze, (b) zmiana opisu punktu P na wektory odległości

Całkując od punktu 1 do punktu 2, otrzymujemy następującą postać prędkości indukowanej:

$$|q_{\theta}|_{1,2} = \frac{\Gamma}{4\pi d} \int_{\beta_1}^{\beta_2} \sin \beta d\beta = \frac{\Gamma}{4\pi d} (\cos \beta_1 - \cos \beta_2) \quad (7.4)$$

Kolejnym krokiem jest przejście z kątów na wartości pod postacią wektorów opisujących odległość punktu P od punktów 1 i 2, co zostało przedstawione na rys. 8b. W tym celu wyznaczone zostały poniższe zależności, które kolejno po podstawieniu pozwoliły otrzymać pełny wzór na prędkość indukowaną w punkcie $P(x, y, z)$. W modelu przyjęto:

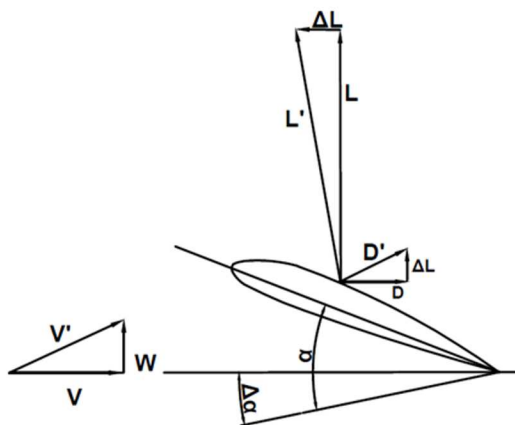
$$\begin{aligned}
 \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 = \mathbf{r}_0 \quad d = \frac{|\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_2|}{|\mathbf{r}_0|} \quad \cos \beta_1 = \frac{\mathbf{r}_0 \mathbf{r}_1}{|\mathbf{r}_0| |\mathbf{r}_1|} \quad \cos \beta_2 = \frac{\mathbf{r}_0 \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_0| |\mathbf{r}_2|} \\
 \mathbf{q}_{1,2} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2} \mathbf{r}_0 \left(\frac{\mathbf{r}_1}{|\mathbf{r}_1|} - \frac{\mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_2|} \right)
 \end{aligned} \quad (7.5)$$

Następnie przy użyciu powyższych zależności zostały wyznaczone równania umożliwiające obliczenie prędkości indukowanej w osi pionowej, poprzecznej oraz podłużnej (u, v, w):

$$K(\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2) = [u, v, w] \quad (7.6)$$

gdzie:

$$K = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{1}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2} \left(\frac{\mathbf{r}_0 \mathbf{r}_1}{|\mathbf{r}_1|} - \frac{\mathbf{r}_0 \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_2|} \right) \quad (7.7)$$



Rys. 9. Rozkład sił z uwzględnieniem prędkości indukowanej

Efektom działania składowej pionowej prędkości indukowanej jest generowanie dodatkowego kąta natarcia samolotu. Taki dodatkowy kąt nazywany jest kątem indukowanym, wyliczanym z następującego równania:

$$\alpha_i = \frac{w}{V} \quad (7.8)$$

gdzie: w – pionowa składowa prędkości indukowanej [m/s], V – prędkość lotu [m/s].

Powstały kąt indukowany powoduje wygenerowanie dodatkowej składowej siły nośnej, działającej w kierunku podłużnym samolotu. Jej wyliczenie jest możliwe przy użyciu podstawowych funkcji trygonometrycznych:

$$L' = L \operatorname{tg} \alpha_i \quad (7.9)$$

W locie ustalonym ciąg silników równoważy siłę oporu samolotu. Wygenerowana składowa siły nośnej powiększa wartość siły pchającej samolot

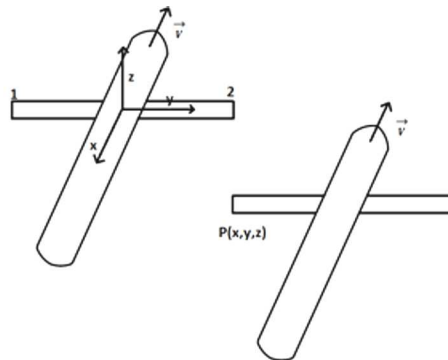
$$T = D - L' \quad (7.10)$$

Analizując powyższe wzory, można zaobserwować, że nowy niezbędny ciąg do lotu w formacji, uwzględniając poprawkę na wzrost oporu, będzie mniejszy niż w locie solowym. Mniejszy ciąg będzie wpływał na zużycie paliwa, a dalej na oszczędnościach kosztów.

8. Przyjęte założenia

Do obliczeń zostały przyjęte wielkości dla zaprojektowanego uprzednio małego samolotu bezzałogowego:

- $b = 4 \text{ m}$ – rozpiętość płata,
- $S = 1,6 \text{ m}^2$ – pole powierzchni płata,
- $V = 13,7 \text{ m/s}$ – prędkość optymalna,
- $m = 15 \text{ kg}$ – masa modelu,
- $\rho = 1,11 \text{ kg/m}^3$ – gęstość powietrza dla 1000 m n.p.m.,
- $C_{X0} = 0,0652$ – opór dla kąta natarcia 0° .



Rys. 10. Przyjęty układ współrzędnych

Środek układu współrzędnych został przyjęty w środku płata. Punkt $P(x, y, z)$ został zdefiniowany jako punkt czubka płata skrzydłowego od strony lidera. Punkty $1(x_1, y_1, z_1)$ oraz $2(x_2, y_2, z_2)$ oznaczają punkty skrajne płata lidera. W analizie przyjęta została stała wartość prędkości indukowanej na całej długości skrzydła, obliczanej dla bliższej od lidera końcówki skrzydła skrzydłowego.

9. Wyniki

Przedstawione zostaną wyniki optymalizacji położenia na osiach y oraz z dla kilku różnych odległości od lidera na osi x . Funkcją podlegającą minimalizacji jest wartość niezbędnego ciągu do lotu. Zaprezentowane zostaną wykresy 3D powstałej nowej składowej od siły nośnej L' oraz 2D i 3D niezbędnego ciągu do lotu. Do optymalizacji przyjęte zostały trzy różne punkty początkowe, określające początkowe położenie końcówki skrzydłowego względem lidera:

$$(y, z)_1 = (-b, -b) \quad (y, z)_2 = (0, 0) \quad (y, z)_3 = (b, b)$$

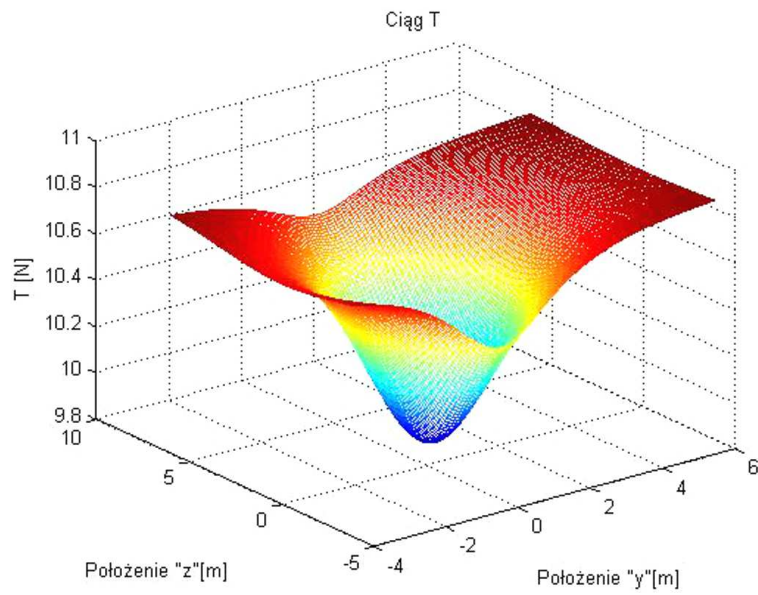
Niezbędny ciąg w locie niezaburzonym wynosi: $T_0 = 10,668 \text{ N}$.

Pierwszy opis badawczy: $x = b$ – rys. 11 i 12 oraz tabela 1.

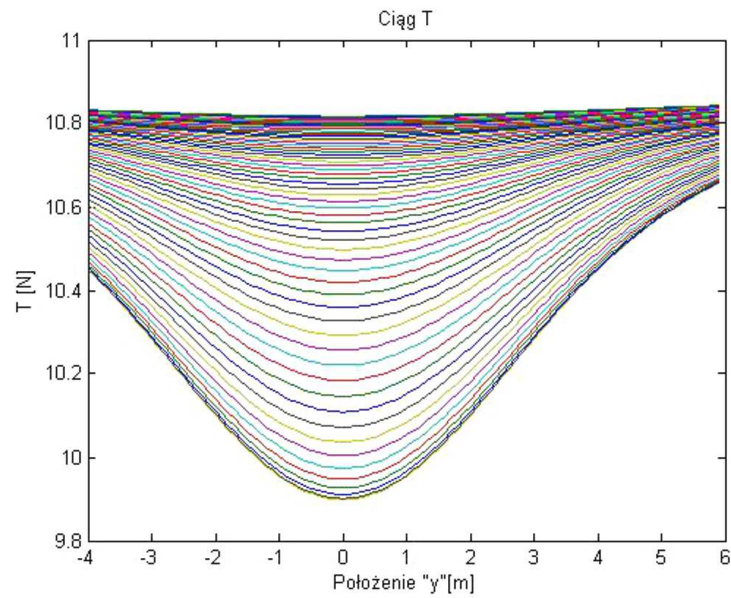
Drugi opis badawczy: $x = 2b$ – rys. 13 i 14 oraz tabela 2.

Trzeci opis badawczy: $x = 1,32 \text{ m}$ – jest to odległość, dla której końcówka skrzydła skrzydłowego znajduje się tuż za usterzeniem poziomym lidera, rys. 15 i 16 oraz tabela 3.

Wszystkie wykresy zostały utworzone w zakresie od $-b$ (-4 m) do $+6 \text{ m}$. Dzięki powyższemu założeniu przedstawione zostały wyniki w postaci siatki o kształcie z widocznymi punktami skrajnymi. Powyższe wyniki pokazują, że niezależnie od przyjętych punktów początkowych ostateczny wynik jest identyczny. Liczba iteracji dla skrajnych punktów jest taka sama, ze względu na ich symetryczną wartość względem położenia zerowego.



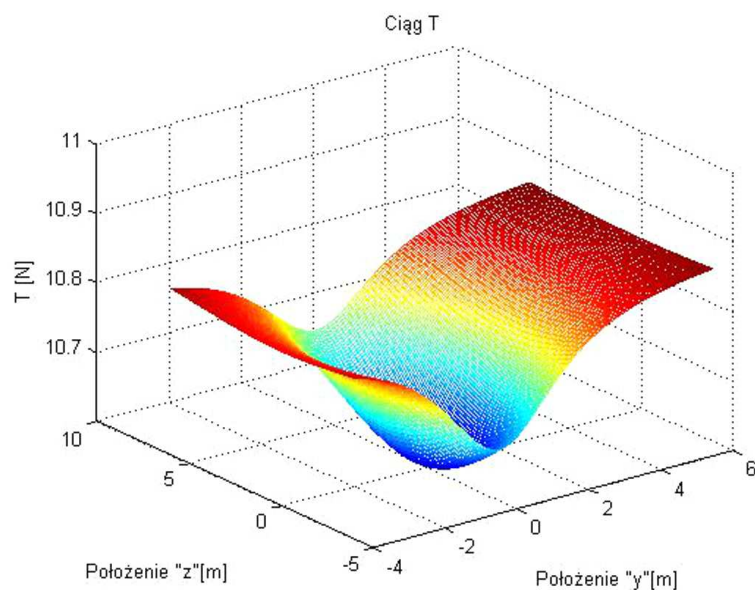
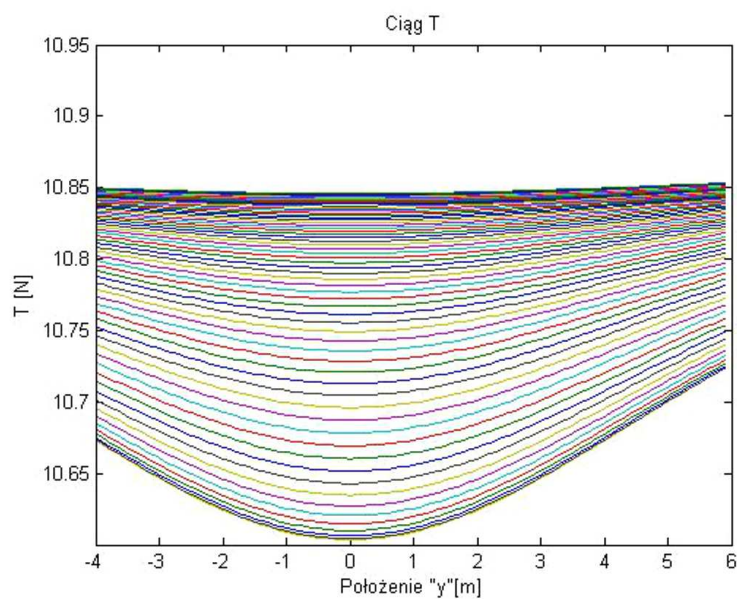
Rys. 11. Ciąg T dla $x = b$



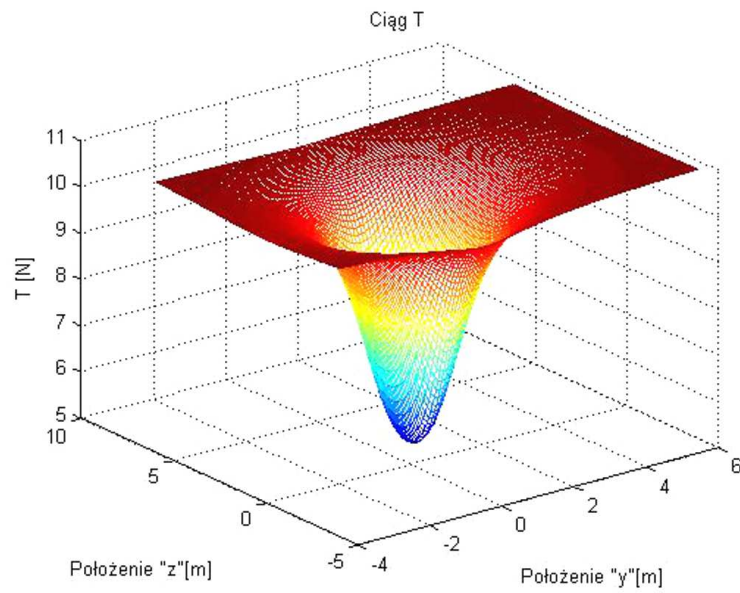
Rys. 12. Ciąg T , 2D dla $x = b$

Tabela 1. Wyniki optymalizacji dla $x = b$

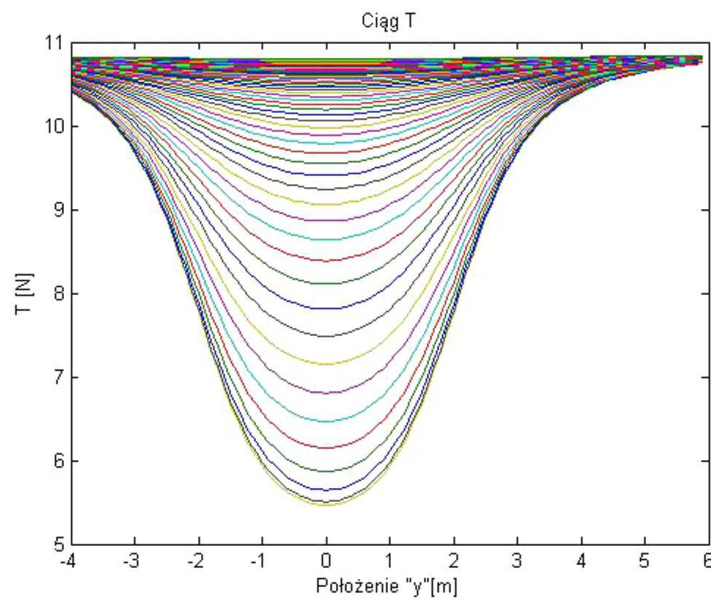
	$(y, z)_1 = (-b, -b)$	$(y, z)_2 = (0, 0)$	$(y, z)_3 = (b, b)$
Liczba iteracji	8	1	8
y [m]	0	0	0
z [m]	0	0	0
w [m/s]	-0,0548	-0,0548	-0,0548
L [N]	0,7495	0,7495	0,7495
T [N]	9,8983	9,8983	9,8983

Rys. 13. Ciąg T dla $x = 2b$ Rys. 14. Ciąg T , 2D dla $x = 2b$ **Tabela 2.** Wyniki optymalizacji dla $x = 2b$

	$(y, z)_1 = (-b, -b)$	$(y, z)_2 = (0, 0)$	$(y, z)_3 = (b, b)$
Liczba iteracji	8	1	8
y [m]	0	0	0
z [m]	0	0	0
w [m/s]	-0,0149	-0,0149	-0,0149
L [N]	0,2032	0,2032	0,2032
T [N]	10,6037	10,6037	10,6037



Rys. 15. Ciąg T dla $x = 1,32$ m



Rys. 16. Ciąg T , 2D dla $x = 1,32$ m

Tabela 3. Wyniki optymalizacji dla $x = 1,32$ m

	$(y, z)_1 = (-b, -b)$	$(y, z)_2 = (0, 0)$	$(y, z)_3 = (b, b)$
Liczba iteracji	7	1	7
y [m]	0	0	0
z [m]	0	0	0
w [m/s]	-0,3100	-0,3100	-0,3100
L [N]	4,2396	4,2396	4,2396
T [N]	5,4582	5,4582	5,4582

10. Podsumowanie

W pracy przedstawiono zagadnienie dotyczące optymalizacji niezbędnego ciągu do lotu w formacji lotniczej o kształcie V. Obserwacja ptaków latających w formacji o kształcie V pozwalała wnioskować, że taki rodzaj lotu jest najbardziej optymalny. Badania wykazały, że rzeczywiście dzięki zastosowaniu lotu grupowego o określonym kształcie ptaki są w stanie lecieć dłużej i dalej niż pojedynczy osobnik. Zastosowany model matematyczny pozwolił na otrzymanie z góry oczekiwanych wyników. Promień wiru generowany przez samolot o rozpiętości 4 metrów wynosi jedynie około 0,0190 metra [11]. Natomiast im dalej od rdzenia wiru, tym wpływ cyrkulacji staje się mniejszy. W pracy [12] zostało przedstawione, że położenie końcówki skrzydła skrzydłowego pokrywające się z osią symetrii lidera pozwala na otrzymanie maksymalnej korzyści z lotu w formacji. Również przeprowadzenie obliczeń dla trzech różnych położenia na osi x wykazało, że im bliżej lidera, tym korzystniejszy wpływ na skrzydłowego. Jednakże uwzględniając bezpieczną separację podłużną pomiędzy samolotami oraz wzorując się na zachowaniu ptaków, należy przyjąć położenie pomiędzy samolotami jako: w osi podłużnej jedna rozpiętość, w osi poprzecznej punkt, dla którego końcówki skrzydeł znajdują się na jednej linii oraz znajdują się na tej samej wysokości. Różnica pomiędzy wynikami a rzeczywistym lotem ptaków może wynikać z dodatkowych czynników nie uwzględnionych w przyjętym modelu matematycznym. Mogą to być dodatkowe zaburzenia generowane przez skrzydło bądź zwyczajny instynkt zwierząt, który w zastosowanym ustawieniu pozwala na swobodną obserwację trasy lotu. Dla powyższego ustawienia zysk na niezbędnym ciągu wynosi około 7%. Dla samolotu bezzałogowego, który zabiera około 5 kg paliwa na pokład, uzyskany zysk nie jest bardzo widoczny, jednak dla samolotów o rozpiętościach znacznie większych, zysk na paliwie już będzie liczony w tonach, co pozwoli na oszczędność wielu milionów w skali roku. Przyszłość lotnictwa w perspektywie wielu lat będzie kształtowana przez samoloty bezzałogowe. Pozwoli to liniom lotniczym zaoszczędzić na pensjach dla pilotów. Natomiast zastosowanie lotów formacyjnych – nie tylko wewnątrz jednej linii, ale w skali globalnej – pozwoli na oszczędności na paliwie, co zostało wykazane w powyższej pracy.

Bibliografia

1. LISSAMAN P.B.S., SHOLLENBERGER C.A., Formation flight of birds, *Science*, 1970, **168**, 1003-1005
2. PORTUGAL S.J. I INNI, Upwash exploitation and downwash avoidance by flap phasing in ibis formation flight, *Nature International Weekly Journal of Science*, 2014, **505**, 399-402
3. KIM H.-Y., LEE J.-S., CHOI H.-L., HAN J.-H., Autonomous formation flight of multiple flapping-wing flying vehicles using motion capture system, *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, USA, 2008
4. RAFFARD R.L., TOMLIN C.J., BOYD S.P., Distributed optimization for cooperative agents: application to formation flight, *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, USA, 2004
5. ECONOMON T., Effects of wake vortices on commercial aircraft, *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, USA, 2008
6. MARKS T., GOLLNICK V., Influence of aircraft type and order on fuel savings gained by two-aircraft formations, *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Science*, Korea Południowa, 2016.
7. BOWER G.C., FLANZER T.C., KROOY I.M., Formation geometries and route optimization for commercial formation flight, *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, USA, 2009
8. www.ont.com.pl/produkty/lista-produktow/matlab/ (od dnia 18 listopada 2016)
9. BUKOWSKI J., *Mechanika płynów*, PWN, Warszawa, 1968

10. THIEN H.P., MOELYADI M.A., MUHAMMAD H., Effects of leader's position and shape on aerodynamic performances of V flight formation, *ICIUS*, Indonezja, 2007
11. KATZ J., PLOTKIN A., *Low-Speed Aerodynamics*, McGraw-Hill Inc., USA, 1991
12. HUMMEL D., The use of aircraft wakes to achieve power reductions in formation flight, *Fluid Dynamics Panel Symposium held in Trondheim*, Norwegia, 1996

Plane position optimisation in the formation flight

This paper presents optimisation of necessary flight thrust in the V-shaped flight formation of small unmanned planes "Sikorka". At the beginning, analysis of birds behaviour is shown. Their formation flying has been studied in order to minimize fuel consumption. Scientific papers about formation flying subjects and papers on researches made in order to explain economical benefits for airlines are reviewed. The paper presents a mathematical model which was optimised for three different starting positions of the longitudinal axis of the plane. After optimisation, there are presented results of the wingman position with respect to the leader. The influence of the calculation results on the formation flying was analysed, allowing one to draw some conclusions on the future of UAVs flights.

WYZNACZANIE OPYMALNEJ TRAJEKTORII LOTU BSP Z WYKORZYSTANIEM METODY GRADIENTÓW SPRZĘŻONYCH

BARTOSZ BRZOWSKI, ZDZISŁAW ROCHAŁA

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa
e-mail: bartosz.brzowski@wat.edu.pl; zdzislaw.rochala@wat.edu.pl

GRZEGORZ KOWALECZKO

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin
e-mail: g.kowaleczko@wsosp.pl

1. Wstęp

Metoda gradientów sprzężonych powstała jako iteracyjny algorytm opracowany do rozwiązywania układów równań liniowych. Może być ona stosowana zarówno do poszukiwania minimum liniowej formy kwadratowej, jak również dowolnej ciągłej i różniczkowalnej funkcji $f(x)$. Metoda gradientów sprzężonych należy do grupy metod opartych na metodzie kierunków sprzężonych. Jej główną zaletą, w przypadku implementacji algorytmu, jest zużycie małej ilości pamięci ze względu na stosunkowo prostą postać kodu. Ponadto początkowa macierz danych przez cały proces pozostaje niezmienną, dzięki czemu w każdej iteracji wykorzystywana jest maksymalna ilość oryginalnych danych [1]. Zgodnie z teorią, niezależnie od wyboru punktu startowego, MGS jest zbieżna w tylu iteracjach, ile jest niewiadomych w rozwiązywanym układzie równań. W praktyce, ze względu na niemożliwe do wyeliminowania błędy zaokrąglenia i obcięcia, nie każdy punkt początkowy gwarantuje uzyskanie globalnego minimum.

Metoda gradientów sprzężonych po raz pierwszy została z powodzeniem zastosowana w zagadnieniach sterowania prawie 50 lat temu, gdy trzech członków IEEE (ang. Institute of Electrical and Electronics Engineers) rozwinęło metodę minimalizacji z zastosowaniem gradientów sprzężonych do rozwiązywania problemów sterowania optymalnego bez ograniczeń [2]. W przypadku zagadnienia zawierającego ograniczenia zaproponowano zastosowanie funkcji kary, która sprowadza zagadnienie początkowe do sekwencji problemów bez ograniczeń. Na podstawie uzyskanych wyników obliczeniowych uznano, że metoda gradientów sprzężonych jest efektywnym kompromisem pomiędzy szybkością zbieżności metod, a wymaganymi zasobami obliczeniowymi do ich zastosowania [2]. Obecnie matematycy ciągle udoskonalają metodę gradientów sprzężonych, modyfikując jej algorytmy, dzięki czemu mogą być one zastosowane między innymi w programowaniu nieliniowym [3] oraz bezpośrednio do problemów sterowania optymalnego z ograniczeniami [4].

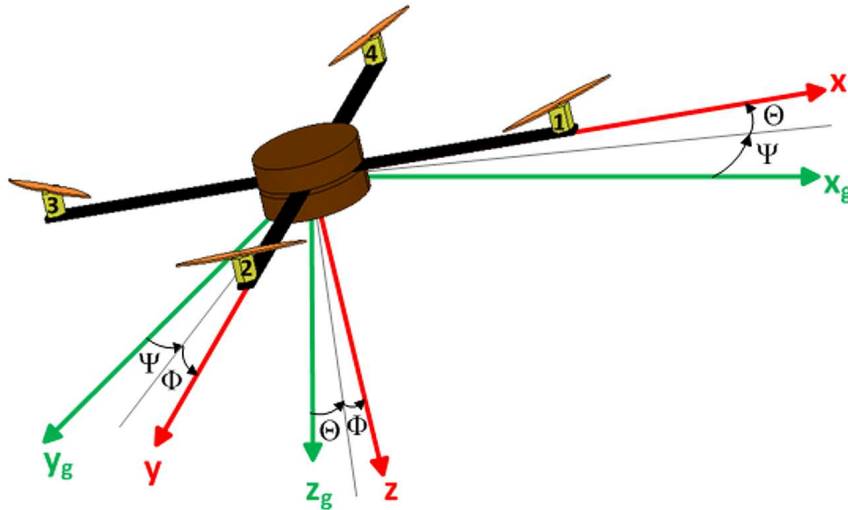
W niniejszej pracy przedstawiono wyniki opracowania algorytmu sterowania optymalnego z wykorzystaniem metody gradientów sprzężonych dla czterowirnikowego bezzałogowego statku powietrznego (BSP), realizującego stabilizację jego położenia w przestrzeni oraz wyznaczającego jego trajektorię lotu do określonego punktu zgodnie z przyjętym kryterium optymalizacji. Zaprezentowane wyniki stanowią syntetyczny opis zagadnień zrealizowanych przez Bartosza Brzozowskiego w ramach rozprawy doktorskiej pt. „Zastosowanie metody gradientów sprzężonych w sterowaniu czterowirnikowego bezzałogowego statku powietrznego” [5].

2. Określenie problemu sterowania optymalnego dla czterowirnikowego BSP

Czterowirnikowy bezzałogowy statek powietrzny jest obiektem niestatecznym statycznie oraz dynamicznie i wymaga ciągłej stabilizacji położenia w przestrzeni [6]-[10]. Stabilizacja położenia oraz sterowanie odbywa się poprzez zmianę prędkości obrotowej każdego z czterech śmigieł umieszczonych na wałach silników zamontowanych na końcach ramion o jednakowej długości. Lot może odbywać się w dwóch konfiguracjach: „x” z dwoma wirnikami umieszczonymi w kierunku ruchu oraz „+” z jednym wirnikiem umieszczonym w kierunku ruchu [11]. W celu określenia problemu sterowania optymalnego wybrano drugą konfigurację, przyjęto układy współrzędnych i oznaczenia kątów zgodnie z Polską Normą PN-ISO 1151-1 [12]:

- $Oxyz$ – układ współrzędnych związany ze statkiem powietrznym,
- $Ox_gy_gz_g$ – normalny układ współrzędnych związany z Ziemią o początku ustalonym na czterowirnikowym BSP,
- Ψ, Θ, Φ – kąty odchylenia, pochylenia i przechylenia,

które razem z numeracją wirników przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych dla czterowirnikowego BSP

W trakcie opracowywania i implementacji algorytmu sterowania optymalnego dla pełnego modelu matematycznego czterowirnikowego BSP okazało się, że jego złożoność znacząco wydłuża czas realizacji obliczeń numerycznych. Z tego powodu koniecznym i zasadnym było zastosowanie uproszczeń modelu, które pozwoliły na otrzymanie poprawnych wyników w wielokrotnie krótszym czasie [8]. Przede wszystkim rozpatrzono składowe prędkości podróźnej w normalnym układzie współrzędnych związanym z Ziemią, o początku układu ustalonym w środku ciężkości czterowirnikowego BSP. Pierwszym przyjętym uproszczeniem modelu, określonym na podstawie budowy czterowirnikowego BSP, było założenie jego symetrii względem płaszczyzn Oxz i Oyz . Drugie uproszczenie wynikało z oczekiwanego zachowania obiektu w trakcie lotu polegającego na jedynie chwilowych zmianach kątów pochylenia i przechylenia. Takie założenie pozwoliło na przyjęcie pomijalnie małych zmian kątów opływu i orientacji przestrzennej czterowirnikowego BSP w trakcie lotu. Jednocześnie składowe ciągów każdego z wirników wykorzystanych w pełnym modelu uproszczono poprzez uwzględnienie jedynie siły prostopadłej do płaszczyzny wirowania. We wzorach na siłę ciągu i moment oporowy wszystkie wartości oprócz prędkości obrotowej ω i są stałe i jednakowe dla każdego wirnika. Dlatego zastąpiono je współczynnikiem b dla siły ciągu i współczynnikiem d dla siły oporu. Po uwzględnieniu przyjętych uproszczeń i założeń otrzymano uproszczony model matematyczny QUAV o postaci:

$$\begin{aligned}
\dot{u}_g &= \frac{b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)}{m} (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi) \\
\dot{v}_g &= \frac{b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)}{m} (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi) \\
\dot{w}_g &= -\frac{b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)}{m} (\cos \Phi \cos \Theta) + g \\
\dot{p} &= \frac{bl(\omega_4^2 - \omega_2^2) + qJ(\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) + (I_x - I_z)qr}{I_x} \\
\dot{q} &= \frac{bl(\omega_3^2 - \omega_1^2) - pJ(\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) - (I_x - I_z)pr}{I_x} \\
\dot{r} &= \frac{d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)}{I_z} \\
\dot{\Phi} &= p + (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \operatorname{tg} \Theta \\
\dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \\
\dot{\Psi} &= \frac{r \cos \Phi + q \sin \Phi}{\cos \Theta} \\
\dot{x}_g &= u_g \\
\dot{y}_g &= v_g \\
\dot{z}_g &= w_g
\end{aligned} \tag{2.1}$$

gdzie:

$$b = C_T \frac{R^2}{2} S_{\acute{s}m} \quad d = C_{op} \frac{R^2}{2} S_{\acute{s}m} R$$

b i d – współczynniki wyznaczane doświadczalnie, u_g, v_g, w_g – składowe wektora prędkości \mathbf{V} względem powietrza w normalnym układzie współrzędnych związanym z Ziemią.

W równaniach (2.1) ze względu na założoną symetrię obiektu przyjęto, że $I_y = I_x$.

Po opracowaniu modelu matematycznego obiektu należało określić ograniczenia dla wektora stanu \mathbf{x} oraz wektora sterowań \mathbf{u} . Wprowadzenie ograniczeń pozwala na wykonywanie manewrów w bezpiecznych przedziałach zmian parametrów lotu oraz uniemożliwia zadanie wartości sygnałów sterujących wykraczających poza fizyczne zakresy układów wykonawczych. Na podstawie badań symulacyjnych i prób w locie różnych modeli czterowirnikowych BSP stwierdzono, że w celu zapewnienia bezpiecznego i stabilnego lotu konieczne jest ograniczenie wektora stanu i wektora sterowań odpowiednio do wartości:

$$\begin{aligned}
u_g, v_g, w_g &\in (0, 20) \text{ [m/s]} & x_g, y_g &\in (-\infty, +\infty) \text{ [m]} \\
p, q, r &\in (0, 1000) \text{ [m/s]} & z_g &\in (1, 150) \text{ [m]} \\
\Phi, \Theta &\in (-80, 80) \text{ [deg]} & \omega_i &\in (100, 800) \text{ [obr/s]} \\
\Psi &\in (0, 360) \text{ [deg]}
\end{aligned} \tag{2.2}$$

Kolejny etap przygotowania zagadnienia sterowania optymalnego polegał na określeniu zadania sterowania, które jest ściśle powiązane z parametrami wektora stanu \mathbf{x}_k w chwili końcowej t_k . Lot do wybranego punktu w przestrzeni stanowi główne zadanie sterowania. W związku z tym konieczne jest najpierw wyznaczenie optymalnej trajektorii sterowania ($\mathbf{x}^*, \mathbf{u}^*$) umożliwiającej lot z punktu początkowego dla czasu t_0 , w którym wektor stanu czterowirnikowego BSP wynosi \mathbf{x}_0 do wybranego punktu końcowego, w którym wektor stanu przyjmuje wartość \mathbf{x}_k . Następnie konieczne jest utrzymywanie osiągniętego stanu lotu, przy zapewnieniu jak najmniejszych fluktuacjach parametrów wektora stanu.

Podczas realizacji lotu do wybranego punktu w przestrzeni oczekiwane jest osiągnięcie stanu końcowego \mathbf{x}_k , jak najbliższego zadanemu stanowi \mathbf{x}_{zad} , w jak najkrótszym czasie $\Delta t = t_k - t_0$, przy jak najmniejszych odchyłkach prędkości obrotowych silników od prędkości obrotowych niezbędnych do utrzymania czterowirnikowego BSP w zawisie. Ponieważ jednakowo niepożądane są dodatnie jak i ujemne odchylenia wektorów stanu oraz sterowań od wartości zadanych, konieczne jest zastosowanie kwadratowych postaci elementów funkcjonału jakości, który przyjmuje postać:

$$J = [\mathbf{x}(t_k) - \mathbf{x}_{zad}]^2 + [\mathbf{u}(t_k) - \mathbf{u}_z]^2 + \int_{t_0}^{t_k} dt \quad (2.3)$$

gdzie \mathbf{u}_z – wektor wartości prędkości obrotowych dla zawisu QUAV, \mathbf{x}_{zad} – wartości zadane wektora stanu:

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_z &= [\omega_z, \omega_z, \omega_z, \omega_z]^T \\ \mathbf{x}_{zad} &= [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, x_{zad}, y_{zad}, z_{zad}]^T \end{aligned}$$

3. Opracowanie i implementacja algorytmu sterowania optymalnego

Opracowanie algorytmu rozpoczęto od zastąpienia w modelu matematycznym opisanym układem równań (2.1) elementów wektora stanu oraz wektora sterowań odpowiednio wektorami:

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= [x_0, x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}]^T \\ \mathbf{u} &= [u_0, u_1, u_2, u_3]^T \end{aligned} \quad (3.1)$$

Pierwszym zadaniem koniecznym do opracowywania algorytmu wyznaczania optymalnej trajektorii jest określenie postaci hamiltonianu oraz jego pochodnych cząstkowych względem elementów wektora stanu i wektora sterowań. Dla modelu obiektu opisanego układem równań różniczkowych (2.1), przy funkcjonałe jakości sterowania zgodnym ze wzorem (2.3) hamiltonian przyjmuje postać:

$$\begin{aligned} H &= 1 + \lambda_0 \left[\frac{b(u_0^2 + u_1^2 + u_2^2 + u_3^2)}{m} (\cos x_6 \sin x_7 \cos x_8 + \sin x_6 \sin x_8) \right] + \\ &+ \lambda_1 \left[\frac{b(u_0^2 + u_1^2 + u_2^2 + u_3^2)}{m} (\cos x_6 \sin x_7 \sin x_8 - \sin x_6 \cos x_8) \right] + \\ &- \lambda_2 \left[\frac{b(u_0^2 + u_1^2 + u_2^2 + u_3^2)}{m} (\cos x_6 \cos x_7) + g \right] + \\ &+ \lambda_3 \left[\frac{bl(u_3^2 - u_1^2) + x_4 J(u_0 - u_1 + u_2 - u_3) + (I_x - I_z)x_4 x_5}{I_x} \right] + \\ &+ \lambda_4 \left[\frac{bl(u_2^2 - u_0^2) - x_3 J(u_0 - u_1 + u_2 - u_3) - (I_x - I_z)x_3 x_5}{I_x} \right] + \\ &+ \lambda_5 \left[\frac{d(u_0^2 - u_1^2 + u_2^2 - u_3^2)}{I_z} \right] + \\ &+ \lambda_6 [x_3 + (x_5 \cos x_6 + x_4 \sin x_6) \operatorname{tg} x_7] + \lambda_7 [x_4 \cos x_6 - x_5 \sin x_6] + \\ &+ \lambda_8 \left[\frac{x_5 \cos x_6 + x_4 \sin x_6}{\cos x_7} \right] + \lambda_9 x_0 + \lambda_{10} x_1 + \lambda_{11} x_2 \end{aligned} \quad (3.2)$$

Wektor dwunastu zmiennych sprzężonych λ występujący w hamiltonianie wyznacza się poprzez rozwiązanie układu równań różniczkowych otrzymanego poprzez obliczenie kolejnych pochodnych cząstkowych hamiltonianu opisanego równaniem (3.1), względem każdego elementu wektora stanu:

$$\begin{aligned}
\dot{\lambda}_0 &= -\frac{\partial H}{\partial x_0} = -\lambda_9 \\
\dot{\lambda}_1 &= -\frac{\partial H}{\partial x_1} = -\lambda_{10} \\
\dot{\lambda}_2 &= -\frac{\partial H}{\partial x_2} = -\lambda_{11} \\
\dot{\lambda}_3 &= -\frac{\partial H}{\partial x_3} = \lambda_4(W_1 + W_2x_5) - \lambda_6 \\
\dot{\lambda}_4 &= -\frac{\partial H}{\partial x_4} = -\lambda_3(W_1 + W_2x_5) - \lambda_6 \sin x_6 \operatorname{tg} x_7 - \lambda_7 \cos x_6 - \lambda_8 \frac{\sin x_6}{\cos x_7} \\
\dot{\lambda}_5 &= -\frac{\partial H}{\partial x_5} = W_2(\lambda_4x_3 - \lambda_3x_4) - \lambda_6 \cos x_6 \operatorname{tg} x_7 + \lambda_7 \sin x_6 - \lambda_8 \frac{\cos x_6}{\cos x_7} \\
\dot{\lambda}_6 &= -\frac{\partial H}{\partial x_6} = W_3[\sin x_6(W_4 \sin x_7 - \lambda_2 \cos x_7) - W_5 \cos x_6] + \\
&\quad + \left(\lambda_6 \operatorname{tg} x_7 + \frac{\lambda_8}{\cos x_7} \right) (x_5 \sin x_6 - x_4 \cos x_6) + \lambda_7 (x_5 \cos x_6 + x_4 \sin x_6) \\
\dot{\lambda}_7 &= -\frac{\partial H}{\partial x_7} = -W_3 \cos x_6 (W_4 \cos x_7 + \lambda_2 \sin x_7) + \\
&\quad - \frac{\lambda_6 + \lambda_8 \sin x_7}{\cos^2 x_7} (x_5 \cos x_6 + x_4 \sin x_6) \\
\dot{\lambda}_8 &= -\frac{\partial H}{\partial x_8} = -W_3 (W_4 \sin x_6 - W_5 \cos x_6 \sin x_7) \\
\dot{\lambda}_9 &= -\frac{\partial H}{\partial x_9} = 0 \\
\dot{\lambda}_{10} &= -\frac{\partial H}{\partial x_{10}} = 0 \\
\dot{\lambda}_{11} &= -\frac{\partial H}{\partial x_{11}} = 0
\end{aligned} \tag{3.3}$$

gdzie:

$$\begin{aligned}
W_1 &= \frac{J(u_0 - u_1 + u_2 - u_3)}{I_x} & W_2 &= \frac{I_x - I_z}{I_x} & W_3 &= \frac{b(u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 + u_4^2)}{m} \\
W_4 &= \lambda_0 \cos x_8 + \lambda_1 \sin x_8 & W_5 &= \lambda_0 \sin x_8 - \lambda_1 \cos x_8
\end{aligned}$$

Pochodną hamiltonianu względem wektora sterowania jest wektor gradientu \mathbf{g} , którego poszczególne elementy dla hamiltonianu opisanego równaniem (3.2), przyjmują wartości:

$$\begin{aligned}
g_0 &= \frac{\partial H}{\partial u_0} = 2u_0 \left(W_6 - \frac{bl}{I_x} \lambda_4 + \frac{d}{I_z} \lambda_5 \right) + \frac{J}{I_x} (\lambda_3 x_4 - \lambda_4 x_3) \\
g_1 &= \frac{\partial H}{\partial u_1} = 2u_1 \left(W_6 - \frac{bl}{I_x} \lambda_3 - \frac{d}{I_z} \lambda_5 \right) - \frac{J}{I_x} (\lambda_3 x_4 - \lambda_4 x_3) \\
g_2 &= \frac{\partial H}{\partial u_2} = 2u_2 \left(W_6 + \frac{bl}{I_x} \lambda_4 + \frac{d}{I_z} \lambda_5 \right) + \frac{J}{I_x} (\lambda_3 x_4 - \lambda_4 x_3) \\
g_3 &= \frac{\partial H}{\partial u_3} = 2u_3 \left(W_6 + \frac{bl}{I_x} \lambda_3 - \frac{d}{I_z} \lambda_5 \right) - \frac{J}{I_x} (\lambda_3 x_4 - \lambda_4 x_3)
\end{aligned} \tag{3.4}$$

gdzie:

$$W_6 = \frac{b}{m} [\cos x_6 (W_4 \sin x_7 - \lambda_2 \cos x_7) + W_5 \sin x_6]$$

Kolejnym etapem obliczeń jest wybór sposobu wyznaczania współczynników skalowania $\alpha_{(i)}$ oraz $\beta_{(i)}$. Zagadnienie to jest w dalszym ciągu analizowane i badane przez naukowców, którzy zgodnie twierdzą, że nie ma jednej uniwersalnej konfiguracji współczynników, którą można zastosować dla dowolnego modelu. W zastosowaniach praktycznych, w celu wybrania metod odpowiednich dla danego modelu, należy przeprowadzić badania różnych rozwiązań [13]-[15]. Z tego powodu zdecydowano, że sprawdzone zostaną trzy postacie współczynnika $\beta_{(i)}$ skalowania gradientu obliczane za pomocą wyrażeń (3.5)-(3.7):

— Fletchera i Reevesa:

$$\beta_{(i)}^{FR} = \frac{\mathbf{g}_{(i)}^T \mathbf{g}_{(i)}}{\mathbf{g}_{(i-1)}^T \mathbf{g}_{(i-1)}} \quad (3.5)$$

— You-Hong Dai i Cai-Xia Kou:

$$\beta_{(i)}^{DK} = \frac{\mathbf{g}_{(i)}^T (\mathbf{g}_{(i)} - \mathbf{g}_{(i-1)})}{\mathbf{d}_{(i-1)}^T (\mathbf{g}_{(i)} - \mathbf{g}_{(i-1)})} - \frac{(\mathbf{g}_{(i)} - \mathbf{g}_{(i-1)})^T (\mathbf{g}_{(i)} - \mathbf{g}_{(i-1)})}{\mathbf{d}_{(i-1)}^T (\mathbf{g}_{(i)} - \mathbf{g}_{(i-1)})} \frac{\mathbf{g}_{(i)}^T \mathbf{d}_{(i-1)}}{\mathbf{d}_{(i-1)}^T (\mathbf{g}_{(i)} - \mathbf{g}_{(i-1)})} \quad (3.6)$$

— Hamonda, Mamat i Rivaie:

$$\beta_{(i)}^{HRM} = \frac{\mathbf{g}_{(i)}^T \left(\mathbf{g}_{(i)} - \frac{\mathbf{g}_{(i)}^T \mathbf{g}_{(i)}}{\mathbf{g}_{(i-1)}^T \mathbf{g}_{(i-1)}} \mathbf{g}_{(i-1)} \right)}{u (\mathbf{g}_{(i-1)}^T \mathbf{g}_{(i-1)}) + (1-u) (\mathbf{d}_{(i-1)}^T \mathbf{d}_{(i-1)})} \quad (3.7)$$

Również w przypadku postaci współczynnika $\alpha_{(i)}$ skalowania kroku wybrano do weryfikacji trzy metody: bezpośrednią złotego podziału oraz dwie niebezpośrednie, w których $\alpha_{(i)}$ wyznacza się metodami iteracyjnymi:

— Goldsteina:

$$\sigma \alpha_{(i)} \mathbf{g}_{(i)}^T \mathbf{d}_{(i)} \leq J(\mathbf{u}_{(i)} + \alpha_{(i)} \mathbf{d}_{(i)}) - J(\mathbf{u}_{(i)}) \leq \delta \alpha_{(i)} \mathbf{g}_{(i)}^T \mathbf{d}_{(i)} \quad (3.8)$$

— Wolfego:

$$\begin{aligned} (\mathbf{u}_{(i)} + \alpha_{(i)} \mathbf{d}_{(i)}) - J(\mathbf{u}_{(i)}) &\leq \delta \alpha_{(i)} \mathbf{g}_{(i)}^T \mathbf{d}_{(i)} \\ \mathbf{g}_{(i+1)}^T \mathbf{d}_{(i)} &\leq \sigma \alpha_{(i)} \mathbf{g}_{(i)}^T \mathbf{d}_{(i)} \end{aligned} \quad (3.9)$$

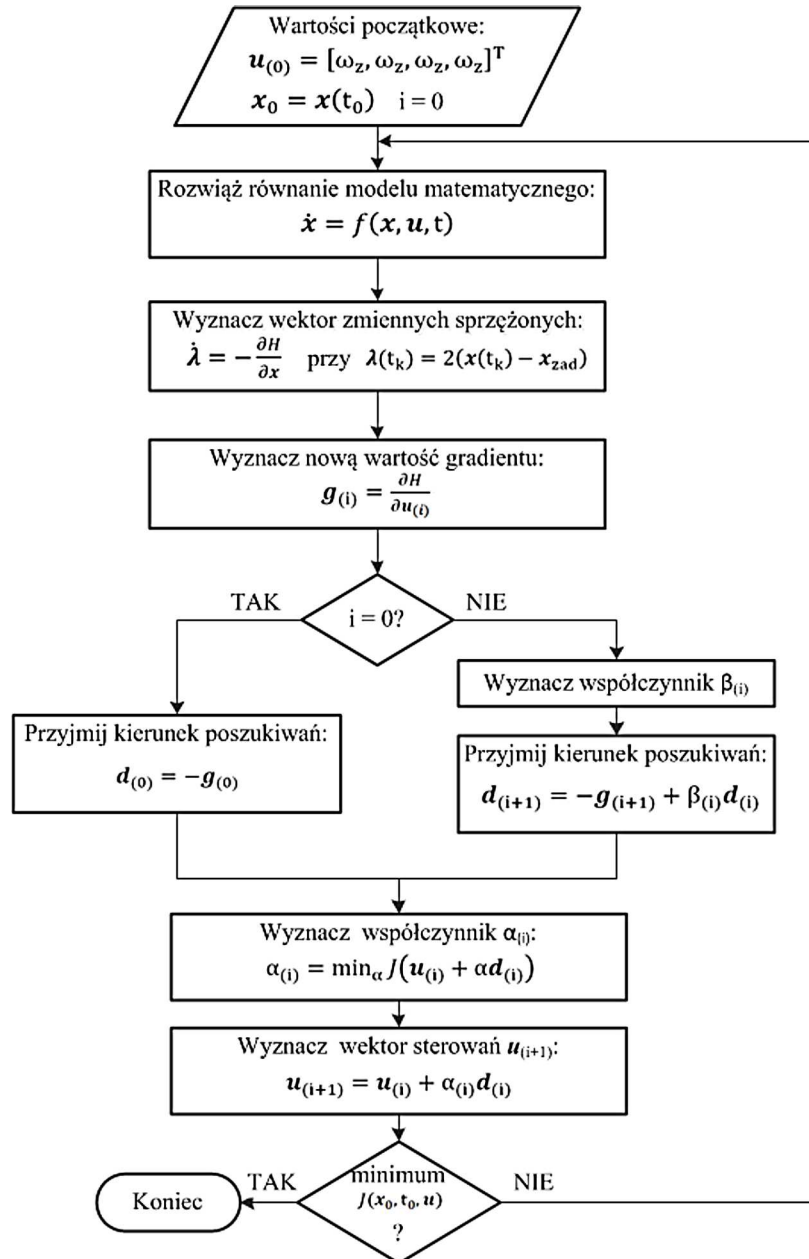
gdzie $0 < \sigma < 0,5$, $\delta = 1 - \sigma$.

Ostatnim etapem przygotowania algorytmu wyznaczania sterowania optymalnego jest określenie wektora stanu w stanie początkowym \mathbf{x}_0 oraz pierwszego przybliżenia wartości wektora sterowania $\mathbf{u}_{(0)}$. Przyjęto, że czterowirnikowy BSP w stanie początkowym i końcowym będzie zawsze znajdował się w zawisie. Ponadto przyjęto, że początek układu współrzędnych znajduje się w miejscu zawisu w stanie początkowym. Z powyższych założeń wynika, że wartości wektora stanu i wektora sterowań w stanie początkowym będą wynosić odpowiednio:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_0 &= [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]^T \\ \mathbf{u}_{(0)} &= [\omega_z, \omega_z, \omega_z, \omega_z]^T \end{aligned} \quad (3.10)$$

gdzie ω_z jest prędkością obrotową w zawisie.

Na podstawie powyższych zależności opracowano algorytm wyznaczania optymalnej trajektorii sterowania metodą gradientów sprzężonych dla czterowirnikowego BSP. Algorytm przedstawiony schematycznie na rysunku 2 składa się z poniższych kroków.



Rys. 2. Algorytm wyznaczania sterowania optymalnego metodą gradientów sprzężonych dla czterowirnikowego bezzałogowego statku powietrznego

1. Przyjęcie początkowej wartości wektora sterowań $\mathbf{u}_{(0)}$ zgodnie z (3.10)₂.
2. Rozwiązanie równania modelu matematycznego czterowirnikowego BSP opisanego układem równań różniczkowych $\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$ zgodnie z (2.1), przy zadanym warunku początkowym $\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t_0)$ zgodnie z (3.10)₁.
3. Wyznaczenie wektora zmiennych sprzężonych, rozwiązując układ równań różniczkowych $\dot{\boldsymbol{\lambda}} = -\partial H/\partial \mathbf{x}$ na podstawie zależności (3.3), przy wartości zmiennej sprzężonej dla czasu końcowego $\boldsymbol{\lambda}(t_k)$.
4. Wyznaczenie nowej wartości gradientu $\mathbf{g}_{(i)} = \partial H/\partial \mathbf{u}_{(i)}$ zgodnie z (3.4) dla poszczególnych chwil czasu.

5. Dla kroku inicjującego przyjęcie kierunku poszukiwań $\mathbf{d}_{(0)} = -\mathbf{g}_{(0)}$, dla kolejnych wyznaczenie nowego kierunku poszukiwań $\mathbf{d}_{(i+1)} = -\mathbf{g}_{(i+1)} + \beta_{(i)}\mathbf{d}_{(i)}$, gdzie $\beta_{(i)}$ należy wyznaczyć zgodnie z jednym ze wzorów (3.5), (3.6) lub (3.7).
6. Wyznaczenie współczynnika skalowania i -tej iteracji wektora wartości poszukiwanych $\alpha_{(i)}$ zgodnie z metodą Goldsteina (3.8), Wolfego (3.8) lub złotego podziału.
7. Wyznaczenie nowej wartości wektora sterowań $\mathbf{u}_{(i+1)} = \mathbf{u}_{(i)} + \alpha_{(i)}\mathbf{d}_{(i)}$.
8. Powtarzanie punktów od 2 do 7, aż do osiągnięcia przyjętej dokładności wartości funkcjonału jakości sterowania.

Opracowane algorytmy sterowania optymalnego metodą gradientów sprzężonych zostały zaimplementowane w postaci klasy w języku C++, w środowisku programistycznym Visual Studio. Na potrzeby przejrzystości napisanego kodu algorytmy zostały podzielone na fragmenty, które zostały zaimplementowane jako oddzielne metody klasy. Ponadto, na potrzeby debugowania, zastosowano kilka dodatkowych metod w klasie. Jedna z nich umożliwiała eksport, wizualizację oraz analizę w programie Matlab wyników realizacji algorytmu.

4. Badania weryfikacyjne algorytmu sterowania optymalnego

Badania weryfikacyjne prowadzone były w trakcie całego procesu opracowywania i implementacji algorytmu sterowania optymalnego metodą gradientów sprzężonych dla czterowirnikowego BSP. W metodach określania wartości współczynnika skalowania i -tej iteracji wektora wartości poszukiwanych $\alpha_{(i)}$ występuje parametr σ wpływający na warunki zakończenia poszukiwań. Z warunków dotyczących metod Goldsteina i Wolfego wynika, że wartość parametru powinna być zawarta w przedziale $0 < \sigma < 0,5$. Ponadto, im mniejsza jest jego wartość, tym dokładniejszy jest wynik, ale jednocześnie algorytm staje się bardziej czasochłonny. Konieczne było określenie takiej wartości tego parametru, aby otrzymać poprawne wyniki w akceptowalnym czasie. Drugim parametrem znacząco wpływającym na czas realizacji algorytmu oraz otrzymaną optymalną trajektorię sterowania metodą gradientów sprzężonych dla czterowirnikowego BSP jest wielkość kroku całkowania numerycznego t_{step} . Opracowany i zaimplementowany algorytm umożliwia wybranie dowolnej wartości w przedziale $0 < t_{step} \leq 0,1$.

Pierwsza przeprowadzona seria badań weryfikacyjnych miała na celu określenie wartości parametrów σ oraz t_{step} , dla których algorytm był zbieżny do wyniku optymalnego dla jak największej liczby zaimplementowanych metod wyznaczania współczynników skalowania i -tej iteracji wektora wartości poszukiwanych $\alpha_{(i)}$ oraz kierunku poszukiwań minimum $\beta_{(i)}$. Kolejnym zadaniem, po wyznaczeniu parametrów σ oraz t_{step} , był dobór sposobów wyznaczania wartości współczynników $\alpha_{(i)}$ i $\beta_{(i)}$ w i -tej iteracji. W tym celu wyznaczono trajektorie lotu do kilku dowolnie wybranych punktów w przestrzeni.

Wstępne badania na potrzeby określenia wartości parametrów σ oraz t_{step} w algorytmie wyznaczania optymalnej trajektorii sterowania przeprowadzono dla dwóch przypadków: zmiany i stabilizacji wysokości lotu oraz lotu ze stałą wysokością do końcowego punktu oddalonego o zadaną odległość w kierunku osi X . Badania te przeprowadzono kilkakrotnie dla różnych położań punktu docelowego. W każdym przypadku charakter otrzymanych wyników były zbliżony. Z tego powodu do szczegółowej analizy i omówienia wybrano wyniki otrzymane w każdym przypadku dla jednej odległości. Zdecydowano się na omówienie wyników dla wartości zadanych wynoszących 4 metry, zarówno dla zmiany i stabilizacji wysokości lotu, jak i dla lotu na stałej wysokości podczas przemieszczania się w kierunku osi X . Dla wyznaczonych parametrów σ i t_{step} oraz sposobów określania wartości współczynników $\alpha_{(i)}$ i $\beta_{(i)}$ przeprowadzono testy weryfikacyjne dla kilku losowo wybranych punktów końcowych.

Dla przypadku zmiany i stabilizacji wysokości o 4 metry, dla każdej z 9 różnych kombinacji zaimplementowanych sposobów wyznaczania wartości współczynników i -tej iteracji wektora

wartości poszukiwanych $\alpha_{(i)}$: Goldsteina, Wolfego i złotego podziału, oraz kierunku poszukiwań minimum $\beta_{(i)}$: Fletchera i Reevesa (3.5), Dai i Kou (3.6) lub Hamonda, Mamat i Rivaie (3.7), przeprowadzono badania dla czterech wartości każdego z parametrów σ oraz t_{step} wynoszących:

$$t_{step} \in \{0,01; 0,025; 0,05; 0,1\}$$

$$\sigma \in \{0,1; 0,25; 0,4; 0,001\alpha_0\}$$

Przeprowadzono 144 badania weryfikacyjne dla przypadku zmiany i stabilizacji wysokości lotu o 4 metry. Wyniki obliczeń zapisano w postaci pliku tekstowego oraz zwizualizowano. Otrzymane wyniki i wykresy przeanalizowano przede wszystkim pod kątem oceny wartości uchybu utrzymywanej wysokości w stanie ustalonym w stosunku do wartości zadanej, czasu lotu niezbędnego do osiągnięcia założonej wysokości oraz przebiegu trajektorii sygnału sterującego.

Na podstawie przeprowadzonych badań oraz analizy wyników zmiany i stabilizacji wysokości lotu nie stwierdzono jednoznacznego wpływu poszczególnych wartości parametru σ oraz metody wyznaczania współczynnika i -tej iteracji kierunku poszukiwań minimum $\beta_{(i)}$. Z tego powodu do kolejnych testów zdecydowano się zastosować wszystkie wcześniejsze wartości parametru $\sigma \in \{0,1; 0,25; 0,4; 0,001\alpha_0\}$ oraz metody do wyznaczania współczynnika $\beta_{(i)}$ (Fletchera i Reevesa, Dai i Kou oraz Hamonda, Mamat i Rivaie).

Ograniczenia zostały wprowadzone w liczbie stosowanych metod wyznaczania współczynnika wektora wartości poszukiwanych $\alpha_{(i)}$ oraz kroku całkowania t_{step} . Ze względu na wielokrotnie powtarzające się odstępstwa wyników wyznaczania współczynnika $\alpha_{(i)}$ dla metody Goldsteina w porównaniu do pozostałych metod (Wolfego i złotego podziału) postanowiono pominąć tą metodę w kolejnych testach. Zdecydowano, że kolejne testy zostaną przeprowadzone dla kroku całkowania $t_{step} = 0,05$ s.

Na podstawie przeprowadzonej analizy przebiegów trajektorii sterowania i wektora stanu oraz czasów pracy algorytmów podczas lotu ze stałą wysokością do zadanego punktu wybrano wartość parametru $\sigma = 0,001\alpha_0$. Dla tej wartości parametru σ trzykrotnie dla różnych kombinacji metod wyznaczania wartości współczynników $\alpha_{(i)}$ oraz $\beta_{(i)}$ otrzymano wartość uchybu w stanie ustalonym poniżej 10% zadanej wartości końcowej. Zdecydowano, że do ostatniego badania, mającego pozwolić na jednoznaczny wybór metod wyznaczania wartości współczynników $\alpha_{(i)}$ i $\beta_{(i)}$ oraz parametrów algorytmu, zostaną wykorzystane tylko trzy kombinacje metod, które zestawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Zestawienie metod wyznaczania współczynników $\alpha_{(i)}$ i $\beta_{(i)}$ oraz parametrów σ i t_{step} wybranych na podstawie badania lotu ze stałą wysokością do zadanego punktu

Lp.	$\alpha_{(i)}$	$\beta_{(i)}$	σ	t_{step}
1	Wolfego	Fletchera i Reevesa	$0,001\alpha_0$	0,05
2	Wolfego	Hamonda, Mamat i Rivaie	$0,001\alpha_0$	0,05
3	złotego podziału	Hamonda, Mamat i Rivaie	$0,001\alpha_0$	0,05

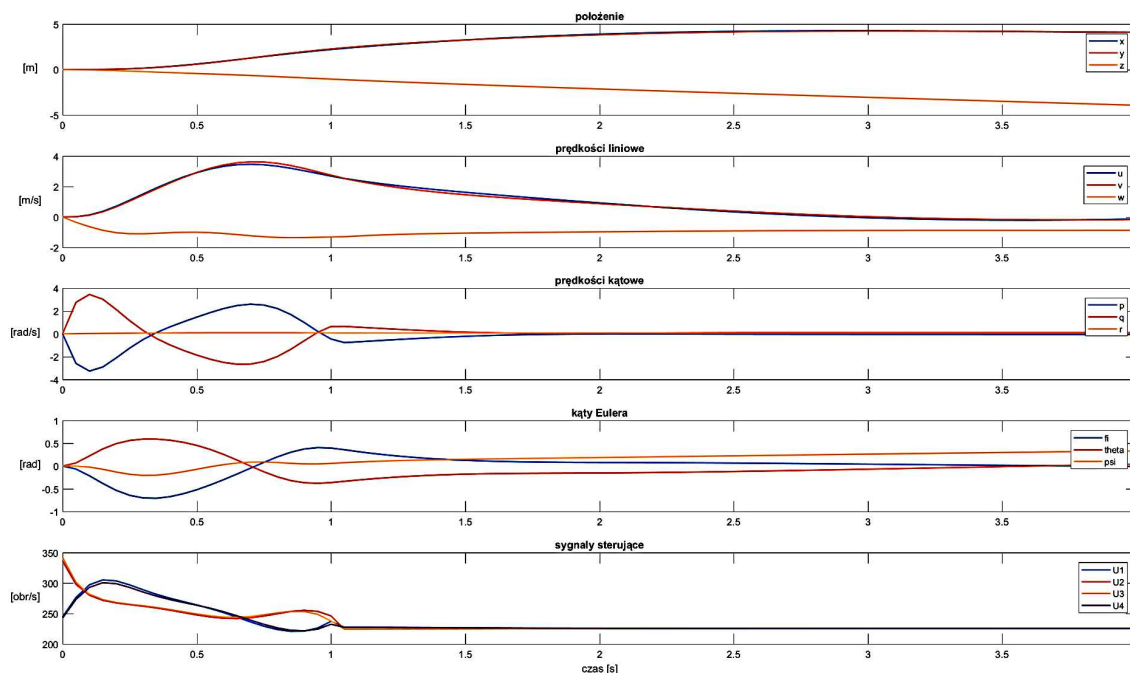
Badania działania algorytmu MGS wyznaczania optymalnej trajektorii lotu do zadanego punktu na określonej wysokości przeprowadzono dla kilku różnych punktów końcowych dla 3 kombinacji metod wyznaczania współczynników $\alpha_{(i)}$ i $\beta_{(i)}$ oraz parametrów σ i t_{step} zestawionych w tabeli 1. Ze względu na zbliżone wyniki otrzymane dla różnego położenia punktów końcowych przeprowadzono analizę jedynie dla punktu oddalonego o 4 m wzdłuż osi X i leżącego na wysokości 4 m.

Przeprowadzone badania pozwoliły na wybór zestawów parametrów optymalizacji pozwalających, dla opracowanego algorytmu MGS dla QUAV, na uzyskanie wyników zawsze zbieżnych do rozwiązania optymalnego. Na wybór wpłynęły przede wszystkim płynność przebiegów trajektorii wektora stanu oraz czas działania algorytmu. Wybrano metodę Wolfego do wyznaczania

współczynnika skalowania i -tej iteracji wektora wartości poszukiwanych $\alpha_{(i)}$ i metodę Hamonda, Mamat i Rivaie do wyznaczania współczynnika kierunku poszukiwań minimum $\beta_{(i)}$. Przyjęte wartości parametrów to: $t_{step} = 0,05$ s oraz $\sigma = 0,001\alpha_0$.

Przeprowadzono 200 badań weryfikacyjnych algorytmu wyznaczania optymalnej trajektorii lotu dla przyjętych metod wyznaczania współczynników $\alpha_{(i)}$ i $\beta_{(i)}$ oraz wartości parametrów σ i t_{step} dla lotów do losowo wybranych punktów w przestrzeni, których współrzędne leżały w przedziale od 1 m do 10 m. Wyznaczono w ten sposób 200 punktów zadanych, dla których przeprowadzono badania. Na rysunkach 3-5 pokazano wyniki jedynie dla trzech położenia punktu końcowego, ponieważ podczas badań (dla obydwóch kombinacji metod wyznaczania współczynników $\alpha_{(i)}$ i $\beta_{(i)}$ oraz wartości parametrów σ i t_{step}) wszystkie otrzymane trajektorie wektora stanu oraz wektora sterowań były zadowalające.

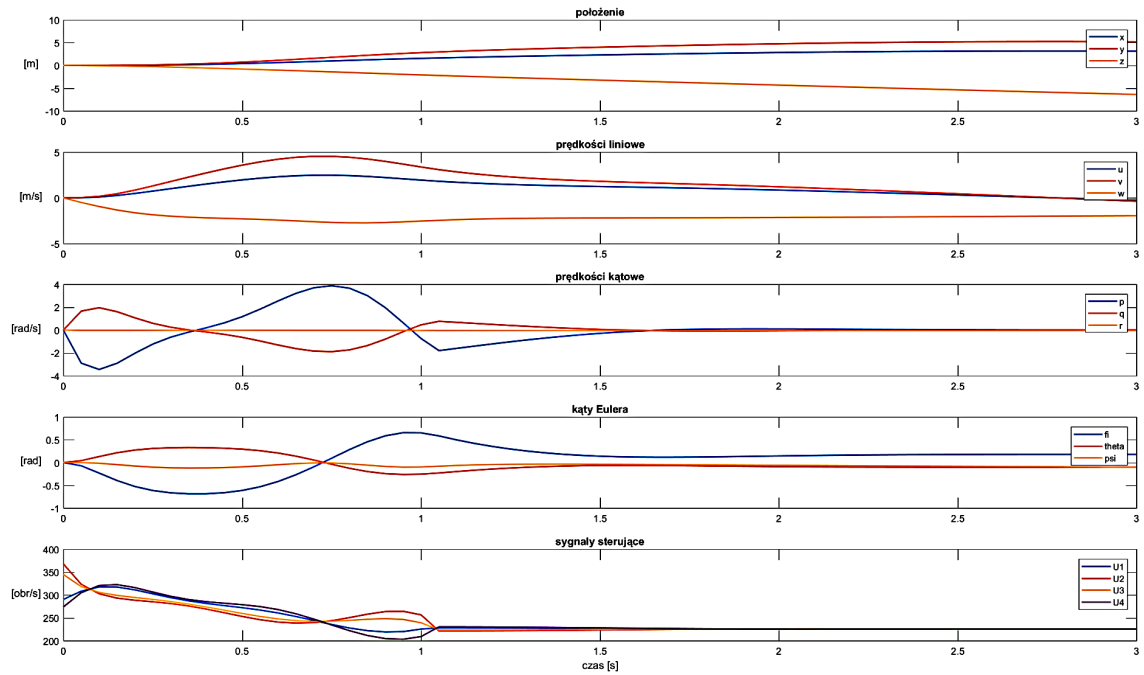
Dla każdej współrzędnej uchyb położenia końcowego w stanie ustalonym względem wartości zadanej nie przekraczał 10% tej wartości, a przebiegi trajektorii sterowania i wektora stanu były płynne. Dla większości zaobserwowanych trajektorii lotu uchyb położenia w stanie ustalonym nie przekraczał 5% (rys. 3). Dla dwóch z wybranych punktów zaobserwowano największe wartości uchybu położenia oraz prędkości pionowej w stanie ustalonym ze wszystkich przeprowadzonych testów. W przypadku każdego punktu zadanego, oprócz uchybu dla prędkości liniowej oraz położenia, można zauważyć znaczący uchyb dla kątów Eulera.



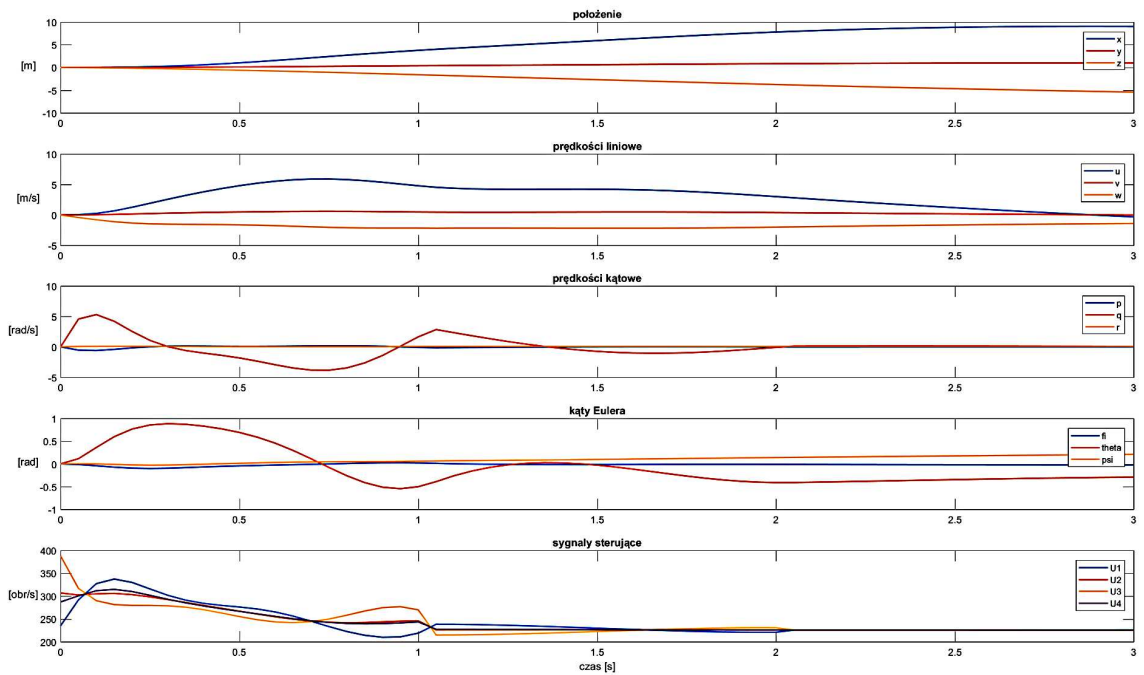
Rys. 3. Wykresy optymalnej trajektorii sterowania oraz zmian wektora stanu wykonane w środowisku Matlab dla lotu do danego punktu $(x_k, y_k, z_k) = (4, 4, -4)$

5. Podsumowanie

Opracowano algorytm sterowania optymalnego wykorzystującego metodę gradientów sprzężonych pozwalający na rozwiązanie określonego wcześniej problemu sterowania optymalnego dla czterowirnikowego BSP. Uproszczony model matematyczny może wprowadzać ograniczenia związane z pełnym odzwierciedleniem rzeczywistego ruchu czterowirnikowego BSP. W modelu pominięto dynamikę zespołu napędowego co skutkuje pojawieniem się od razu po zadaniu



Rys. 4. Wykresy optymalnej trajektorii sterowania oraz zmian wektora stanu wykonane w środowisku Matlab dla lotu do zadanego punktu $(x_k, y_k, z_k) = (3, 5, -7)$



Rys. 5. Wykresy optymalnej trajektorii sterowania oraz zmian wektora stanu wykonane w środowisku Matlab dla lotu do zadanego punktu $(x_k, y_k, z_k) = (9, 1, -6)$

sygnału sterującego odpowiedniej prędkości obrotowej silników. Ponadto w modelu nie zasy-mulowano zaburzeń sterowania wynikających z asynchronicznego działania regulatorów silników oraz wpływu warunków atmosferycznych (przede wszystkim wiatru) na obiekt. Są to istotne elementy z punktu widzenia zaimplementowania opracowanego algorytmu w systemie automa-tycznego sterowania czterowirnikowego BSP. Przewiduje się rozbudowanie modelu o wspomniane elementy przed testami algorytmu w locie.

Opracowany algorytm metody gradientów sprzężonych na potrzeby sterowania czterowirnikowego BSP pozwala na wyznaczenie optymalnej trajektorii sterowania. Niestety czas niezbędny na realizację algorytmu jest bardzo długi w stosunku do czasu realizowanego zadania. Opracowany algorytm w obecnej formie nie nadaje się do implementacji na pokładzie czterowirnikowego BSP. Może natomiast być wykorzystywany w stacji naziemnej na etapie planowania lotu, wyznaczając czasooptymalną trajektorię lotu uwzględniającą omijanie przeszkód terenowych i unikanie obszarów zabronionych lub niebezpiecznych do wykonania zadania. Planowane jest zastosowanie opracowanego algorytmu w systemie nawigacyjnym wielowirnikowych bezzałogowych statków powietrznych. Planowane jest rozwijanie takiego systemu poprzez badanie możliwości zastosowania różnych metod sterowania optymalnego.

Bibliografia

1. HESTENES M.R., STIEFEL E., Methods of conjugate gradients for solving linear systems, *Journal of Research of the National Bureau of Standards*, 1952, **49**, 6, 409-436
2. LASDON L.S., MITTER S.K., WARREN A.D., The conjugate gradient method for optimal control problems, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1967, **13**, 3, 132-138
3. BAMIGBOLA O. M., EJIEJI C.N., A high-order conjugate gradient method for non-linear programming, *ABACUS*, 2006, **33**, 2B, 394-405
4. HERZOG R., SACHS E., Preconditioned conjugate gradient method for optimal control problems with control and state constraints, *SIAM Journal on Matrix Analysis and Application*, 2010, **31**, 5, 2291-2317
5. BRZozowski B., *Zastosowanie metody gradientów sprzężonych w sterowaniu bezzałogowego statku powietrznego*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2018
6. BOUBDALLAH S., NOTH A., SEIGWART R., PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor, *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2451-2456, 2004
7. BRZozowski B., KOWALECZKO G., Problem sterowania optymalnego dla czterowirnikowego BSP, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 2013, **230**, 3-11
8. BRZozowski B., KOWALECZKO G., Zastosowanie metody gradientów sprzężonych w algorytmie sterowania optymalnego wysokością lotu czterowirnikowego bezzałogowego statku powietrznego, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 2015, **241**, 7-18
9. KOWALECZKO G., KULIŃSKI M., NOWAKOWSKI M., Preliminary study of the quadrotor flight dynamics, [W:] *Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle*, Z. Koruba (red.), Wyd. Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, 2010, 123-144
10. MULLER J., SUKHATME G.S., Risk-aware trajectory generation with application to safe quadrotor landing, *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 3642-3648, 2014
11. BRZozowski B., FALKOWSKI K., Unmanned aerial vehicle of quadrotor class for civil and military purposes, [W:] *Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle*, Z. Koruba (red.), Wyd. Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, 2010, 27-34
12. Polski Komitet Normalizacyjny, PN-ISO 1151-1: *Dynamika lotu. Pojęcia, wielkości i symbole. Część 1: Ruch statku powietrznego względem powietrza*, Warszawa, 2004
13. DAI Y.-H., Conjugate gradient methods with Armijo-type line searches, *Acta Mathematicae Applicatae Sinica, English Series*, 2002, **18**, 1, 123-130
14. DAI Y.-H., KOU C.-X., A nonlinear conjugate gradient algorithm with an optimal property and an improved Wolfe line search, *SIAM Journal on Optimization*, 2013, **23**, 1, 296-320
15. HAMONDA M., MAMAT M., RIVAIE M., SALLEH Z., A conjugate gradient method with strong wolfe-powell line search for unconstrained optimization, *Applied Mathematical Sciences*, 2016, **10**, 15, 721-734

Determination of UAV's optimal flight trajectory using conjugate gradient method

Unmanned aerial vehicles (UAV's), in the recent years, have ceased to be identified with military operations only. For universal use, the concept of a drone describing the most often multi-rotor helicopter has become popular. Currently, the majority of UAV flights are carried out in the open space in the operator's visual line of sight, which results both from capabilities of unmanned equipment systems as well as from legal regulations. Fully autonomous flights are rare, but they are one of the most popular R&D areas of UAV's. SESAR Joint Undertaking has proposed U-Space as an opportunity to broaden the use of fully autonomous flights in urbanized space. The algorithm of the conjugate gradients method proposed in this paper for determination of the optimal trajectory can be used to calculate the UAV route taking into account field obstacles.

The paper presents the stages of development, implementation and verification of the optimal control algorithm using the conjugate gradients method for a quadrotor UAV stabilizing its position in space and determining the trajectory of the flight to a specific point in accordance with the adopted optimization criterion. The first step was to determine the optimal control problem for the quadrotor UAV. This stage consists of four successive phases: development of a mathematical model of the controlled object, determination of the state vector and control constraints, determination of the control task and definition of the control quality indicator. Next, an optimal control algorithm was developed and implemented using the conjugate gradient method for the quadrotor UAV. The last stage, however, was to carry out numerous numerical verification tests of the solution in the simulated environment.

WYZNACZANIE CHARAKTERYSTYK MINIATUROWYCH TURBINOWYCH SILNIKÓW

RYSZARD CHACHURSKI, ŁUKASZ OMEN, PIOTR ZALEWSKI, ANDRZEJ J. PANAS

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa

e-mail: ryszard.chachurski@wat.edu.pl; lukasz.omen@wat.edu.pl; piotr.zalewski@wat.edu.pl; andrzej.panas@itwl.pl

W pracy zaprezentowano opis konstrukcji miniaturowego turbinowego silnika odrzutowego JetCat P140 RX, a także jego charakterystyki wyznaczone podczas badań eksperymentalnych oraz w trakcie obliczeń. Na podstawie danych doświadczalnych sporządzono zależności ciągu, godzinowego zużycia paliwa i temperatury spalin w funkcji prędkości obrotowej wirnika i napięcia zasilania pompy paliwowej, następnie wykorzystano te dane do budowy modelu matematycznego silnika w programie GasTurb. Model ten dał możliwość wyznaczenia przebiegu zmian ciągu i zużycia paliwa w zależności od zmian prędkości i wysokości lotu oraz temperatury i ciśnienia na wlocie do sprężarki. Na podstawie uzyskanych charakterystyk stwierdzono, że badane silniki uzyskują wymagane osiągi bez przekraczania dopuszczalnych wartości spalin.

Słowa kluczowe: miniaturowe turbinowe silniki odrzutowe, charakterystyki turbinowych silników odrzutowych

1. Wprowadzenie

Potrzeba uzyskiwania coraz większych prędkości i wysokości lotu przez wojskowe cele powietrzne wymusiła zastosowanie do ich napędu miniaturowych turbinowych silników odrzutowych. Proces projektowania takich celów wymaga znajomości charakterystyk tego rodzaju napędów, które nie są udostępniane przez ich producentów. Także późniejsza eksploatacja bezzałogowych statków powietrznych nie może się odbywać bez monitorowania parametrów pracy silników, ze względu na konieczność zapewnienia odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa personelu technicznego, sprzętu i osób postronnych.

W związku z pracami nad zestawem odrzutowych celów powietrznych wyposażonych w miniaturowe turbinowe silniki odrzutowe JetCat P140 RX, niezbędne stało się wyznaczenie podstawowych charakterystyk tych silników.

2. Miniaturowy turbinowy silnik odrzutowy JetCat P140 RX

Miniaturowy turbinowy silnik odrzutowy JetCat P140 RX (rys. 1) jest jednoprzepływowym, jednowirnikowym, miniaturowym turbinowym silnikiem odrzutowym [3]. Pomimo swoich rozmiarów, składa się on z takich samych podzespołów, jak silniki pełnowymiarowe i zasada jego działania jest taka sama, jak zasada działania silników pełnowymiarowych. Silnik jest przeznaczony do napędu jedno- lub wielosilnikowych samolotów bezzałogowych o różnym przeznaczeniu, latających z prędkościami poddźwiękowymi. W szczególności zespół napędowy składający się z 2 sztuk tego typu silników zapewnia ciąg niezbędny do napędu odrzutowego celu powietrznego (OCP) wchodzącego w skład zestawu odrzutowych celów powietrznych z programowalną trasą lotu (ZOCP-JET2).



Rys. 1. Silnik JetCat P140 RX zamontowany na stanowisku badawczym oraz jego komora spalania i monolityczny wirnik turbiny

Silnik eksploatowany jest według stanu technicznego z ograniczeniem przez producenta czasu eksploatacji pompy paliwowej (maksymalnie 25 godzin) i łożysk (maksymalnie 25 godzin).

Ponadto ustalono, że dla silników wchodzących w skład zespołu napędowego OCP ciąg pojedynczego silnika nie może być mniejszy niż 135 N.

Osiągi silnika przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Osiągi silnika JetCat P140 RX [3]

Parametr	Zakres pracy	
	maksymalny	biegu jałowego
Ciąg [N]	142	6
Prędkość obrotowa wirnika [obr/min]	125 000	32 000
Temperatura spalin [°C] ([K])	520-749 (793,15-1022,15)	
Prędkość wylotowa spalin [m/s] ([km/h])	405,8 (1461)	
Zużycie paliwa [ml/min] ([kg/min])	550 (0,44)	110 (0,088)
Jednostkowe zużycie paliwa [kg/Nh]	0,186	
Spręż sprężarki	3,2	
Strumień masy [kg/s]	0,35	

Silnik produkowany jest w wersjach różniących się szczegółami konstrukcyjnymi i osprzętem oraz oprogramowaniem sterownika elektronicznego (ECU).

Podstawowe zespoły silnika są omówione poniżej.

Wlot

Silnik wyposażony jest w osiowosymetryczny poddźwiękowy wlot powietrza do sprężarki, przed którym na dwu żebrach zamontowano rozrusznik elektryczny. Osłona rozrusznika, żebra mocujące rozrusznik oraz ścianki kanału przepływowego wlotu wykonane są z tworzywa sztucznego. Zewnętrzne pokrycie profilowane osłony wlotu wytłoczone jest z blachy ze stopu lekkiego.

Pod osłoną wlotu znajdują się zawory sterujące przepływem paliwa oraz podzespoły elektroniczne układu sterowania silnikiem, w tym układu pomiaru temperatury spalin oraz pomiaru prędkości obrotowej wirnika. W silnikach serii RXi umieszczone są tam także pompa i filtr paliwa.

Sprężarka

Silnik ma jednostopniową sprężarkę promieniową. Wirnik sprężarki obraca się w lewo (patrząc w kierunku lotu). Ma on konstrukcję półotwartą i jest frezowany na obrabiarce CNC ze

stopu aluminium o wysokiej wytrzymałości. Wyposażony jest w 12 łopatek zagiętych w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu, z których co druga (6 łopatek) jest przedłużona i uformowana w integralny zabierak. Wirnik sprężarki zamocowany jest na wale silnika za pomocą nakrętki. Kadłub sprężarki tworzący ścianki jej kanału przepływowego wykonany jest ze stopu lekkiego. Stanowi on razem z tarczą dyfuzora łopatkowego sprężarki podstawowy zespół konstrukcyjny silnika, do którego mocowane są pozostałe elementy. Do przedniej ścianki kadłuba sprężarki zamocowane są elementy osprzętu silnika: zawory instalacji zasilania, elementy układu pomiarowego, a do tylnej tarcza dyfuzora łopatkowego. Dyfuzor łopatkowy składa się z 15 łopatek o kształcie trójkąta wykonanych na przedniej stronie tarczy ze stopu lekkiego. W łopatkach znajdują się otwory umożliwiające połączenie tarczy dyfuzora z kadłubem sprężarki za pomocą wkrętów. Na obwodzie tarczy rozmieszczone są 32 łopatki kierownicze prostujące strumień powietrza wpływający do komory spalania.

Komora spalania

Silnik ma pierścieniową komorę spalania. Osłona komory spalania wytłoczona jest z blachy i mocowana do kadłuba sprężarki za pomocą wkrętów. Komora żarowa (rys. 4) wykonana jest z materiałów żaroodpornych. Jej położenie względem osłony komory spalania ustalone jest za pomocą dwu wkrętów wkręcanych w dwie gwintowane tulejki zamocowane w przedniej części płaszczu zewnętrznego komory żarowej. Z tyłu komora żarowa nie jest przykręcona, a jedynie podparta na kołnierzach zespołu wieńca dyszowego turbiny, co umożliwia zmianę wymiarów komory żarowej wraz ze zmianami temperatury w jej wnętrzu bez wprowadzania dodatkowych naprężeń. W płaszczu zewnętrznym i wewnętrznym komory żarowej wykonane są otwory doprowadzające powietrze służące do przygotowywania i spalania mieszanki oraz do chłodzenia ścianek komory żarowej. W przedniej ściance komory wykonane są prostokątne otwory, których ścianki są z jednej strony odgięte na zewnątrz, co powoduje zawirowanie powietrza wpływającego do komory żarowej. W tylnej części komory żarowej znajduje się pierścień, w którym osadzonych jest 12 parownic nachylonych pod niewielkim kątem w stosunku do osi silnika. Do wnętrza parownic wprowadzone są rurki wtryskiwaczy strugowych połączonych z pierścieniowym kolektorem. Wylot mieszanki z parownic usytuowany jest w pobliżu przedniej ścianki komory żarowej.

Turbina

Silnik ma jednostopniową turbinę osiową. Zespół dyszowy turbiny jest konstrukcją integralną wykonaną ze stopu żaroodpornego i składającą się z wieńca 15 łopatek dyszowych umieszczonych między dwoma pierścieniami tworzącymi kanał przepływowy i wyposażonych w kołnierze.

Do zewnętrznego kołnierza przykręcana jest osłona komory spalania, natomiast w wewnętrznym kołnierzu podparta jest tuleja stanowiąca osłonę wału wirnika silnika. W kołnierzu wewnętrznym wykonane są otwory do przepływu powietrza chłodzącego wieńcową część tarczy turbiny. Wirnik turbiny jest odlewany i ma konstrukcję monolityczną. Na obwodzie tarczy nośnej znajdują się 23 łopatki wieńca wirnikowego. Wirnik turbiny zamocowany jest na wale za pomocą nakrętki. Wał wirnika wykonany jest ze stali i podparty w łożyskach tocznych kulkowych osadzonych w tulei stanowiącej osłonę wału. Tuleja ta jest elementem struktury siłowej silnika i jest z przodu przykręcona do tarczy dyfuzora sprężarki i podparta w zespole dyszowym turbiny. Dla umożliwienia zmiany wymiarów osiowych współpracujących elementów wału i tulei pod wpływem zmian temperatury, między czołowymi ściankami gniazd na łożyska (pełniących rolę podpór wirnika) wykonanymi w tulei a łożyskami zamontowanymi pierścieniowe podkładki sprężyste. Podkładki te wprowadzają także wstępne napięcie w łożyskach.

Układ wylotowy

Silnik ma układ wylotowy w formie nieregulowanej dyszy zbieżnej. W przedniej części dyszy znajduje się kołnierz służący do przykręcenia jej (razem z osłoną komory spalania) do zewnętrznego kołnierza zespołu dyszowego turbiny. W płaszczu dyszy wykonany jest otwór umożliwiający wprowadzenie do kanału przepływowego spoiny pomiarowej termoelementu służącego do pomiaru temperatury spalin. W układzie wylotowym, za wirnikiem turbiny zastosowano oprofilowanie w kształcie paraboloidy obrotowej. Oprofilowanie zamocowane jest do dyszy za pomocą 3 śrub. Zarówno dysza, jak i oprofilowanie wykonane są z materiałów żaroodpornych.

Układ zasilania i olejenia

Silnikowa część układu zasilania składa się z pompy paliwowej, zaworów sterujących przepływem paliwa, filtra, wtryskiwaczy oraz przewodów. Część płatowcowa instalacji zawiera zbiornik i przewody, a ponadto może być uzupełniona o filtry, pompy podpompujące, zawory, itd.

Pompa paliwowa jest napędzana silnikiem elektrycznym, a jej wydatek i ciśnienie za pompą są proporcjonalne do napięcia zasilania silnika elektrycznego pompy. Zmianą napięcia zasilania silnika pompy steruje elektroniczny układ sterowania silnikiem.

Silnik wyposażony jest w otwartą instalację olejenia zasilaną 5% mieszaniną oleju z paliwem dostarczonym do łożysk wirnika oddzielnym rozgałęzieniem instalacji zasilania. Mieszanina ta po przedostaniu się przez łożyska przedostaje się do kanału przepływowego silnika i dalej do atmosfery.

Układ sterowania

Silnik wyposażony jest w elektroniczny system sterowania i monitorowania parametrów pracy silnika, którego zasadniczym elementem jest moduł JetCat ECU V10. Moduł ten steruje pracą silnika i monitoruje wszystkie niezbędne parametry, które mogą być wyświetlane na ekranie ręcznego terminalu naziemnego (GSU), a wartości części z nich może być zmieniane przez użytkownika w celu optymalizacji pracy różnych instalacji. Zasilanie dla wszystkich pokładowych układów silnika, włącznie ze świecą zapłonową, jest realizowane przez akumulator.

Układ sterowania silnikiem oprócz funkcji obliczania odpowiedniej ilości paliwa i sterowania napięciem zasilania pompy paliwowej ma wbudowane funkcje zapisu i przechowywania wartości wybranych parametrów z ostatnich 17 minut pracy silnika z częstotliwością próbkowania 1 Hz, a z ostatnich 8 sekund pracy silnika przed jego wyłączeniem silnika parametry zapisywane są z częstotliwością 5 Hz, co pozwala na dokładne ustalenie przyczyny wyłączenia silnika. Zapisane parametry mogą być odczytane za pomocą opcjonalnego oprogramowania komputerowego nawet w przypadku wystąpienia braku zasilania po wyłączeniu silnika. Sterownik elektroniczny wyposażony jest w wejście służące podłączeniu opcjonalnego czujnika prędkości, w celu pomiaru, sprawdzenia i ograniczenia prędkości lotu modelu, oraz interfejs do podłączenia odbiornika nawigacji satelitarnej GPS. Za pomocą sterownika elektronicznego monitorowane są także działania: pompy paliwowej, zaworów i czujników.

3. Stanowisko badawcze

Charakterystyki eksperymentalne miniaturowych turbinowych silników odrzutowych JetCat P140 zostały wyznaczone na stanowisku przygotowania i obsługi silników (rys. 2) zaprojektowanym i zbudowanym w celu weryfikacji stanu technicznego silników. Stanowisko to umożliwia w szczególności wyznaczanie i archiwizację podstawowych charakterystyk początkowych (wzorcowych) nowych silników przed ich zabudową na płatowiec, a także monitorowanie podstawowych charakterystyk silników w procesie eksploatacji z uwzględnieniem krytycznych obciążeń zewnętrznych wynikających z realizacji zadań powietrznych [4].



Rys. 2. Stanowisko przygotowania i obsługi silników wykorzystane w badaniach

Budowa i funkcje stanowiska przygotowania i obsługi silników zostały opisane w oddzielnym artykule.

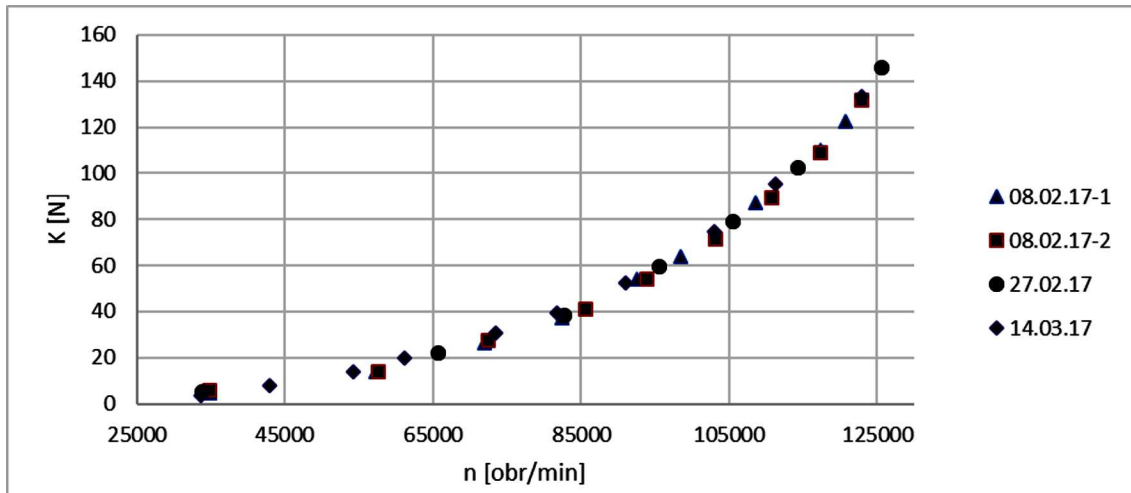
4. Charakterystyki miniaturowego turbinowego silnika odrzutowego JetCat P140

Ze względu na wymagania zawarte w założeniach taktyczno-technicznych [4] oraz ustalenia dotyczące obsługi zestawu przez personel techniczny o określonym poziomie wiedzy, zdecydowano o wyznaczeniu przede wszystkim charakterystyk pozwalających na określenie zmian parametrów silników mających decydujący wpływ na osiągi statku powietrznego, tj. ciągu i zużycia paliwa, a także temperatury spalin, która ma istotny wpływ na jego obciążenia cieplne. Wyznaczone w sposób eksperymentalny parametry w zależności od prędkości obrotowej wirnika dla przykładowego pojedynczego egzemplarza silnika JetCat P140 RX, sprowadzone do warunków atmosfery wzorcowej, pokazano na rys. 3-5; prezentowane zależności otrzymano na podstawie badań prowadzonych dla tego samego egzemplarza JetCat P140 RX odpowiednio w dniach: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.

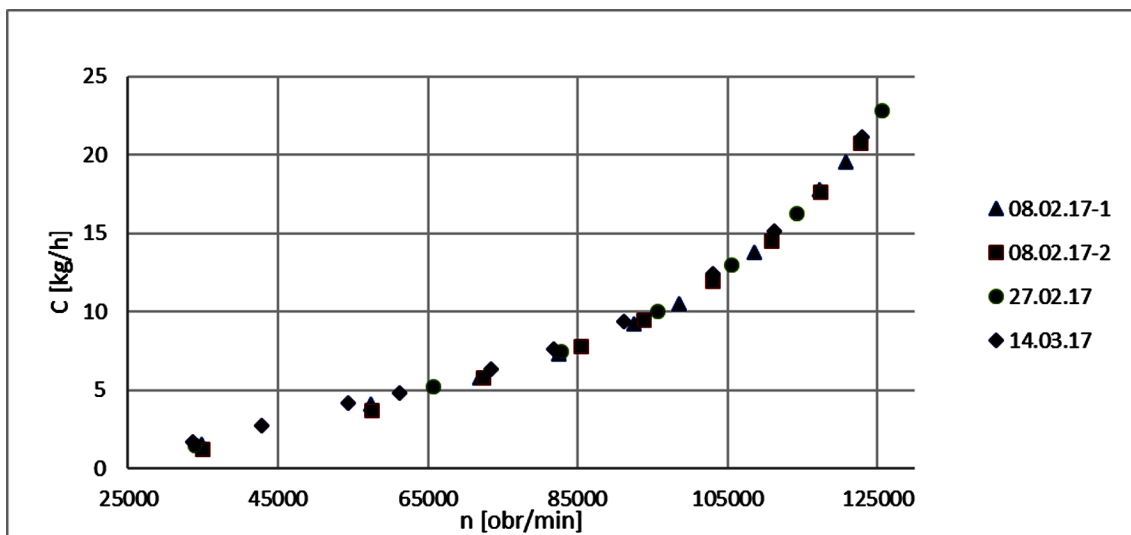
Uzyskane charakterystyki pokazują, że silnik osiąga zadany ciąg bez przekraczania dopuszczalnych wartości prędkości obrotowej wirnika oraz temperatury spalin. Zauważalne jest występowanie minimum temperatury spalin przy prędkości obrotowej wirnika wynoszącej ok. 85 000 obr/min.

Na rys. 6-9 przedstawiono zależności podstawowych parametrów pracy silnika od napięcia zasilania pompy paliwowej. Przebiegi te, identycznie jak zaprezentowane wyżej charakterystyki obrotowe, rejestrowane były w dniach: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.

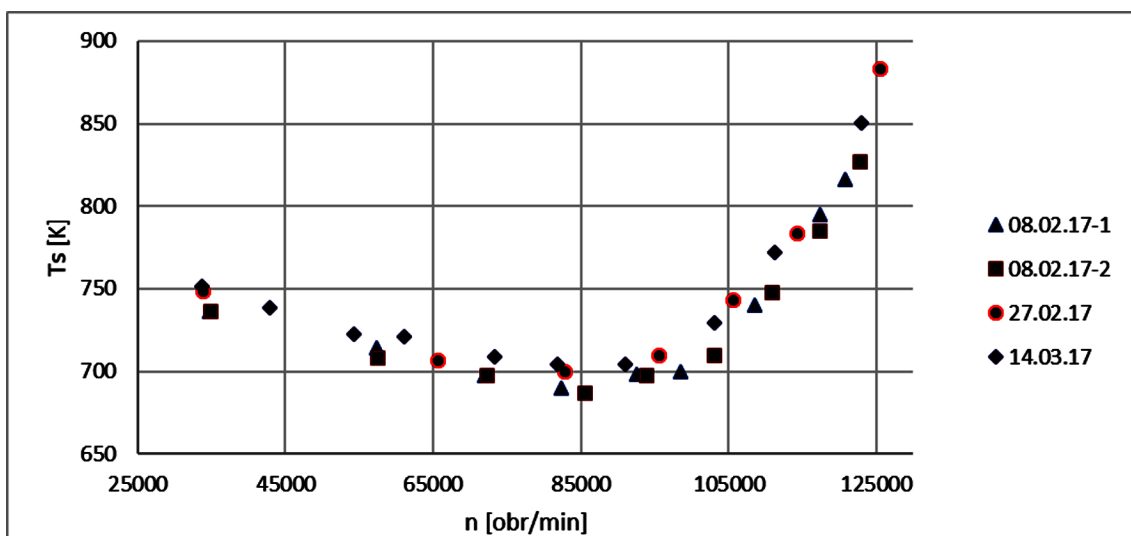
Widoczny jest przede wszystkim liniowy przebieg zależności ciągu od napięcia zasilania pompy paliwowej w niemal całym zakresie eksploatacyjnych prędkości obrotowych wirnika. Dopiero w pobliżu zakresu maksymalnego, po przekroczeniu prędkości obrotowych rzędu 110 000 obr/min następuje odchylenie wartości ciągu od przebiegu liniowego w stronę mniejszych wartości, co jest prawdopodobnie związane z charakterystyką pompy typu zębatego stosowanej do doprowadzania



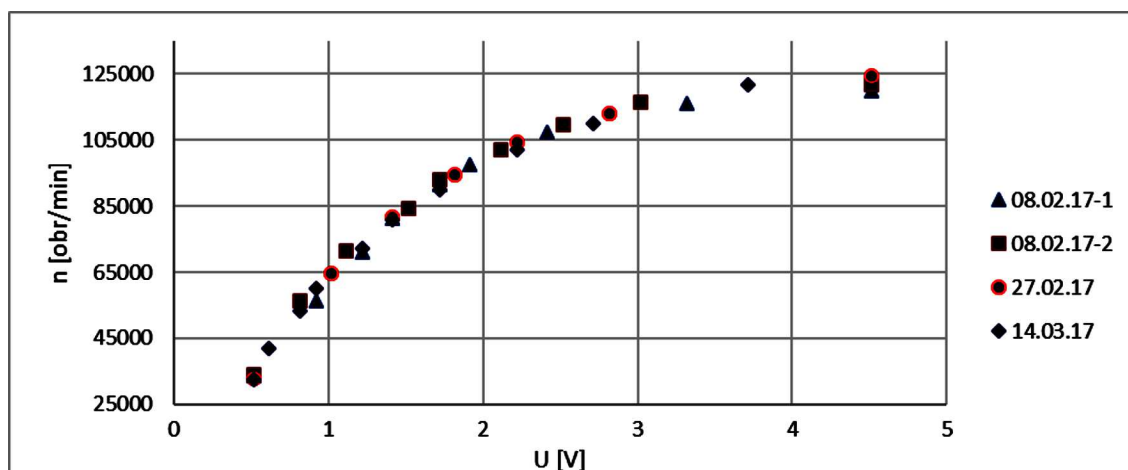
Rys. 3. Zależność ciągu od prędkości obrotowej wirnika w dniach: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.



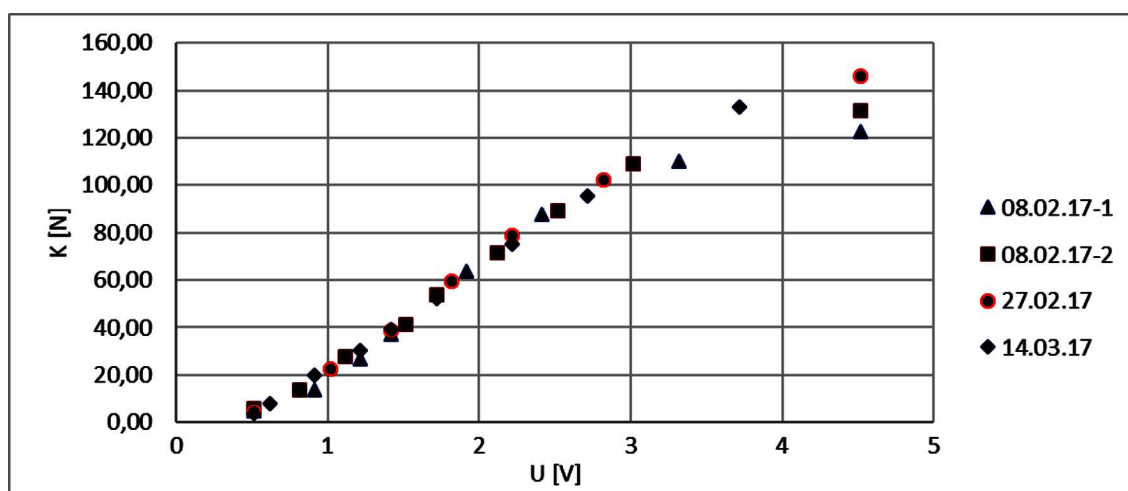
Rys. 4. Zależność godzinowego zużycia paliwa od prędkości obrotowej wirnika: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.



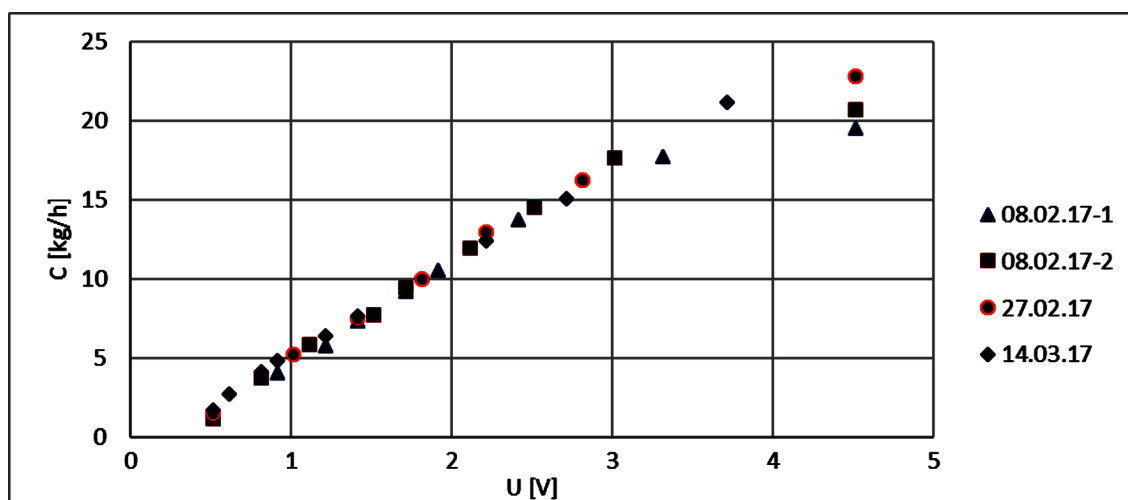
Rys. 5. Zależność temperatury spalin od prędkości obrotowej wirnika: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.



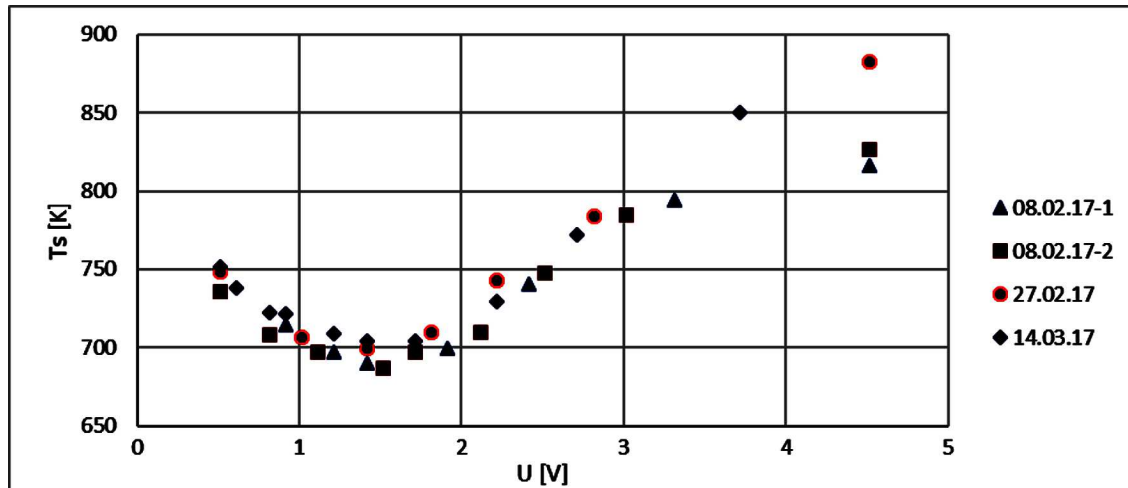
Rys. 6. Zależność prędkości obrotowej wirnika od napięcia zasilania pompy paliwowej: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.



Rys. 7. Zależność ciągu od napięcia zasilania pompy paliwowej: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.



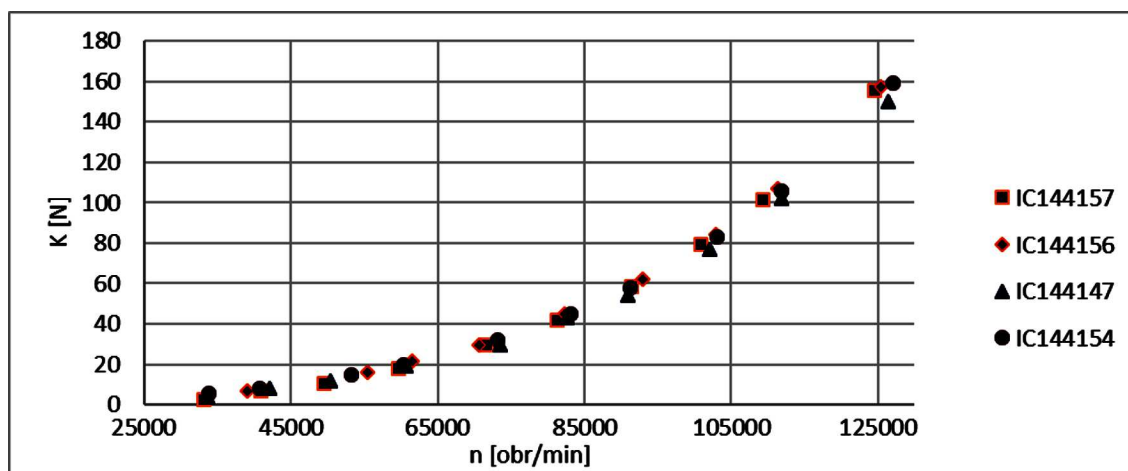
Rys. 8. Zależność godzinowego zużycia paliwa od napięcia zasilania pompy paliwowej: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.



Rys. 9. Zależność temperatury spalin od napięcia zasilania pompy paliwowej: 08.02.2017 r. – pomiar nr 1, 08.02.2017 r. – pomiar nr 2 oraz 27.02.2017 r. i 14.03.2017 r.

paliwa. Uzyskanie w tym zakresie wyższych wartości ciągu wymagałoby zwiększenia prędkości obrotowej wirnika pompy poprzez wzrost napięcia zasilania jej silnika.

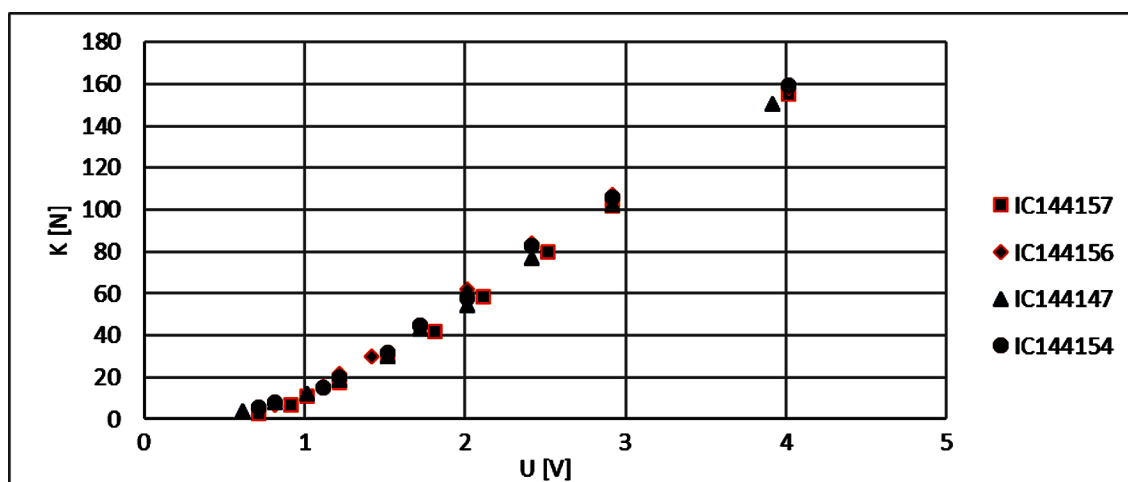
Na rys. 10-15 pokazano przebiegi przeprowadzonych do warunków atmosfery wzorcowej parametrów w funkcji prędkości obrotowej wirnika i napięcia zasilania pompy paliwowej dla 4 różnych egzemplarzy (nr IC144157, IC144156, IC144147 oraz IC144154) silników JetCat P140 RXi.



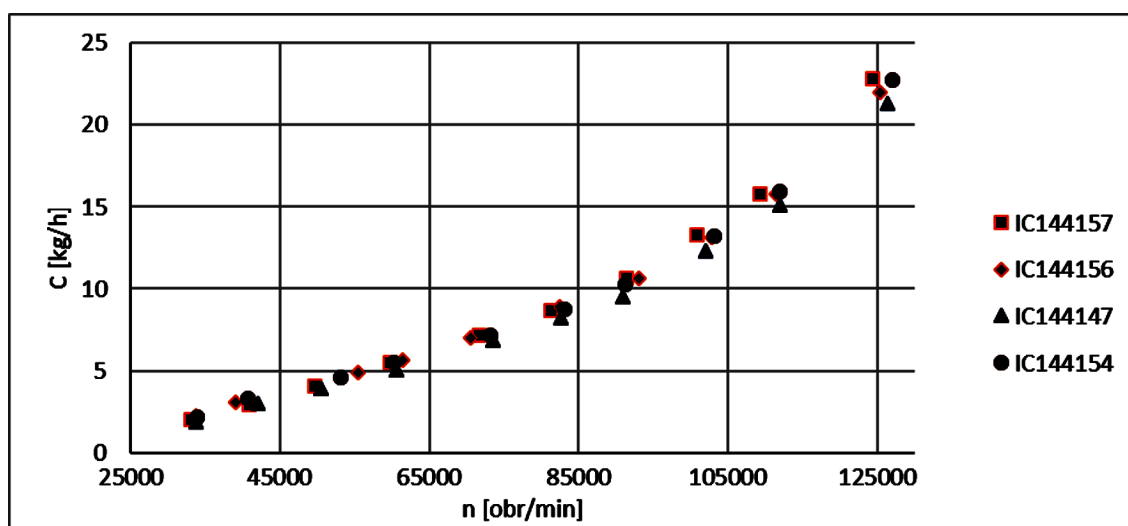
Rys. 10. Zależność ciągu od prędkości obrotowej wirnika

Zauważalna jest duża powtarzalność wyników w przypadku ciągu i zużycia paliwa, natomiast duże różnice występują, jeśli chodzi o temperaturę spalin, co jest prawdopodobnie spowodowane różnicami w usytuowaniu czujników temperatury w dyszy wylotowej (różnice w odległościach spiny pomiarowej termoelementów od przekroju wylotowego turbiny i przekroju wylotowego dyszy sięgają kilku milimetrów).

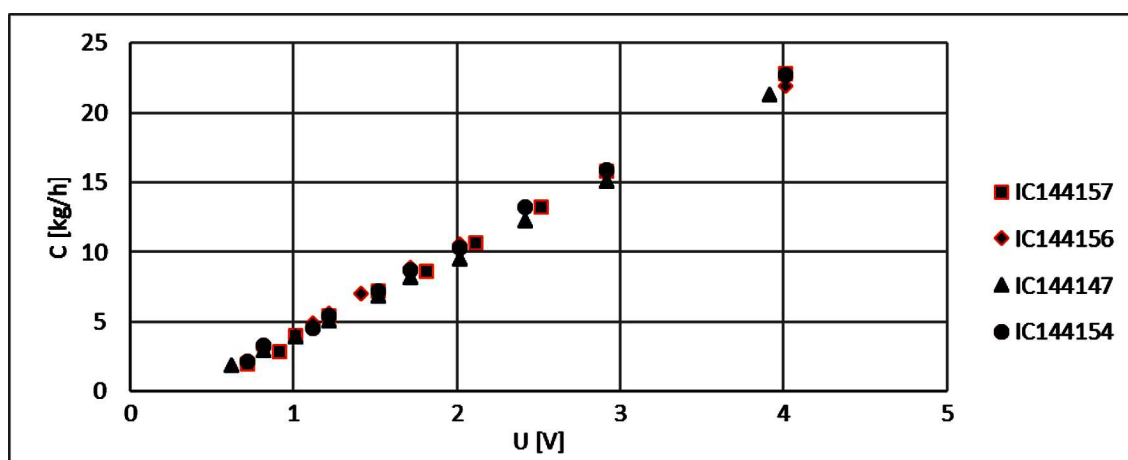
Dla dopełnienia niezbędnych dla użytkownika informacji o zmianach parametrów pracy silnika niezbędne było wyznaczenie charakterystyk prędkościowych i wysokościowych, a także określenie wpływu temperatury i ciśnienia powietrza na przebiegi ciągu i zużycia paliwa. Ze względu na nieekonomiczność budowy stanowiska badawczego, na którym można byłoby zdjąć takie charakterystyki w sposób eksperymentalny, zostały one wyznaczone w sposób obliczeniowy.



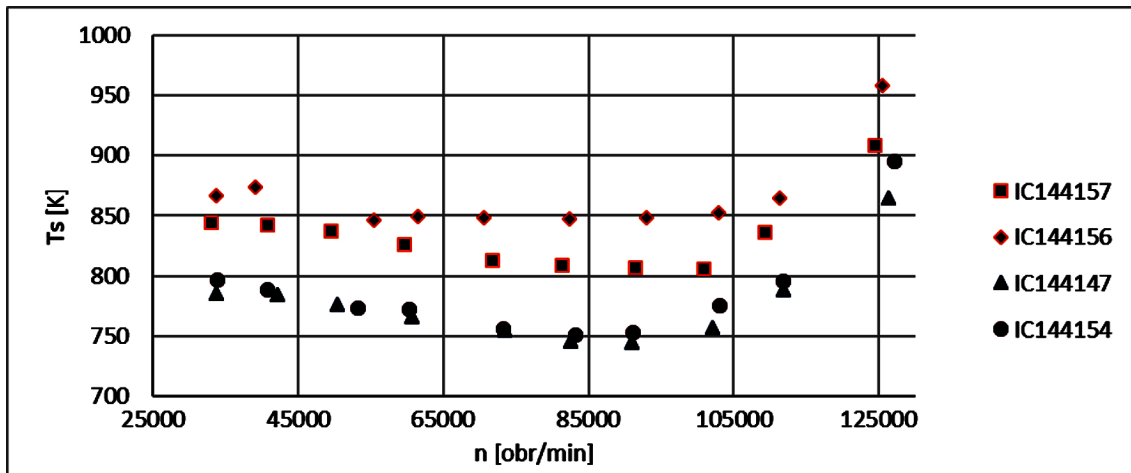
Rys. 11. Zależność ciągu od napięcia zasilania pompy paliwowej dla czterech różnych egzemplarzy JetCat P140 RXi (nr IC144157, IC144156, IC144147 oraz IC144154)



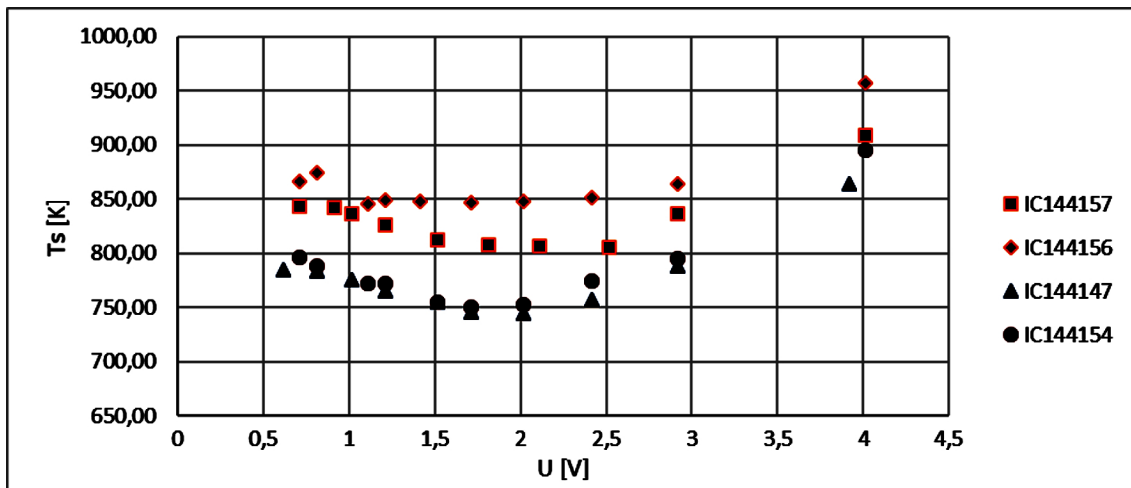
Rys. 12. Zależność godzinowego zużycia paliwa od prędkości obrotowej wirnika dla czterech różnych egzemplarzy JetCat P140 RXi (nr IC144157, IC144156, IC144147 oraz IC144154)



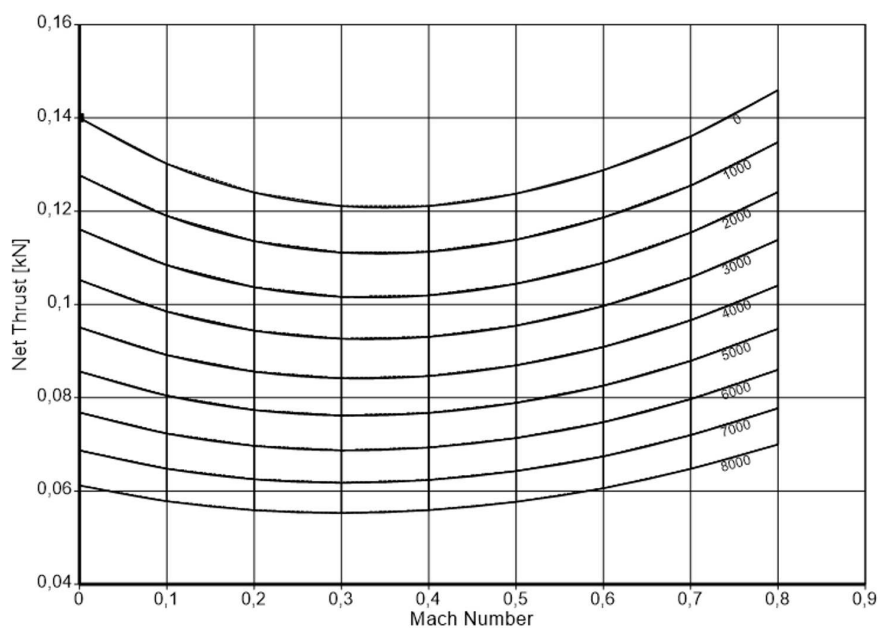
Rys. 13. Zależność godzinowego zużycia paliwa od napięcia zasilania pompy paliwowej dla czterech różnych egzemplarzy JetCat P140 RXi (nr IC144157, IC144156, IC144147 oraz IC144154)



Rys. 14. Zależność temperatury spalin od prędkości obrotowej wirnika dla czterech różnych egzemplarzy JetCat P140 RXi (nr IC144157, IC144156, IC144147 oraz IC144154)

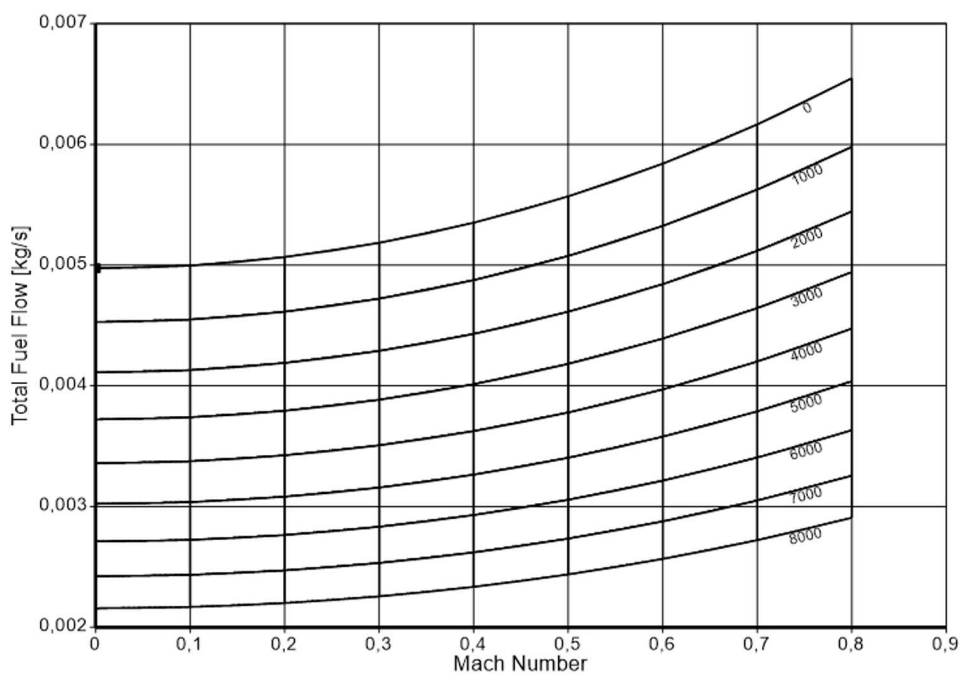


Rys. 15. Zależność temperatury spalin od napięcia zasilania pompy paliwowej dla czterech różnych egzemplarzy tego samego rodzaju MTSO o ciągu 140 N (nr IC144157, IC144156, IC144147 oraz IC144154)

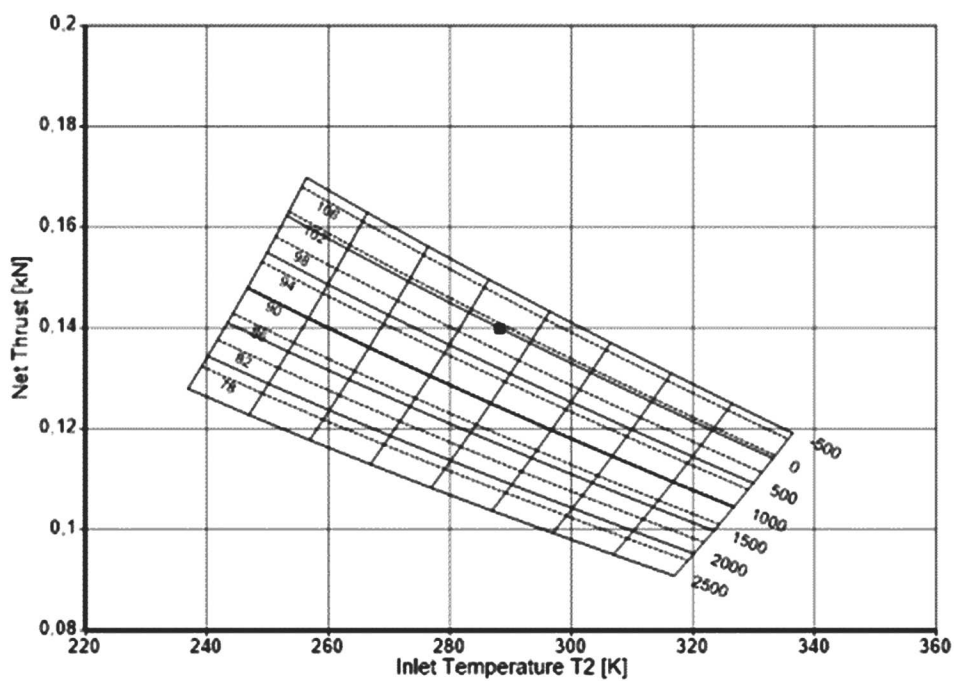


Rys. 16. Zależność ciągu od prędkości i wysokości lotu

Wykorzystano w tym przypadku uśrednione parametry zmierzone na stanowisku badawczym, które zostały wprowadzone w charakterze danych wejściowych do modelu matematycznego silnika utworzonego w programie GasTurb. Uzyskane w wyniku obliczeń charakterystyki pokazano na rys. 16-18.



Rys. 17. Zależność zużycia paliwa od prędkości i wysokości lotu



Rys. 18. Zależność ciągu od temperatury na wlocie silnika i od ciśnienia powietrza atmosferycznego (od wysokości lotu)

5. Podsumowanie

Przeprowadzone badania eksperymentalne i obliczenia wykazały, że charakterystyki obrotowe ciągu, godzinowego zużycia paliwa oraz temperatury spalin dla miniaturowych turbinowych silników odrzutowych nie różnią się od charakterystyk silników pełnowymiarowych [1], [2].

Ze względu na zastosowanie układu sterowania ze sterownikiem elektronicznym sterującym napięciem zasilania pompy paliwowej napędzanej silnikiem elektrycznym, charakterystyki silnika są ściśle uzależnione do napięcia zasilania tejże pompy.

Silniki uzyskują wartości ciągu przewidziane w założeniach taktyczno-technicznych [4] bez przekraczania dopuszczalnych wartości prędkości obrotowej wirnika i temperatury spalin.

Badania wykazały dużą powtarzalność wyników uzyskiwanych w kolejnych próbach przeprowadzanych przy wykorzystaniu tego samego egzemplarza silnika. Pokazały także, że wyniki uzyskiwane dla różnych egzemplarzy silników są powtarzalne, za wyjątkiem temperatury spalin. Duże różnice w przebiegach oraz wartościach temperatury spalin za turbiną dla różnych silników mogą być spowodowane różnicami w ustawieniu termopar w poszczególnych silnikach (różne odległości od turbiny czy przekroju wylotowego dyszy).

Dla przedłużenia czasu niezawodnej eksploatacji silników, chłodzenie silników przed ich włączeniem należy prowadzić w zakresie odpowiadającym występowaniu minimum temperatury, tj. ok. 85 000 obr/min (co odpowiada napięciu zasilania pompy paliwowej 1,5 V).

Badania zostały wykonane w ramach realizacji projektu badawczo- rozwojowego DOBR 0065/R/ID1/2012/03 pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu”.

Bibliografia

1. BALICKI W., CHACHURSKI R., GŁOWACKI P., GODZIMIRSKI J., KAWALEC K., KOZAKIEWICZ A., PAĞOWSKI Z., ROWIŃSKI A., SZCZECIŃSKI J., SZCZECIŃSKI S., *Lotnicze silniki turbinowe. Konstrukcja – Eksploatacja – Diagnostyka. Część I*, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2010
2. CICHOSZ E., KORDZIŃSKI W., ŁYŻWIŃSKI M., SZCZECIŃSKI S., *Napędy lotnicze. Charakterystyka i zastosowanie napędów*, WKiŁ, Warszawa, 1980
3. *JetCat RX Turbines with V10 ECU*, Ingenieur-Büro CAT, M. Zipperer GmbH
4. *Założenia taktyczno-techniczne na zestaw odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu*, ITWL, Warszawa, 2016

Determination of characteristics of miniature turbine jet engines

The paper presents a description and design of the JetCat P140 RX, a miniature turbine jet engine as well as its characteristics and performances worked out during tests and numerical calculations. Based on the engine tests (a special test bed was designed), its specific parameters such as: thrust, specific fuel consumption, exhaust gas temperature as a function of the rotor speed and supply voltage fuel pump were worked out. The mentioned data were used to build a mathematical model of the engine by the commercial GasTurb simulation software. The model gave the ability to designate the course changes of the trust, fuel consumption, temperature and pressure at the inlet depending in function of the flight speed and altitude. Finally, it was proved that the examined engines achieved the required performance without exceeding the limit values for exhaust emissions.

ZASTOSOWANIE ALGORYTMU OPTICAL-FLOW DO ŚLEDZENIA OBIEKTÓW

MARCIN CHMIEL, MARCIN CHODNICKI, MIROSLAW NOWAKOWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: marcin.chmiel@itwl.pl

Wzrost wydajności obliczeniowych komputerów w ostatnich latach pozwolił na zastosowanie algorytmów do analizy obrazu. Możliwość śledzenia obiektów na podstawie analizy obrazu z kamery może być wykorzystana m.in. do: przetwarzania informacji o przemieszczaniu uczestników ruchu drogowego przez system monitoringu miejskiego; nawigacji przez systemy autonomiczne; prowadzenia obserwacji i naprowadzania środków bojowych na cel. Istnieją liczne algorytmy wykorzystywane do śledzenia obiektów. Większość z nich zaimplementowana jest w bibliotece OpenCV – Open Computer Vision Library. Ponadto, w związku z przeniesieniem większości obliczeń realizowanych przez omawiane algorytmy na procesor graficzny (GPU), kod tej biblioteki jest bardzo wydajny. Aby wybrać odpowiedni algorytm do śledzenia obiektów, przeanalizowano i przetestowano najpopularniejsze z nich. Ze względu na swoją uniwersalność oraz szybkość działania wybrany został algorytm Optical-flow. Użycie tego algorytmu umożliwiło płynne śledzenie wybranego obszaru pikseli. Ponadto odpowiednia analiza matematyczna wykrytych punktów oraz zastosowanie odwróconego szukania punktów pozwoliły na wyeliminowanie znacznej większości błędów generowanych przez algorytm.

Słowa kluczowe: Optical-flow, śledzenie, przetwarzanie obrazów, OpenCV, OpenCL, Computer Vision

1. Algorytm Optical-flow

Zadaniem algorytmu Optical-flow jest określenie położenia punktów, dla których położenie uległo zmianie pomiędzy dwoma (podobnymi) obrazami, co zazwyczaj ma miejsce w sekwencji video, gdzie punkty te przemieściły się w wyniku ruchu obiektów w scenie lub ruchu samej kamery. Optical-flow może być użyty do estymacji wymienionych wyżej ruchów, dzięki czemu często używany jest w monitoringu, jednak może zostać wykorzystany również m.in. do stabilizacji video, nawigacji oraz do omawianego w tym artykule śledzenia poruszających się obiektów.

2. Biblioteka OpenCV

W trakcie opracowywania algorytmu wykorzystana została biblioteka OpenCV (Open Computer Vision library). Jest to otwarta, wieloplatformowa biblioteka zapoczątkowana przez Intela, która skupia się na algorytmach przetwarzania obrazów. Umożliwia wykonywanie nie tylko podstawowych operacji, takich jak: obracanie, zmianę palety barw itp., ale również bardziej skomplikowanych: określanie punktów charakterystycznych, odnajdywanie krawędzi, porównywanie obrazów czy też wykorzystanie nauczania maszynowego. Ponadto większość z tych algorytmów napisana została w językach OpenCL oraz CUDA, dzięki czemu obliczenia wykonywane są bezpośrednio przez procesor graficzny, co powoduje kilku, a nawet w przypadku niektórych algorytmów kilkunastokrotne przyspieszenie działania algorytmów w stosunku do obliczeń wykonywanych przez CPU.

3. Optical-flow w OpenCV, algorytm Lucas-Kanade

Jedną z implementacji algorytmu Optical-flow w bibliotece OpenCV jest algorytm Lucas-Kanade, który umożliwia wskazanie punktów w jednym obrazie, które mają zostać odnalezione w kolejnym, algorytm ten jednak ma pewne założenia, których niespełnienie może powodować błędy. Założenia te są następujące:

- jasność i intensywność pikseli nie zmienia się dla kolejnych ramek;
- sąsiednie piksele posiadają zbliżony wektor ruchu.

Aby zmniejszyć powstały błąd wynikający z głównej mierze z niespełnienia tych założeń, opracowany został specjalny mechanizm odwróconego szukania punktów, który omówiony zostanie w dalszej części artykułu.

4. Inne algorytmy wykorzystywane do śledzenia obiektów

Optical-flow nie jest jedynym algorytmem wykorzystywanym do śledzenia obiektów. Biblioteka OpenCV umożliwia wybór spośród kilku algorytmów do rozwiązania konkretnego zagadnienia. Aby wybrać odpowiedni algorytm, przeanalizowano i przetestowano najpopularniejsze z nich. W wyniku takiej analizy wyróżniono:

- Template Matching – algorytm, którego zadaniem jest odnalezienie najbardziej podobnego do wskazanego fragmentu obrazu w innym obrazie [5];
- Optical-flow – wybrane punkty (piksele) z jednego obrazu szukane są w drugim (w przypadku śledzenia obiektów najczęściej w obecnej ramce szukane są piksele z poprzedniej ramki, tak aby odnaleźć wcześniej wybrany obiekt) [3];
- algorytmy wykorzystujące informacje o kolorze (np. Camshift, Meanshift, Histogram of Oriented Gradients (HOG)) – analiza podobieństw histogramów określających zestawienie kolorów lub kierunku zmiany jasności pikseli w wybranym obszarze (HOG) [6];
- sieci neuronowe – ich zadaniem jest „nauczenie” (tzw. Machine-learning) komputera (klasyfikatora) rozróżniać dane grupy obiektów [7], [8]. Tego typu algorytmy najczęściej wykorzystywane są w popularnych aplikacjach mobilnych i służą m.in. do wykrywania ludzi, twarzy, samochodów lub innych obiektów;
- algorytmy wycięcia tła (Background Subtraction) – grupa algorytmów, które znajdują zastosowanie m.in. w monitoringu miejskim. Tworzony jest model nieruchomego i niezmiennego się tła [9]. Wygenerowany model pozwala na wskazanie przez algorytm obiektów, które pojawiły się na scenarii, tymi obiektami najczęściej są ludzie lub pojazdy.

Algorytmy bazujące na informacji o kolorze, takie jak Camshift i Meanshift, nie są w stanie funkcjonować, gdy obraz jest czarno-biały lub gdy obiekt zmienia w trakcie śledzenia swój kolor czy też w pobliżu są inne obiekty o zbliżonym kolorze. Algorytm (Template Matching) odnajdywania obiektów w ramce na podstawie zdjęcia referencyjnego pełniące rolę wzorca w praktyce wskazuje obiekt najbardziej zbliżony do wzorca (zawsze wskazuje na jakiś obiekt), który może znacznie się od niego różnić. W związku z tym konieczne jest użycie innego algorytmu do kontroli wyników zwracanych przez Template Matching. Ponadto algorytm ten wykorzystuje stosunkowo dużo zasobów, a użycie innego algorytmu sprawdzającego poprawność wyników jeszcze bardziej spowolniłoby jego pracę.

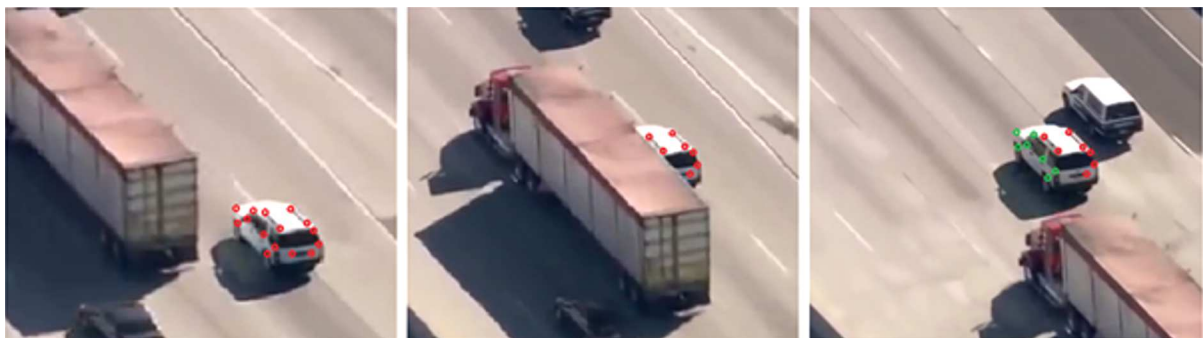
Algorytmy wycięcia tła nie sprawdzają się w przypadku dynamicznie zmieniającej się scenarii wynikającej z ruchu kamery. Ich użycie uzasadnione jest tylko w sytuacji, gdy kamera nie zmienia swojego położenia.

Aby wykorzystać sieć neuronową, konieczne jest użycie wytrenowanego klasyfikatora, który będzie klasyfikował wybrane grupy obiektów. W takiej sytuacji niezbędne jest posiadanie informacji, jaki typ obiektu ma być śledzony. Jednak, nawet gdy klasyfikator będzie poprawnie

klasyfikował np. samochody, nie będzie on w stanie odróżnić innych samochodów od danego, będącego obiektem śledzenia. Jedną z możliwości jest wykorzystanie tego typu algorytmów do klasyfikacji obiektów na grupy, np. samochody, oraz użycie innego algorytmu, wykorzystującego dowolną informację na temat śledzonego obiektu, aby wyróżnić go z tej grupy. Jednak jest to dodatkowa komplikacja całego algorytmu. Drugą możliwością jest wykonanie procesu treningu klasyfikatora w chwili rozpoczęcia śledzenia, tak aby rozróżniał on śledzony obiekt względem pozostałej części scenarii. Jednak, nawet pomijając zasoby niezbędne do wykonywania procesu treningu w tak krótkim czasie, aby cały algorytm śledzenia działał w czasie rzeczywistym, istotnym problemem jest bardzo ograniczona baza danych – w tym przypadku zawierać będzie tylko i wyłącznie aktualny obraz śledzonego obiektu. Niestety jest to niewystarczające, aby w przyszłości klasyfikator działał poprawnie – zwłaszcza w sytuacji, gdy obiekt dynamicznie zmienia swój wygląd. Aby temu przeciwdziałać, możliwe jest użycie innego algorytmu, który śledziłby obiekt w pierwszej fazie, w trakcie której równoległe zbierane byłyby dane na temat wyglądu obiektu i uczony byłby klasyfikator. Jednak takie rozwiązanie wprowadza konieczność użycia innego algorytmu śledzenia, który funkcjonowałby w omawianej początkowej fazie.

5. Wybór algorytmu *Optical-flow*

Spośród omówionych wyżej algorytmów wybrany został *Optical-flow*. Algorytm ten jest bardzo uniwersalny, przez co daje wiele możliwości. Nie wymaga informacji o kolorze, może wykonywać obliczenia na czarno-białej ramce. Pozwala na analizę każdego punktu z osobna. Dzięki temu w sytuacji, gdy obiekt jest śledzony ramka po ramce i śledzonych punktów jest dostatecznie dużo, w chwili, gdy pewna część obiektu zostanie zasłonięta przez inny obiekt, algorytm ten jest w stanie poprawnie wykryć punkty znajdujące się na widocznej, niezasłoniętej części i dalej kontynuować śledzenie (rys. 1). Pozostałe, omówione wyżej algorytmy, bez użycia dodatkowych rozwiązań nie mają takiej możliwości. Na algorytm bazowy, który może zostać rozbudowany o opisane wcześniej algorytmy, najlepiej wpasowuje się *Optical-flow*, dlatego też to on został wykorzystany do opracowania algorytmu śledzenia obiektów.



Rys. 1. Częściowe zasłonięcie śledzonego obiektu

6. Opracowanie algorytmu śledzenia z wykorzystaniem *Optical-flow*

W procesie śledzenia przyjęto następujące etapy:

1. Rozpoczęcie śledzenia – wskazanie obszaru na aktualnej ramce, który następnie pokryty zostaje siatką punktów.
2. Pobranie nowej ramki z kamery oraz zapamiętanie poprzedniej wraz z punktami.
3. Wyszukanie punktów z zapamiętanej poprzedniej ramki w aktualnej ramce.
4. Dla znalezionych punktów obliczenie średniej z ich przemieszczenia.

5. Wykorzystanie obliczonego średniego przesunięcia punktów do przemieszczenia znacznika symbolizującego położenie obiektu w ramce.
6. Powrót do punktu 2.

W takiej procedurze śledzenia zaobserwowano jednak następujące problemy:

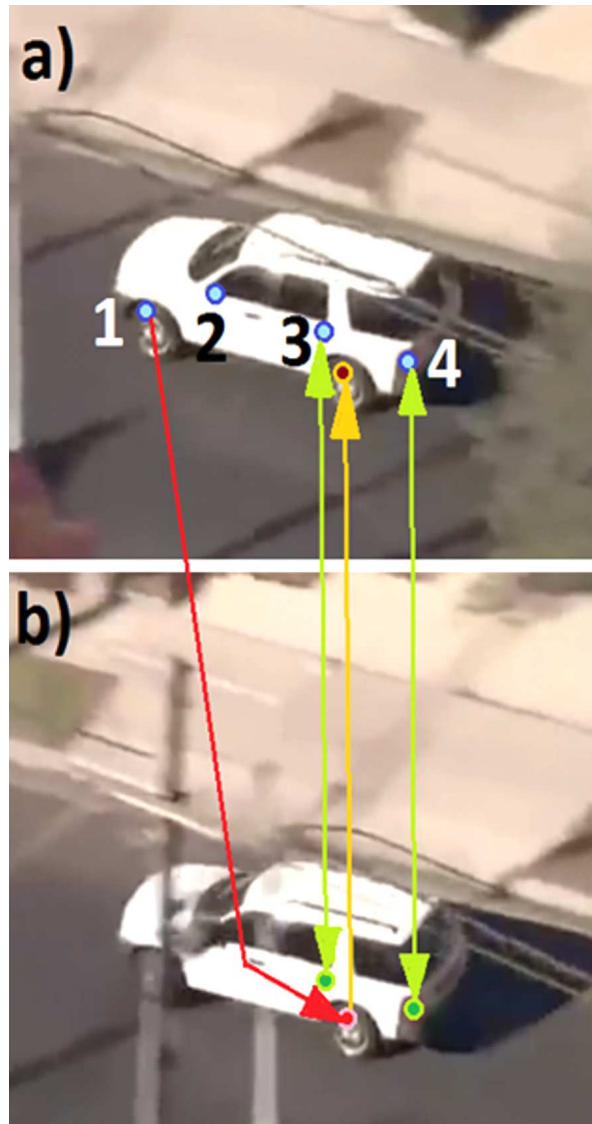
- błędy duże – błędne wykrycie punktów – punkty znajduwane są na zupełnie innych obiektach (rys. 2) – konieczność kontroli poprawności wykrytych punktów;
- błędy małe – wynikające z niedokładności algorytmu i użytych zmiennoprzecinkowych typów danych (gdyż algorytm wykrywa punkty z dużo większą dokładnością niż liczby całkowite odpowiadające pojedynczym pikselom), małe błędy narastające w czasie;
- całkowite lub częściowe zasłonięcie śledzonego obiektu – konieczność uwzględnienia liczby poprawnych punktów jako progu decydującego o kontynuowaniu bądź przerwaniu śledzenia.



Rys. 2. Błędne wykrycie punktu spowodowane jego zasłonięciem przez przeszkodę i pojawieniem się punktu bardzo podobnego

Błędy opisane w punkcie a) są na tyle istotne, że uniemożliwiają kontynuowanie procesu śledzenia, dlatego ich wyeliminowanie jest kluczowe. Aby usunąć znaczną część tego typu błędów, zastosowano mechanizm wstecznego szukania punktów, którego zasada działania została przedstawiona na rys. 3.

W powyższym przykładzie początkowo wybrane zostały 4 punkty, które zostały oznaczone na rysunku 3a przedstawiającym ramkę w chwili t_0 . Następnie użyto algorytmu Optical-flow do odnalezienia tych punktów w ramce w chwili $t = t_0 + 1$ (rys. 3b). Punkty 1, 3 i 4 zostały odnalezione, zaś punkt 2 nie. Punkty 3 i 4 zostały wskazane prawidłowo, w przeciwieństwie do punktu 1. Na przykładzie z rys. 3 punkt 1 znajdował się na przednim kole pojazdu, jednak w kolejnej ramce koło to zostało zasłonięte przez przeszkodę, co spowodowało wykrycie tego punktu na kole tylnym, gdyż koło te wyglądało bardzo podobnie do przedniego z chwili t_0 . W celu określenia poprawności wykrytych przez Optical-flow punktów wykonane zostało wsteczne szukanie punktów, – działanie to symbolizują umieszczone na rys. 3 strzałki. Wykryty punkt 1 dla ramki z chwili $t = t_0 + 1$ znajdujący się na tylnym kole jest szukany w ramce dla chwili t_0 , co oznaczone zostało żółtą strzałką. Następnie obliczana jest różnica w położeniu punktu, który został użyty do rozpoczęcia procesu śledzenia (przednie koło) dla ramki dla chwili t_0 a punktu znajdującego się również w ramce w chwili t_0 , jednak znalezione w wyniku wykonania odwróconego szukania (punkt oznaczony kolorem bordowym z żółtą obwódką). Jak widać na rysunku, błąd ten jest bardzo duży, ponieważ punkty te znajdują się w zupełnie różnych miejscach. W przypadku punktów 3 i 4 błąd ten jest bardzo mały, ponieważ punkty te zostały wskazane poprawnie. Im mniejszy błąd tym większe prawdopodobieństwo, że dany punkt został wykryty prawidłowo. Uwzględniając ten fakt do obliczania średniej z punktu 4, w etapach śledzenia wybrane zostało 30% punktów posiadających najmniejszy błąd. Ponadto dla każdego punktu przyjęto błąd graniczny wynoszący 1,5 piksela w każdej z osi, powyżej którego dany punkt jest uznawany za niepoprawny. Minimalną liczbę punktów uznanych jako właściwe przyjęto na poziomie 40%.



Rys. 3. Mechanizm wstecznego szukania punktów. Kierunki strzałek symbolizują kierunek szukania punktów – z której i w której ramce punkt jest szukany

Wprowadzenie takiego ograniczenia rozwiązuje problem z punktu c) dotyczący określenia chwili, w której należy przerwać śledzenie.

Przyczyną powstawania błędów małych (punkt b) było przyjmowanie znalezionych i uznanych za prawidłowe punktów za wzorce do kontynuowania śledzenia i szukania ich w kolejnej ramce. Zakładając, że każdy piksel posiadał średni błąd na poziomie 0.1 piksela przy 30 ramkach na sekundę, to błąd śledzenia zwiększał się o ok. 3 piksele na sekundę. Zmniejszyło go wykorzystanie informacji o błędzie z odwróconego szukania, gdyż do wyliczenia przemieszczenia obiektu uwzględniane były tylko najdokładniejsze punkty, jednak błąd ten nadal był zbyt duży. Problem ten został rozwiązany poprzez zastosowanie stałego wzorca, który zmieniany był tylko po spełnieniu określonych warunków podobieństwa dwóch obrazów, dla których obrazy te różniły się wystarczająco, aby zaktualizować wzorec. Wyróżnić tutaj można kolejne zastosowanie algorytmu Optical-flow, którym jest porównywanie obiektów. Tworząc dostatecznie liczną, równomierną siatkę punktów na danym obrazie i szukając tych punktów w innym obrazie, na podstawie stosunku liczby poprawnie znalezionych punktów można określić stopień podobieństwa tychże obrazów.

Mechanizm ten został wykorzystany do określenia momentu, w którym należy przyjąć nowy wzorzec. Wzorzec ten to obraz obiektu wraz z punktami wykorzystywanymi do śledzenia w każdej kolejnej ramce. Po każdym odnalezieniu punktów w nowej ramce, zamiast – jak to miało miejsce w pierwotnej wersji – przyjąć te punkty do szukania ich w następnej ramce, punkty użyte do szukania pozostają te same, gdyż przechowuje je wzorzec, który nie ulega zmianie. Aby móc kontynuować śledzenie w sytuacji, gdy z powodu zmiany wyglądu obiektu (rys. 4) wzorzec stał się nieaktualny i punkty nie mogą być odnalezione, wykorzystano opisany wyżej algorytm porównywania obiektów. W takim wypadku po dobraniu stopnia podobieństwa, dla którego następuje aktualizacja wzorca w odpowiednim momencie zachowano odporność algorytmu na zmianę wyglądu obiektu przy jednoczesnym zmniejszeniu błędu małego o kilka rzędów wielkości (w zależności od typu obiektu i dynamiki w zmianie jego wyglądu).



Rys. 4. Przykładowa sekwencja zmiany wzorca obiektu

7. Optymalizacja algorytmu

Omawiany algorytm został zaimplementowany na komputerze Intel Stick Atom X5-Z8300. Komputer ten posiada kartę graficzną Intel HD Graphics, w związku z czym wykorzystano algorytmy z biblioteki OpenCV napisane w języku OpenCL, w rezultacie przeniesiono obliczenia związane z przetwarzaniem obrazów (obliczenia wykonywane na macierzach pikseli) z CPU na GPU. Spowodowało to znaczne przyspieszenie algorytmu oraz zmniejszenie użycia procesora CPU, jednak aby uzyskać pracę w czasie rzeczywistym konieczne było poczynienie dodatkowych optymalizacji. Algorytm wykorzystuje film o rozdzielczości 640x480, jednak, aby przyspieszyć obliczenia, obraz najpierw konwertowany jest na obraz w odcieniach szarości, a następnie pomniejszany do rozmiaru 400x300 pikseli.

Dodatkowa optymalizacja polegała na rozdzieleniu programu na kilka wątków, gdzie każdy z nich miał określone zadanie a obrazy były przetwarzane na zasadzie przetwarzania potokowego – wątki pracują równoległe, jednak każdy z nich pracuje na innej ramce z kamery, która po przetworzeniu przez dany wątek przesyłana jest do kolejnego, który wykonuje na niej inne operacje. W rezultacie wątek odpowiedzialny za zmianę rozmiaru ramki oraz jej konwersji na obraz czarno-biały przed przetworzeniem kolejnej ramki z kamery nie czeka aż algorytm zakończy sekwencje, tzn. dla tejże ramki zakończony zostanie proces śledzenia, jednak od razu po wykonaniu przetwarzania i wysłania ramki do kolejnego wątku o innej funkcji, wątek ten pobiera kolejną ramkę z kamery i rozpoczyna jej przetwarzanie niezależnie, na jakim etapie przetwarzania są inne wątki. Przy takim podejściu żaden wątek nie czeka bezczynnie. Takie przetwarzanie nazywane jest przetwarzaniem potokowym, które wykorzystywane jest w procesorach CPU, skąd też zaczerpnięto inspirację do takiego podziału zadań.

Po takich optymalizacjach uzyskano prędkość przetwarzania ok 19-21 klatek na sekundę, dzięki czemu algorytm może funkcjonować w czasie rzeczywistym.

8. Podsumowanie

Optical-flow to algorytm o dużych możliwościach i wszechstronności. Po zastosowaniu kontroli błędów obliczanych z użyciem odwróconego szukania punktów, znacznie poprawiono jego dokładność. Ponadto algorytm ten może być wykorzystany do porównywania obiektów. Takie

jego zastosowanie zostało wykorzystane w mechanizmie tworzenia wzorców śledzonego obiektu, co dodatkowo wpłynęło na jakość śledzenia. Istnieje możliwość rozbudowy opracowanego algorytmu śledzenia o funkcję detekcji obiektów po ich zgubieniu, w tym celu można wykorzystać omówioną funkcję porównywania obiektów we współpracy z takimi algorytmami jak Template Matching czy sieciami neuronowymi.

Opracowany algorytm z powodzeniem wykorzystywany jest przez bezzałogowe systemy Atrax oraz Neox do śledzenia obiektów oraz sterowania głowicą optoelektroniczną (system Camera-guided).

Zaobserwowano możliwość wykorzystania informacji o przemieszczeniu pikseli do innych zastosowań. Są to: softwareowa stabilizacja video, system nawigacji opartej o przetwarzanie obrazów czy też system sterowania głowicą optoelektroniczną. Rozwiązania te dotyczą wszelkich obiektów wyposażonych w kamerę, bezzałogowych platform mobilnych, przede wszystkim tych latających.

Bibliografia

1. Learning OpenCV 3 – Adrian Kaehler
2. <https://docs.opencv.org/3.3.1/index.html>
3. https://docs.opencv.org/3.3.1/d7/d8b/tutorial_py_lucas_kanade.html
4. Tracking Learning Detection, Zdenek Kalal, University of Surrey, 2011
5. https://docs.opencv.org/2.4/doc/tutorials/imgproc/histograms/template_matching/template_matching.html
6. https://docs.opencv.org/3.4.1/db/df8/tutorial_py_meanshift.html
7. https://docs.opencv.org/3.1.0/dc/dd6/ml_intro.html
8. https://docs.opencv.org/3.0-beta/modules/ml/doc/support_vector_machines.html
9. https://docs.opencv.org/3.3.0/db/d5c/tutorial_py_bg_subtraction.html

Applying the Optical-flow algorithm to object tracking

The increase in the computing performance in the recent years allowed the use of algorithms for image analysis. The ability to track objects based on the analysis of the camera image can be used, among others, to processing of information of movement of pedestrians and cars through urban monitoring systems, navigation of autonomous systems; observations and directing combat agents to the target.

There are numerous algorithms used to track objects. Most of them are implemented in the OpenCV library – Open Computer Vision Library. Furthermore, due to the transfer of most of calculations by algorithms to GPU, the code of this library is very efficient. To select the right algorithm for tracking objects, the most popular ones were analyzed and tested.

Due to its versatility and speed of operation, the Optical-flow algorithm was chosen. The making use of this algorithm enabled smooth tracking of the selected pixel area. In addition, appropriate mathematical analysis of the detected points and the use of reverse point finding allowed one to eliminate the majority of errors generated by the algorithm.

BADANIA SYMULACYJNE I MODELOWE BEZZAŁOGOWEGO SAMOLOTU KLASY HALE

PIOTR CHMIELEWSKI, WIESŁAW WRÓBLEWSKI

Politechnika Wroclawska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej,

WB Electronics; Zakład Autonomicznych Systemów Bojowych; WB Group

e-mail: p.chmielewski@wb.com.pl; wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl

Artykuł dotyczy badań nad projektem bezzałogowego statku powietrznego o dużej długo-
trwałości lotu operującego na pułapach stratosferycznych. Z uwagi na wykonywaną misję
samolot zмага się z pracą skrzydła przy bardzo niskich liczbach Reynoldsa, dlatego też po-
stanowiono przeprowadzić badania dotyczące możliwości wymuszenia przesunięcia zakresu
krytycznego tej liczby. W tym celu przeprowadzono szereg badań symulacyjnych oraz badań
modelowych weryfikujących skuteczność poszczególnych metod badawczych przy rozwiązy-
waniu tego zagadnienia. Badania symulacyjne zostały przeprowadzone w oparciu o meto-
dy numeryczne przy wykorzystaniu modyfikacji oprogramowania Xfoil oraz ANSYS Fluent
R18.0 Academic. Badania modelowe ilościowe jak i jakościowe zostały przeprowadzone w tun-
nelu hydrodynamicznym RHRC Politechniki Wrocławskiej. Dla każdej z metod przedstawi-
no przykładowe charakterystyki profilu bez oraz z zastosowanym turbulatorem. Porównanie
poszczególnych metod badawczych pozwolić ma w przyszłości na wybór odpowiedniej me-
todyki, co w konsekwencji doprowadzi do stworzenia modelu obliczeniowego, który posłuży
do optymalizacji skrzydła badanego samolotu.

1. Wprowadzenie

Motywacją do przeprowadzenia badań nad sposobem wymuszenia przesunięcia zakresu kry-
tycznego liczby Reynoldsa są wcześniejsze analizy dotyczące BSP klasy HALE [10]. Wynika
z nich, że utrzymywanie tak wysokiego pułapu operacyjnego oraz tak dużej długo-
trwałości lotu jest niezwykle trudne i należy optymalizować nie tylko system zasilania statku powietrznego,
ale i również inne dostępne sektory. Zdecydowano się sprawdzić możliwość optymalizacji aero-
dynamicznej statku powietrznego. Przeprowadzono więc badania wybranego profilu skrzydła.
Zaprojektowany on został przez R. Kogłota jako profil mający pracować przy niskich liczbach
Reynoldsa rzędu 40 000-60 000. Charakteryzuje się on niskim współczynnikiem oporu w porów-
naniu do dotychczasowych stosowanych profili w tym zakresie liczby Re, takich jak Makarov czy
Benedek (profile turbulenty, stosowane w BSP).

Uzyskane wyniki dla pułapu stratosferycznego pozwoliły stwierdzić, że zastosowanie profilu
LDA zmniejsza wymagane zapotrzebowanie energetyczne statku powietrznego [11] w porównaniu
do wcześniej zastosowanego profilu S904. Badany statek powietrzny z racji swojego przeznacze-
nia operuje na pułapach znajdujących się w stratosferze, co wiąże się ze znacznym spadkiem
liczby Reynoldsa, a w konsekwencji możliwością podkrytycznego przepływu na płacie samolotu.
Przepływ podkrytyczny powoduje spadek wartości współczynnika siły nośnej wraz z jednocze-
snym wzrostem współczynnika siły oporu. Samolot, który zasilany jest energią słoneczną posiada
bardzo ograniczone zasoby energii elektrycznej. Koniecznym jest jej wykorzystywanie w sposób
oszczędny poprzez między innymi redukcję ilości mocy niezbędnej do lotu ustalonego poziomego.
Zadanie to możemy wykonać poprzez polepszenie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła
samolotu, przesuując zakres pracy skrzydła z podkrytycznego w nadkrytyczny. Postanowiono

zastosować zabieg umożliwiający lokalną zmianę wartości krytycznej liczby Reynoldsa poprzez wywołanie „sztucznej” burzliwości strumienia. Zadanie to postanowiono realizować poprzez zastosowanie turbulatora w postaci prętowego generatora wirów. Turbulatory tego typu są najczęściej stosowanymi w małym lotnictwie. Cechuje je łatwość wykonania oraz duża powtarzalność poprawy jakości aerodynamicznej profili.

W celu ustalenia wpływu turbulatora na jakość aerodynamiczną profilu postanowiono, iż badania zarówno symulacyjne jak i modelowe zostaną przeprowadzone dla dwóch położenia generatora wirów. Pierwszy turbulator znajdzie się w 25% cięciwy od krawędzi natarcia. Jest to najczęściej wspomniane w literaturze optymalne położenie tego typu turbulatora. Biorąc jednak pod uwagę charakter badanego profilu oraz dane na temat stosowania turbulatora w BSP z zastosowanym profilem LDA, drugi punkt mocowania zaplanowano w 50% cięciwy.

Badając źródła literaturowe, najczęstszą metodą badawczą wykorzystywaną w dziedzinie turbulatorów jest badanie modelowe w tunelach aerodynamicznych. Wraz z rozwojem programów opartych na numerycznej mechanice płynów podejmowane są próby rozwiązywania tego typu zagadnień, analizując pole przepływu, bazując na rozwiązaniu równań Naviera-Stokes'a dyskretyzowanych metodą objętości skończonych. Dynamika płynów w tego typu programach opisywana jest nieliniowymi równaniami różniczkowymi wyrażającymi zasady zachowania masy pędu i energii. Szeroko stosowaną metodą badań wśród entuzjastów i miłośników małego lotnictwa są programy wykorzystujące metody panelowe. Programy te oparte głównie na XFoilu pozwalają na wymuszenie przejścia z laminarnej do turbulentnej warstwy przyściennej, symulując w ten sposób działanie turbulatora.

Postanowiono przeprowadzić analizę mającą na celu ustalenie najkorzystniejszej metody badawczej. Analiza ta ma na celu z kolei stworzenie modelu obliczeniowego, który to w przyszłości mógłby zostać użyty do optymalizacji skrzydła badanego samolotu. Do analizy wybrano trzy metody badawcze wpływu turbulatorów na zmianę charakterystyk profilu. Pierwszą metodą są badania w tunelu hydrodynamicznym RHRC Politechniki Wrocławskiej. Druga i trzecia metoda zaliczają się do badań symulacyjnych, oparte są one metodzie panelowej oraz na metodzie objętości skończonych.

2. Badania modelowe w tunelu hydrodynamicznym

Badania wpływu turbulatora na jakość aerodynamiczną odbędą się dzięki zastosowaniu modelu skrzydła wykonanego metodami przyrostowymi, skonstruowanego w taki sposób, by zminimalizować wpływ oporu indukowanego. Jego rozpiętość w przybliżeniu odpowiada szerokości komory pomiarowej tunelu. W ten sposób postanowiono zasymulować nieskończone wydłużenie płata. Do skrzydła zamocowano turbulator drutowy. Badania przeprowadzono dla skrzydła bez turbulatora, z turbulatorem w 25% cięciwy oraz dla płata z turbulatorem w 50% cięciwy. Prócz dokonania pomiarów siły normalnej i momentu pochylającego przeprowadzono również wizualizację zjawisk zachodzących w warstwie przyściennej w czasie pracy turbulatora. Dokonano tego dzięki zastosowaniu trzech żył doprowadzających ciecz barwiącą na górną powierzchnię płata.

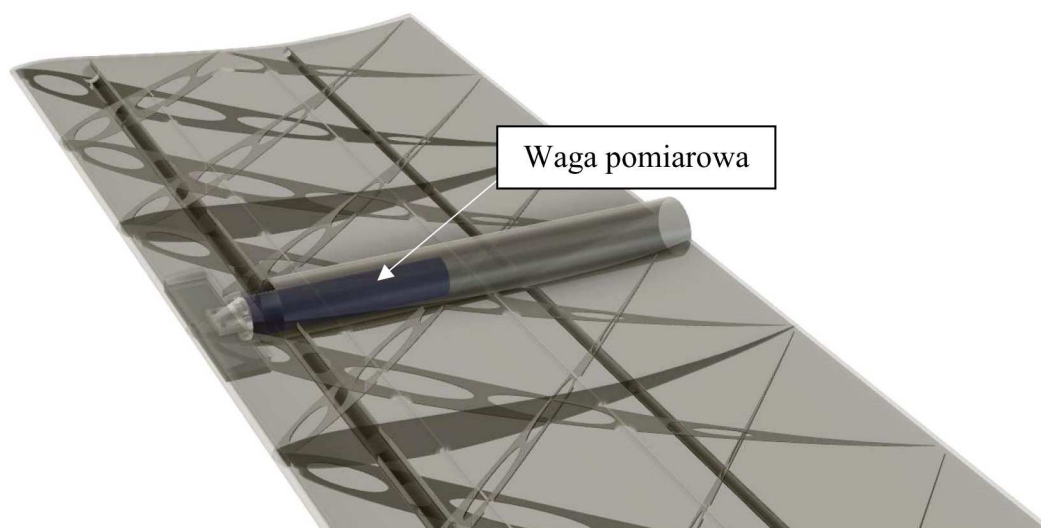
Przy produkcji modelu zastosowano technologię FDM (ang. Fused Deposition Modeling), modelowanie ciekłym tworzywem. Projekt skrzydła rozpoczęto od zamodelowania kanału przepływowego, bazując na dokumentacji technicznej tunelu (rys. 1). Tak powstały model 3D posłużył jako baza do badań symulacji dynamicznej ruchu obiektu w jego wnętrzu.

Dzięki przeprowadzeniu symulacji dynamicznej upewniono się, że model swobodnie obróci się wewnątrz kanału i nie uszkodzi przy tym wagi pomiarowej. Pozostawiono po 4,5 milimetra odstepu między ścianą kanału a końcem płata. Powstała w ten sposób szczelina umożliwia swobodny obrót modelu w komorze pomiarowej. Należy zaznaczyć, iż szczelina ta może mieć niekorzystny wpływ na jakość otrzymanych wyników. Rozpiętość modelu skrzydła wyniosła zatem 600 mm.



Rys. 1. Model kanału stworzony do symulacji dynamicznej ruchu skrzydła [1]

Po ustaleniu rozpiętości skrzydła rozpoczęto proces konstruowania modelu w taki sposób, aby był możliwie lekki przy jednoczesnym zachowaniu sztywności w czasie pomiarów. Ciężewę skrzydła ustalono na 250 mm, co jest niemal rzeczywistym odwzorowaniem średniej ciężewy aerodynamicznej badanego samolotu. Skrzydło zostało tak zaprojektowane, aby waga pomiarowa znajdowała się w jego wnętrzu. Punkt pomiarowy odpowiada 25% ciężewy badanego skrzydła. Konstrukcja wewnętrzna opiera się na skorupie, z której to obciążenia przenoszone są poprzez wykrzyżowane żebra na dwa dźwigary rurowe. Żebra zostały wyażurowane w celu zmniejszenia masy oraz umożliwienia swobodnego przepływu cieczy w czasie umieszczania modelu w komorze badawczej (rys. 2).



Rys. 2. Konstrukcja skrzydła. Widok na zamocowaną wagę pomiarową

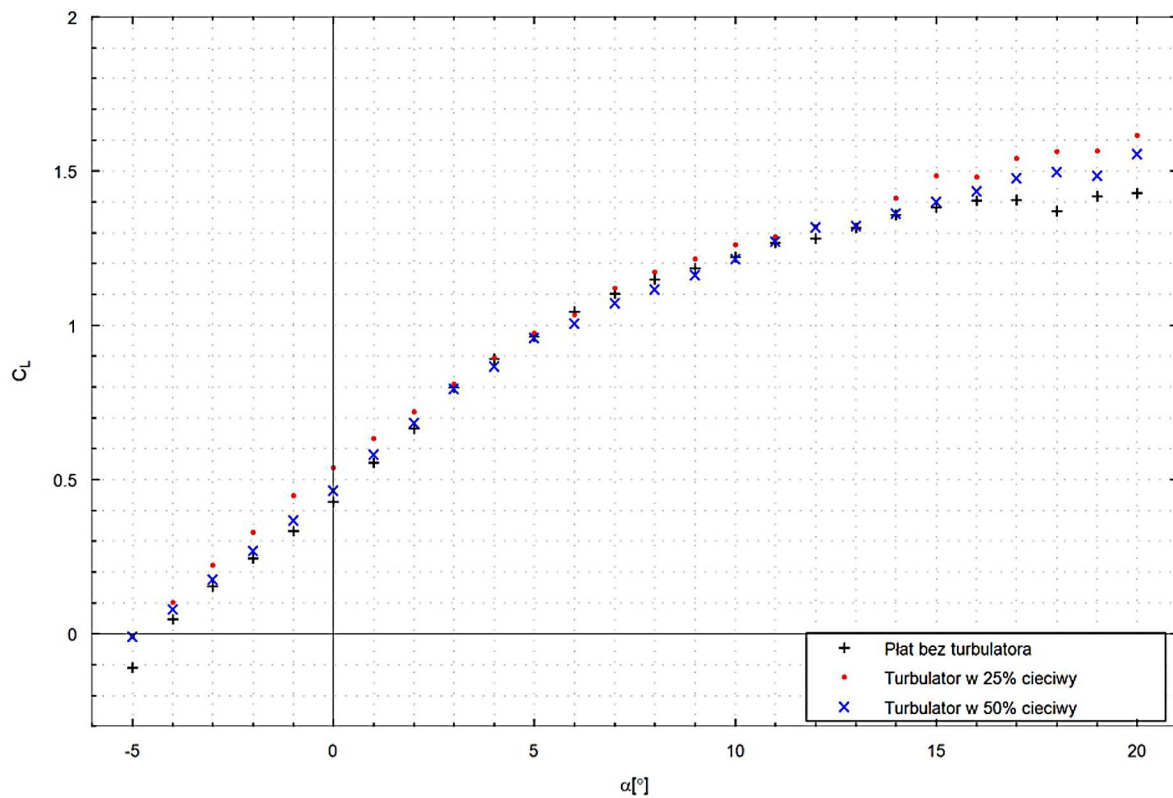
Wewnątrz modelu zaimplementowano kanały pozwalające na użycie cieczy barwiącej. Kanały zostały zamodelowane w trzech miejscach dla lepszej wizualizacji zjawisk zachodzących

w czasie pracy turbulatora. Pierwszy kanał został umiejscowiony na nosku skrzydła. Pozwolił on na obserwację pracy turbulatora w 25% cięciwy skrzydła. Drugi znajdował się w 30% cięciwy skrzydła, pozwalając na obserwację pracy turbulatora w 50% cięciwy skrzydła. Trzeci znajdował się w 65% cięciwy. Służył on do obserwacji oderwania przy zwiększającym się kącie natarcia. Przyłącza cieczy barwiącej zostały wyprowadzone przez rurę otaczającą ramię wagi pomiarowej. Badania przebiegały w trzech etapach. Pierwszym etapem były badania modelu skrzydła bez zastosowanego turbulatora. W kolejnych dwóch etapach przeprowadzono badania z turbulatorem w 25% cięciwy i w 50% cięciwy. Parametry zastosowane w czasie badań zestawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Parametry badania w tunelu

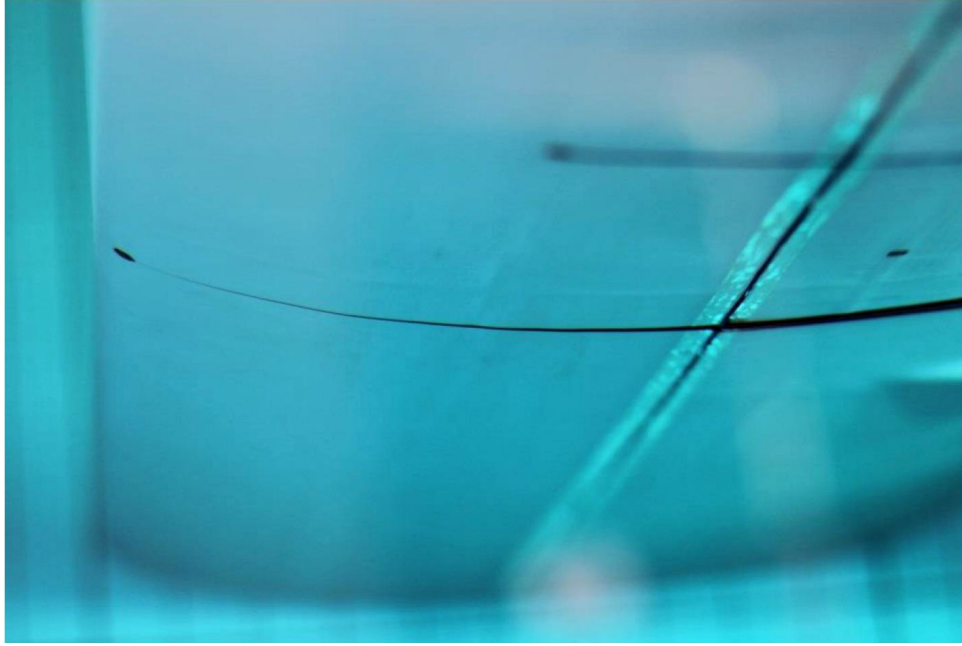
Parametr	Wartość
Prędkość przepływu wody	0,232 m/s
Liczba Reynoldsa	50 800
Zakres kątów natarcia	$\alpha_{min} = -5^\circ$, $\alpha_{max} = 20^\circ$
Inkrementacja	$\Delta\alpha = 1^\circ$

Uzyskane wyniki dla trzech doświadczeń zestawiono wspólnie na wykresie współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia (rys. 3).



Rys. 3. Współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia

W celu dokładniejszego zrozumienia zachodzącego zjawiska przeprowadzono badania jakościowe oparte o wizualizację barwną. Zaobserwowano między innymi zwiększanie szerokości strumienia wypuszczonego barwnika za turbulatorem bez jednoczesnego zwiększania grubości warstwy. Zjawisko to może sugerować, że za turbulatorem tworzą się mikrowiry, które przysysają warstwę przyścienną do powierzchni płata (rys. 4). Przy wyższych kątach natarcia zaobserwowano natomiast zjawiska związane z posysaniem barwnika w kierunku przeciwnym do napływających strug (w kierunku turbulatora).



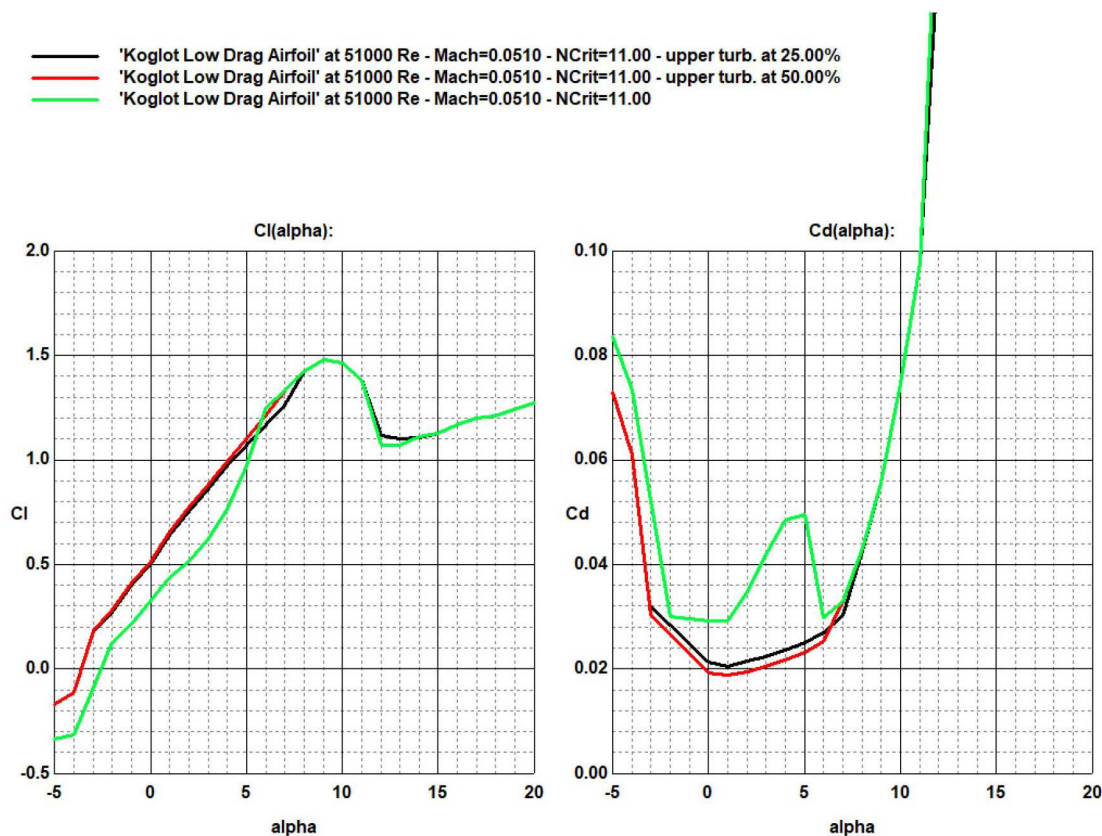
Rys. 4. Turbulator 50%. Kąt natarcia $\alpha = 0^\circ$ [1]

3. Badania symulacyjne metodami panelowymi

Badania symulacyjne profili z zastosowanymi turbulatorami zostały przeprowadzone w programie Profili 2.30c Pro. Program ten bazuje na modyfikacji znanego oprogramowania XFoil 6.99. Umożliwia on analizowanie profili wraz z symulacją turbulatora. Program pozwala w prosty sposób na implementację turbulatora na górnej bądź dolnej powierzchni profilu. Mechanizm opiera się na wymuszeniu przejścia z przepływu laminarnego w turbulentny we wskazanej przez użytkownika procentowej wartości cięciwy. Program umożliwia analizę do ośmiu przypadków obliczeniowych jednocześnie dla badanego zakresu kątów natarcia.

Geometrię badanego profilu zaimplementowano do programu. Korzystając z funkcji PPAR, zwiększono liczbę paneli odwzorowujących profil do 300. Następnie tak zmodyfikowaną geometrię wykorzystano w symulacji. Warunki początkowe były takie jak dla wcześniejszych symulacji, tzn. $Re = 51\,000$, $Ma = 0,051$. Pierwotnie wartość krytycznego współczynnika wzmocnienia dla warstw przyściennych na obu powierzchniach profilu planowano dobrać na podstawie porównywania otrzymywanych charakterystyk z charakterystyką doświadczalną. Niestety brak możliwości przeprowadzenia większej ilości badań doświadczalnych wymusiło skorzystanie z wartości współczynnika zalecanej przez dewelopera do specyfiki danego statku powietrznego. Dobrano wartość $N_{Crit} = 11$ (jest to wartość zalecana dla motoszybowców). Uzyskane wyniki przedstawiono w formie graficznej na rys. 5.

Mimo możliwości zasymulowania turbulatora, jak jest to opisane w interfejsie oprogramowania, program ten nie symuluje pełni zjawisk zachodzących na badanym profilu. Program wymusza jedynie przejście z warstwy laminarnej w turbulentną zgodnie z zadanymi kryteriami. Nie możemy zasymulować w nim wielu turbulatorów zainstalowanych na jednej powierzchni. Program w żaden sposób nie symuluje zjawisk związanych z geometrią turbulatora jako przeszkody w przepływie. Dodatkowo wyniki uzyskiwane w programie w sporej mierze zależą od dobranych nastaw parametrów. W celu uzyskania możliwie wiarygodnych wyników należy posiadać charakterystykę doświadczalną, na której to podstawie należy przeprowadzić kalibrację nastaw programu.



Page 2 of 5 - Drawn by Profili 2.30c Pro on data processed by XFOil - Copyright (C) 1995-2015 - All rights reserved.

Rys. 5. Porównanie danych modelowych z optymalnymi wynikami symulacyjnymi

4. Badania symulacyjne metodą objętości skończonych

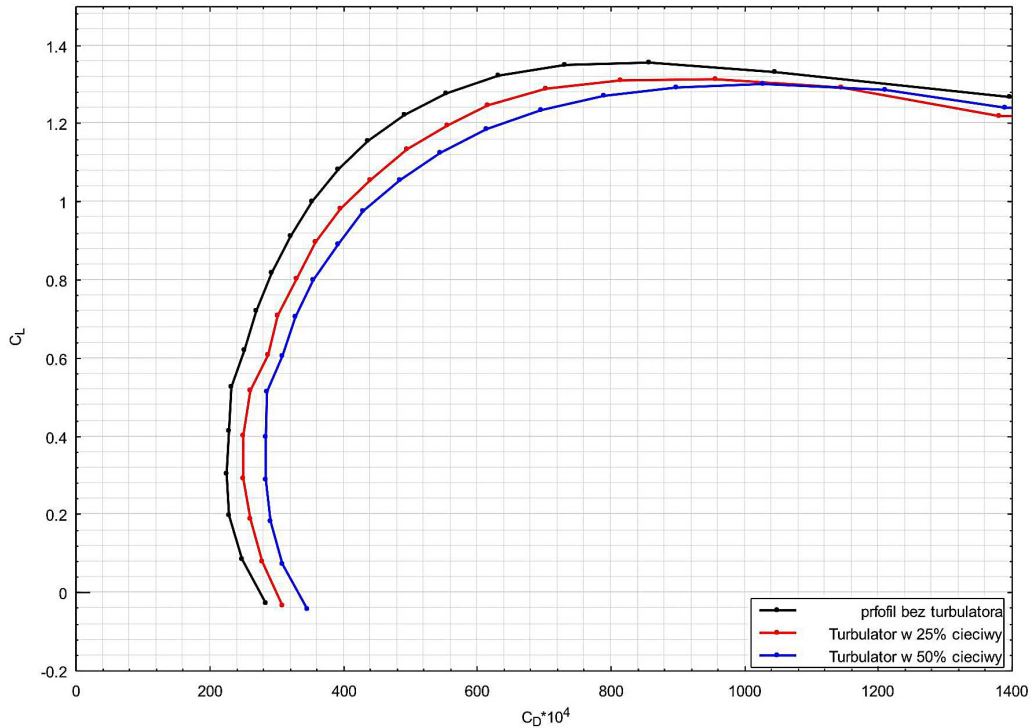
Ostatnią z badanych metod była analiza skuteczności turbulatora w programie ANSYS 18.0 FLUENT™. Pierwszym etapem było zaprojektowanie geometrii badanych przypadków obiektu, a następnie ich dyskretyzacja przy pomocy blokowo-strukturalnej siatki obliczeniowej. Przeprowadzono również badanie wpływu gęstości siatki na otrzymywane wyniki. Badanie to prowadzono aż do uzyskania procentowej różnicy wartości pomiarów niższej niż 1%. Zestawienie siatek rzadkiej (spełniającej kryteria) oraz gęstej (wymagany czas obliczeniowy niewspółmierny do poprawy jakości obliczeń) zestawiono poniżej.

Tabela 2. Badanie niezależności siatki

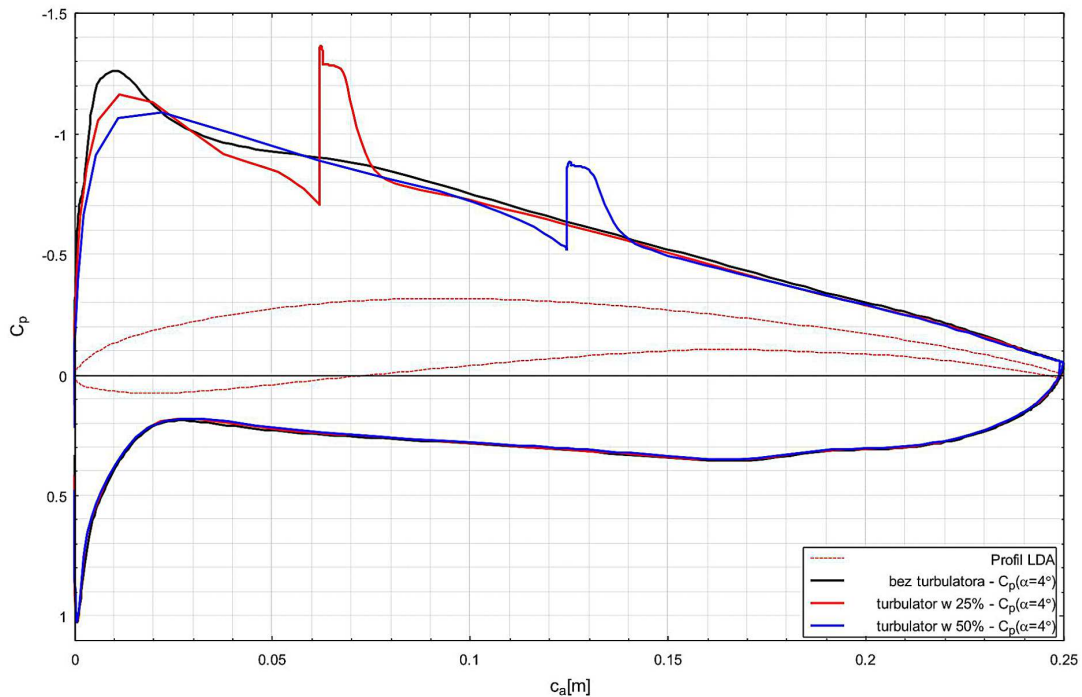
Parametr	Siatka „rzadka”	Siatka „gęsta”	Procentowa różnica wartości
Liczba węzłów	60 802	104 580	
Liczba elementów	60 200	103 600	
Liczba iteracji	4000	16 000	
C_L	0,52776223	0,53105002	0,62%
C_D	0,023182614	0,022765114	0,50%
C_M	-0,13638675	-0,13651210	0,08%

Badanie przeprowadzono jak dotychczas dla trzech przypadków występowania turbulatora w zakresie kątów natarcia między $\alpha_{min} = -5^\circ$ a $\alpha_{max} = 20^\circ$ z inkrementacją wynoszącą $\Delta\alpha = 1^\circ$. Każdy z kątów natarcia został potraktowany jako osobny przypadek obliczeniowy.

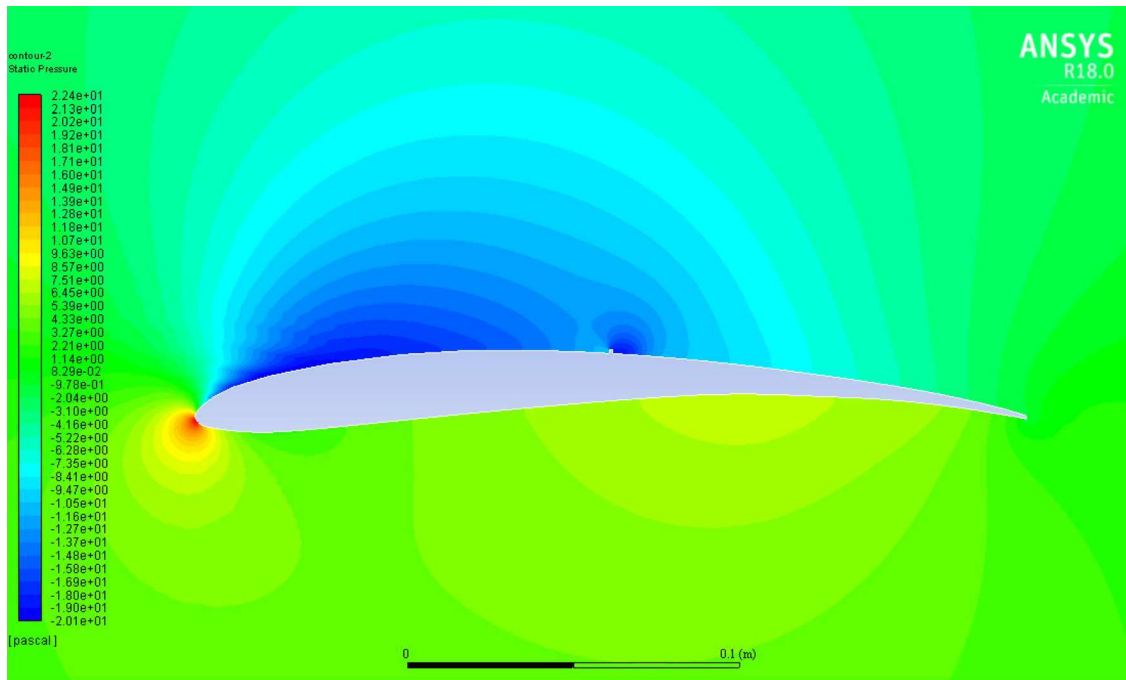
Ustawiono monitory współczynników siły nośnej, oporu oraz momentu pochylającego. Zastosowano inicjalizację standardową. Liczba iteracji była uzależniona od obserwacji monitorów współczynników aerodynamicznych. Pozwoliło to na skrócenie czasu obliczeń, ponieważ dla różnych kątów natarcia program otrzymywał zbieżność dla różnej liczby iteracji. Włączono równanie energii oraz zastosowano model burzliwości Spalart-Allmaras. Wyniki zestawiono w formie graficznej na wykresach na rysunkach 6 i 7 oraz jako kontury rozkładu ciśnienia na rys. 8.



Rys. 6. Porównanie biegowych profili [1]



Rys. 7. Porównanie rozkładów ciśnienia na profilu [1]



Rys. 8. Rozkład ciśnienia wokół profilu z turbulatorem w 50% cięciwy dla kąta natarcia [1]

Uzyskane w ten sposób wyniki traktują jednak turbulator jako przeszkodę. Badanie symulacyjne tą metodą oparte o model RANS wymaga zastosowania innego zmodyfikowanego modelu burzliwości. Ze źródeł literaturowych wynika, iż tego typu badania powinny zostać przeprowadzone w oparciu o zaimplementowany poprzez UDF model burzliwości: Langtry-Menter 4-equation Transitional SST Model [1]. Inną metodą rozwiązywania tego typu zagadnień jest znaczne zagęszczenie siatki i przeprowadzenie symulacji DNS wymagającej niewyobrażalnie dużych zasobów obliczeniowych. Niestety wersja studencka programu uniemożliwia zastosowanie każdej z powyższych metod. Celem badania było jednak sprawdzenie skuteczności metody badawczej.

5. Wnioski

Przeprowadzona analiza miała na celu ustalanie najkorzystniejszej metody badawczej pozwalającej na zbadanie wpływu turbulatora drutowego na zamianę charakterystyk profilu LDA. Do analizy wybrano trzy metody badawcze. Pierwszą były badania w tunelu hydrodynamicznym RHRC Politechniki Wrocławskiej. Druga metoda oparta była o symulacje numeryczną metodą panelową. Trzecia wykorzystywała metodę objętości skończonych. Porównując przedstawione metody, należy stwierdzić, że każda z nich posiada pewne unikatowe cechy, zarówno pozytywne jak i negatywne. Badanie w tunelu hydrodynamicznym pozwala na uzyskanie wyników ilościowych, jak i jakościowych. Charakteryzuje się bardzo dokładnymi i powtarzalnymi wynikami pomiarów. Metoda ta jest jednak wrażliwa na rozkalibrowywanie się wagi. Dodatkowo przed przeprowadzeniem badania należy przygotować model badanego obiektu w oparciu o symulacje dynamiczne w programach komputerowego wspomaganie projektowania. Badanie metodą panelową jest bardzo szybką alternatywą, pozwalającą na uzyskanie dużej ilości danych. Metoda ta pozwala na zwiększenie poprawności uzyskiwanych wyników. W tym celu należy posiadać charakterystykę doświadczalną, na której to podstawie dokonuje się kalibracji nastaw programu aż do uzyskania charakterystyki porywającej się z charakterystyką doświadczalną. Metoda ta nie pozwala na pełną symulację zjawisk fizycznych zachodzących przy implementacji turbulatora na

geometrie profilu lotniczego. Wnioskiem z analiz metodą objętości skończonych jest bardzo duża pracochłonność przygotowywania siatki obliczeniowej, duża wrażliwość wyników na jej typ oraz długi czas obliczeń w porównaniu do metod panelowych. Metoda ta stosowana jest powszechnie w wielu badaniach naukowych. Należy jednak pamiętać o odpowiedniej dyskretyzacji oraz zaimplementowaniu stosownego modelu burzliwości. W przeciwieństwie do metod panelowych pozwala dodatkowo na wizualizację zachodzących zjawisk na badanej geometrii.

Badania nad bezzałogowym statkiem powietrznym o dużej długotrwałości lotu przeznaczonym do wykonywania zadań analogicznych do sztucznych satelitów ziemskich są kontynuowane na Politechnice Wrocławskiej. Wnioski z powyższej analizy mogą pomóc w przyszłej optymalizacji geometrii płata projektowanego samolotu.

Bibliografia

1. SREEJITH B.K., SATHYABHAMA A., Numerical study on effect of boundary layer trips on aerodynamic performance of E216 airfoil, *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 2018, **21**, 77-88
2. BRUSCOLI S., *Airfoil Optimization for a Solar Powered Aircraft*, University in Piza, 2010/2011
3. CESTINO E., *Design of Solar High Altitude Long Endurance Aircraft for Multi Payload and Operations*, Turin Polytechnic University, Turin 2006
4. NOTH A., *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*, ETH Zürich, Diss. ETH No. 18010, September 2008
5. ROSS H., *Solar Powered Aircraft. The True All Electric Aircraft*, IBR, Sevilla, 2009
6. High-Altitude, Long-Endurance Airships for Coastal Surveillance, NASA/TM2005-213427
7. CICHOCKA E., *Wyzwania i problemy w budowie stratosferycznych samolotów solarnych*, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2011
8. *A Solar-Powered Hand-Launchable UAV for Low-Altitude Multi-Day Continuous Flight*, Praca zbiorowa, ETH Zürich, Zürich, 2015
9. CHMIELEWSKI P., WRÓBLEWSKI W., Selected issues of designing and testing of a HALE-class unmanned aircraft, *Journal of Marine Engineering and Technology*, 2017, **16**, 4, ISSN 2046-4177
10. CHMIELEWSKI P., WRÓBLEWSKI W., Techniczne aspekty budowy bezzałogowego samolotu stratosferycznego o dużej długotrwałości lotu, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVII 2016*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2016, ISBN 978-83-932107-8-7

Simulation research of the class hale unmanned aircraft

This paper introduces research regarding design of an unmanned aerial vehicle able to flight at high altitude and long endurance in stratosphere. Because of the high altitude, the plane has to operate in very low Reynolds number conditions, thus the carried out research concerns possibilities to force shifting of the critical range of that number. Analysis of artificial flow turbulence was made and methods of its realization were introduced. A series of numerical and model studies were made in order to verify the aerodynamic quality of LDA (Low Drag Airfoil). Numerical research was made with use of XFOIL and ANSYS FLUENT software. The process of mesh generation and influence of mesh density on the quality of results were shown. Characteristics of the airfoil with and without the used during research turbulator were analyzed. In order to show the influence of the turbulator on aerodynamic quality characteristics, a decision was made that both the model and numerical analysis would be conducted for a series of vortex generator locations. The obtained results were compared to measurements made in the hydrodynamic tunnel located at Wrocław University of Technology. The research in the hydrodynamic tunnel was conducted using a model produced with FDM (Fused Deposition Modelling) which simulated a infinite length

wing. In order to make more accurate observation of phenomena that happened during measurements in the tunnel, the colour identification (visualisation) was made. A technology of model preparations and production for cooperation with the integrated staining system (supplying channels for staining fluids) was also introduced. A comparison of numerical research results with hydrodynamic tunnel measurements was made. A description of the turbulator influence on change of aerodynamic quality in the range of angle of attack was done.

ZASTOSOWANIE STEROWANIA KASKADOWEGO DO REGULACJI WYSOKOŚCI I PRĘDKOŚCI OPADANIA I WZNOŚZENIA BSP

MARCIN CHODNICKI, MICHAŁ MAZUR,
MIROSLAW NOWAKOWSKI, GRZEGORZ KOWALECZKO

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: marcin.chodnicki@itwl.pl

Główną cechą Bezzałogowych Statków Powietrznych jest brak pilota, a co za tym idzie minimalizacja błędów ludzkich podczas wykonywania zadań. BSP wyposażone są w algorytmy ułatwiające operowanie nimi w tzw. trybie półautomatycznym oraz mają możliwość wykonywania lotów w pełni autonomicznych. Algorytmy te to pętle sterowania oraz estymacji parametrów lotu z dostępnych sensorów. W artykule opisano matematycznie prawa sterowania, bazując na regulacji kaskadowej PID oraz opisano estymacje stanów wysokości i prędkości pionowej BSP przy wykorzystaniu filtru Kalmana. Dodatkowo opisano metodę kompensacji opóźnień poszczególnych sensorów. Opisane rozwiązania zostały zaimplementowane w środowisku symulacyjnym i rzeczywistym. Wyniki zostały przedstawione w postaci wykresów.

Słowa kluczowe: BSP, filtr Kalmana, regulator PID, estymator stanu, model matematyczny

1. Model matematyczny BSP pionowego startu i lądowania

Podczas projektowania pętli sterowania oraz algorytmów estymacji stanów obiektu wykorzystano model matematyczny [1], który został zaimplementowany w środowisku symulacyjnym Matlab/Simulink. Opisany model to wielowirnikowiec z czterema śmigłami. Przyjęto, że jest on bryłą sztywną o stałej masie i sześciu stopniach swobody oraz niezmiennych momentach bezwładności. Dynamikę ruchu obiektu opisują równania różniczkowe (1.1)-(1.3). Aby opisać ruch przestrzenny, konieczne jest zrównoważenie sił i momentów działających na obiekcie. Zależności te zostały uzupełnione związkami kinematycznymi. Poniżej przedstawiono wyżej omówione zależności. W celu wizualizacji trajektorii lotu BSP, prędkość obiektu z układu związanego transformowano do układu inercjalnego za pomocą macierzy rotacji (1.4)

$$\dot{u} = \frac{F_x}{m} + rv - qw \quad \dot{v} = \frac{F_y}{m} + pw - ru \quad \dot{w} = \frac{F_z}{m} + qu - pv \quad (1.1)$$

$$\dot{p} = \frac{L_{\dot{s}m} + L_{aer} + L_{gir} + (I_y - I_z)qr}{I_x} \quad \dot{q} = \frac{M_{\dot{s}m} + M_{aer} + M_{gir} + (I_z - I_x)rp}{I_x} \quad (1.2)$$

$$\dot{r} = \frac{N_{\dot{s}m} + N_{aer} + N_{gir} + (I_x - I_y)pq}{I_x}$$

$$\dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \operatorname{tg} \theta \quad \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (1.3)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi)$$

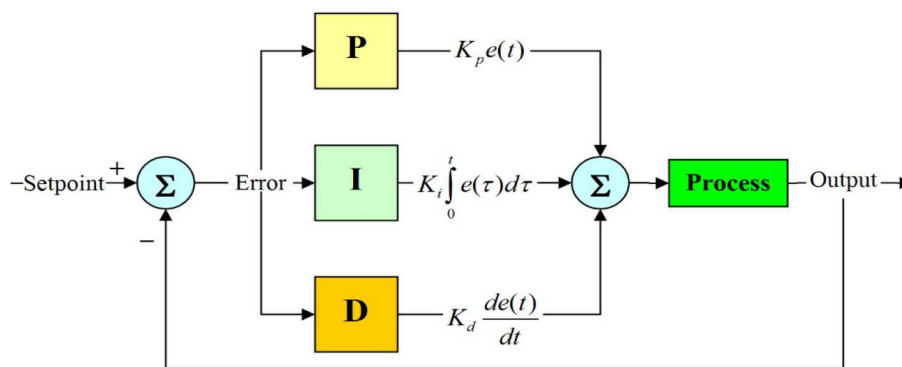
$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_g \\ v_g \\ w_g \end{bmatrix} = L_{qg}^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

gdzie: u, v, w – prędkości obiektu w układzie związanym, F_x, F_y, F_z – suma sił działających na poszczególnych osiach w układzie związanym, p, q, r – prędkości kątownego obiektu w układzie związanym, ϕ, θ, ψ – kąty kolejno przechylenia, pochylenia oraz odchylenia, I_x, I_y, I_z – momenty bezwładności, L_{sm}, M_{sm}, N_{sm} – momenty generowane przez układ napędowy, $L_{gir}, M_{gir}, N_{gir}$ – momenty żyroskopowe, $L_{aer}, M_{aer}, N_{aer}$ – momenty aerodynamiczne, x_g, y_g, z_g – trajektoria lotu BSP.

Model matematyczny obiektu został uzupełniony o model matematyczny atmosfery oraz wiatru. Wartości masowo-bezwładnościowe oraz wymiary obiektu zostały wyznaczone analitycznie oraz eksperymentalnie. Dużą uwagę skupiono na analizie zespołu napędowego. Analiza ta polegała na badaniach na specjalnie zaprojektowanym stanowisku, na którym pomierzono w warunkach zawisu: ciąg, moment oporowy, prąd pobierany przez układ, prędkość indukowaną oraz prędkość obrotową śmigła. Następnie dokonano identyfikacji tych wartości oraz uwzględniając teorię elementu łopaty, odwzorowano zachowanie układu napędowego w warunkach symulacyjnych. Zastosowanie modelu symulacyjnego znacząco obniża koszty opracowywania nowych technologii i zwiększa bezpieczeństwo testów na prawdziwym obiekcie. Mimo tak dokładnej identyfikacji parametrów fizycznych model matematyczny jest jedynie przybliżonym opisem rzeczywistości, a przejście z warunków symulacyjnych do testów w locie jest wyzwaniem samym w sobie.

2. Algorytm sterowania kaskadowego prędkością pionową oraz wysokością lotu BSP

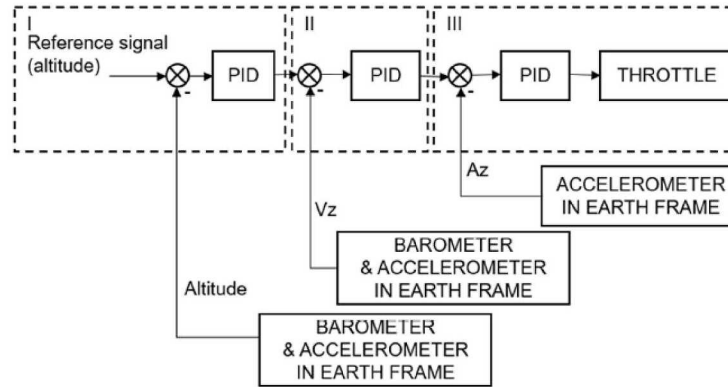
Ze względu na fakt, że układ elektroniczny odpowiedzialny za stabilizację i nawigację wyposażony jest w mikrokontroler o ograniczonych zasobach sprzętowych, dużo niższych niż komputer typu PC, wybrano sterowanie klasyczną metodą, tzn. za pomocą regulatora PID.



Rys. 1. Struktura regulatora PID, <https://github.com/ivmech/ivPID>

Na rysunku 1 przedstawiono klasyczne i ogólne zastosowanie tego typu regulatora. Z rysunku wynika, że wysokością można by było sterować bezpośrednio.

W warunkach symulacyjnych wysokość lotu obliczana jest w każdym kroku symulacji, nie jest ona obciążona opóźnieniem oraz jest wyznaczana bezpośrednio. W rzeczywistości jednak wysokość wyznaczona może być z różnego rodzaju czujników: GPS, barometr, czujnik ultradźwiękowy, dalmierz laserowy itp. W artykule bazowano na wysokości wyliczonej z czujnika ciśnienia statycznego. Ze względu na szумы, stosunkowo niską częstotliwość odświeżania oraz opóźnienie danych w stosunku do czasu rzeczywistego, sterowanie bezpośrednio wysokością w warunkach rzeczywistych jest niemożliwe. Dlatego też zastosowano połączenie kaskadowego [2] wysokości, prędkości i przyspieszenia w osi pionowej. Dodatkowo model matematyczny został uzupełniony o ww. własności barometru.



Rys. 2. Algorytm sterowania kaskadowego

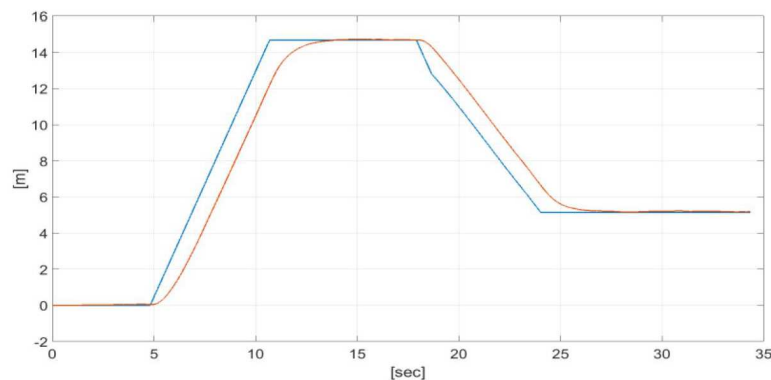
Algorytm ten w postaci analitycznej został przedstawiony według zależności:

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_z &= z_s - z & \varepsilon_{\dot{z}} &= \dot{z}_s - \dot{z} & \varepsilon_{\ddot{z}} &= \ddot{z}_s - (\ddot{z} - mg) \\
 \dot{z}_s &= \varepsilon_z k p_z + \int \varepsilon_z k i_z dt & \dot{z}_s &\in \langle -\dot{z}_{s \max}, \dot{z}_{s \max} \rangle \\
 \ddot{z}_s &= \varepsilon_{\dot{z}} k p_{\dot{z}} + \frac{d\varepsilon_{\dot{z}}}{dt} \\
 P_{\ddot{z}} &= \varepsilon_{\ddot{z}} k p_{\ddot{z}} & I_{\ddot{z}} &= \int \varepsilon_{\ddot{z}} k i_{\ddot{z}} dt & D_{\ddot{z}} &= \frac{d\varepsilon_{\ddot{z}}}{dt} k d_{\ddot{z}} \\
 T_s &= P_z + I_z + D_z + T_z & T_s &\in \langle 0, 100 \rangle
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

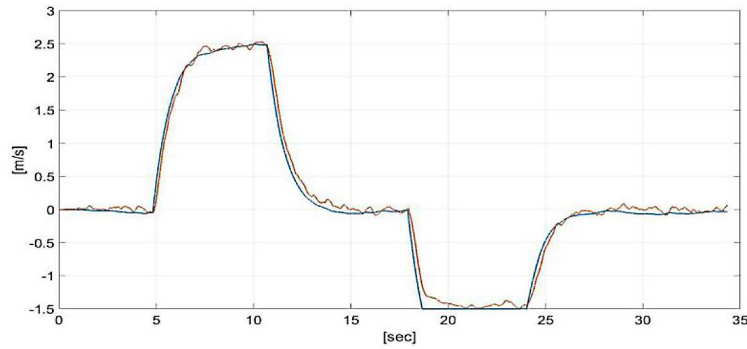
gdzie:

- z_s – wartość sterowania położeniem w osi z – zadane położenie,
- \dot{z}_s – wartość sterowania prędkością w osi z – zadana prędkość,
- \ddot{z}_s – wartość sterowania przyspieszeniem w osiach x , y i z – zadane przyspieszenie,
- ε – uchyb danej wielkości,
- T_z – wartość procentowa wartości prędkości obrotowej silników do zawisu,
- T_s – sygnał sterujący prędkością obrotową silników pracujący w zakresie od 0% do 100%.

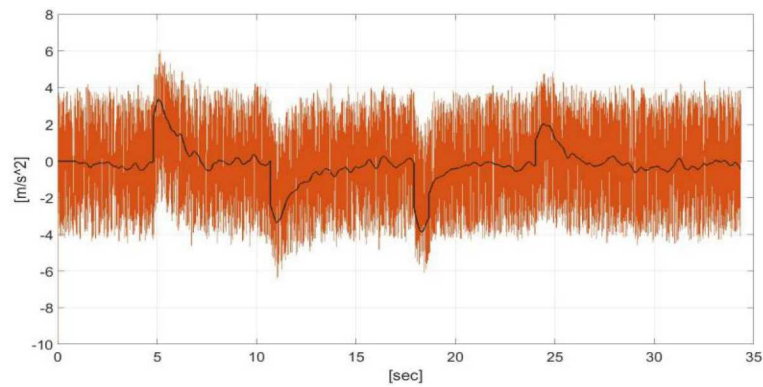
Wyniki pracy tego algorytmu w środowisku symulacyjnym, w połączeniu z algorytmem stabilizacji orientacji przestrzennej, który jest konieczny ze względu na niestateczność omawianego obiektu, zostały przedstawione poniżej. Kolorem niebieskim oznaczono wartości zadane, natomiast kolor czerwony oznacza wielkości odpracowane.



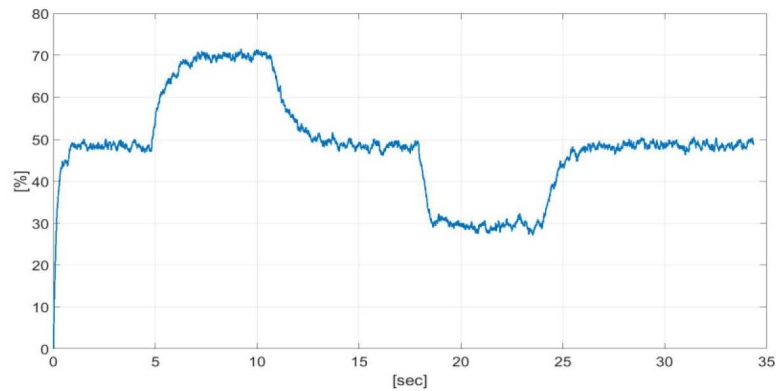
Rys. 3. Wysokość zadana i odpracowana



Rys. 4. Prędkość pionowa zadana oraz odpracowana



Rys. 5. Przyspieszenie zadane i odpracowane



Rys. 6. Wyjściowy sygnał sterujący

3. Estymacja stanów obiektu

Algorytm sterowania nie będzie pracował właściwie bez wiedzy o wiarygodnych stanach obiektu, dlatego też kolejnym zagadnieniem w sterowaniu jest estymacja stanów. Mogą być one wyznaczone bezpośrednio z danych z czujników lub mogą być estymowane z wykorzystaniem obserwatorów stanu. Jednym z takich obserwatorów jest filtr Kalmana. Ze względu na fakt, że omawiany obiekt posiada człony nieliniowe, należy zastosować Rozszerzony Filtr Kalmana (EKF) [3]-[5]. Wektor stanów, który składa się z 10 elementów, został przedstawiony poniżej

$$\mathbf{X} = [q_0, q_1, q_2, q_3, U_g, V_g, W_g, x_g, y_g, z_g]^T \quad (3.1)$$

Orientacja przestrzenna została opisana za pomocą kwaterniona, który składa się z 4 elementów q_0, q_1, q_2, q_3

$$\mathbf{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T \quad (3.2)$$

Kolejno estymowane są trzy prędkości i położenie w układzie inercyjnym. Do wyznaczenia wektora stanów wykorzystano następujące czujniki:

- żyroskop 3-osiowy,
- akcelerometr 3-osiowy,
- magnetometr 3-osiowy,
- barometr,
- GPS.

Czujniki te posiadają swój szum pomiarowy, dostępną częstotliwość próbkowania oraz opóźnienie w stosunku do czasu rzeczywistego. Zmianę kwaternionu opisano zależnością (3.3), gdzie p, q, r to dane z żyroskopu, a dt – okres próbkowania

$$\begin{bmatrix} \Delta q_0 \\ \Delta q_1 \\ \Delta q_2 \\ \Delta q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0.5pdt \\ 0.5qdt \\ 0.5rdt \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Predykcję prędkości i położenia wyliczono z czujników przyspieszeń ($\text{accel}_{x,y,z}$), które zostały transformowane z układu związanego z obiektem do układu inercyjnego

$$R = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_0q_2 + 2q_1q_3 \\ 2q_0q_3 + 2q_1q_2 & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_0q_1 + 2q_2q_3 & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

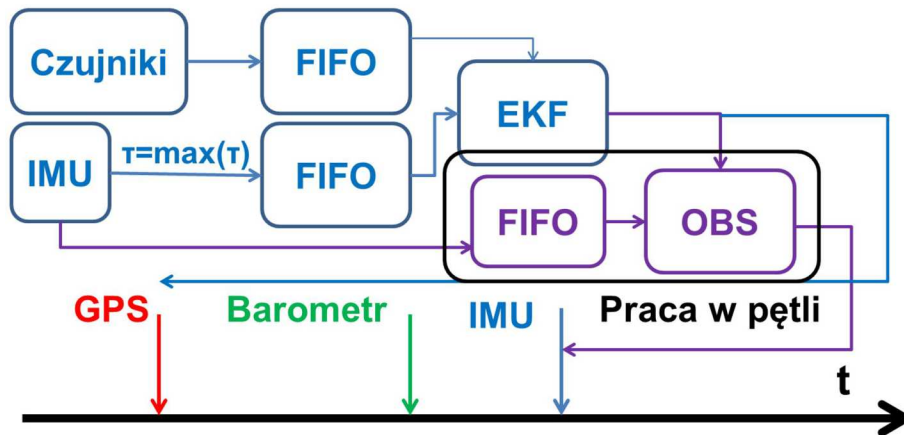
$$\begin{bmatrix} U_{g_{new}} \\ V_{g_{new}} \\ W_{g_{new}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_g \\ V_g \\ W_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} dt + R \begin{bmatrix} \text{accel}_x \\ \text{accel}_y \\ \text{accel}_z \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$\begin{bmatrix} x_{g_{new}} \\ y_{g_{new}} \\ z_{g_{new}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_g \\ V_g \\ W_g \end{bmatrix} dt$$

Wzmocnienie Kalmana zostało wyznaczone z innowacji położenia z predykcji z danymi z GPS oraz barometru z odpowiednio przyjętymi kowariancjami. Niestety w odróżnieniu do danych z żyroskopu, akcelerometru czy magnetometru dane z GPS i barometru są opóźnione względem czasu rzeczywistego [6] o kolejno około 200 ms oraz 50 ms. Z tego powodu filtr Kalmana wykonuje obliczenia na opóźnionych, odpowiednio dopasowanym danych z czujników inercyjnych. Dane te, wykorzystując zbuforowane dane za pomocą filtru komplementarnego, wyznaczają najbardziej prawdopodobne stany obiektu w chwili bieżącej. Schemat działania całego estymatora przedstawia rysunek 7.

4. Implementacja sprzętowa i testy w locie

Wszystkie opracowane algorytmy w pierwszej kolejności przechodzą badania symulacyjne, a następnie istnieje konieczność implementacji ich na platformie sprzętowej. Ze względu na minimalizację błędów powstających podczas przenoszenia algorytmów między różnymi językami programistycznymi oraz w celu minimalizacji czasu tych prac, opracowano dedykowaną bibliotekę

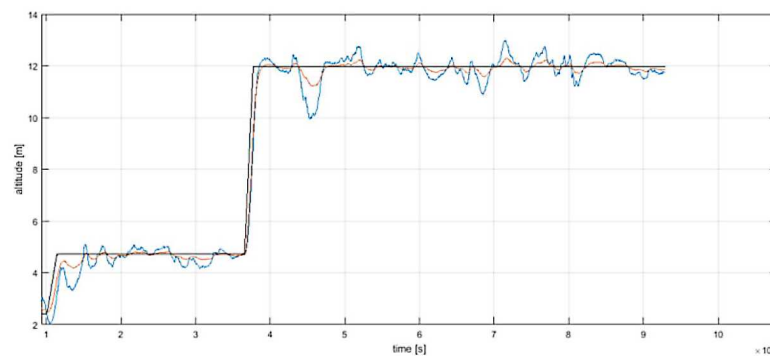


Rys. 7. Schemat estymatora stanu

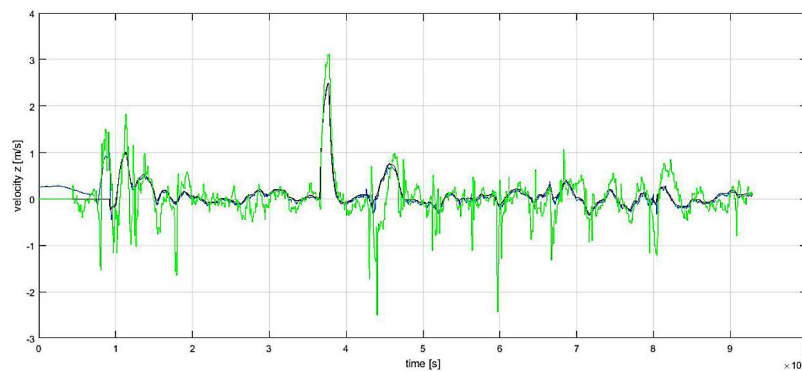
do Matlab/Simulink, która umożliwi automatyczną implementację na mikrokontrolery STM32. Pozwala ona na szybką weryfikację opracowywanych algorytmów w warunkach rzeczywistych.

Poniżej zostały przedstawione wyniki z testów w locie. Dzięki zastosowanemu estymatorowi stanów udało się uzyskać wyniki zbliżone do danych symulacyjnych.

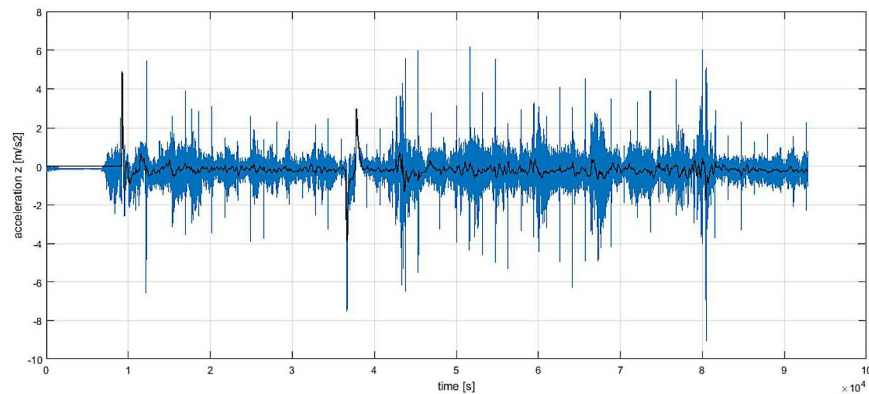
Kolorem czarnym na rysunkach 8-10 oznaczono wartości zadane. Na rysunku 8 kolorem niebieskim oznaczono wysokość barometryczną, natomiast kolor czerwony to wielkość estymowana. Rysunek 9 przedstawia prędkość pionową, gdzie kolorem zielonym oznaczono prędkość wyznaczoną z barometru, kolorem niebieskim wartość estymowaną. Wykresy te jednoznacznie pokazują potrzebę zastosowania zaawansowanych estymatorów stanu.



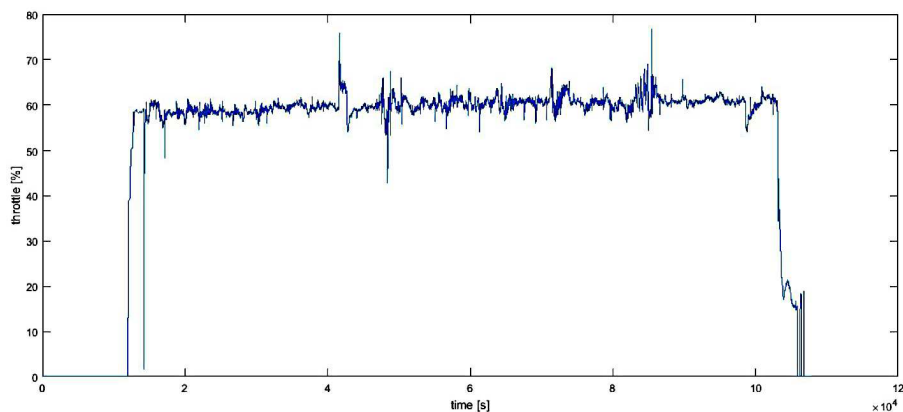
Rys. 8. Wysokość zadana, estymowana oraz barometryczna



Rys. 9. 9 Prędkość pionowa zadana, estymowana oraz barometryczna



Rys. 10. Przyśpieszenie zadane i odpracowane



Rys. 11. Sygnał sterujący

5. Podsumowanie

Zastosowanie zaawansowanego modelu matematycznego oraz znajomość funkcjonowania, ograniczeń oraz szumów poszczególnych czujników pozwoliły na opracowanie w modelu symulacyjnym algorytmów sterowania oraz estymatora stanów. Opracowanie biblioteki do automatycznej generacji kodu C z poziomu modelu na platformę sprzętową umożliwiło przetestowanie tych algorytmów w środowisku rzeczywistym. W artykule przedstawiono zasadniczy problem migracji i opracowania technologii z modelu symulacyjnego do układów funkcjonujących w warunkach operacyjnych. Wyniki z symulacji są podobne do wyników z testów locie, jednakże nawet po uwzględnieniu wszystkich omówionych zagadnień wyniki te nie są identyczne.

Bibliografia

1. KULIŃSKI M., *Badania cech dynamicznych obiektów wielowirnikowych*, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2015
2. BRZÓZKA J., *Regulatory i układy automatyki*, MIKOM, Warszawa, 2004
3. KINGSTON D.B., BEARD R.W., *Real-Time Attitude and Position Estimation for Small UAVs Using Low-Cost Sensors*, Department of Electrical and Computer Engineering Brigham Young University, Provo, Utah 84602
4. MARINS J.L., An extended Kalman filter for quaternion-based orientation estimation using MARG sensors, *Intelligent Robots and Systems*, Maui, Hawaii, USA, Oct. 29-Nov. 03, 2001, 2003-2011
5. *Inertial Navigation Estimation Library*, <https://github.com/priseborough/InertialNav>

6. KHOSRAVIAN A., TRUMPF J., MAHONY R., HAMEL T., Recursive attitude estimation in the presence of multi-rate and multi-delay vector measurements, *American Control Conference*, 2015

Application of the cascade control to regulation of the altitude as well as descent and climb rate of the UAV

The main feature of Unmanned Aerial Vehicles is the lack of a pilot and, thus, minimizing human errors while performing tasks. UAVs use algorithms to facilitate the operation of so-called semi-automatic modes and have the ability to perform fully autonomous flights. These algorithms includes control loops and state observers. The article describes control laws based on PID cascade control loops and describes the estimation of the climb rate and altitude by the Kalman filter. Additionally, the method of multi-delays of sensors is described. The presented solutions have been implemented in simulation and real environment. The results were presented by plots.

METODY MODELOWANIA WIRNIKÓW UAV O MAŁEJ ŚREDNICY

MARCIN CIOPCIA

Politechnika Wroclawska

e-mail: marcin.ciopcia@pwr.edu.pl

CZESZY SZCZEPAŃSKI

Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: czeszy.szczepanski@pwr.edu.pl

Jednym z kluczowych aspektów sterowania wielowirnikowcami jest zagadnienie korelacji momentu z siłą ciągu generowaną przez śmigło. Niepewność strukturalna zlinearyzowanego modelu, zakładanego przy klasycznym sterowaniu regulatorem PID, powoduje liczne praktyczne problemy związane ze stabilnością statku powietrznego (SP). Objawiają się one niestabilną pracą regulatora osi Z przy gwałtownych manewrach oraz zwiększoną podatnością wielowirnikowca na niedoskonałości geometrii. Dzięki znajomości modelu śmigła możliwe staje się analityczne wyznaczenie granic stabilności tej składowej układu sterowania oraz implementacja kompensacji nieliniowych zjawisk zachodzących na śmigle. W artykule zostaną zaprezentowane najpopularniejsze metody modelowania i identyfikacji śmigieł o niewielkiej średnicy wykorzystywanych w cywilnych BSP. Zostaną one sklasyfikowane pod względem jakości odwzorowania zjawisk zachodzących na śmigle oraz łatwości ich implementacji.

Słowa kluczowe: UAV, modelowanie śmigieł, wielowirnikowce

1. Wprowadzenie

Klasyczny model sterowania wielowirnikowcem przy użyciu regulatorów PID zakłada, iż zarówno siła ciągu, jak i moment oporowy śmigła są liniowo zależne od sygnału sterowania. Przybliżenie to jest wystarczająco dokładne, aby umożliwić realizację układu sterowania symetrycznym pojazdem tego typu przy użyciu najprostszych regulatorów pracy silników.

W przypadku konstrukcji o budowie asymetrycznej bądź wykorzystującej zmienną konfigurację wirników niezbędne jest modelowanie rzeczywistej siły ciągu oraz momentu generowanego przez napęd statku powietrznego. Zadanie to jest szczególnie nietrywialne w przypadku wielowirnikowców o niewielkiej średnicy śmigieł – ich geometria często stanowi tajemnicę handlową przedsiębiorstwa produkującego dany model śmigła.

Nawet w przypadku, gdy dane geometryczne łopaty byłyby dostępne, modele bazujące na klasycznej Metodzie Elementu Łopaty mogłyby okazać się zbyt skomplikowane do zastosowania w układzie sterowania statku powietrznego tego typu. W literaturze dotyczącej modelowania śmigieł na potrzeby napędów statków powietrznych bądź elektrowni wiatrowych spotykane są uproszczone modele śmigieł o średnicy powyżej metra. Modele te, po pewnych adaptacjach przedstawionych w poniższym artykule, da się zastosować w modelowaniu śmigieł o mniejszej średnicy.

2. Modelowanie za pomocą współczynników aerodynamicznych śmigła

Jedną z najprostszych metod modelowania śmigła jest zdefiniowanie jego bezwymiarowych charakterystyk. Podstawowym założeniem tej metody jest możliwość skalowania śmigła, dzięki uniezależnieniu jego geometrii od wymiarów fizycznych. Jest ona również niewrażliwa na zastosowany układ jednostek miar. Wspomniane charakterystyki definiuje się w oparciu o następujące parametry:

$$J = \frac{v}{nD} \quad C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad M = \frac{P}{2\pi n} \quad (2.1)$$

gdzie:

- J – posuw śmigła,
- C_T – współczynnik siły ciągu,
- C_P – współczynnik mocy,
- T – siła ciągu śmigła,
- P – moc tracona na śmigła,
- M – moment oporowy śmigła,
- ρ – gęstość ośrodka (powietrza),
- v – składowa prędkości ośrodka, prostopadła do płaszczyzny wirowania śmigła prędkości,
- n – prędkość obrotowa śmigła,
- D – współczynnik mocy.

Na wykresach poniżej zaprezentowano dane pochodzące z identyfikacji śmigieł APC 10x4.5MR (rys. 1) oraz APC 14x5.5MR (rys. 2) wykonanych na podstawie danych CFD, dostarczonych przez producenta [1]. Wynika z nich, iż nawet dla niewielkich wartości posuwu śmigła, odpowiadających niewielkim prędkościom postępowym, zależności te nie są linowe.

Na podstawie otrzymanych wykresów określono, iż jedną z najprostszych metod estymacji siły ciągu i mocy jest aproksymacja wielomianami $C_T = \text{poly}(J)$ oraz $C_P = \text{poly}(C_T)$. W trakcie badań przetestowano wielomiany rzędu 2, 3 oraz 4. W obu przypadkach zwiększenie stopnia wielomianu nie wpływało znacząco na poprawę jakości estymat.

Wyniki przedstawione na wykresach (rys. 3-6) pokazują, iż względny błąd tej metody wynosi +10%/ - 20% dla estymacji C_T oraz +10%/ - 10% dla estymacji C_P dla zakresu użytecznego. Złożenie obydwu metod nie powoduje znaczącego przyrostu błędu: błąd estymacji C_P wprost z J wynosi ok. +10%/ - 20%.

3. Metoda momentów

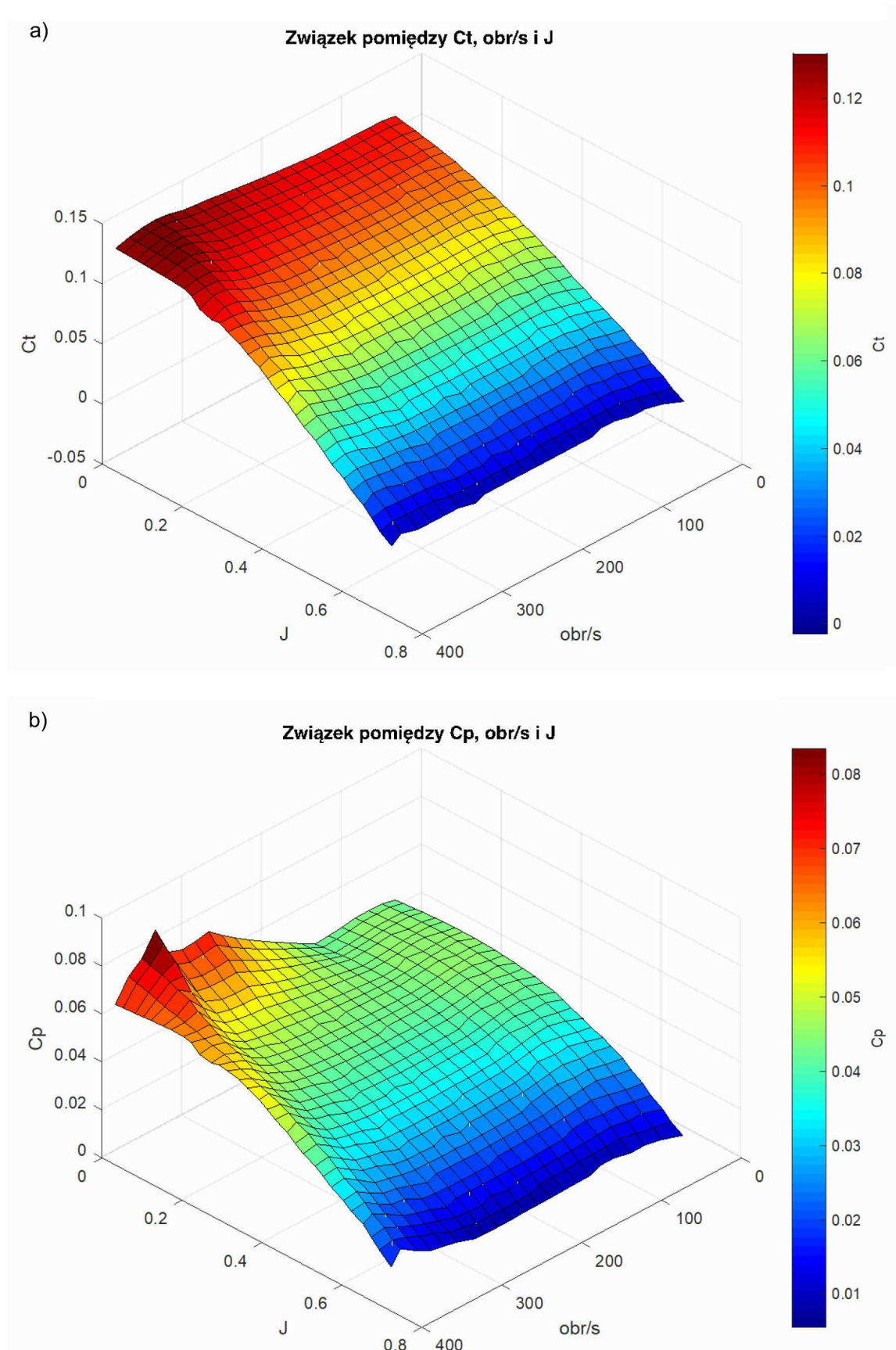
Metoda momentów bazuje na ujęciu Bernoullego przepływu cieczy. Oznacza to, iż w jej ujęciu nie uwzględnia się szeregu czynników, takich jak: ściśliwość, zmiana temperatury gazu czy straty na przepływie w profilu. Jest ona jednak użytecznym przybliżeniem ilościowym i jakościowym przepływu ośrodka przez śmigło.

Wypadkowe siły aerodynamiczne są opisane następującymi równaniami:

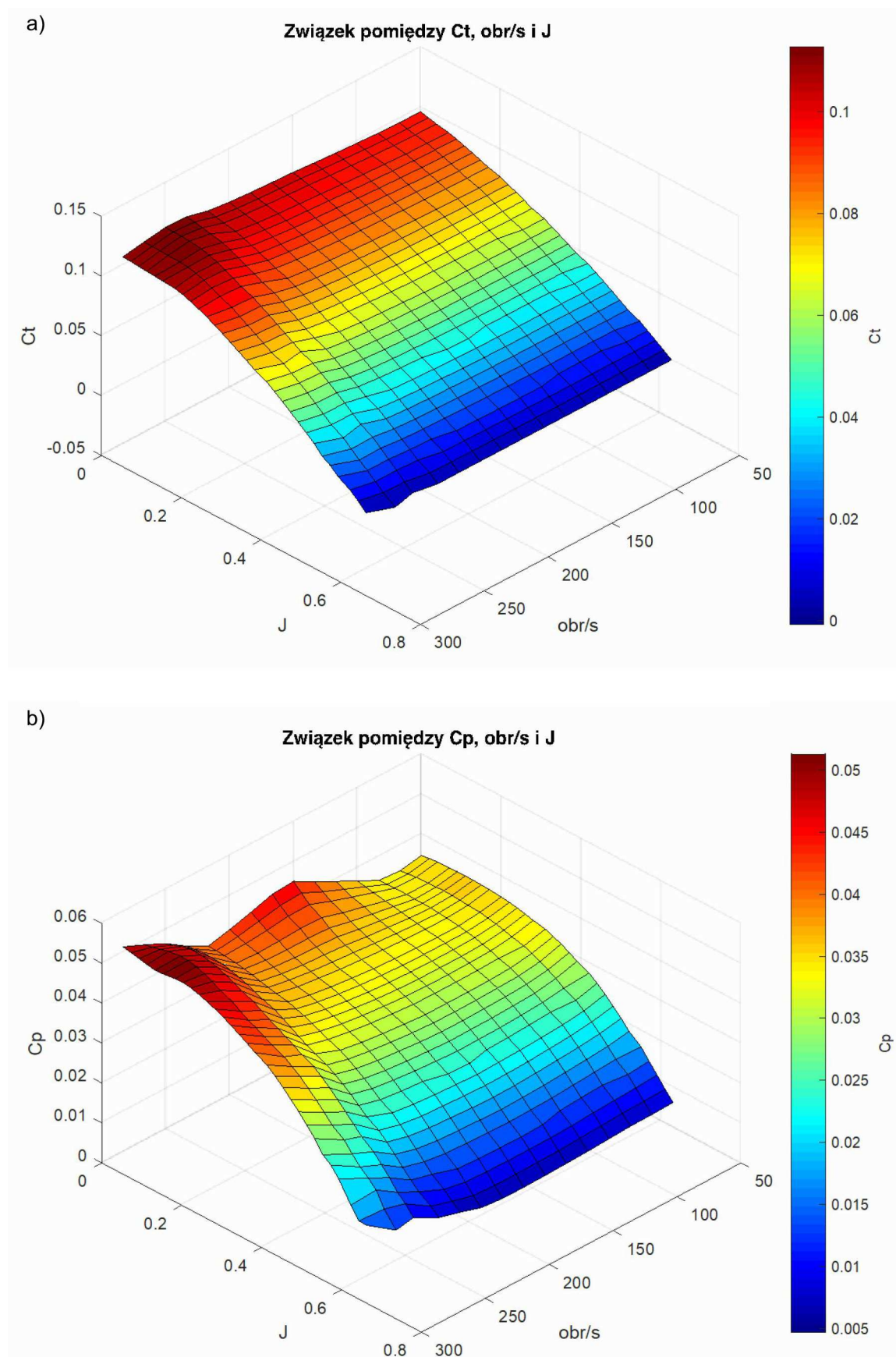
$$T = \frac{1}{2} \rho A_x (v_6^2 - v_1^2) \quad P = \frac{1}{2} \rho A_x (v_6^2 - v_1^2) (v_6 + v_1) \quad (3.1)$$

gdzie:

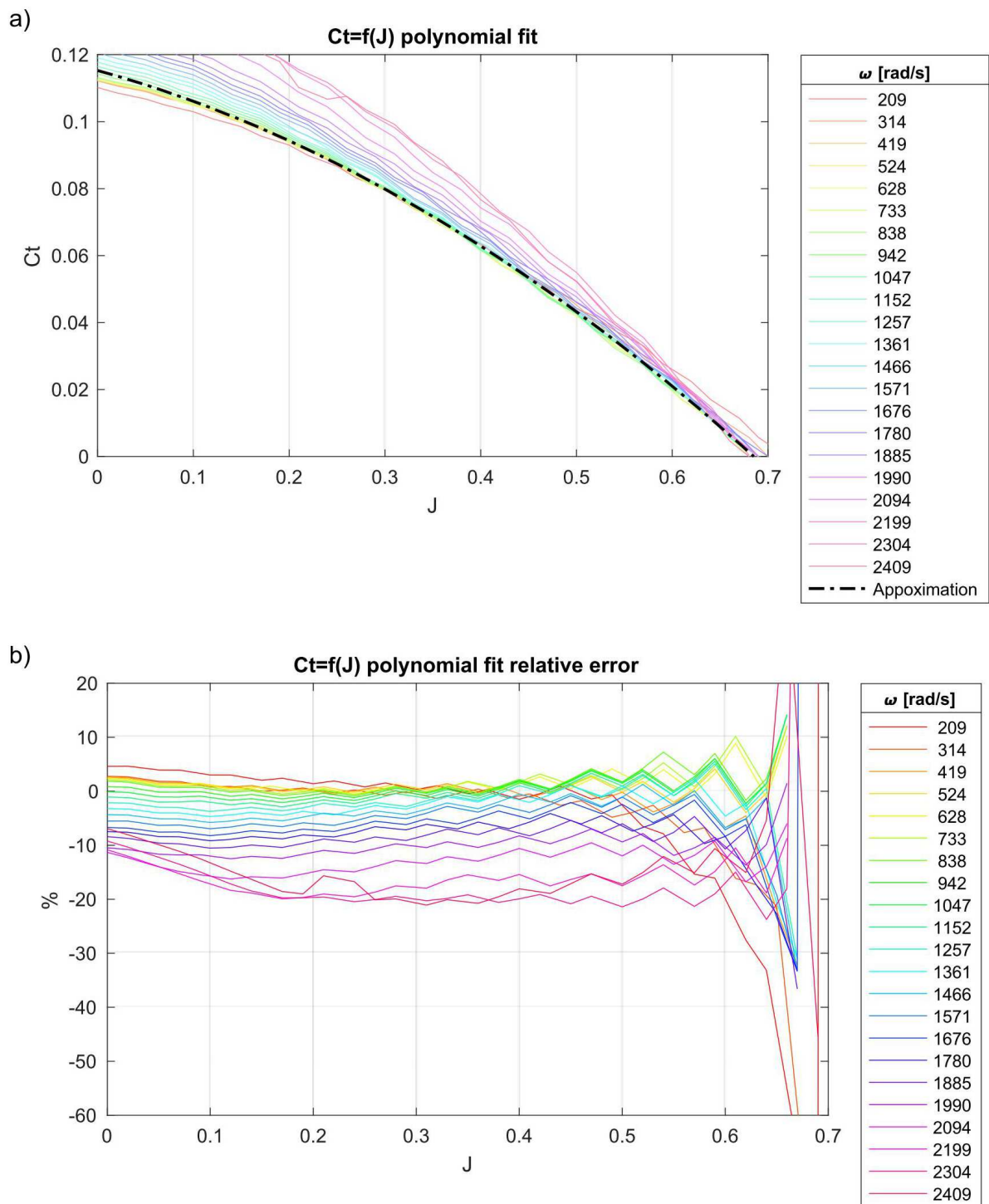
- A_x – pole powierzchni przekroju x ,
- v_x – prędkość przepływu ośrodka przez przekrój x .



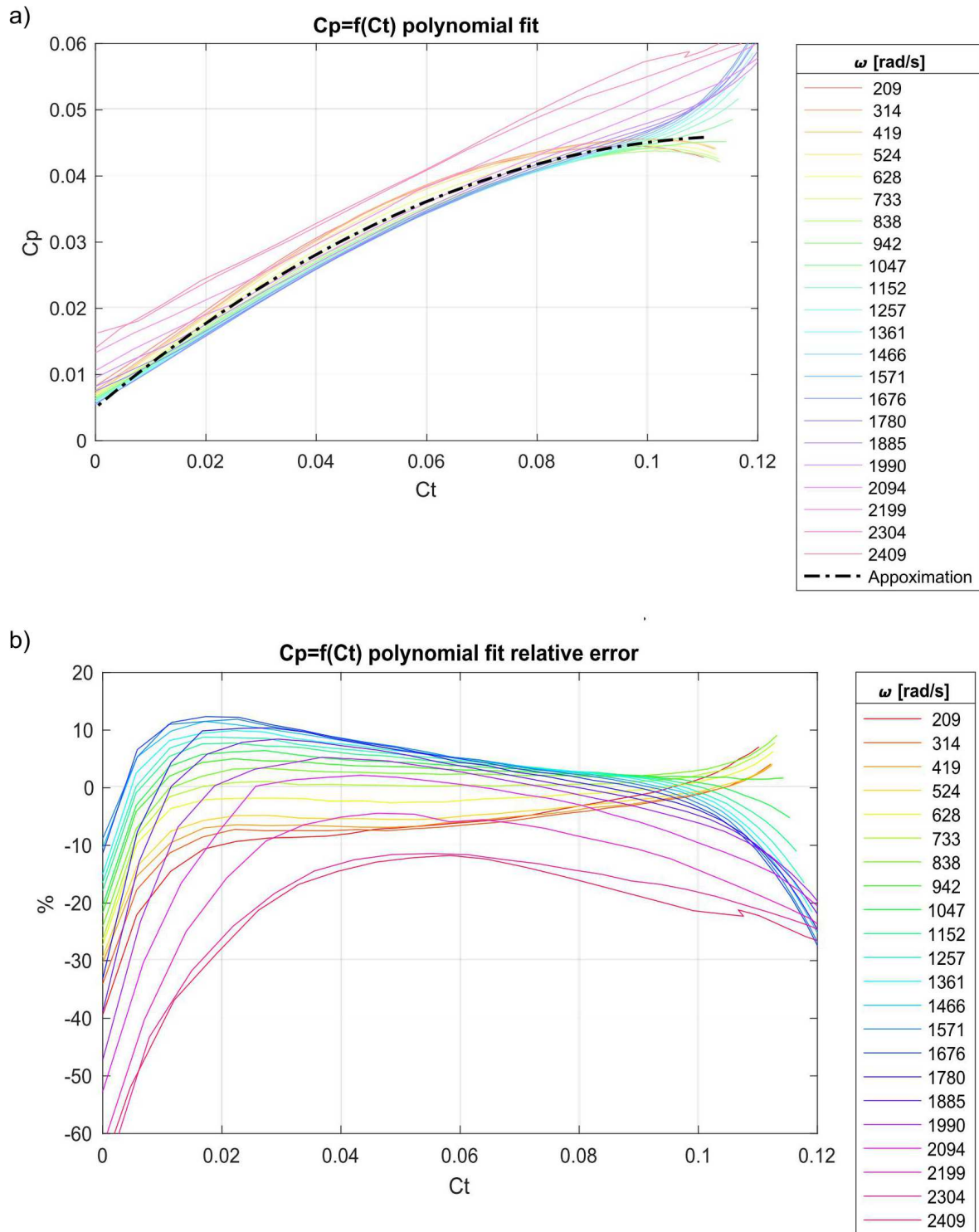
Rys. 1. Bezwymiarowe charakterystyki śmigła APC 10x4.5MR; a) charakterystyka bezwymiarowego współczynnika ciągu, b) charakterystyka bezwymiarowego współczynnika mocy



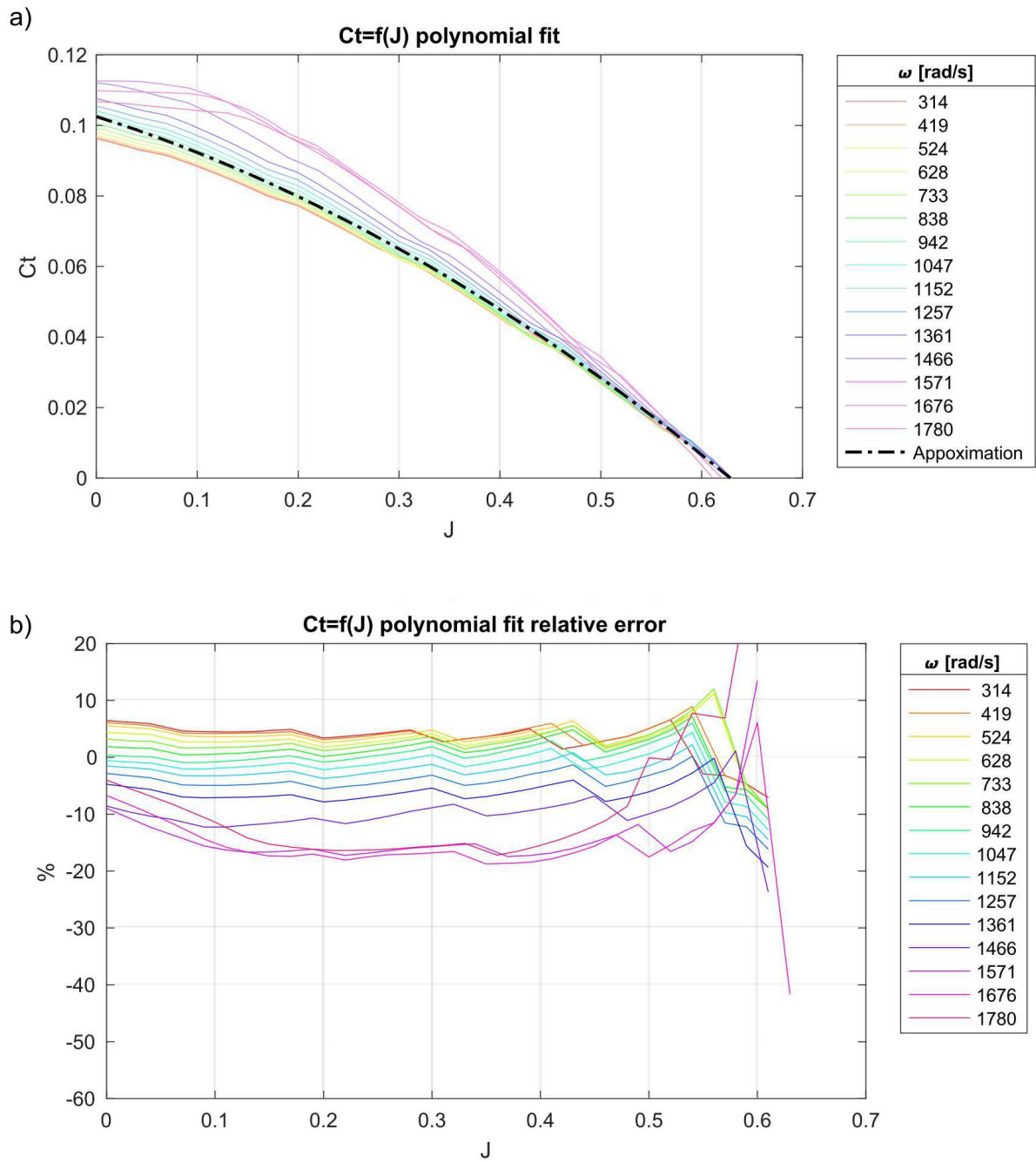
Rys. 2. Bezwymiarowe charakterystyki śmigła APC 14x5.5MR; a) charakterystyka bezwymiarowego współczynnika ciągu, b) charakterystyka bezwymiarowego współczynnika mocy



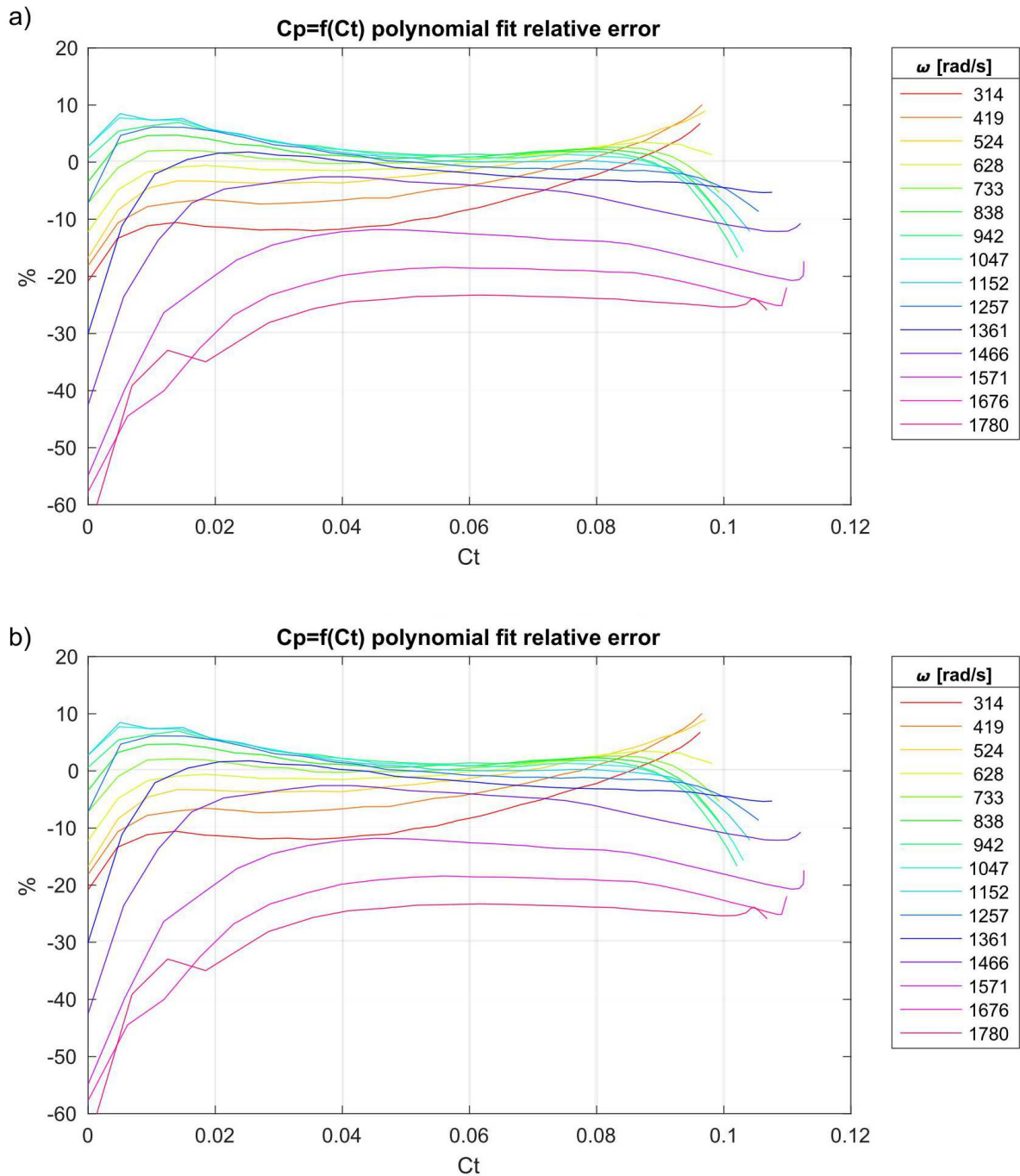
Rys. 3. Identyfikacja wielomianu opisującego współczynnik ciągu śmigła APC 10x4.5MR;
a) wynik aproksymacji, b) błąd względny aproksymacji



Rys. 4. Identyfikacja wielomianu opisującego współczynnik mocy śmigła APC 10x4.5MR;
a) wynik aproksymacji, b) błąd względny aproksymacji



Rys. 5. Identyfikacja wielomianu opisującego współczynnik ciągu śmigła APC 14x5.5MR;
 a) wynik aproksymacji, b) błąd względny aproksymacji



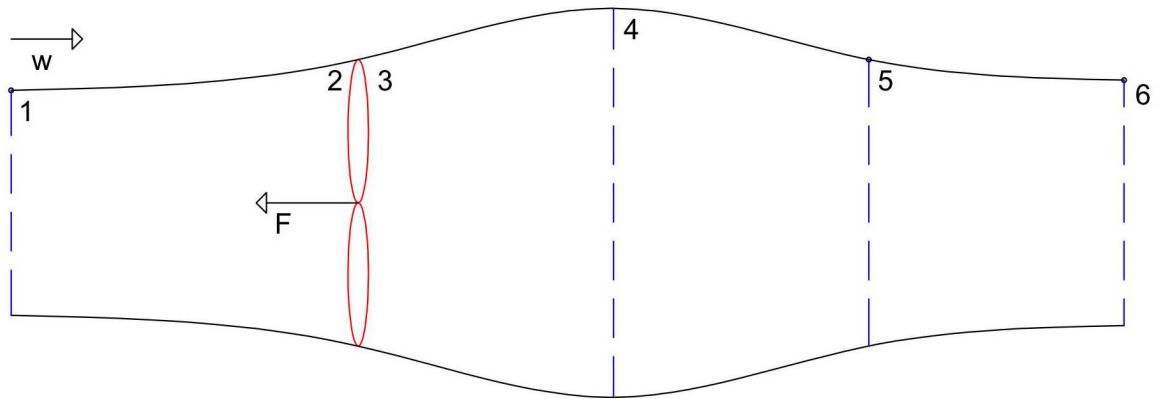
Rys. 6. Identyfikacja wielomianu opisującego współczynnik mocy śmigła APC 14x5.5MR;
a) wynik aproksymacji, b) błąd względny aproksymacji

W celu identyfikacji śmigła w oparciu o metodę momentów zastosowywano następujące przybliżenia:

$$v_6 = \alpha\omega \quad v_1 = w \quad (3.2)$$

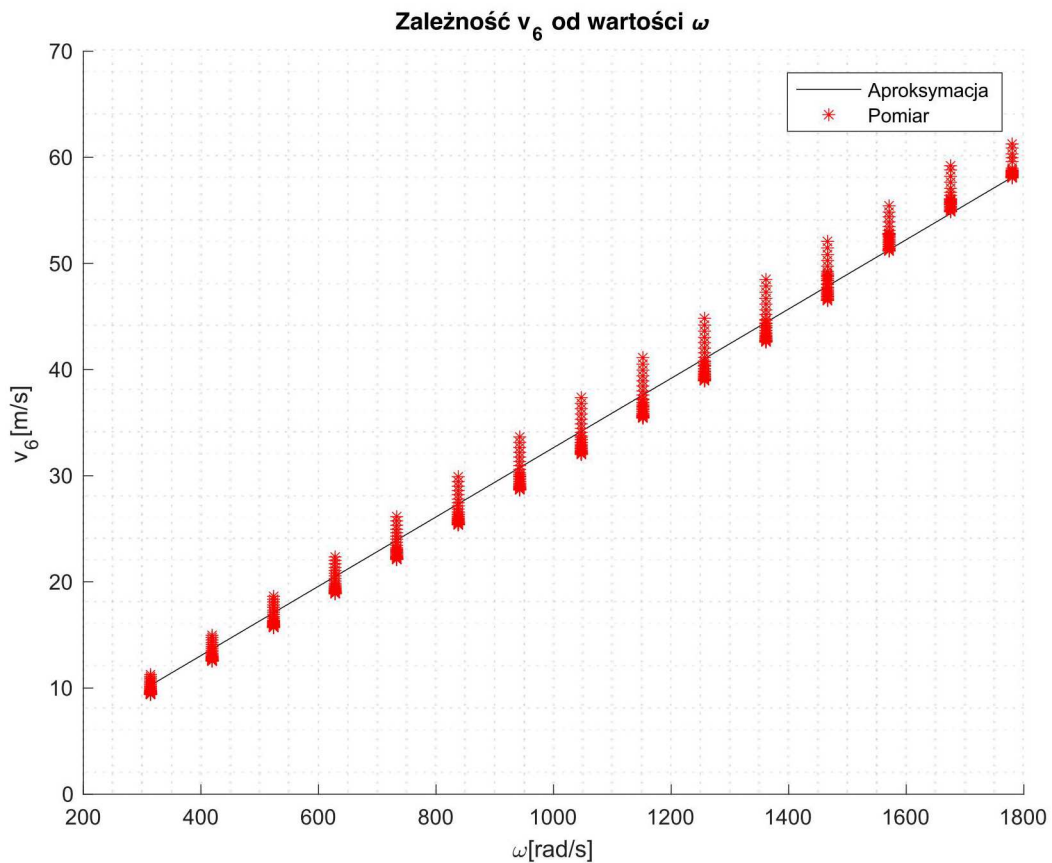
gdzie:

- α – współczynnik do identyfikacji,
- ω – prędkość obrotowa osi śmigła [rad/s],
- w – prędkość ruchu ośrodka [m/s].



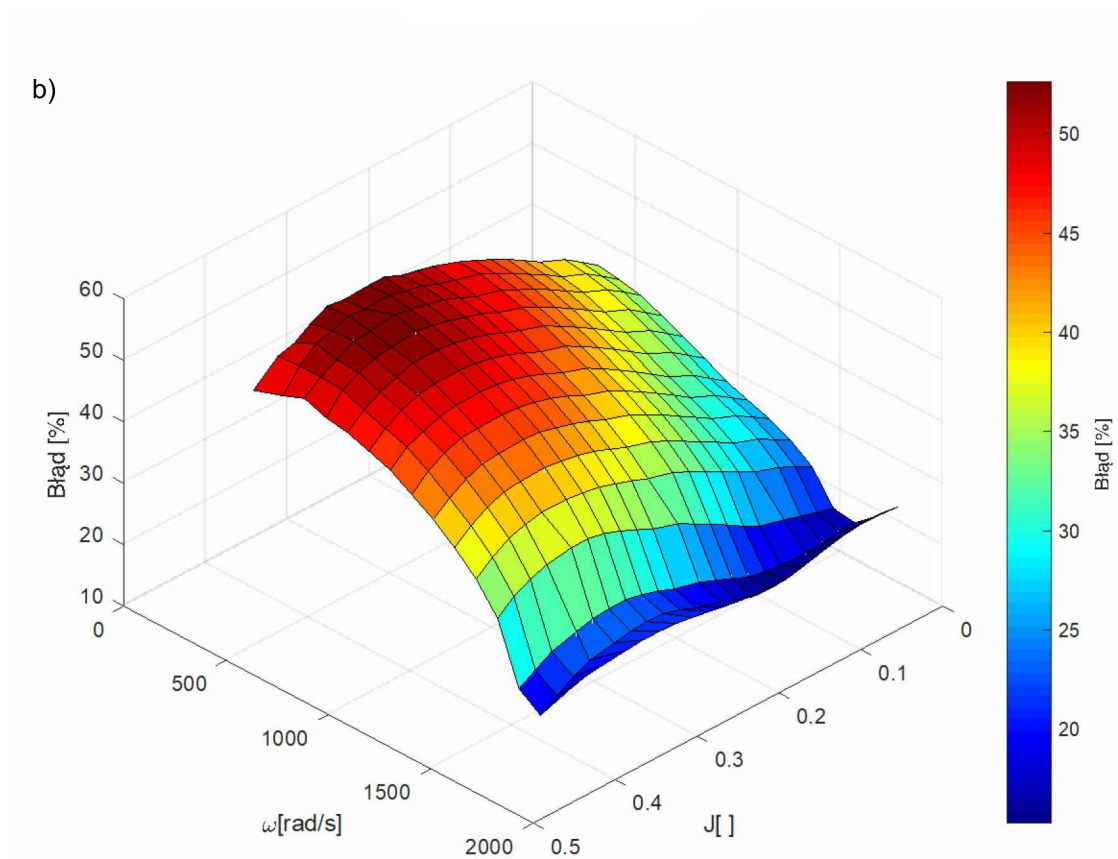
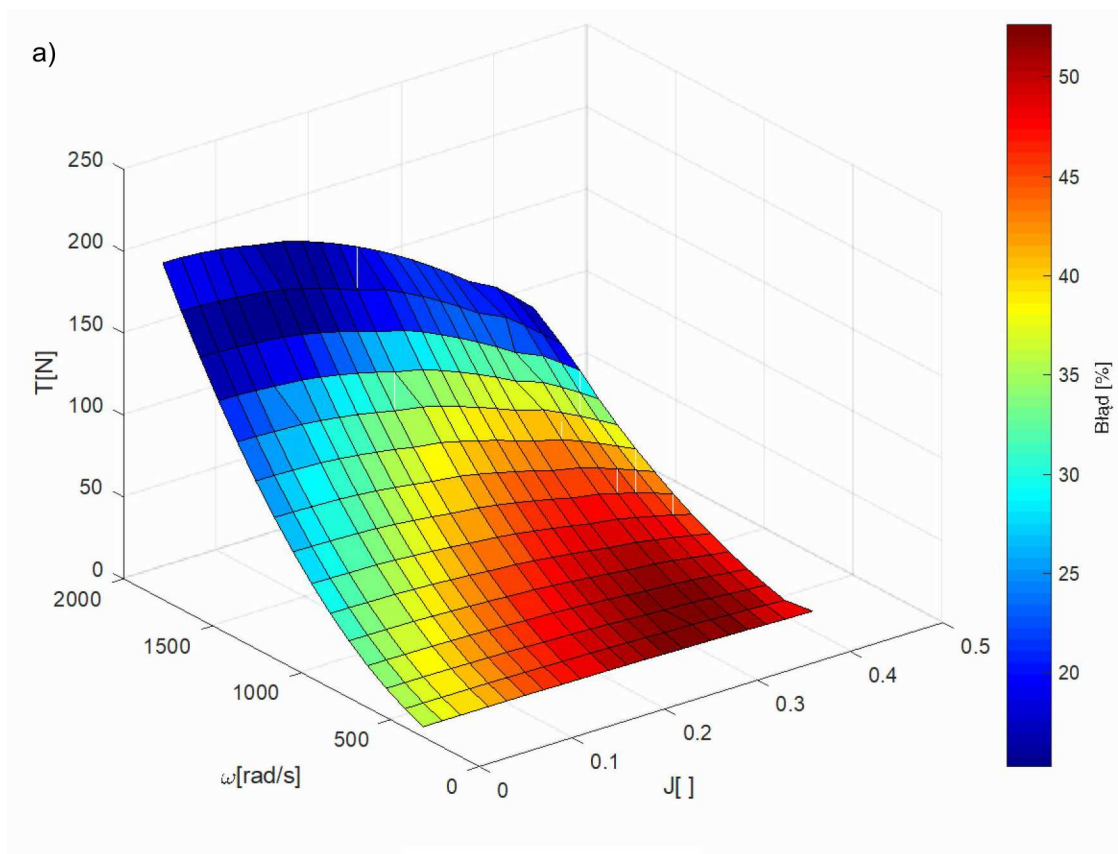
Rys. 7. Przekroje charakterystyczne metody momentów

Równanie (3.2)₁ zostało wyznaczone eksperymentalnie, korzystając z danych [1] oraz wykresu na rys 8. Równanie (3.2)₂ wynika z założenia, iż przepływ ośrodka w przekroju niezaburzonym pracą śmigła jest zawsze taki sam – niezależnie czy znajduje się przed, czy obok śmigła.

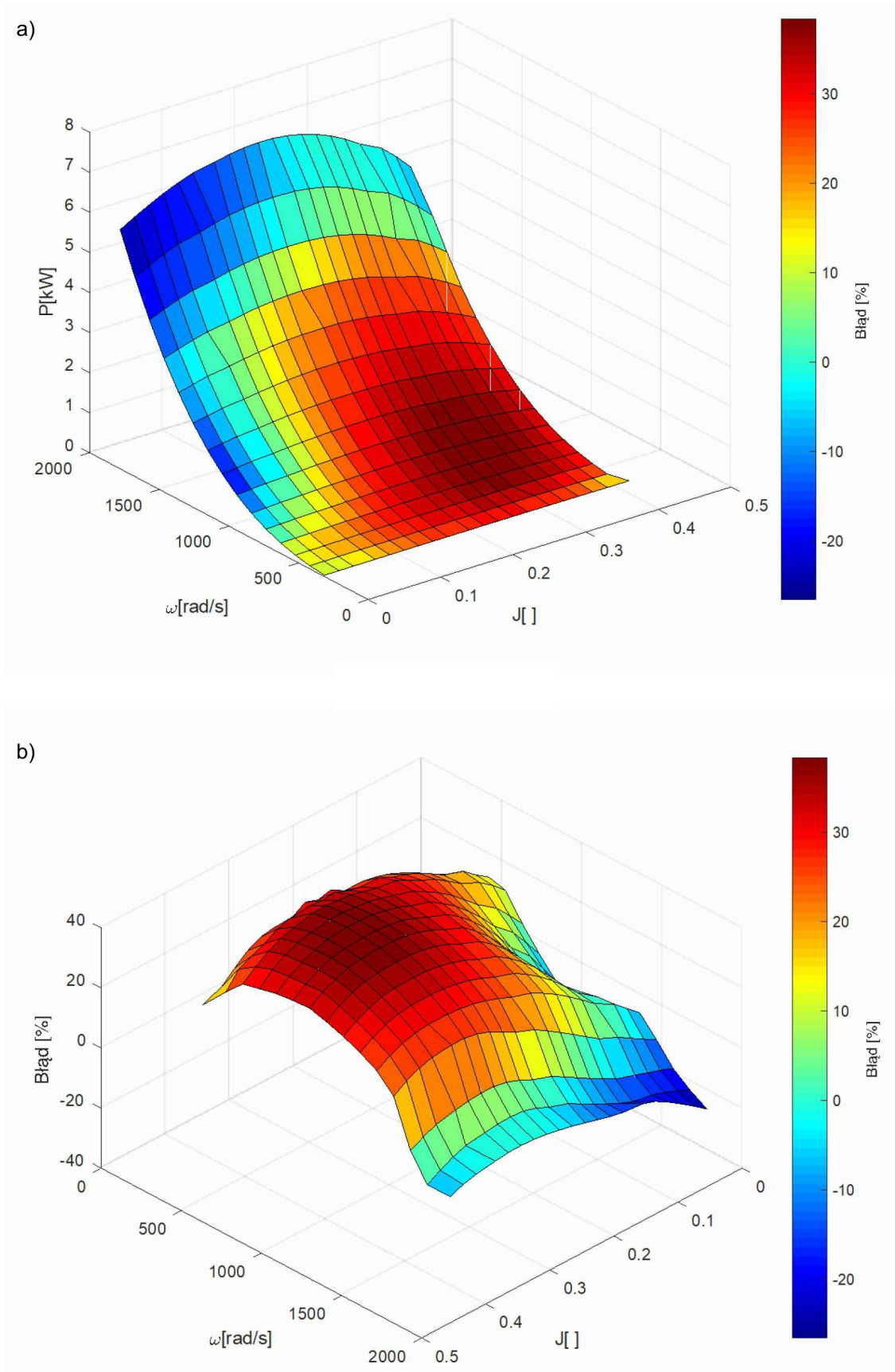


Rys. 8. Identyfikacja zależności pomiędzy prędkością kątową śmigła a prędkością indukowaną dla śmigła APC 14x5.5MR

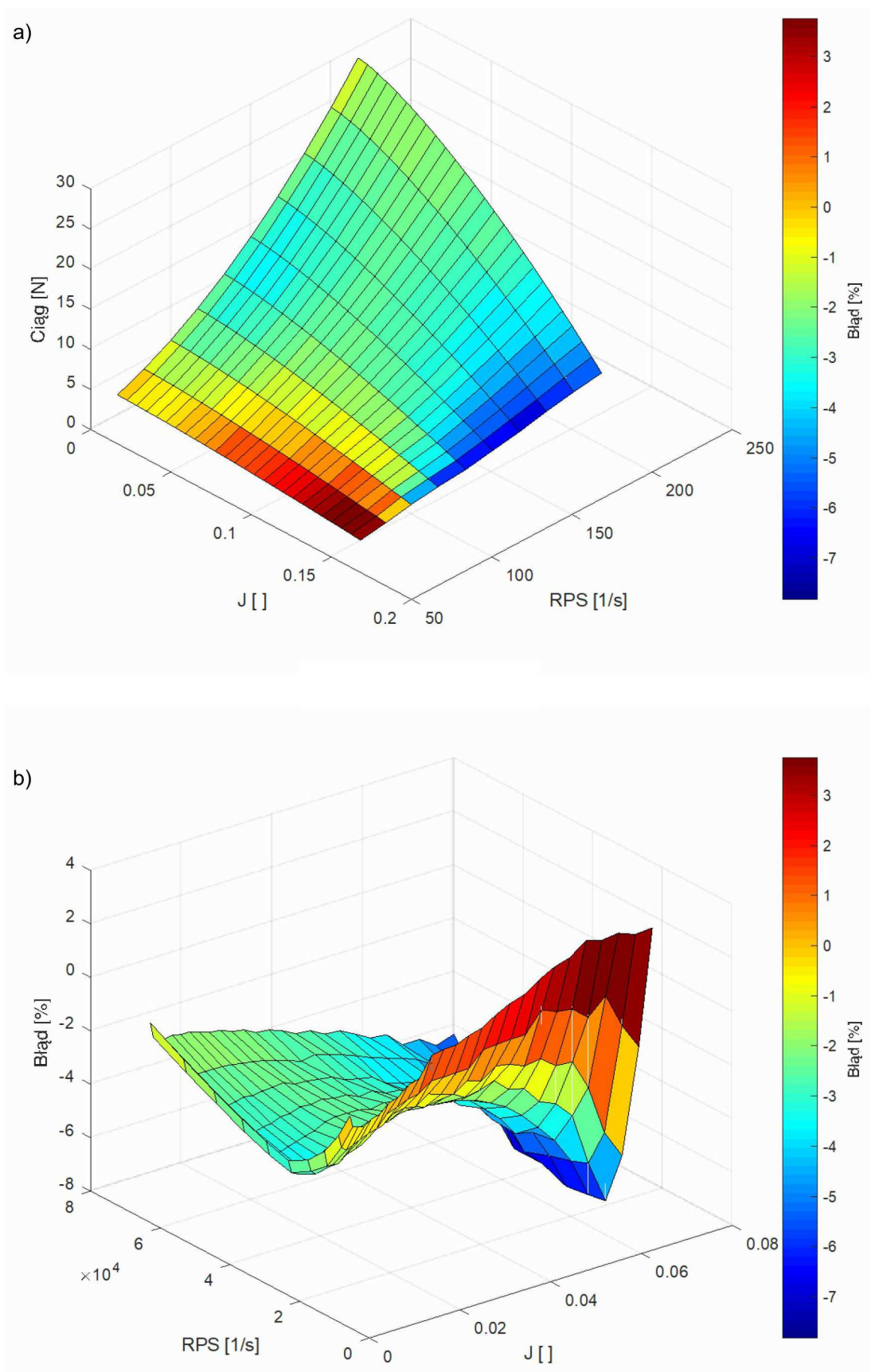
Otrzymane wyniki identyfikacji przedstawiono na rysunkach 9 i 10. Dla śmigła APC 10x4.5MR otrzymano wyniki o zbliżonej dokładności. Błąd estymacji rzędu +50%/ - 30% sprawia, iż metoda momentów nie może zostać wprost zastosowana jako opisująca zidentyfikowany model napędu.



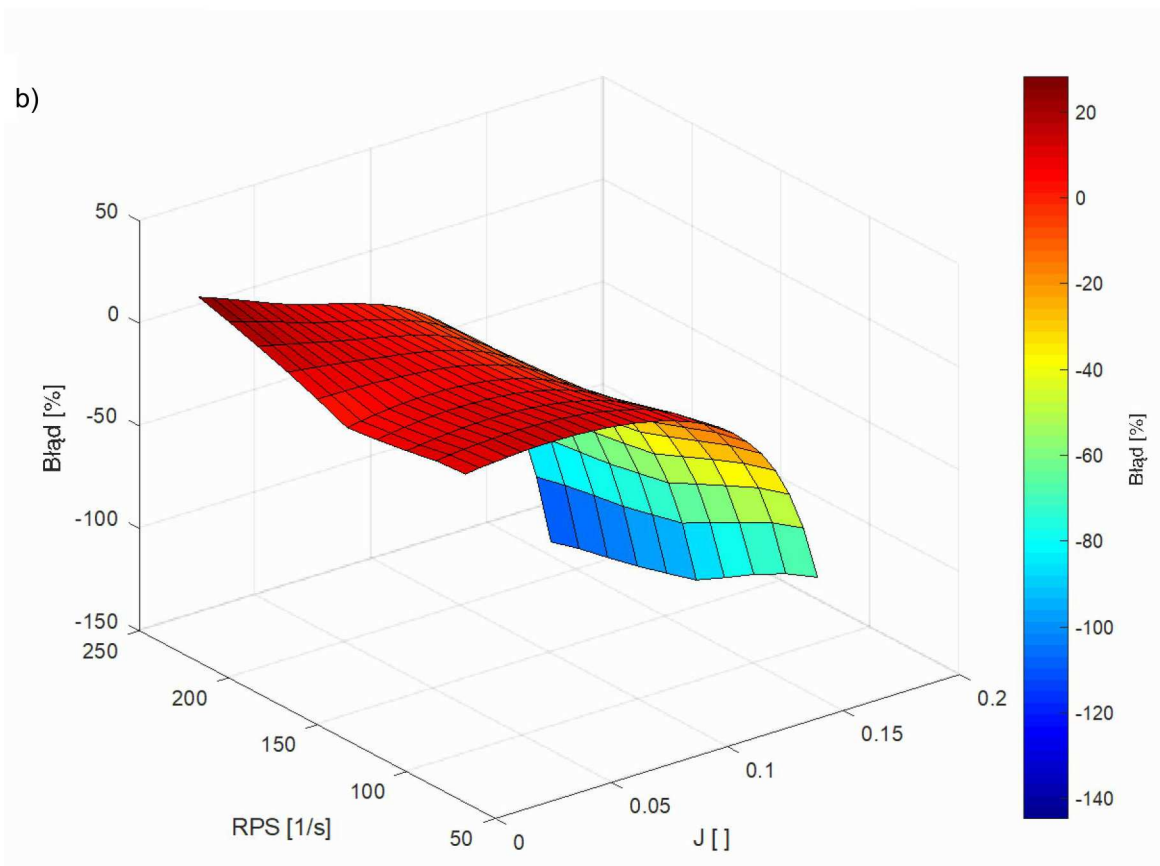
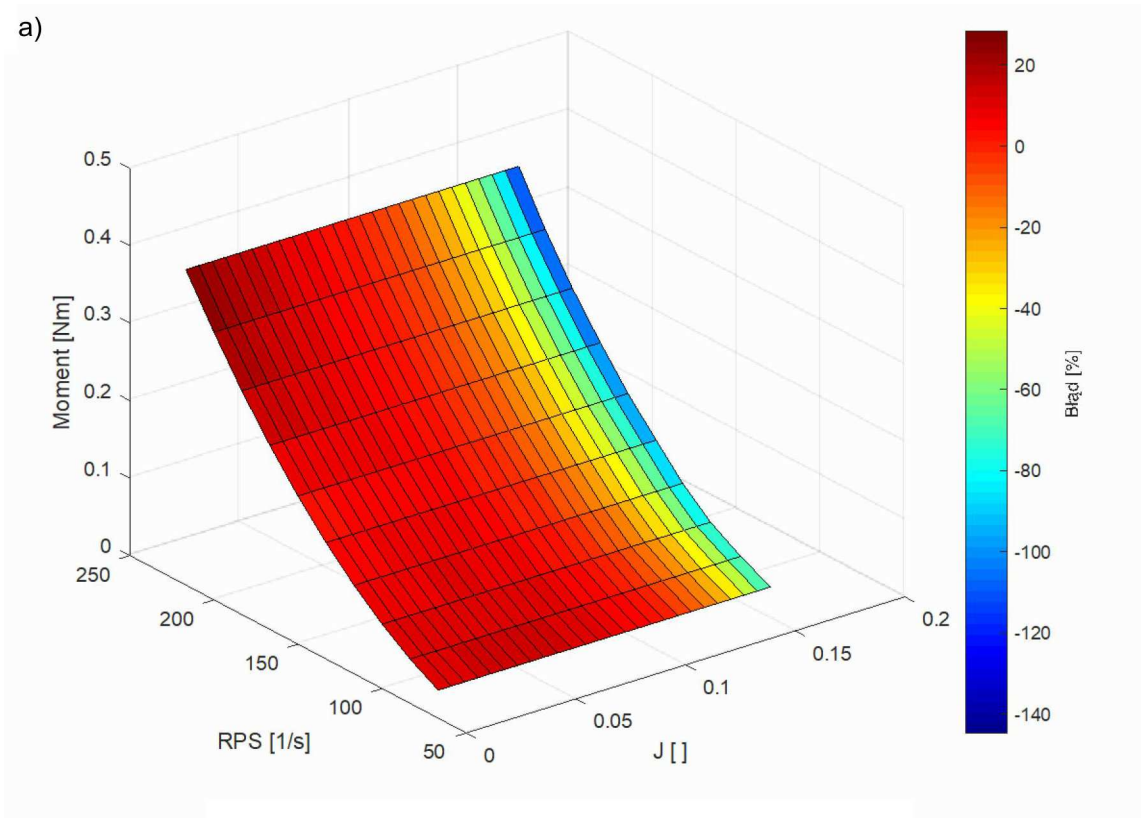
Rys. 9. Identyfikacja ciągu śmigła APC 14x5.5MR metodą momentów; a) ciąg śmigła, b) błąd estymacji



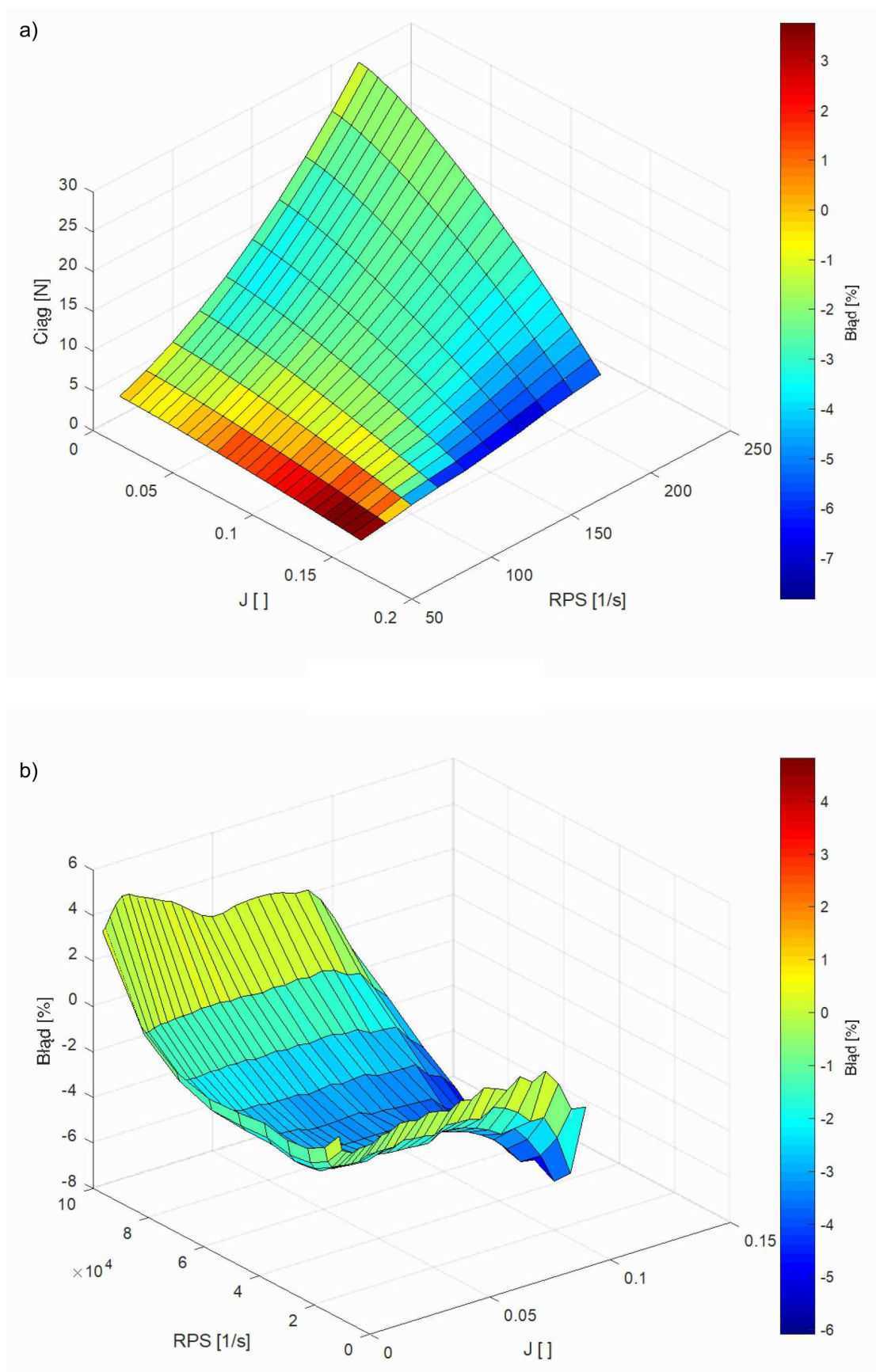
Rys. 10. Identyfikacja mocy na śmigle APC 14x5.5MR metodą momentów; a) moc na śmigle, b) błąd estymacji



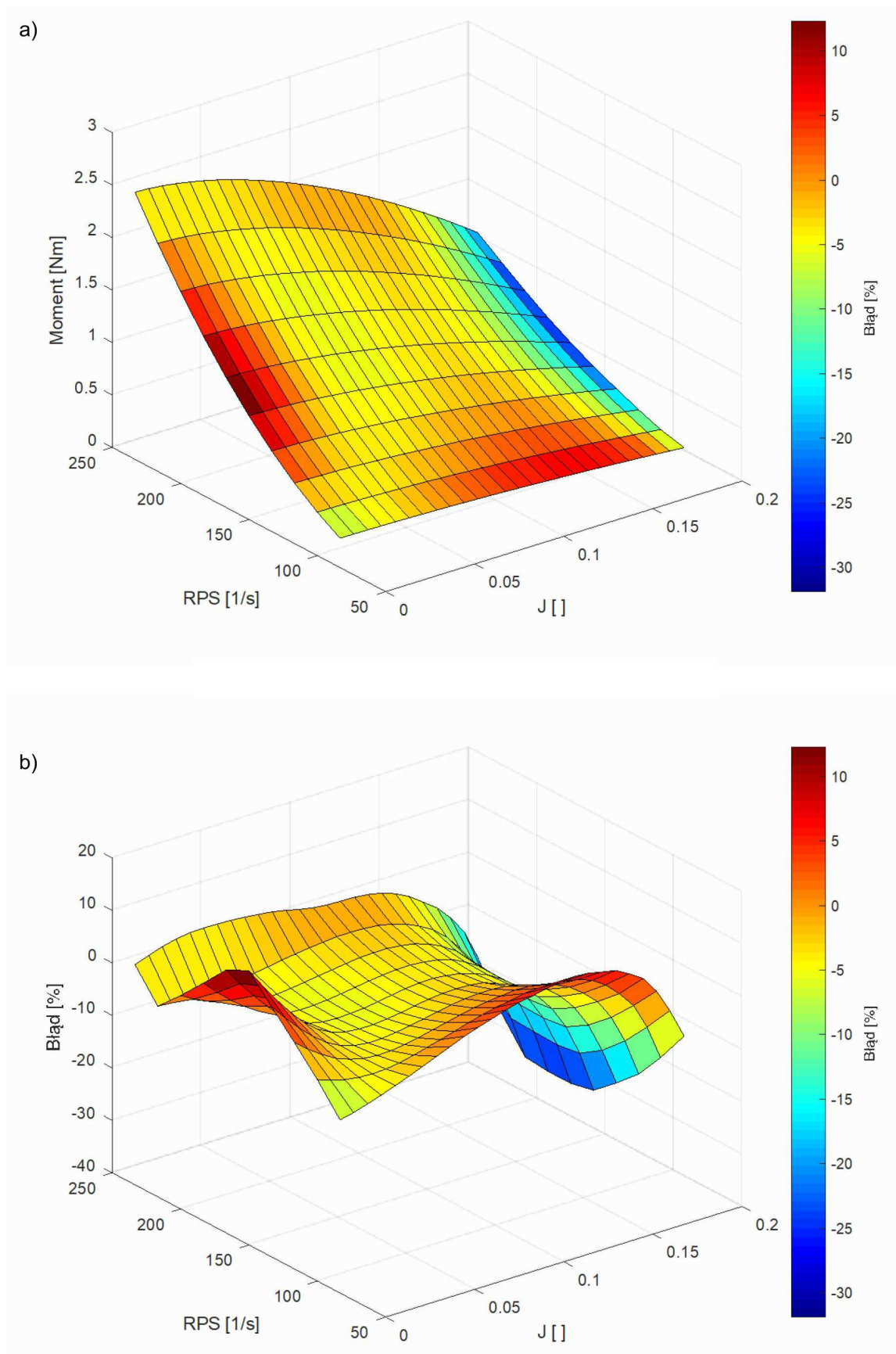
Rys. 11. Identyfikacja ciągu śmigła APC 10x4.5MR metodą modelu uogólnionego; a) ciąg śmigła, b) błąd estymacji



Rys. 12. Identyfikacja momentu reakcyjnego śmigła APC 10x4.5MR metodą modelu uogólnionego; a) moment reakcyjny śmigła (por. równanie (2.1)₄), b) błąd estymacji



Rys. 13. Identyfikacja ciągu śmigła APC 14x5.5MR metodą modelu uogólnionego; a) ciąg śmigła, b) błąd estymacji



Rys. 14. Identyfikacja momentu reakcyjnego śmigła APC 14x5.5MR metodą modelu uogólnionego; a) moment reakcyjny śmigła (por. równanie (2.1)₄), b) błąd estymacji

4. Nieliniowa identyfikacja w oparciu o uogólniony model śmigła

Metoda momentów wprowadza znaczące ograniczenia na kształt strumienia zaśmigłowego. Aby ominąć to ograniczenie, zaproponowano następujący nieliniowy model identyfikacji śmigła:

$$T = (\alpha_1 J^{\alpha_3} + \alpha_2) \omega^{\alpha_4} \quad P = (\beta_1 J^{\beta_3} + \beta_2) \omega^{\beta_4} \quad (4.1)$$

gdzie:

α_x – x -ty współczynnik identyfikacji siły ciągu,

β_x – x -ty współczynnik identyfikacji mocy.

Równania te zostały opracowane w oparciu o metodę momentów z pominięciem definiowania zależności pomiędzy polami poszczególnych przekrojów. Otrzymane wyniki przedstawiono na rysunkach 11-14. Otrzymany błąd estymacji siły ciągu był niewielki: +3% / – 7%. Estymacja momentu reakcyjnego jest nie gorsza niż dla metody wielomianowej, a w korzystnym przypadku jej błąd wynosi jedynie +10% / – 15%.

5. Wnioski

Opracowane metody pozwalają na identyfikację śmigieł niewielkich wielowirnikowców ze stosunkowo dużą dokładnością. Ich niska złożoność obliczeniowa pozwala, przy zastosowaniu odpowiednich sterowników silników, na zaimplementowanie ich nawet w najprostszycy komputerach pokładowych statków powietrznych.

Uzyskana dokładność pozwala nie tylko na szacowanie zapasu stabilności układów regulacji, ale także na syntezę zupełnie nowej rodziny sterowań w oparciu o model śmigła.

Planowany jest dalszy rozwój prac w kierunku eksperymentalnej weryfikacji otrzymanych modeli.

Bibliografia

1. *APC Propellers performance data*, <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/> (dostęp od 1 maja 2018 r.)
2. LEISHMAN J.G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 23.12.2002
3. MANSBERGER L., A fundamental revision of wind turbine design theory mansberger blade element theory M-BET, *Technical Report*, ResearchGate 2015,
4. PITT D.M., PETERS D.A., Theoretical prediction of dynamic-inflow derivatives, *6th Eur Rotorcr Powered Lift Aircraft Forum*, 1980, Part 2, 47.1-47.18
5. LIANG T., WANG W., WU S., LU K., Nonlinear attitude control of tiltrotor aircraft based on dynamic surface adaptive backstepping, *29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC)*, Chongqing, 2017, 603-608
6. ŠENKUL F., ALTUĞ E., Modeling and control of a novel tilt-roll rotor quadrotor UAV, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Atlanta, GA, 2013, 1071-1076
7. CHAO C., LINCHENG S., DAIBING Z., JIYANG Z., Mathematical modeling and control of a tiltrotor UAV, *IEEE International Conference on Information and Automation (ICIA)*, Ningbo, 2016, 2016-2021
8. FLORES G., LUGO I., LOZANO R., 6-DOF hovering controller design of the quad tiltrotor aircraft: simulations and experiments, *53rd IEEE Conference on Decision and Control*, Los Angeles, CA, 2014, 6123-6128

Methods of modelling of small-diameter propellers of UAVs

One of the key aspects of multi-rotor control systems is correlation between torque and thrust produced by the propeller. Structural uncertainty of a linearized model, implied by PID-based control algorithm, causes a small margin of stability along the yaw axis and susceptibility to geometric imperfections of an UAV. Usage of the nonlinear model enables researcher not only to predict BIBO stability range on classical PID control, but also to introduce nonlinear compensations to the control system in order to improve the above mentioned stability.

Agenda of the article includes the most popular methods of SUAV propeller modelling. They will be classified according to the ease of implementation and error introduced by each of them.

TŁUMIENIE CZYNNE NIELINIOWYCH DRGAŃ AEROELASTYCZNYCH LOTKI PRZY UŻYCIU STEROWNIKA NEURONOWEGO UCZONEGO ZE WZMOCNIENIEM

FRANCISZEK DUL

*Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa
e-mail: fdul@meil.pw.edu.pl*

W pracy przedstawiono problem czynnego tłumienia aeroelastycznych nieliniowych histerezowych drgań lotek za pomocą nieliniowego sterownika neuronowego (NN). Uczenie ze wzmocnieniem (RL) sieci neuronowej wykorzystuje funkcję użyteczności opartą na epizodach będących symulacjami drgań lotki dla różnych warunków początkowych. Pokazano, że sterownik NN/RL jest w stanie stłumić histerezowe drgania lotki dużo skuteczniej niż sterowniki liniowe (LQR, H_∞) a także iż jest on znacznie odporniejszy niż sterownik H_∞ . Wyrażono i uzasadniono pogląd, iż bardziej złożony sterownik neuronowy będzie w stanie całkowicie stłumić nieliniowe histerezowe drgania lotek, w przeciwieństwie do sterowników liniowych, które osiągnęły granice swoich możliwości.

1. Wstęp

Mimo upływu ponad osiemdziesięciu lat od powstania teorii aeroelastyczności [1] samoloty mają ciągle problemy z różnymi drganiami aeroelastycznymi. Chociaż najbardziej niebezpieczny flutter giętno-skrętny skrzydeł i powierzchni sterowych został praktycznie wyeliminowany w lotnictwie wojskowym i „dużym” cywilnym na skutek rozwoju pasywnych metod zapobiegania lub tłumienia, to wciąż pojawiają się drgania aeroelastyczne, które są wysoce niepożądane i dlatego należy im przeciwdziałać. Najczęściej obserwuje się nieliniowe drgania sterów, zwłaszcza lotek i (rzadziej) steru wysokości, mające charakter cykli granicznych (LCO). Choć są one dużo mniej niebezpieczne niż flutter klasyczny i na ogół nie powodują zniszczenia samolotu, są bardzo szkodliwe ze względu na ich negatywny wpływ na systemy sterowania i konstrukcję. Poza klasycznym flutterem skrzydłowo-lotkowym, który jest w zasadzie zjawiskiem liniowym, pozostałe drgania aeroelastyczne lotek są zwykle nieliniowe ze względu na nieliniowości różnych typów: konstrukcyjnych, geometrycznych lub występujących w układach sterowania. Drgania takie mają bardzo często charakter histerezowy i z tego powodu nie można im zapobiegać metodami biernymi (zwiększaniem sztywności i tłumienia czy też wyważaniem masowym). Aktywne tłumienie takich drgań stanowi więc atrakcyjną możliwość, gdyż systemy sterowania (FCS) montowane na współczesnych samolotach mogą być wykorzystane do tego celu bez zasadniczych modyfikacji. Jednakże aktywne tłumienie drgań aeroelastycznych przy użyciu klasycznych, liniowych metod sterowania, chociaż skuteczne i efektywne w tłumieniu flutteru liniowego lub lekko nieliniowego (generowanego luzami), nie jest wystarczająco skuteczne w przypadku silnie nieliniowych drgań histerezowych. Drgania tego rodzaju mogą być tłumione aktywnie przy wykorzystaniu nieliniowych metod sterowania, które okazały się skuteczne w innych zagadnieniach nieliniowych.

Dwa rodzaje drgań aeroelastycznych, związane z luzami lub histerezą, są szczególnie niepożądane i potencjalnie niebezpieczne. Nieliniowe drgania sterów zdarzały się stosunkowo często, np.

drżania sterów wysokości samolotów Airbus w latach dziewięćdziesiątych XX wieku, które wywoływały dyskusję pomiędzy władzami lotniczymi (FAA) a producentem [2] lub spektakularna katastrofa myśliwca F-117 spowodowana drżaniami lotek przy prędkości $V \sim 750$ km/h, znacznie mniejszej niż prędkość krytyczna flatteru $V_{cr} \sim 1100$ km/h. Istnieje zatem potrzeba zapobiegania takim drżaniom, albo ich tłumienia. Jednakże pasywne metody zapobiegania w przypadku drżań nieliniowych są zwykle mało skuteczne. Z tego powodu aktywne metody tłumienia drżań stają się bardzo atrakcyjne, ponieważ do tego celu można wykorzystać istniejące automatyczne systemy sterowania lotem.

Zagadnienie tłumienia nieliniowych aeroelastycznych drżań układów sterowania z wykorzystaniem sterowników opartych na klasycznych metodach liniowych, takich jak LQR (Linear Quadratic Regulator), LQG (Linear Quadratic Gauss) i odporna metoda H_∞ , było przedmiotem wielu prac [3], [4]. W ostatnim okresie odnotowano znaczący postęp, zarówno teoretyczny jak i eksperymentalny, w dziedzinie aktywnego tłumienia drżań aeroelastycznych [5], [6]. Klasyczne metody tłumienia drżań wymagają jednak linearyzacji problemu nieliniowego. Niektóre drżania nieliniowe mogą być zlinearyzowane adekwatnie, np. nieliniowość typu luzu. W takich przypadkach metody liniowe okazują się dość skuteczne [7]. Istnieją jednak silne nieliniowości, które w ogóle nie mogą być linearyzowane, np. z nieciągłością lub histerezą. Drżania generowane przez takie nieliniowości mogą być stłumione liniowymi metodami sterowania jedynie częściowo; chociaż amplitudy drżań mogą być ograniczone, nie można ich jednak stłumić całkowicie [7]. Wynika stąd, że w takich przypadkach należy zastosować odpowiednie metody nieliniowe.

Istnieje kilka prób wykorzystania nieliniowego podejścia do problemu tłumienia silnie nieliniowych drżań aeroelastycznych, które są oparte na funkcji opisującej, bilansie harmonicznym [8] lub innych [9]. Zaproponowano także podejście wykorzystujące sieć neuronową do zagadnień aeroelastycznych [10], [11], chociaż głównie w kontekście tłumienia flatteru [12]-[14].

W niniejszej pracy omówiono zagadnienie syntezy nieliniowego sterownika opartego na sieci neuronowej i uczenia ze wzmocnieniem dla aktywnego tłumienia nieliniowych histerezowych drżań aeroelastycznych lotek. Zostało wykazane, że takie drżania mogą być tłumione przez sterownik neuronowy o wiele skuteczniej niż mogą to zrobić metody liniowe, H_∞ lub LQR.

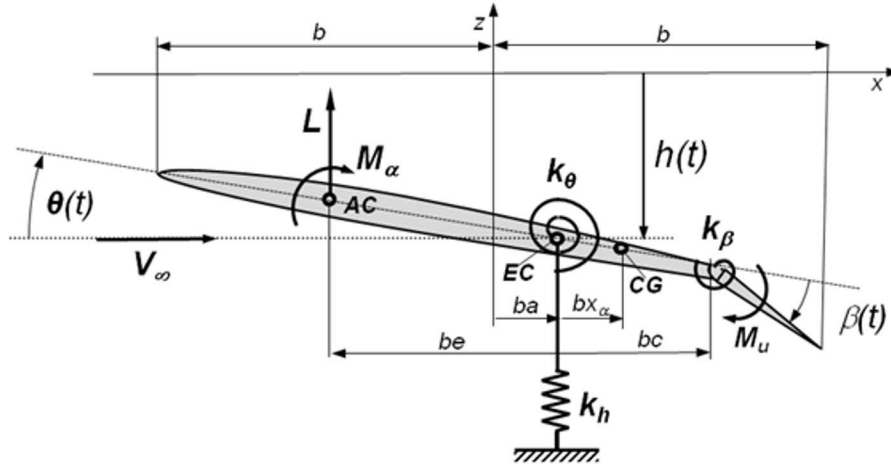
Nowe rezultaty dotyczą syntezy nieliniowego sterownika opartego na sieci neuronowej i uczeniu ze wzmocnieniem (NN/RL) dla aktywnego tłumienia aeroelastycznych drżań lotek z nieliniowością histerezową. Według wiedzy autora problem ten nie był jeszcze opisany w literaturze przedmiotu.

Model aeroelastyczny skrzydła z lotką złożony jest z półsztywnego modelu strukturalnego skrzydła o trzech stopniach swobody (3-DOF) z nieliniową lotką oraz z potencjalnego modelu przepływu nieściśliwego. W dalszej części pracy przedstawiono nieliniowy sterownik neuronowy wraz z opisem metodyki uczenia ze wzmocnieniem zastosowanej do wyznaczenia wag sieci neuronowej sterownika. Do uczenia sieci opartego na minimalizacji funkcji użyteczności zaproponowano prostą metodę gradientową. Przedstawiono problemy związane z uczeniem sieci. Na zakończenie przedstawiono porównanie efektywności sterownika NN/RL i odpornego sterownika H_∞ . Pokazano, że nieliniowe drżania lotek indukowane przez histerezę mogą być bardziej skutecznie tłumione przez sterownik nieliniowy, chociaż tłumienie nie jest jeszcze zupełne.

Struktura pracy jest następująca. W kolejnych rozdziałach przedstawiono model nieliniowych drżań aeroelastycznych lotki oraz omówiono aktywne tłumienie takich drżań za pomocą klasycznych metod sterowania LQR i H_∞ . Następnie opisano nieliniowy sterownik NN/RL i przedstawiono analizę procesu jego uczenia ze wzmocnieniem. Następnie porównano skuteczność aktywnego tłumienia drżań lotek przez oba sterowniki NN/RL oraz H_∞ . Omówiono także wady sterownika NN/RL. We wnioskach przedstawiono propozycje dalszych badań.

2. Nieliniowe aeroelastyczne drgania lotek

Model nieliniowych drgań aeroelastycznych przyjęty w niniejszej pracy to klasyczny, półsztywny model skrzydła z lotkami (rys. 1) [15], [16] Założono, że charakterystyki konstrukcyjne skrzydła są liniowe; zakłada się również liniowość przepływu.



Rys. 1. Model aeroelastyczny półsztywny skrzydła z lotką nieliniową

Równania modelu mają postać

$$[\mathbf{M}_S - \mathbf{M}_A(\mathbf{V}_\infty)]\ddot{\mathbf{q}} + [\mathbf{D}_S - \mathbf{D}_A(\mathbf{V}_\infty)]\dot{\mathbf{q}} + [\mathbf{K}_S - \mathbf{K}_A(\mathbf{V}_\infty)]\mathbf{q} + \mathbf{M}_H(\beta, \dot{\beta}) = \mathbf{M}_u(\mathbf{u}) \quad (2.1)$$

gdzie wektor stanu $\mathbf{q}(t) = [h(t), \theta(t), \beta(t)]^T$ opisuje, odpowiednio, zginanie $h(t)$ i skręcanie $\theta(t)$ skrzydła oraz wychylenie lotki $\beta(t)$, \mathbf{M}_S , \mathbf{D}_S , \mathbf{K}_S są, odpowiednio, macierzami bezwładności, tłumienia i sztywności skrzydła, $\mathbf{M}_A(\mathbf{V}_\infty)$, $\mathbf{D}_A(\mathbf{V}_\infty)$, $\mathbf{K}_A(\mathbf{V}_\infty)$, odpowiednio, macierzami bezwładności aerodynamicznej, tłumienia aerodynamicznego sztywności aerodynamicznej, które zależą od prędkości przepływu niezaburzonego \mathbf{V}_∞ , $\mathbf{M}_H(\beta, \dot{\beta})$ jest wektorem nieliniowej sztywności układu sterowania lotek, zaś $\mathbf{M}_u(\mathbf{u})$ jest momentem sterującym przyłożonym do lotki, który zależy od sterowania \mathbf{u} wyznaczanego przez układ sterowania.

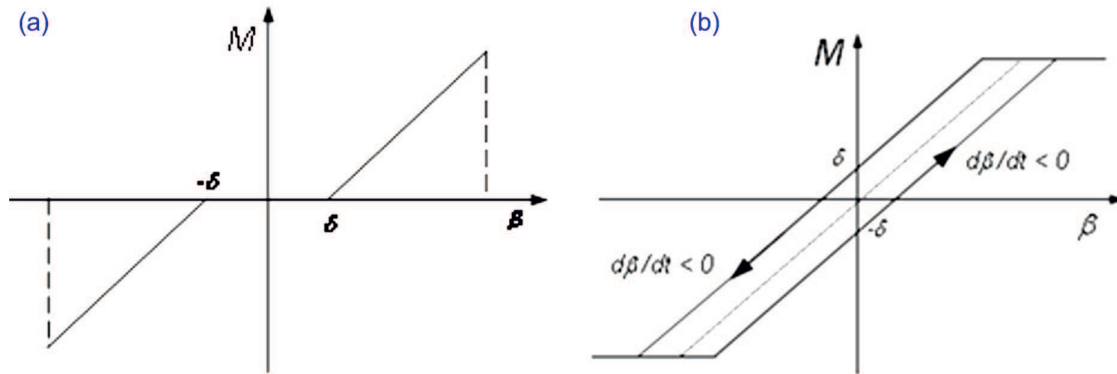
W pracy rozważa się nieliniowości konstrukcyjne lotek i ich układów sterowania. Nieliniowości aerodynamiczne, takie jak we flatterze transonicznym, nie są rozważane. Drgania aeroelastyczne powierzchni sterowych są zazwyczaj nieliniowe, w przeciwieństwie do klasycznego flatteru, który jest w zasadzie zjawiskiem liniowym. Spośród różnych typów nieliniowości które mogą występować w zjawiskach aeroelastycznych, histereza jest jedną z najsilniejszych. W systemach sterowania lotkami spotyka się najczęściej dwa rodzaje nieliniowości: luzy (rys. 2a) oraz histerezę (rys. 2b).

Nieliniowość histerezowa jest nieliniowością dynamiczną, w której moment strukturalny \mathbf{M} lotki zależy zarówno jej od wychylenia, jak i prędkości kątowej wychylenia

$$\mathbf{M}_{H6}(\beta, \dot{\beta}) = \max(-M_{max}, \min(k(\beta - \text{sgn}(\dot{\beta})\delta), M_{max})) \quad (2.2)$$

gdzie $\beta(t)$ jest wychyleniem lotki [rad], $\dot{\beta}(t)$ jest prędkością kątową wychylenia [rad/s], M_{max} jest maksymalną wartością przyłożonego momentu [Nm], a δ jest grubością pętli histerezy [Nm]. Histereza jest dynamicznie nieciągła, nagle zmiana momentu pojawia się, gdy $\dot{\beta}$ zmienia znak. Ze względu na tę własność histereza nie może być linearyzowana.

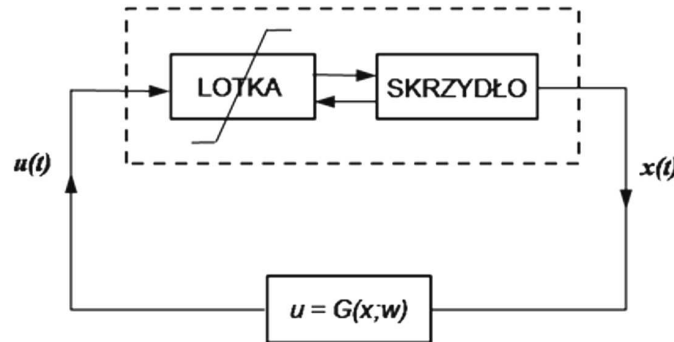
Model (2.1) wraz z modelem nieliniowości histerezowej (2.2) został wykorzystany do analizy aktywnego tłumienia drgań lotek.



Rys. 2. Nieliniowości lotki: luz (a) i histereza (b)

3. Tłumienie aktywne drgań aeroelastycznych

Model aeroelastyczny opisany w rozdziale 2 zostanie użyty w ramach ogólnej struktury układu sterowania ze sprzężeniem zwrotnym (rys. 3).



Rys. 3. Model tłumienia drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką nieliniową

Klasyczne metody sterowania, LQR oraz odporna metoda H_∞ mają postać ogólną [17]

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad \mathbf{u} = -\mathbf{K}\mathbf{x} \quad (3.1)$$

gdzie: $\mathbf{x}(t)$ jest wektorem stanu, \mathbf{u} jest wektorem sterowania, \mathbf{A} , \mathbf{B} i \mathbf{K} są, odpowiednio, macierzami dynamiki, sterowania i wzmacnienia. Celem sterowania jest sprowadzenie aktualnego stanu $\mathbf{x}(t)$ do stanu zerowego (równowagi) $\mathbf{x}(t) \rightarrow \mathbf{0}$, co osiąga się poprzez minimalizację kwadratowego wskaźnika jakości

$$J(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (3.2)$$

gdzie $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T$ i $\mathbf{R} = \mathbf{R}^T > \mathbf{0}$ są macierzami wagowymi (projektowymi). W ramach tej metodologii model zjawiska (3.1)₁ oraz sprzężenie zwrotne (3.1)₂ muszą być liniowe. Jeżeli model jest nieliniowy, jak (2.1)

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \left\{ \dot{\mathbf{q}}, \right. \\ \left. - (\mathbf{M}_S - \mathbf{M}_A(\mathbf{V}_\infty))^{-1} [(\mathbf{D}_S - \mathbf{D}_A(\mathbf{V}_\infty))\dot{\mathbf{q}} + (\mathbf{K}_S - \mathbf{K}_A(\mathbf{V}_\infty))\mathbf{q} + \mathbf{M}_H(\beta, \dot{\beta}) - \mathbf{M}_u(\mathbf{u})] \right\}^T \quad (3.3)$$

naależy dokonać jego linearyzacji w celu uzyskania modelu liniowego postaci (3.1)₁.

W aktywnym tłumieniu nieliniowych drgań aeroelastycznych pojawiają się dwa problemy:

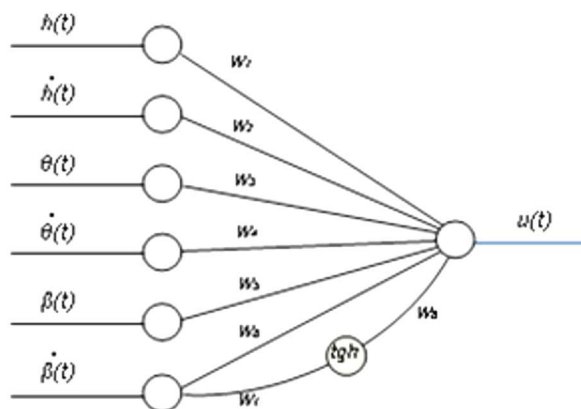
- (i) modele nieliniowości mogą być nie w pełni adekwatne, dlatego, aby uwzględnić wpływ niemodelowanej części zjawiska, metoda sterowania powinna być wystarczająco odporna,
- (ii) podczas gdy niektóre nieliniowości (np. luz) można łatwo zlinearyzować, nieliniowość histerezowa zasadniczo nie podlega linearyzacji.

Pierwsza własność sugeruje użycie do aktywnego tłumienia nieliniowych drgań lotek odpornej metody H_∞ ze względu na jej zdolność do traktowania niepewności modelu jako zakłóceń, które mogą być przez nią skutecznie uwzględniane. Jednakże w przypadku nieliniowości histerezowej, druga własność w zasadzie wyklucza zastosowanie do tłumienia takich drgań klasycznych metod liniowych. Linearyzacja silnie nieliniowej histerezy, takiej jaką posiada rozważana tutaj lotka, może być tylko częściowo adekwatna. Chociaż można w ten sposób zapobiec flatterowi, to jednak drgania lotki nie mogą być stłumione całkowicie – ich amplituda, choć niewielka, nie dąży do zera, lecz utrzymuje się na stałym poziomie [7]. Wynika stąd, że linearyzacja nie jest dobrym rozwiązaniem w przypadku silnie nieliniowych drgań aeroelastycznych. W takiej sytuacji metody nieliniowe, takie jak NN/RL, stają się atrakcyjne ze względu na zdolność radzenia sobie z dowolnymi w zasadzie nieliniowościami, w tym nieciągłymi [18].

4. Sterownik neuronowy

Metoda aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych za pomocą sterownika wykorzystującego sieć neuronową była dotychczas proponowana głównie do czynnego tłumienia flatteru [10], to znaczy do zadań liniowych, które mogą być skutecznie analizowane za pomocą klasycznych, odpornych metod sterowania. Proponowane podejście do syntezy sterownika nieliniowego polega na połączeniu sieci neuronowej jako sterownika (struktura) oraz uczenia ze wzmocnieniem wykorzystywanego do wyznaczenia nieznanymi wag sieci neuronowej [19].

Sieć neuronowa, nazwana NN(8), przedstawiona jest na rys. 4. Ma ona prostą topologię złożoną z jednej warstwy wejściowej oraz jednej warstwy wyjściowej (brak jest warstw ukrytych). Sieć ma $n = 6$ wejść, $m = 1$ wyjście, $M = 8$ współczynników wagowych, zaś jako funkcji aktywacji użyto tangensa hiperbolicznego $G(x) = \tanh(x)$. Struktura sieci NN(8) jest wzorowana na sieci PEGASUS użytej do sterowania autonomicznym śmigłowcem [20]. Z powodu braku innych wskazówek dla rozważanego zadania i po stwierdzeniu, że nieliniowość dotyczy jedynie lotki, rozsądne wydało się dodanie węzłów nieliniowych tylko dla zmiennych stanu lotek: wychylenia $\beta(t)$ oraz prędkości kątowej wychylenia $\dot{\beta}(t)$. Dalsza analiza pokazała jednak, że lepszym wyborem będzie dodanie tylko jednego węzła nieliniowego – dla prędkości kątowej $\dot{\beta}(t)$.



Rys. 4. Sieć neuronowa sterownika NN(8)

Tak zbudowana sieć neuronowa opisana jest zależnością w postaci

$$u = w_1 h + w_2 \dot{h} + w_3 \theta + w_4 \dot{\theta} + w_5 \beta + w_6 \dot{\beta} + w_8 \operatorname{tgh}(w_7 \dot{\beta}) \quad (4.1)$$

gdzie \mathbf{x} jest wektorem wejść, \mathbf{u} jest sterowaniem (wektorem o wymiarze $m = 1$), natomiast $\mathbf{w} = [w_1, \dots, w_8]$ jest wektorem nieznanych wag, które powinny być wyznaczone w procesie uczenia.

Uczenie ze wzmocnieniem zastosowane w niniejszej pracy opiera się na ogólnych kryteriach jakości uczenia: funkcji nagrody $r(\mathbf{x})$ oraz funkcji użyteczności $U(\mathbf{x})$ określonej jako zdyskontowana suma nagród $r(\mathbf{x})$

$$U(\mathbf{x}_a) = \sum_{i=1}^{\infty} \gamma^i r(\mathbf{x}_{a+i}) \quad (4.2)$$

gdzie \mathbf{x}_a jest aktualnym stanem systemu, \mathbf{x}_{a+k} są stanami, które będą odwiedzane kolejno począwszy od \mathbf{x}_a , zgodnie z równaniem stanu (3.3), zaś $\gamma \leq 1$ jest współczynnikiem dyskontowym.

Funkcja nagrody (tutaj kary) $r(\mathbf{x})$ określa przychody otrzymane w stanie \mathbf{x} . W zagadnieniach sterowania funkcja nagrody zależy również od sterowania \mathbf{u} i jest zdefiniowana zazwyczaj tak, jak w klasycznym wskaźniku jakości sterowania optymalnego (por. (3.2))

$$r(\mathbf{x}, \mathbf{u}(\mathbf{w})) = \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T(\mathbf{w}) \mathbf{R} \mathbf{u}(\mathbf{w}) \quad (4.3)$$

Funkcja użyteczności jest niejawną funkcją wag \mathbf{w} oraz warunków początkowych dla stanu układu $\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t_0)$

$$U_K(\mathbf{w}) = \sum_{k=1}^K U(\mathbf{x}_{0k}; \mathbf{w}) \quad (4.4)$$

gdzie K jest liczbą przebiegów zwanych epizodami, które są wykonywane dla losowo wygenerowanych warunków początkowych $\mathbf{x}_{01}, \dots, \mathbf{x}_{0K}$. Epizody $\mathbf{x}(t)$ są wyznaczone symulacyjnie, poprzez całkowanie równania stanu (3.3) z założonymi warunkami początkowymi. Aby zapewnić dobre własności sterownika NN/RL, warunki początkowe powinny pokrywać wystarczająco gęsto przestrzeń stanu w pobliżu położenia równowagi układu, $\mathbf{x}(t) = \mathbf{0}$.

Proces uczenia ze wzmocnieniem sterownika optymalnego NN/RL polega na minimalizacji funkcji użyteczności¹ $U_K(\mathbf{w})$ względem wag sieci \mathbf{w} dla przyjętego zbioru warunków początkowych $\mathbf{x}_{01}, \dots, \mathbf{x}_{0K}$

$$\mathbf{w}_{opt} = \arg \min_{\mathbf{w}} U_K(\mathbf{w}) \quad (4.5)$$

Optymalne wagi \mathbf{w}_{opt} można wyznaczyć przy użyciu metod optymalizacji, np. metody propagacji wstecznej [18]. W niniejszej pracy zastosowano standardową metodę gradientową, w której kolejne przybliżenia wag sieci wyznacza się iteracyjnie. W charakterze przybliżenia początkowego użyto wag sterownika liniowego, zaś kolejne przybliżenia wag są obliczane jako

$$\mathbf{w}_{i+1} = \mathbf{w}_i + \alpha \operatorname{grad}_{\mathbf{w}} U_K(\mathbf{w}_i) \quad i = 0, 1, \dots \quad (4.6)$$

gdzie α jest współczynnikiem relaksacji, zaś gradient funkcji użyteczności obliczany jest w sposób przybliżony za pomocą ilorazu różnicowego

$$\operatorname{grad}_{\mathbf{w}} U_K(\mathbf{w}_i) \approx \frac{U_K(\mathbf{w}_i + d\mathbf{w}) - U_K(\mathbf{w}_i)}{|d\mathbf{w}|} \quad (4.7)$$

¹Należy zwrócić uwagę, że użycie funkcji kary (4.3) (a nie nagrody) oznacza, że funkcja użyteczności jest minimalizowana, a nie maksymalizowana.

W wyniku przeprowadzonego uczenia uzyskuje się optymalny sterownik neuronowy postaci

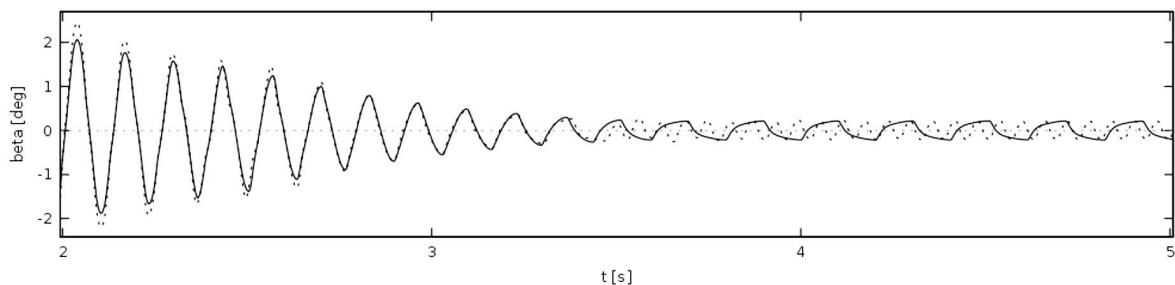
$$\mathbf{u}_{opt} = K_{opt}(G(\mathbf{x}); \mathbf{w}_{opt}) \quad (4.8)$$

Przedstawiona powyżej metodologia NN/RL została wykorzystana do syntezy nieliniowego sterownika do tłumienia silnie nieliniowych histerezy drgań aeroelastycznych lotek. Główną zaletą podejścia NN/RL w rozwiązywaniu rozważanego problemu jest to, że może ono być zastosowane do modeli silnie nieliniowych bezpośrednio, bez konieczności ich linearyzacji.

Sterownik NN/RL został zaimplementowany w następujący sposób. Model skrzydła z lotką nieliniową (plant w nomenklaturze sterowania) zbudowany jest jako niezależny moduł, którego wejściem są założone warunki początkowe x_0 oraz zmienna sterująca u . W procesie uczenia ze wzmocnieniem wykorzystuje się wówczas ten moduł do wyznaczenia K epizodów z różnymi warunkami początkowymi generowanymi losowo. Warunki początkowe dla przemieszczeń $h(t)$, $\theta(t)$, $\beta(t)$ były zawarte w przedziale $[-0,1; 0,1]$, podczas gdy warunki początkowe dla prędkości $\dot{h}(t)$, $\dot{\theta}(t)$, $\dot{\beta}(t)$ były w przedziale $[-10, 10]$. Tak określone przedziały zapewniły wystarczające pokrycie przestrzeni stanu w pobliżu punktu równowagi $\mathbf{x}(t) = \mathbf{0}$. Liczba cykli uczenia K była zmieniana od 10 do 500. Całkowanie równań stanu obejmowało przedział czasu $t \in [0, 30]$ s, który okazał się wystarczający dla ustalenia się stanu układu. Wartości początkowe wag w_1, \dots, w_6 dla części liniowej sieci zostały zaczerpnięte z przybliżenia LQR, podczas gdy wartości wag nieliniowych w_7 i w_8 przyjęto równe $\sim 1,5$ na podstawie prób.

5. Wyniki

Motywacją użycia sterownika NN/RL była nieskuteczność sterowników liniowych LQR i H_∞ przy próbach ich użycia do tłumienia nieliniowych drgań lotek. Żaden z nich nie był w stanie stłumić drgań całkowicie (rys. 5).



Rys. 5. Drgania nieliniowe histerezy lotki $\beta(t)$: - - - H_∞ , — LQG

Obie metody H_∞ i LQR są w stanie częściowo skompensować niespójną linearyzację histerezy: H_∞ ze względu na jej zdolność do radzenia sobie z niepewnością modelu (w ten sposób można traktować nieliniowość histerezy), natomiast metoda LQR ze względu na dość dobrą odporność [17], [21]. Żadna z obu metod nie jest jednak w stanie całkowicie stłumić drgań – nadal występują małe nieliniowe oscylacje o charakterze cyklu granicznego.

5.1. Uczenie sterownika neuronowego

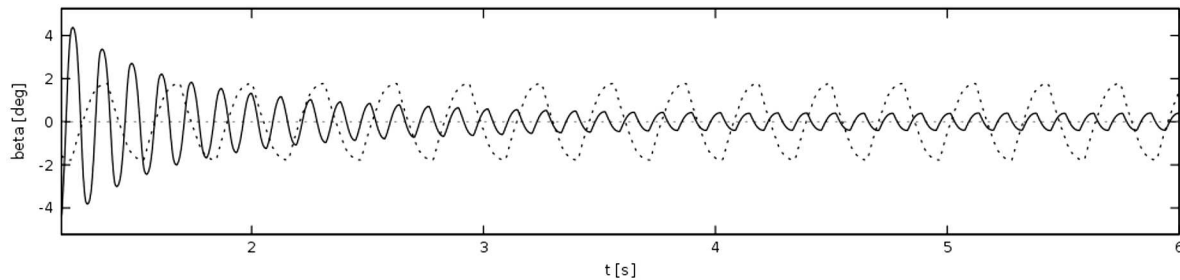
Proces uczenia sieci oparty jest na epizodach uczących. Ich liczba ma kluczowe znaczenie – uczenie jest skuteczne, jeżeli w otoczeniu wartości równowagowej każdej zmiennej stanu wygeneruje się co najmniej 30 wartości początkowych. Ogólnie, aby uzyskać ustaloną, małą wartość funkcji użyteczności należy użyć 300-500 epizodów uczących. Zaobserwowano również, że ustalenie się wartości funkcji użyteczności zostaje osiągnięte już po kilku iteracjach gradientowej metody uczącej (od czterech do sześciu) o ile liczba epizodów była wystarczająco duża.

W trakcie procesu uczenia można zaobserwować przeskok między lokalnymi minimami funkcji użyteczności w przypadkach, gdy liczba epizodów jest mniejsza niż ~ 150 . Skoki takie są typowe w zadaniach optymalizacji i prowadzą często do znalezienia minimum lokalnego funkcji użyteczności, co powoduje, że wyznaczone wagi sieci nie są optymalne, a co za tym idzie, używający ich sterownik neuronowy może być mniej skuteczny, co w rozważanym zadaniu tłumienia silnie nieliniowych drgań aeroelastycznych lotek może mieć kluczowe znaczenie. Z tego powodu warto, pomimo wyższego kosztu, zrealizować więcej epizodów, $\sim 300 - 500$, ponieważ może to zwiększyć szanse znalezienia minimum globalnego funkcji użyteczności.

Zastosowana w niniejszej pracy metoda gradientowa okazała się umiarkowanie skuteczna, co przejawiało słabą zbieżnością procesu iteracyjnego i długimi czasami obliczeniowymi. Ponadto zbieżność procesu uczącego silnie zależała od przyjętych wartości początkowych wag sieci. Mimo powyższych niedostatków prosta metoda gradientowa okazała się wystarczająca dla rozważanego problemu.

5.2. Tłumienie aktywne drgań nieliniowych lotki

Na rys. 6 przedstawiono efektywność tłumienia nieliniowych drgań histerezowych lotek za pomocą metod NN/RL oraz H_∞ .



Rys. 6. Drgania nieliniowe histerezowe lotki $\beta(t)$: --- H_∞ , — NN/RL

Nauczona sieć NN(8) jest w stanie stłumić nieliniowe drgania histerezowe lotek o wiele skuteczniej niż liniowa odporna metoda H_∞ . Amplituda resztkowych drgań ustalonych wynosi tylko 23% amplitudy drgań uzyskanych za pomocą metody H_∞ . Wynik ten ukazuje oczywistą przewagę nieliniowego sterownika NN/RL nad klasycznym odpornym sterownikiem liniowym. Wynik ten należy uznać za bardzo dobry, choć nie do końca zadowalający, ponieważ drgania lotek nie zostały stłumione całkowicie. Należy jednak zauważyć, że metoda H_∞ wyczerpała swój potencjał w ramach rozważanego zagadnienia tłumienia drgań, podczas gdy w przypadku sterownika NN/RL istnieje uzasadniona nadzieja, iż użycie bardziej zaawansowanej sieci może doprowadzić do całkowitego wytłumienia drgań lotek.

Zaobserwowano również, że skuteczność sterownika NN/RL w tłumieniu drgań aeroelastycznych zależy w dużym stopniu od charakteru nieliniowości. Wydaje się zatem, że synteza optymalnego sterownika NN/RL powinna być poprzedzona identyfikacją nieliniowości.

Mając na uwadze, że przedstawione w niniejszej pracy dość obiecujące wyniki zostały uzyskane przy użyciu bardzo prostej topologii sieci (część liniowa plus jeden węzeł nieliniowy), całkiem rozsądne jest przypuszczenie, że sterownik NN/RL wykorzystujący bardziej złożoną sieć będzie w stanie tłumić całkowicie silnie nieliniowe drgania histerezowe lotek.

6. Wnioski

W pracy zaproponowano aktywne tłumienie silnie nieliniowych strukturalnych aeroelastycznych drgań lotek za pomocą nieliniowego sterownika neuronowego uczonego ze wzmocnieniem.

Pokazano, że nieliniowy sterownik Neural Network/Reinforcement Learning może być z powodzeniem zastosowany do tłumienia silnie nieliniowych aeroelastycznych drgań lotek. Opracowany sterownik NN/RL jest bardziej skuteczny w tłumieniu takich drgań niż klasyczne sterowniki liniowe, takie jak LQR i odporny H_∞ . Z uwagi na to, że klasyczne sterowniki nie oferują dalszej poprawy efektywności tłumienia drgań nieliniowych, ponieważ na swoje podstawowe ograniczenie, jaką jest ich liniowość, sterownik NN/RL jest bardzo atrakcyjny, ponieważ nawet prosta struktura sieci neuronowej zapewnia mu dużą zdolność tłumienia drgań, a przy tym jego potencjał nie został wykorzystany.

Skuteczność sterownika NN/RL zależy jednak zasadniczo od topologii sieci, dlatego konieczne jest poszukiwanie lepszej sieci. Użycie bardziej złożonej sieci neuronowej, z warstwami ukrytymi lub sprzężeniami zwrotnymi, daje nadzieję na uzyskanie znacznie lepszego tłumienia nieliniowych aeroelastycznych drgań lotek, w szczególności całkowite ich stłumienie, czego nie zdołał na razie osiągnąć sterownik NN(8). Jest również oczywiste, że prosta metoda gradientowa użyta w niniejszej pracy do uczenia sieci nie jest wystarczająco skuteczna, dlatego celowe jest użycie bardziej zaawansowanych algorytmów uczących, na przykład metody propagacji wstecznej. Niezależnie jednak od zaobserwowanych wad sterownik NN(8)/RL wydaje się być bardzo obiecującym sposobem skutecznego tłumienia nieliniowych aeroelastycznych drgań lotek typu histerezy, a także innych silnie nieliniowych drgań aeroelastycznych generowanych przez opływ, takich jak flutter transoniczny lotek lub flutter oderwania.

Bibliografia

1. THEODORSEN T., General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter, *NACA-TR-496*, 1935
2. CROFT J., Airbus elevator flutter: annoying or dangerous?, *Aviation Week and Space Technology*, 2001, **155**, 41
3. LAVRETSKY E., WISE A.K., *Robust and Adaptive Control with Aerospace Applications*, Springer, London, 2013
4. DOWELL E., *A Modern Course in Aeroelasticity*, 5th Ed., Springer, New York, 2015
5. BIALY B.J., PASILIAO C.L., DINH H.T., DIXON W. E., Tracking control of limit cycle oscillations in an aero-elastic system, *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2014, **136**, 6, 064505-(1-5)
6. JIFFRI S., FICHERA S., MOTTERSHEAD J.E., DA RONCH A., Experimental nonlinear control for flutter suppression in a nonlinear aeroelastic system, *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2017, **40**, 8, 1925-1938
7. DUL F.A., Active suppression of freeplay aeroelastic vibrations of ailerons by robust control methods with incomplete measurements, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2018, **90**, 4, 981-993
8. LIU L., DOWELL E.H., Harmonic balance approach for an airfoil with a freeplay control surface, *AIAA Journal*, 2005, **43**, 4, 802-815
9. XIANG J., YAN Y., LI D., Recent advance in nonlinear aeroelastic analysis and control of the aircraft, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, **27**, 1, 12-22
10. VOITCU O., WONG Y.S., Neural network approach for nonlinear aeroelastic analysis, *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2003, **26**, 1, 99-105
11. HONGKUN L., YONGHUI Z., HAIYAN H., Adaptive maneuver load alleviation via recurrent neural networks, *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2017, **40**, 7, 1824-1831

12. BERNELLI-ZAZZERA F., MANTEGAZZA P., MAZZONI G., RENDINA M., Active flutter suppression using recurrent neural networks, *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2000, **23**, 6, 1030-1036
13. BRILLANTE C., MANNARINO A., Improvement of aeroelastic vehicles performance through recurrent neural network controllers, *Nonlinear Dynamics*, 2016, **84**, 3, 1479-1495
14. MATTABONI M., QUARANTA G., MANTEGAZZA P., Active flutter suppression for a three-surface transport aircraft by recurrent neural networks, *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009, **32**, 4, 1295-1307
15. BISPLINGHOFF R.L., ASHLEY H., HALFMAN R.L., *Aeroelasticity*, Addison-Wesley, Cambridge, Mass, 1955
16. HODGES D.H., PIERCE G.A., 2011, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, 2nd Ed., Cambridge University Press, Cambridge, 2011
17. SKOGESTAD S., POSTLEWHITE I., *Multivariable Feedback Control: Analysis and Design*, J. Wiley, Chichester, West Sussex, 2005
18. HASSOUN M., *Fundamentals of Artificial Neural Networks*, MIT Press, 1995
19. STUTTON R.S., BARTO G., *Reinforcement Learning*, 2nd Ed., The MIT Press, Cambridge, Massachusetts, 2016
20. NG A.Y., JORDAN M.I., PEGASUS: A policy search method for large MDPs and POMDPs, *Proceedings of 16th Conf. Uncertainty in Artificial Intelligence*, 2000
21. ZHOU K., DOYLE J.C., *Essentials of Robust Control*, 1st Ed., Prentice Hall, New Jersey, 1999

Active suppression of nonlinear aeroelastic vibrations of aileron by reinforced learned neural controller

In this paper, the problem of suppression of nonlinear aeroelastic vibrations of ailerons of the structural hysteresis type is presented. The Neural Network (NN) controller is proposed for this purpose. Reinforcement Learning (RL) of the network with an utility function based on episodes being simulations of aileron vibrations for various initial conditions is used for the synthesis of the controller. It has been shown that the NN/RL controller is able to damp highly nonlinear hysteretic vibrations of ailerons much stronger than linear controllers (LQR, H_∞) and that the NN/RL is also more robust. Based on the obtained results, it can be supposed that a more involved neural controller will be able to suppress highly nonlinear vibrations of ailerons completely in opposition to the linear methods of control that probably reach their limits in this area.

URZĄDZENIE DO STARTU I ODZYSKIWANIA BSL W WARUNKACH OGRANICZONEJ PRZESTRZENI

RAFAŁ DZIWIŚ, ANDRZEJ GRONCZEWSKI

Politechnika Wroclawska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej, Wrocław
e-mail: r.dziwisz95@gmail.com; andrzej.gronczeowski@pwr.edu.pl

1. Wprowadzenie

Rozwój lotnictwa spowodował znaczne rozszerzenie zakresu zadań realizowanych przez tę dziedzinę transportu. Transport lotniczy przestał być elitarnym sposobem podróżowania czy też dostarczania towarów, głównie z powodu znacznego obniżenia kosztów. Oprócz typowych zadań realizowanych przez firmy lotnicze, jakimi są transport ludzi i/lub towarów, pojawiły się potrzeby realizacji lotniczych zadań rozpoznawczych, w szeroko rozumianym znaczeniu tego słowa. Początkowo dominującą rolę odgrywały w tym zakresie zastosowania militarne. W miarę postępu technologicznego znacznie częściej wykorzystywano lotnictwo do realizacji coraz liczniejszych zadań cywilnych. Zadania te dedykowane były w coraz większym stopniu bezzałogowym statkom latającym (BSL) ze względu na wiele zalet związanych z wykorzystaniem tego typu statków latających. Dynamiczny rozwój technologii BSL zaowocował licznymi konstrukcjami, począwszy od mikro samolotów, aż do samolotów o rozmiarach i masie dorównujących załogowym statkom powietrznym, od wielosilnikowych wiropłatów, aż po konstrukcje wykorzystujące jednocześnie właściwości samolotu i wiropłata. Doświadczenia eksploatacyjne wskazują, że w przypadku konieczności zapewnienia stosunkowo dużej długotrwałości lotu lub dużego zasięgu przy jednoczesnej redukcji kosztów realizacji zadania, jednym z najkorzystniejszych rozwiązań jest zastosowanie samolotu bezzałogowego.

Samoloty bezzałogowe, w zakresie zastosowań cywilnych wykorzystywane są do rozlicznych zadań, wśród który możemy wyróżnić:

- misje poszukiwawczo-ratownicze;
- monitorowanie natężenia ruchu kołowego na drogach lokalnych i autostradach, w tym kontrola przestrzegania przez kierowców przepisów ruchu drogowego;
- wykonywanie dokumentacji geodezyjnej i kartograficznej;
- wykrywanie zagrożeń pożarowych;
- ocenę skutków zniszczeń spowodowanych katastrofami naturalnymi (burze, huragany, trąby powietrzne, trzęsienia ziemi, erupcje wulkanów itd.);
- monitorowanie zanieczyszczeń atmosferycznych i wykrywanie źródeł emisji szkodliwych substancji;
- kontrola stanu technicznego i monitorowanie urządzeń, instalacji, budynków itd.;
- inne.

W zależności od rodzaju zadania realizowanego przez bezzałogowy statek powietrzny powinien on cechować się odpowiednimi właściwościami i to zarówno w zakresie osiągów, jak i wyposażenia. Stąd też powstały i wciąż są opracowywane liczne konstrukcje BSL. Jednym z kryteriów klasyfikacji BSL jest ich podział ze względu na masę startową oraz pułap i zasięg (tabela 1).

Tabela 1. Klasyfikacja bezzałogowych statków powietrznych [1]

Klasa	Masa [kg]	Kategoria	Wysokość operacyjna [m]	Promień operacyjny [km]	Przykład
I	< 2	Mikro	60	5	Black Widow, Raven
	2 ÷ 20	Mini	900	25	Aladin, DH3, DRAC, Eagle, Raven, Scan
	> 20	Małe	1 500	50	Hermes 90, Luna
II	> 150	Taktyczne	4 000	200	Hermes 450, iView 250, Ranger, Sperwer
III	> 600	Bojowe	19 000	5 900	MQ-9 Reaper
		HALE (duży pułap i zasięg)	19 000	20 000	Global Hawk
		MALE (średni pułap, duży zasięg)	3000 ÷ 10 000	20 000	Predator B, Predator A, Heron, Heron TP, Hermes 900

Wykorzystanie samolotów bezzałogowych niesie ze sobą wiele korzyści, jednak istnieją ograniczenia zastosowania tego typu statków powietrznych, w szczególności w zakresie startu i lądowania. Operowanie statku powietrznego z lotniska (lub lądowiska) umożliwia dogodny start i lądowanie, jednak w przypadku samolotów I klasy w znacznym stopniu ich możliwości operacyjne są ograniczone ze względu na niewielki zasięg. Jako zasadę przyjmuje się, że mikro, mini i małe BSL będą dostarczone w rejon działań, tam odbędzie się start oraz lądowanie. W wielu przypadkach będzie to obszar o znacznie ograniczonej przestrzeni, wobec czego do rozwiązania pozostaje problem startu i odzyskiwania maszyny w obszarach nieprzystosowanych do operowania statku latającego.

2. Przegląd sposobów startu i lądowania BSL

Samoloty bezzałogowe w zależności od masy mogą wykonywać start następującymi sposobami:

- klasyczny samolotowy;
- z wyrzutni (katapulty);
- z wykorzystaniem rakiet wspomagających;
- z ręki.

Klasyczny start samolotowy jest stosowany dla BSL o znacznej masie i w tym przypadku zazwyczaj samoloty te dysponują zasięgiem pozwalającym na dotarcie w rejon działań operacyjnych i powrót na lotnisko bazowania. Jednak wadą takiego rozwiązania jest zawężenie obszaru działania maszyny latającej wynikające z jej promienia działania oraz położenia sieci lotnisk w danym rejonie.

Dla wielu samolotów bezzałogowych procedura ich wykorzystania oparta jest na starcie w rejonie obszaru działania. W tym przypadku najbardziej rozpowszechnionym rozwiązaniem jest start z wyrzutni (katapulty) (rys. 1).



Rys. 1. Katapulta pneumatyczna [2]

Najczęściej stosowane są wyrzutnie wyposażone w elastyczne liny, pneumatyczne lub hydrauliczne. Spotyka się także rozwiązanie mieszane, np. katapulty pneumatyczno-hydrauliczne. Zastosowania katapulty jako urządzenia startowego umożliwia bezpieczny start BSL przy stosunkowo niewielkich ograniczeniach w zakresie wolnej przestrzeni wokół wyrzutni. Jedną z podstawowych wad takiego rozwiązania są znaczne obciążenia konstrukcji samolotu podczas startu.

Start z wykorzystaniem rakiety wspomagającej RATO (ang. *Rocket Assisted Take-off*) jest dedykowany głównie wojskowym samolotom bezzałogowym (rys. 2). Zaletą takiego rozwiązania jest start praktycznie zerowej długości, a główną wadą destrukcyjne oddziaływanie gazów spalinowych na środowisko.



Rys. 2. Start BSL z wykorzystaniem rakiety wspomagającej [3]

Dla samolotów bezzałogowych klasy mikro i mniejszych możliwy jest start z ręki.

Znacznie trudniejszym zagadnieniem jest odzyskiwanie samolotu bezzałogowego w warunkach ograniczonej przestrzeni. Problem narasta wraz ze wzrostem masy oraz prędkości lądowania BSL.

Odzyskiwanie samolotów bezałogowych w warunkach ograniczonej przestrzeni najczęściej realizuje się następującymi metodami:

- zastosowanie spadochronu;
- wykorzystanie „siatek” wylapujących BSL;
- użycie poduszek powietrznych;
- wykorzystanie rękawa;
- zastosowanie lin poziomych lub pionowych.

Zastosowanie spadochronu jest jednym z prostszych rozwiązań i umożliwia w miarę bezpieczne lądowanie. Stosuje się tu dwie zasadnicze metody lądowania, które polegają na wypuszczeniu spadochronu na znacznej wysokości lub bezpośrednio przed przyziemieniem. W przypadku terenu z dużą liczbą obiektów infrastruktury budowlanej lub obfitującego w przeszkody naturalne (drzewa, wzniesienia, akweny wodne itp.) często dochodzi do uszkodzenia statku powietrznego. Ponadto lądowanie z wykorzystaniem spadochronu staje się niebezpieczne w warunkach znacznego stopnia burzliwości atmosfery.

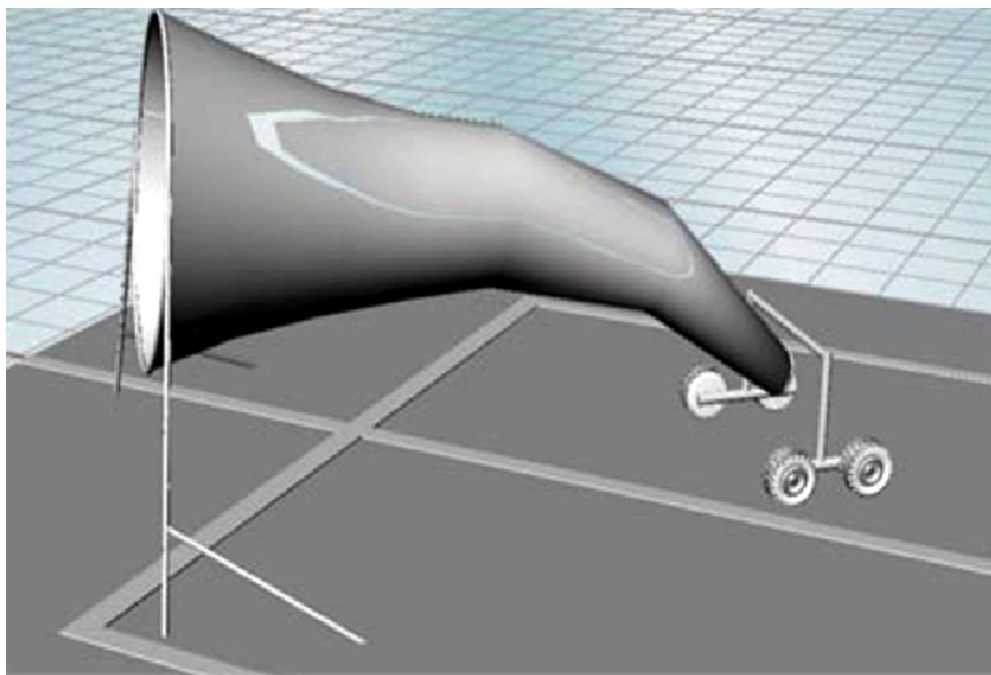
Odzyskiwanie BSL za pomocą siatek (rys. 3) jest stosowane w przypadku, gdy dysponuje się odpowiednio dużą przestrzenią wolną od przeszkód. Wynika to z konieczności rozpięcia siatki o znacznych rozmiarach oraz zapewnienia wolnej drogi dla końcowego podejścia samolotu.



Rys. 3. Wychwytywanie BSL za pomocą siatki [4]

Do głównych zalet zastosowania siatek zaliczamy praktycznie zerową drogę dobiegu, dużą skuteczność przechwytywania oraz bezpieczeństwo zarówno statku powietrznego, jak i operatora systemu. Do wad zaliczamy pracochłonność przy rozwijaniu siatki oraz stosunkowo długi czas ponownego przygotowania samolotu do użycia (dosyć częste przypadki zaplątania się samolotu w linki lub taśmy).

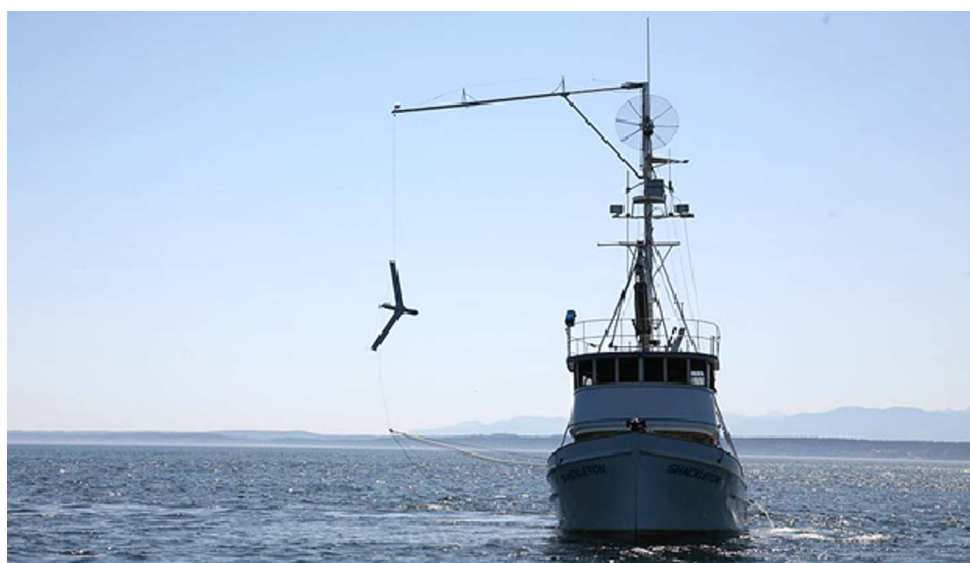
Jednym z rozwiązań w zakresie odzyskiwania samolotu bezałogowego jest zastosowanie rękawa. Jest to urządzenie, którego idea oparta jest na wykorzystaniu stożkowego rękawa, do którego wlatuje statek powietrzny (rys. 4)



Rys. 4. Rękaw do odzyskiwania BSL [5]

Do zalet takiego rozwiązania zaliczamy prostotę, a więc mały koszt produkcji i utrzymania, niewielką masę oraz krótki czas przygotowania zestawu do użycia. Główne wady to konieczność precyzyjnego podejścia do lądowania (należy wlecieć do wnętrza rękawa) oraz znaczne ryzyko uszkodzenia skrzydeł lub usterzenia samolotu.

W innym rozwiązaniu technicznym do wylapywania samolotów bezzałogowych wykorzystuje się liny pionowe lub poziome. W przypadku liny pionowej samolot najczęściej zaczepia o nią krawędzią natarcia skrzydła, na końcu którego znajduje się hak (rys. 5). W przypadku liny usytuowanej poziomo zazwyczaj wytracanie energii kinetycznej samolotu odbywa się na identycznej zasadzie jak w przypadku lądowania samolotów na lotniskowcach (zastosowania aerofiniszera).



Rys. 5. Wychwytywanie statku latającego za pomocą liny pionowej [6]

3. Projekt mobilnego zestawu do startu i odzyskiwania BSL

3.1. Założenia projektowe

Projektowane urządzenie będzie przeznaczone do zapewnienia startu i lądowania bezzałogowych statku powietrznych w warunkach ograniczonej przestrzeni.

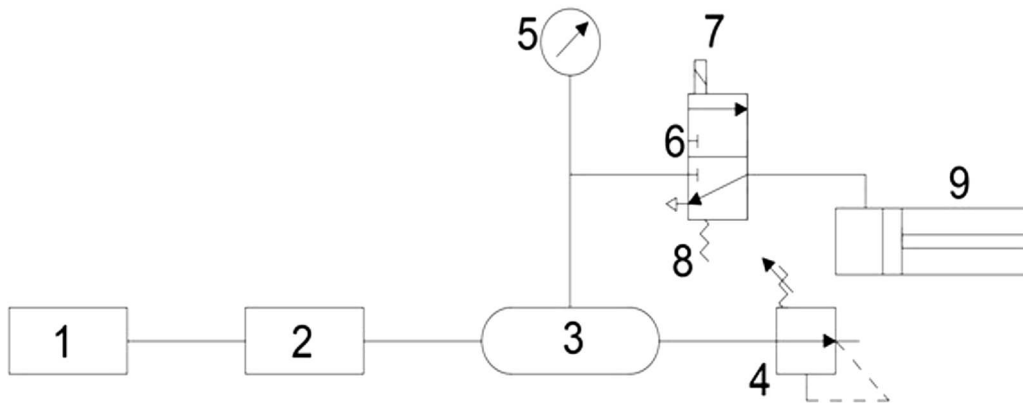
Urządzenie powinno spełniać następujące wymagania:

- umożliwiać start i lądowanie (wychwytywanie) BSL o masie startowej $m = 10 \div 20$ kg w warunkach niewielkiej wolnej przestrzeni;
- musi zapewniać wysoki poziom bezpieczeństwa dla operatora, dla osób postronnych oraz dla statku powietrznego;
- powinno być przystosowane do transportu oraz wymagać niewielkiego czasu rozwijania i składania;
- być proste w obsłudze i posiadać wysoki poziom niezawodności.

Przewiduje się, że do transportu projektowanego urządzenia wykorzystany zostanie samochód dostawczy. Do startu wykorzystana zostanie zaprojektowana wyrzutnia (katapulta) pneumatyczna, zaś do lądowania zastosowane zostanie zmodyfikowane urządzenie bazujące na idei „aerofinisera”.

3.2. Katapulta startowa

Do startu samolotu zastosowana będzie wyrzutnia pneumatyczna, w której elementem roboczym jest siłownik, zaś jako element startujący zastosowano dwudrogowy, dwupołożeniowy zawór elektropneumatyczny (rys. 6).

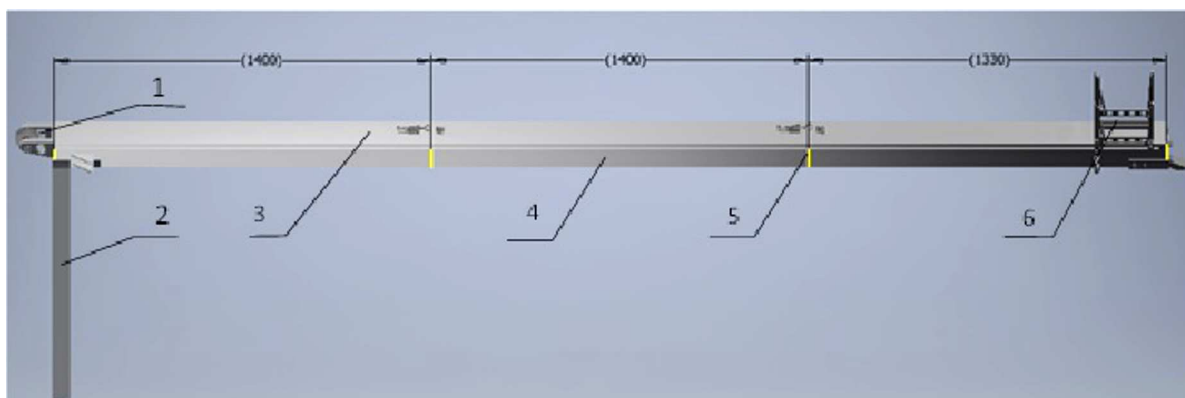


Rys. 6. Schemat ideowy układu zasilania wyrzutni (oprac. wł.); 1 – źródło energii elektrycznej (np. akumulator lub prądnica), 2 – sprężarka, 3 – zbiornik ciśnieniowy, 4 – zawór bezpieczeństwa (redukcyjny), 5 – manometr, 6,7,8 – zawór elektropneumatyczny, 9 – siłownik

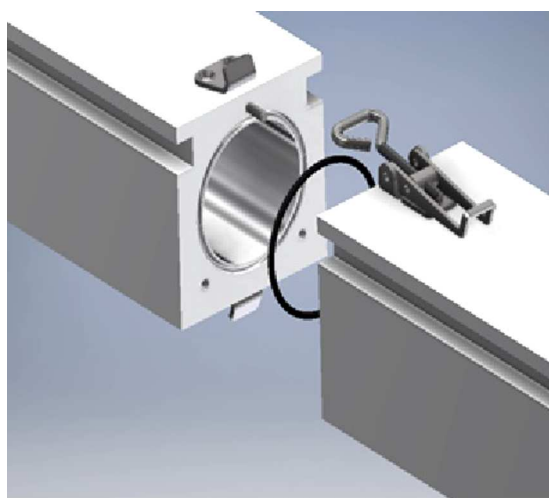
Działanie katapulty startowej opiera się na wykorzystaniu wózka, na którym umieszcza się samolot. Wózek przemieszcza się po prowadnicach i jest napędzany poprzez tłok poruszany sprężonym powietrzem, przy czym wózek z tłokiem połączony jest za pomocą liny stalowej (rys. 7).

Wyrzutnię podzielono na trzy segmenty w celu zmniejszenia jej rozmiarów podczas transportu. Segmenty łączone są za pomocą szybko złącznych klamerek z zastosowaniem uszczelki zapewniającej hermetyczność cylindra siłownika napędowego (rys. 8).

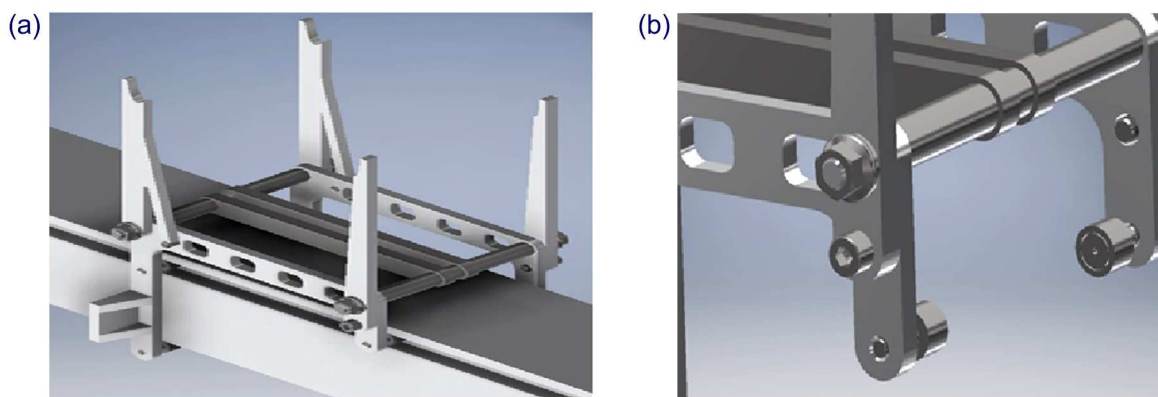
Wózek, na którym umieszcza się samolot, ma konstrukcję dostosowaną do układu aerodynamicznego samolotu i wyposażony został w ułożyskowane rolki (rys. 9a i 9b).



Rys. 7. Schemat wyrzutni pneumatycznej (oprac. wł.); 1 – rolka prowadząca linę napędową, 2 – podpora, 3 – prowadnica wózka, 4 – cylinder pneumatyczny wraz z tłokiem, 5 – łącznik segmentów wyrzutni, 6 – wózek



Rys. 8. Łącznik segmentów wyrzutni (oprac. wł.)



Rys. 9. (a) Wózek napędowy, (b) rolki wózka (oprac. wł.)

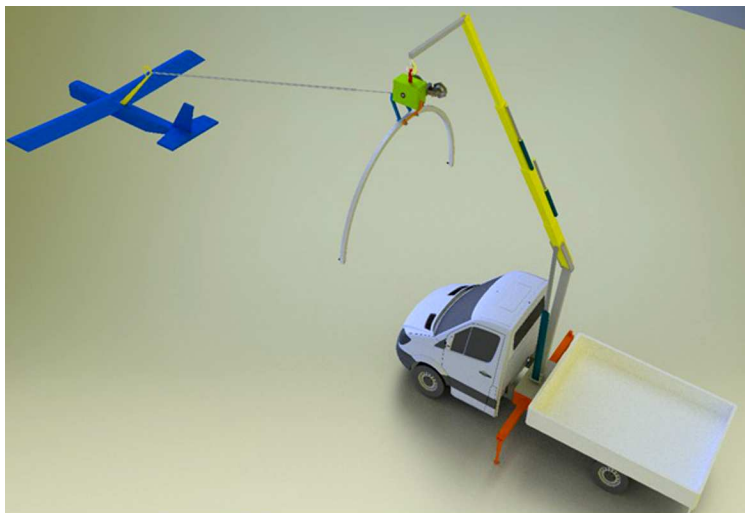
3.3. Urządzenie do odzyskiwania BSL

Urządzenie do odzyskiwania BSL wykorzystuje linę zamocowaną poziomo na kabłąku umieszczonym na wysięgniku żurawia.

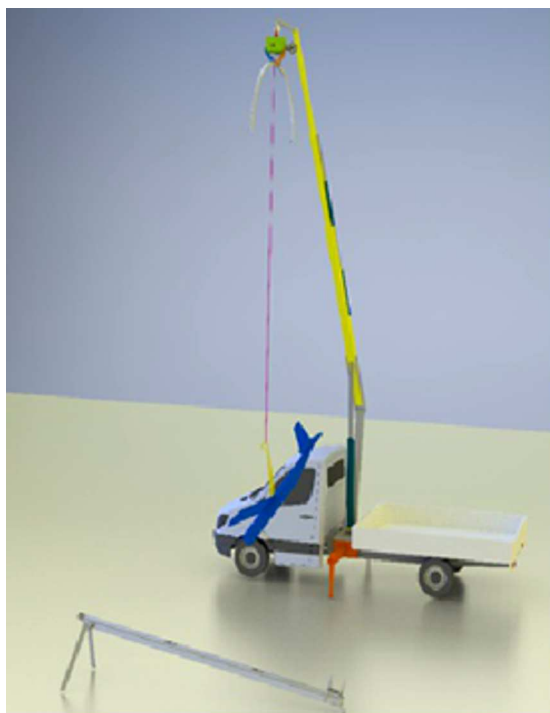
Przebieg lądowania samolotu bezałogowego wygląda następująco:

- w czasie podejścia do lądowania z samolotu wychylany jest wysięgnik wraz z hakiem;

- hak zaczeplia o linę zamocowaną do kabłąka i zrywa linę z kołków (rys. 10);
- następuje uruchomienie hamulca liny i wytracenie pędu przez samolot (rys. 11).

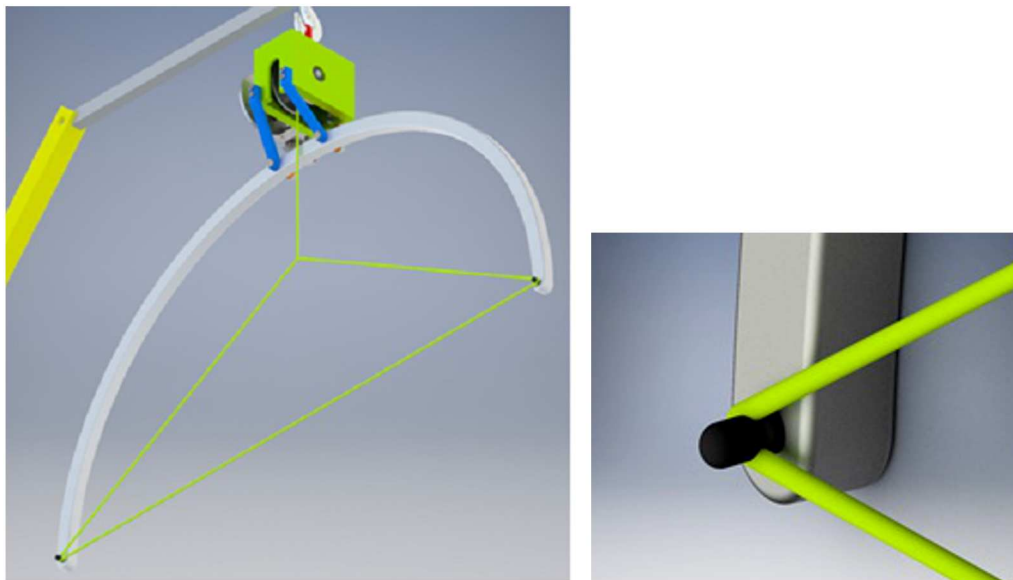


Rys. 10. Etap cumowania statku powietrznego (oprac. wł.)



Rys. 11. Etap wyhamowania statku powietrznego (oprac. wł.)

Zestaw startowy i do lądowania zostanie rozmieszczony w samochodzie dostawczym, który dodatkowo wyposażono w żuraw z zamocowaną liną wyhamowującą BSL. Gabaryty żurawia zapewniają, iż lina hamująca jest zawieszona nad ziemią na wysokości 9,5 m i znajduje się w odległości około 5,5 m od samochodu, co zapewni bezpieczeństwo samolotu podczas podejścia do lądowania. Po zaczepieniu samolotu lina spada z kabłąka dzięki specjalnym kołkom (rys. 12). Następnie hamulec powoduje wytracanie pędu samolotu, przy czym wydłużenie liny ma maksymalnie taką wartość, iż po zakończeniu hamowania samolot będzie zwisał swobodnie nad ziemią.



Rys. 12. Zamocowania liny hamującej (oprac. wł.)

Zastosowany hamulec liny aerofiniszera umożliwi zmianę siły hamowania w zależności od masy samolotu i jego prędkości podejścia do lądowania.

Obliczenia wskazują, że w czasie wyhamowywania statku powietrznego obciążenia nie przekroczą przeciążeń podłużnych rzędu $n_x = 4$. Wobec tego rozwiązanie konstrukcyjne mocowania haka w konstrukcji kadłuba samolotu powinno być przystosowane do tych obciążeń.

4. Podsumowanie

W artykule zaprezentowano ideę mobilnego zestawu zapewniającego start oraz odzyskiwanie bezałogowych statków powietrznych klasy mini w warunkach ograniczonej przestrzeni. Do startu proponuje się zastosowanie wyrzutni pneumatycznej, zaś do lądowania urządzenie oparte na idei aerofiniszera stosowanego na lotniskowcach.

W ramach projektu opracowano koncepcję konstrukcyjną urządzenia wraz z doбором wyposażenia i obliczeniami inżynierskimi. Cały zestaw (urządzenie startowe i wychwytywacz podczas lądowania) jest przewidziany do szybkiego montażu i demontażu oraz będzie transportowany przez samochód dostawczy. Do głównych zalet proponowanego rozwiązania należy zaliczyć mobilność całego zestawu i możliwość szybkiego jego dostarczenia w pobliże obszaru działania, a także prostotę eksploatacji. Do wad należy zaliczyć stosunkowo trudne naprowadzanie samolotu podczas końcowego podejścia do lądowania (zwłaszcza przy znacznym stopniu burzliwości atmosfery), ze względu na konieczność precyzyjnego umiejscawiania statku powietrznego względem liny wychwytywającej.

Bibliografia

1. DALAMAGKIDIS K.P., VALAVANIS LES A., *On Integrating Unmanned Aircraft Systems into the National Airspace System. Issues, Challenges, Operational Restrictions, Certification, and Recommendations*, Ed. 2, Springer Science & Business Media 5.10.2011 r.
2. https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Insitu_ScanEagle#/media/file:ScanEagle_UAV_catapult_launcher.2005-04-16.jpg (dostęp od 11.12.2017 r.)

3. <http://www.airforce-technology.com/projects/rq5a-hunter-uav/rq5a-hunter-uav4.html> (dostęp od 16.12.2017r.)
4. <http://www.defenseindustrydaily.com/from-dolphins-to-destroyers-the-scaneagle-uav-04933/> (dostęp od 11.12.2017r.)
5. ERIKSSON M., RINGMAN P., *Launch and Recovery Systems for Unmanned Vehicles Onboard Ships. A Study and Initialconcepts*, Centre of Naval Architecture

Launch and recovery systems for unmanned vehicles

The development of aviation has widened the scope of tasks carried out by this area of transport. In addition to typical tasks of transporting people and goods, there are needs for aviation reconnaissance tasks. Initially, reconnaissance tasks were carried out by military aviation. Along with technological progress, unmanned airplanes were used for several civilian tasks. The dynamic development of UAV technology has resulted in numerous aircraft and helicopters designs.

Operational experience indicates that in the case of the need to ensure a relatively long flight durability or a long range, one of the most advantageous solutions is the use of unmanned aircraft. The basic limitations of the UAV application include the necessity of giving the aircraft the required speed during take-off and safe landing. There are no restrictions if one anticipates the taking off and landing from the airport. However, many UAV applications require the use of a flying ship in conditions of limited space. Then the biggest problem is the landing of the plane.

The paper presents the design of a device enabling the start and recovery of UAVs with different masses.

The developed design meets the following main requirements:

- allows UAV to start at zero run-in length (launch from the launcher),
- allows landing at zero roll length,
- the start and recovery device is transportable in a container located in a typical car trailer.

The main emphasis of the paper is out on the structural solution of the aircraft recovery device.

ANALYSIS OF THE COLD LAUNCH METHOD OF A RESEARCH ROCKET

ROBERT GŁĘBOCKI, MARIUSZ JACEWICZ

Warsaw University of Technology, Faculty of Power and Aeronautical Engineering

e-mail: rgłębocki@meil.pw.edu.pl; mjacewicz@meil.pw.edu.pl

In this paper, a vertical soft launch method for a small research rocket has been studied. The physical and mathematical models of the rocket controlled by two sets of lateral thrusters in the launch phase have been described. The thrusters firing logic algorithm based on pure time delays was proposed. Finally, simulation results showed that with the aim of the developed method the rocket attitude could be controlled in an effective way. The satisfactory performance was obtained, and the proposed solution might be implemented in the future on a real flying platform.

Keywords: cold launch, lateral thruster, simulation

Nomenclature

d	–	rocket diameter
C_L, C_M, C_N	–	rolling, pitching and yawing moment coefficients
C_{LP}	–	rolling moment coefficient derivative with roll rate
C_{MQ}	–	pitching moment coefficient derivative with pitch rate
C_{NR}	–	yawing moment coefficient derivative with yaw rate
C_X, C_Y, C_Z	–	axial, side and normal force coefficients
e_0, e_1, e_2, e_3	–	quaternion elements
$\mathbf{F}_A, \mathbf{M}_A$	–	aerodynamic forces nad moments, respectively
$\mathbf{F}_b, \mathbf{M}_b$	–	total forces nad moments in body frame $O_b x_b y_b z_b$
$\mathbf{F}_G, \mathbf{M}_G$	–	gravity forces and moments, respectively
$\mathbf{F}_P, \mathbf{M}_P$	–	thrust forces and moments, respectively
$\mathbf{F}_T, \mathbf{M}_T$	–	control forces and moments generated by lateral thrusters
I_x, I_y, I_z	–	moments of inertia
I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}	–	products of inertia
L_b, M_b, N_b	–	rolling, pitching and yawing moments in body coordinate system $O_b x_b y_b z_b$
m	–	rocket mass
Ma	–	Mach number
P, Q, R	–	angular rates
S	–	reference area
U, V, W	–	linear velocities in body coordinate system $O_b x_b y_b z_b$
X_b, Y_b, Z_b	–	axial, side and normal forces in body coordinate system $O_b x_b y_b z_b$
V_0	–	total flight velocity
α, β	–	angles of attack and sideslip, respectively
Φ, Θ, Ψ	–	missile Euler angles (roll, pitch and yaw)
ρ	–	air density
τ_i	–	time constants, $i = 1, 2, 3, 4, 5$

1. Introduction

Most of the modern short and medium range surface-to-air missiles are launched vertically to achieve the optimal firing coverage. These missiles could be used against targets flying at various ranges and altitudes what requires capabilities of agile turning from the initial vertical position [1]. This maneuver must be completed as fast as possible after the launch phase. Vertical launch methods could be divided into two categories: hot launch and cold launch. In the hot launch method, the missile main engine is ignited inside the launch canister and then the object velocity increases. The most significant problem related to hot launch is the effect of the main motor efflux on the launcher. In the cold launch method, the missile is launched vertically with the aim of devices such as piston, gas generator or spring mechanisms. This method is used to launch big objects like intercontinental ballistic missiles, especially when launched from submarines. The main engine is fired only when the missile leaves the canister and is still in the vertical, but uncontrolled, ascending phase of flight. There also exists a modification of this method which is called soft launch [2]. In this method, the rocket attitude during launch could be precisely controlled. Finally, when the missile achieves the demanded attitude, the main motor is fired and the missile accelerates rapidly. The missile velocity relative to external flow and the resulting dynamic pressure in the launch phase is too low to effectively use the aerodynamic fins as a control apparatus. An alternative solution to achieve the demanded attitude is to use a reaction control system [3]. This device consists of from a set of small lateral thrusters which can generate forces perpendicular to the rocket longitudinal axis. The lateral thrusters have some advantages over conventional aerodynamic control: no extra mechanical components are required, a lower drag and a faster system response might be achieved [4]. They also operate independently of the external conditions. It needs only firing commands from the autopilot unit. Moreover, the missile could be either cold or hot launched when thrusters are used.

With the aim of soft launch it is possible to achieve longer range, when compared to pure hot launch, and excellent 360 deg firing coverage [2]. The thermal signature of the launcher can be reduced significantly which improves the battlefield survivability. No extra devices for hot gas efflux management are required. It is also possible to hit targets at a shorter minimum distance because of better flight trajectory when compared to classical hot vertical launch. The disadvantage associated with this approach is the requirement for a launch tube to contain devices required to eject a missile.

The goals of this work were to obtain the optimum time delay for main engine firing, to perform the turnover maneuver repeatability analysis, to calculate time moments in which lateral thrusters should be used and to develop the most suitable control algorithm.

2. State of the art

There exist only a few examples of such short range air defense systems which have soft launch functionality. The MBDA has developed the Common Anti-Air Modular Missile (Fig. 1a). CAMM mass is 99 kg, length 3.2 m and diameter 166 mm [5]. The maximum speed of this missile is Mach 3 and the maximum range is about 25 km. The soft launch capability allows achieving a minimum range under 1 km. CAMM is ejected vertically from a canister tube by a piston at a height of approximately 30 m. This missile uses 8 lateral thrusters to achieve the desired attitude before the main motor fires (Fig. 2). CAMM is able to provide 360 degree coverage. There also exists CAMM-ER version and it has an additional booster which increases the missile range up to 45 km. CAMM-ER diameter is 190 mm, weight 160 kg and length 4.2 m. The CAMM launch platform is difficult to detect because of low acoustic, visual and thermal signatures.



Rys. 1. (a) Lateral thrusters mounted on the CAMM [6], (b) mockup of a 9M96E missile with lateral thrusters installed

The cold launch method is also used in 9K330 Tor (NATO code: SA-15 Gauntlet) (Fig. 1b). The 9M331 missile weight is 167 kg, diameter 235 mm, length 2.9 m, and it carries 15 kg warhead [7]. It entered in service with the Soviet Army in 1986. The system is mounted on a mobile platform which is equipped with 8 missiles, associating radars and fire control systems. The combat vehicle can operate autonomously and the latest version can launch missiles even when the vehicle is moving. The maximum missile range is 12 km and the maximum altitude is 4-6 km. Missiles have radio command guidance. The system can search for targets while in motion. The Tor has a reaction time of about 8-12 seconds from target detection to launch. There exist some versions of this system like Tor M, M1, M2K or M2EK which are improved versions of the system. For example, Tor M1 can track up to 48 targets at a maximum range of 25 km and has higher kill probability. The lateral thrusters are mounted before the center of gravity in the nose part of the missile body (Fig. 2b).



Rys. 2. (a) CAMM lateral thrusters; (b) tor missile after; (c) Cheolmae-2 side thruster after firing

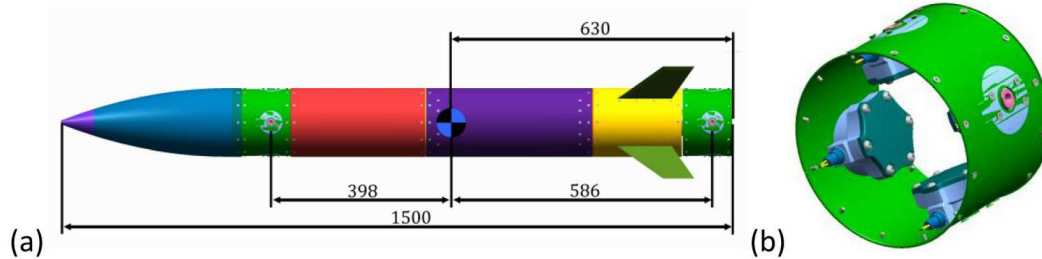
The next example of the soft launched missile is South Korean medium range surface-to-air missile KM-SAM (also known as Cheolmae-2 or Cheongung) (Fig. 1c). This system was developed by the Agency for Defense Development in cooperation with Almaz-Antey and Fakel [8]. The system could intercept up to six targets simultaneously, and the missiles have anti-electronic warfare capabilities. The system passed the military operational requirement verification test in July 2015. The range is 40 km and can intercept targets at an altitude up to 15 km. The reaction control system (Fig. 2b) was also installed before the center of gravity.

A series of short pulses is used to achieve the demanded attitude. Based on state of the art conclusions, the test platform concept and agile turn scenario have been developed.

3. Cold launch test platform and maneuver scenario

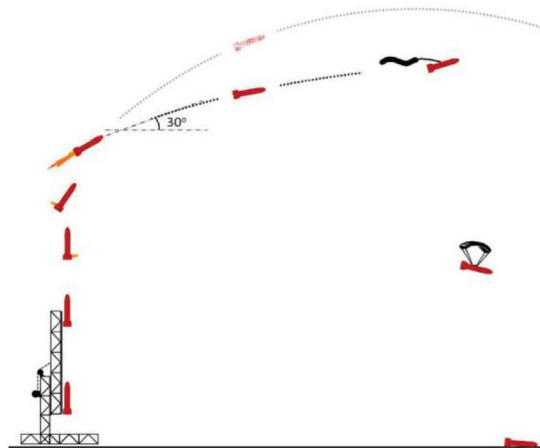
The platform which is discussed in the presented analysis has been developed at the Institute of Aviation in cooperation with Mesko company (Fig. 3a). The rocket diameter is 152.4 mm, length 1.5 m, fin span is 352.2 and mass 17 kg. The longitudinal and lateral moments of inertia are equal $0,5 \text{ kgm}^2$ and $5,5 \text{ kgm}^2$, respectively. The range of the rocket was limited to 700 m because only

the launch phase was studied. The rocket has two reaction control systems: one mounted before the center of mass and the second behind the center of mass. Each reaction control system is composed of four small, solid propellant rocket engines (Fig. 3b) equally spaced around the fuselage.



Rys. 3. (a) Flight demonstrator visualization [9]; (b) lateral thrusters model [9]

It has been assumed that rocket mission will be divided into several parts (Fig. 4). Firstly, the rocket is ejected vertically from the launcher with the aim of a catapult mechanism. Next, the first lateral thruster is ignited and the rocket pitch is initiated. The second lateral motor is fired and the pitch rate decreases nearly to zero. Finally, the main motor is fired and the rocket accelerates. No warhead and guidance system was predicted on this missile.



Rys. 4. The rocket mission scheme [9]

The main goal of the mission is to observe the rocket behavior during the launch phase.

4. Flight simulation model

At the design stage, the mathematical models were extensively used to choose properly parameters of the reaction control systems. Here, only the most important components of the physical and mathematical model are described. The rocket was modeled as a six degrees of freedom body. It was assumed that the center of gravity, mass and moments of inertia change due to burning off of the main engine fuel [10]. The mass changes due to lateral thrusters fuel consumption were neglected because the rocket is non-spinning. The flat Earth approximation was introduced because of a relative short range [11]. It was assumed that the missile has two geometric and mass symmetry planes. The main motor thrust force passes through the missile center of gravity and is parallel to the missile longitudinal axis of symmetry.

Standard flight dynamics coordinate systems were introduced to describe rocket motion: navigation $O_n x_n y_n z_n$, gravity $O_g x_g y_g z_g$ and body $O_b x_b y_b z_b$. The system of six dynamic equations of motion is given by [3]:

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{x}} + \boldsymbol{\Omega}\mathbf{A}\mathbf{x} + \dot{\mathbf{A}}_I\mathbf{x} = [\mathbf{F}_b \quad \mathbf{M}_b]^T \quad (4.1)$$

The left-hand side of equation (2.1) describes the inertia loads in the missile frame of reference. In the most general case when the missile centre of mass is not coincident with O_b , the inertia matrix is defined as follows [3]:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & -S_z & S_y & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad \mathbf{A}_I = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dot{I}_x & -\dot{I}_{xy} & -\dot{I}_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & -\dot{I}_{yx} & \dot{I}_y & -\dot{I}_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & -\dot{I}_{zx} & -\dot{I}_{zy} & \dot{I}_z \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

and the velocity matrix is [12]:

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

The missile state vector \mathbf{x} is defined as [12], [3]:

$$\mathbf{x} = [U \quad V \quad W \quad P \quad Q \quad R]^T \quad (4.4)$$

and

$$\mathbf{F}_b = [X_b \quad Y_b \quad Z_b]^T \quad \mathbf{M}_b = [L_b \quad M_b \quad N_b]^T \quad (4.5)$$

where X_b, Y_b, Z_b are axial, side and normal forces along the body axes coordinate system. In a similar way, L_b, M_b, N_b are the rolling, pitching and yawing moments. It was assumed that the origin O_g of the gravity coordinate system $O_g x_g y_g z_g$ is coincident with the origin O_b of the body coordinate system $O_b x_b y_b z_b$ so $S_x = S_y = S_z = 0$. It was assumed that the rocket is a body of revolution and has two planes of symmetry, so all products of inertia are zero.

The velocity vector of the missile in the $O_n x_n y_n z_n$ can be calculated as [11]:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{y}_n \\ \dot{z}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2 & 2(e_1 e_2 - e_0 e_3) & 2(e_0 e_2 - e_1 e_3) \\ 2(e_0 e_3 - e_1 e_2) & e_0^2 - e_1^2 + e_2^2 - e_3^2 & 2(e_2 e_3 - e_0 e_1) \\ 2(e_1 e_3 - e_0 e_2) & 2(e_0 e_1 - e_2 e_3) & e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

The integration of the rate of change of the quaternion vector is given as follows [12]:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & P & Q & R \\ -P & 0 & -R & Q \\ -Q & R & 0 & -P \\ -R & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} - kE \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

The gain k drives the norm of the quaternion state vector to one. The roll, pitch and yaw angles are expressed as follows [13], [12]:

$$\begin{aligned}\Phi &= \arctan \frac{2(e_0e_1 + e_2e_3)}{e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2} & \Theta &= \arcsin[2(e_0e_2 - e_1e_3)] \\ \Psi &= \arctan \frac{2(e_0e_3 + e_1e_2)}{e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2}\end{aligned}\quad (4.8)$$

Forces \mathbf{F}_b acting on the rocket are calculated as a sum of the gravity \mathbf{F}_G , aerodynamic \mathbf{F}_A , propulsion \mathbf{F}_P and control loads from lateral thrusters \mathbf{F}_T [14]

$$\mathbf{F}_b = \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_P + \sum_{i=1}^N \mathbf{F}_{Ti} \quad (4.9)$$

In a similar way, the moments \mathbf{M}_b are calculated as follows:

$$\mathbf{M}_b = \mathbf{M}_G + \mathbf{M}_A + \mathbf{M}_P + \sum_{i=1}^N \mathbf{M}_{Ti} \quad (4.10)$$

The vector of gravity loads acting on the object is calculated as [12]:

$$\mathbf{F}_G = mg \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \cos \Theta \sin \Phi \\ \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} \quad \mathbf{M}_G = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Aerodynamic forces and moments in the $O_b x_b y_b z_b$ coordinate system are calculated as below [13], [15]:

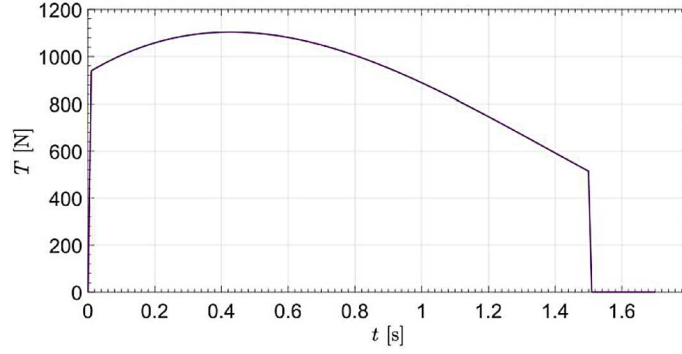
$$\begin{aligned}\mathbf{F}_A &= \frac{1}{2} \rho V_0^2 S \begin{bmatrix} -C_X \\ C_Y \\ -C_Z \end{bmatrix} \\ \mathbf{M}_A &= \frac{1}{2} \rho V_0^2 S d \begin{bmatrix} C_L \\ C_M \\ C_N \end{bmatrix} + \frac{d}{2V} \begin{bmatrix} C_{LP} & 0 & 0 \\ 0 & C_{MQ} & 0 \\ 0 & 0 & C_{NR} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (4.12)$$

where: ρ is the air density, V_0 – rocket flight velocity, S – area of the rocket cross section, d – rocket diameter, and $C_X, C_Y, C_Z, C_L, C_M, C_N, C_{LP}, C_{MQ}, C_{NR}$ are forces and moments aerodynamic coefficients. The aerodynamic loads at low speeds are significantly smaller when compared to those generated by lateral thrusters. The aerodynamic interference at low Mach numbers can be neglected. The aerodynamic coefficients depend on the Mach number Ma , the angles of attack α and sideslip β as well as angular rates P, Q, R . Aerodynamic characteristics of the rocket were calculated offline in an analytical way [15], [16]. Next, an aerodynamic database was built. The multidimensional table lookup method was used for obtaining the coefficients for various Mach numbers [17]. The aerodynamic interaction effects between lateral jets and the fuselage were neglected due to low flight speed in the launch phase [18], [19].

The main engine forces \mathbf{F}_p and moments \mathbf{M}_p were calculated as below:

$$\mathbf{F}_P = [T(t) \ 0 \ 0]^T \quad \mathbf{M}_P = [0 \ 0 \ 0]^T \quad (4.13)$$

The main engine thrust curve $T(t)$ was modeled with the aim of an approximated polynomial and the result is presented in Fig. 5. The main engine thrust force is coincident with the $O_b x_b$ axis of the body coordinate system.



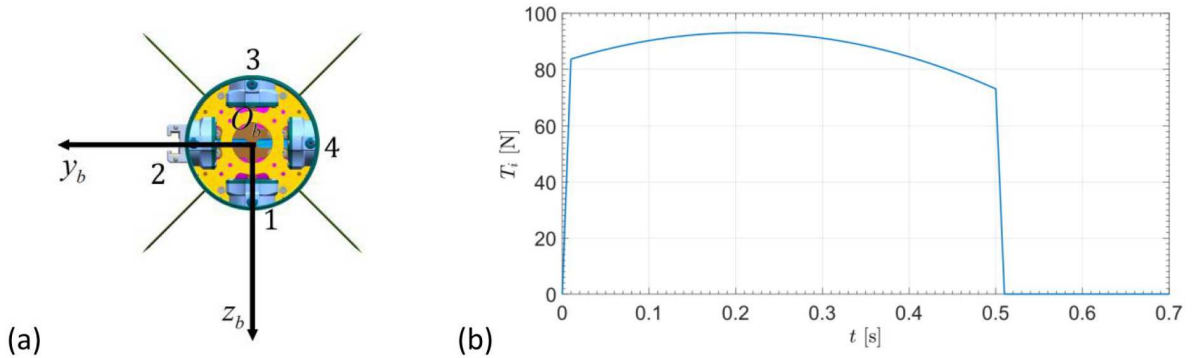
Rys. 5. Main engine thrust curve used in numerical simulation

Finally, forces and moments generated by both reaction control systems were obtained. The lateral thrusters can apply a force on the body in the lateral directions. When they are placed far from the center of gravity, they can generate a moment around the center of gravity and can be used to change the platform attitude. The second type of thrusters, called divert thrusters which could be placed at the object center of mass, are used to perform lateral acceleration. The interval between the two subsequent thrusters is 30 deg. When one of the thrusters from the set is ignited, the rocket can be oriented only in the directions which are multiplications of the interval angle. Someone can imagine that two or even three engines are fired to achieve the direction of flight between the main thruster directions, but the problems with ??? might occurred. It is assumed that there are $N = 4$ thrusters in each reaction control system (Fig. 6b), and the nozzles of these small engines are perpendicular to the longitudinal axis of symmetry of the missile. Lateral thrusters are translated by the vector $\mathbf{r}_{Ti} = [x_{Ti}, y_{Ti}, z_{Ti}]$ from the origin of the $O_b x_b y_b z_b$ coordinate system, where $i = 1, \dots, N$ is the number of the jet engine.

The force \mathbf{F}_{Ti} and moment \mathbf{M}_{Ti} generated by the i -th engine in the body coordinate system $O_b x_b y_b z_b$ are as follows [20]:

$$\mathbf{F}_{Ti} = T_i \begin{bmatrix} 0 \\ \sin \theta_{Ti} \\ -\cos \theta_{Ti} \end{bmatrix} \quad \mathbf{M}_{Ti} = \mathbf{r}_{Ti} \times \mathbf{F}_{Ti} = T_i \begin{bmatrix} -y_{Ti} \cos \theta_{Ti} - z_{Ti} \sin \theta_{Ti} \\ x_{Ti} \cos \theta_{Ti} \\ x_{Ti} \sin \theta_{Ti} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

where T_i is the thrust generated by the i -th lateral thruster, θ_{Ti} is the angle between the $O_b x_b z_b$ plane and the thruster. The thrust curve of a single lateral thruster is presented in Fig. 6. The total time of work of the thruster is 0.5 s.



Rys. 6. (a) Lateral thruster convention (front view); (b) lateral jet thrust curve which was used in numerical experiments [9]

The rocket model has been implemented in the MATLAB/Simulink environment.

5. Control method

In this Section, the control algorithm is described. Each of the lateral thrusters can be used only once. The goal of the control algorithm was to obtain the desired pitch angle θ_f at the end of the turnover maneuver. The main difficulty lied in fact that the thrusters of the platform were not adjustable, so it was impossible to adjust the side forces continuously. The thrust curve shape of the lateral thrusters was predefined at the manufacturing stage, so it was complicated to modify the lateral thrusters force without any additional devices during their work. It was assumed that the thrust curve for each thruster for the reaction control system was identical.

The control strategy is as follows: after the launch the first engine from the set is selected to initiate the pitch motion around the rocket center of mass. Next, the engine at the opposite side of the rocket body is ignited. In other words, the first thruster can be used to point the platform in the preferred direction and later, the second thruster could be fired to maintain the pitch angle to the desired value. The time of the second thruster ignition determines the turn angle achieved. At least two thrusters are required to perform lateral attitude corrections. When only one thruster is used, it is impossible to slow down the pitch rate to zero because of low aerodynamic pitch damping.

One of the options to control the behavior of the rocket during the turnover maneuver is to select the proper lateral thruster ignition time delays. These delays can be parametrized by the following variables: τ_1 – first engine ignition time, τ_2 – first engine burnout time, τ_3 – second engine ignition time, τ_4 – second engine burnout time, and τ_5 – main engine ignition time. With the aim of these time delays, it is possible to precisely control the final pitch angle. Specially, the longer is the second engine ignition τ_3 , the smaller pitch angle is achieved. The problem was to achieve the final pitch angle in the shortest possible time. Firing delays for lateral thrusters can be found by solving an optimization problem. It was assumed that in each agile turn scenario only the aft or rear reaction control system is used, so there is no mixing in thrusters from both systems. In the real rocket, the information about the current attitude could be obtained using the Inertial Measurement Unit. An autopilot has to be formed relating the required turn angle for each channel with the start time of the second thruster. It is also possible to predefine the delays before the rocket launch. The key problem is the soft launch repeatability. The engine delays can affect the final pitch angle. Another issue is the time when the main engine should be fired. The main engine could be fired independently of the lateral thrusters. The wind influence in the algorithm is neglected, but in real world it might be an important factor which can influence the missile behavior.

6. Results

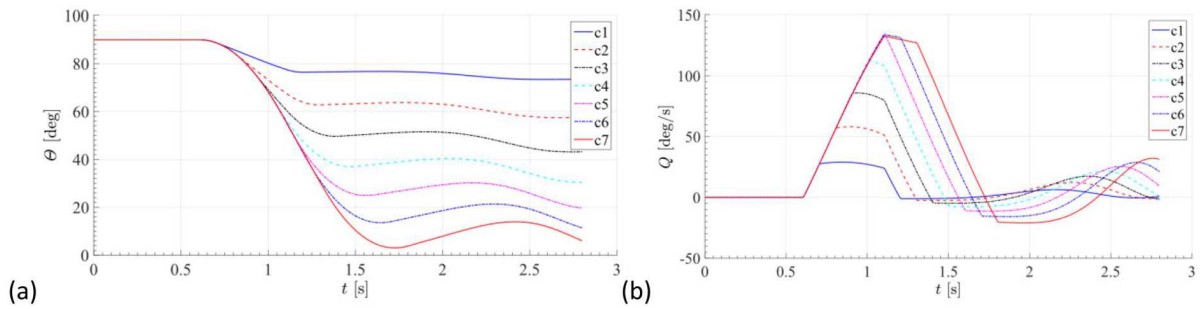
In this Section, results of numerical simulations are discussed to verify the efficiency and accuracy of the developed method. A set of simulations has been carried out for lateral thrusters located before the center of mass. The maneuver was performed into pitch plane, so only the $i = 1$ and $i = 4$ thrusters were used to control the platform attitude. The initial velocity and lateral thrusters firing delays are presented in Table 1.

In the plot in Fig. 7, the pitch angle and angular rate time history are presented.

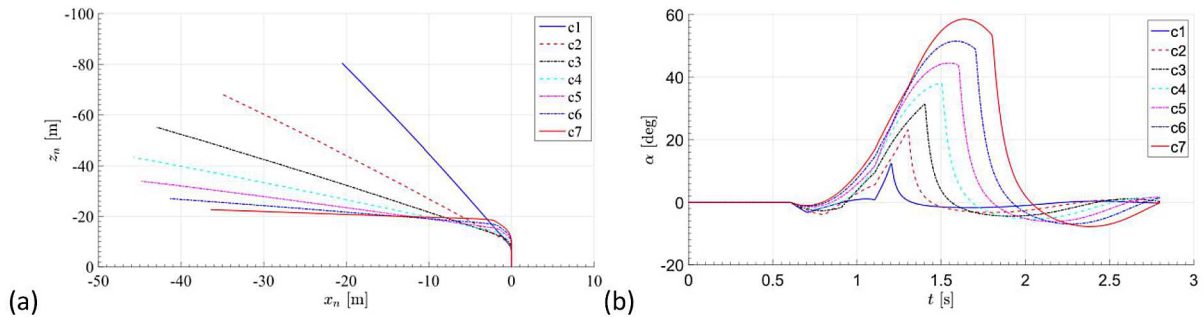
After 1st thruster firing, the pitch angle decreases rapidly. The final attitude is achieved faster for smaller pitch angles. At the end of the maneuver for large pitch angles, significant oscillations appear. This phenomenon can be explained with the help of the angular rate plot. The pitch rate time history has a trapezoidal shape. For the first three cases, the final pitch rate is nearly zero. When the second thruster is fired too late, then some oscillations appear. The maximum value of the pitch rate is approximately 132 deg/s in 1.1 s.

Table 1. Time delays which were used in numerical experiments

Case number	U_{in} [m/s]	Time constant [s]				
		τ_1	τ_2	τ_3	τ_4	τ_5
c1	13	0.6	1.08	0.7	1.18	1.2
c2	14	0.6	1.08	0.8	1.28	1.3
c3	15	0.6	1.08	0.9	1.38	1.4
c4	16	0.6	1.08	1.0	1.48	1.5
c5	17	0.6	1.08	1.1	1.58	1.6
c6	18	0.6	1.08	1.2	1.68	1.7
c7	19	0.6	1.08	1.3	1.78	1.8



Rys. 7. (a) Pitch angle; (b) pitch angular rate time history [author's own work]



Rys. 8. (a) Rocket position; (b) angle of attack time history [author's own work]

In Fig. 8, the linear position of the trajectory profile in the navigation coordinate system $O_g x_g y_g z_g$ and the angle of attack profile are shown. In the last simulation case, the rocket is flying nearly horizontally. The maximum value of the angle of attack is nearly 60 deg. The rocket aerodynamics at high angles of attack should be modeled precisely. The authors used only analytical and semi-empirical formulas to calculate the aerodynamic coefficients. It is highly recommended to check the results with the aim of CFD methods. On the other hand, at low speeds the missile dynamics is primarily affected by the loads from reaction control systems. The launcher tube should be pitched by a small angle because of safety issues. When the main engine fails before ignition, then the rocket might fall onto the launcher.

From the numerical experiments presented above, it can be concluded that the rocket in the launch phase can be controlled by the lateral thrusters only.

7. Conclusion

This paper presents the numerical analysis of flight dynamics for a soft launched research rocket with lateral thrusters. It has been obtained that at least two lateral jets are required for performing pitch control of the platform. It is possible to control the final pitch angle with the help of the time delay between two consecutive thrusters firings. The second thruster can not be activated too late because of oscillatory motion at the end of the agile turn maneuver. Some optimization methods should be used to study in detail this phenomenon. It will be possible in the future to implement the developed algorithm to the real rocket.

Bibliografia

1. TEKIN R., ATESOGU O., LEBLEBICIOGLU K., Flight control algorithms for a vertical launch air defense missile, *Proceedings of the EuroGNC 2013, 2nd CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control*, 2013
2. TITCHENER, *UK Soft Vertical Launch – A Flexible Solution to an Integral Concept for Ground and Naval Air Defence*, Defense Technical Information Center Compilation Part Notice, Valencia, 2000
3. ŻUGAJ M., GŁĘBOCKI R., Model of gasodynamic control system for guided bomb, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2010, **48**, 27-44
4. SRIVASTAVA B., *Asymmetric Lateral Jet Interaction Studies for a Supersonic Missile: CFD Prediction and Comparison to Force and Moment Measurements*, Raytheon Company
5. MBDA, MBDA Missile Systems, [Online]. Available: <http://www.mbda-systems.com/product/camm/>. [Zugriff am 23 kwiecień 2018]
6. “Proto Imaging”, [Online]. Available: <http://www.protoimaging.com/case-study-missile-cgi-movie.shtml>. [Zugriff am 26 lutego 2018]
7. SZULC T., System przeciwlotniczy TOR, *Nowa Technika Wojskowa*, 1994, nr. 6
8. “ausairpower.net”, [Online]. Available: <http://www.ausairpower.net/APA-S-400-Triumf.html>. [Zugriff am 17 marzec 2018]
9. Institute of Aviation, *Flight test program*, 2017
10. ŻYLUK A., Numerical simulation of the effect of wind on the missile motion, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2014. **52**, 2, 335-344
11. ZIPFEL P., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
12. BOIFFIER J.-L., *The Dynamics of Flight: The Equations*, John Wiley & Sons, 1998
13. ABZUG M., *Computational Flight Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998
14. DZIOPA Z., Zależność strefy startu rakiety od charakterystyki sterującej siły gazodynamicznej, *Problemy Mechatroniki: Uzbrojenie, Lotnictwo, Inżynieria Bezpieczeństwa*, 2011, **2**, 4, 37-46
15. CHIN, *Missile Configuration Design*, McGraw Hill Book Company, 1961
16. RAINEY R., *An Investigation of Several Supersonic Missile Configurations Directed Toward Minimizing Center-of-Pressure Travel*, Washington, 1952
17. RUMPFKEIL M.P., BERAN P., Construction of multi-fidelity surrogate models for aerodynamic databases, *Ninth International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD9)*, Istanbul, 2016
18. DESPIRITO J., *Lateral Reaction Jet Flow Interaction Effects on a Generic Fin-Stabilized Munition in Supersonic Crossflows*, Army Research Laboratory, 2013

19. *Lateral Jet Interaction with the External Flow Field Features on Re-entry Vehicle*
20. BARANOWSKI L., Badania symulacyjne możliwości sterowania gazodynamicznego pociskiem raketowym Feniks, *Problemy Techniki Uzbrojenia*, 2011, **40**, 117, 87-94

Analiza systemu zimnego startu dla rakiety badawczej

Niniejszy artykuł dotyczy metody „miękkiego” pionowego startu dla rakiety badawczej. Przedstawiono modele fizyczny i matematyczny rakiety sterowanej w fazie pionowego startu przy pomocy dwóch gazodynamicznych układów wykonawczych sterowania. Zaproponowano algorytm uruchamiania silników korekcyjnych oparty na czasowych opóźnieniach. Ostatecznie wyniki przeprowadzonych symulacji wykazały, że proponowana metoda może zostać efektywnie wykorzystana do sterowania rakiety w fazie startu. Uzyskano zadowalającą jakość sterowania, a rozważana metoda zostanie wykorzystana w badaniach na rzeczywistym obiekcie.

MOŻLIWOŚCI ROZWOJU ZESTAWU ODRZUTOWYCH CELÓW POWIETRZNYCH ZOCP-JET2

JAROSŁAW HAJDUK, DARIUSZ RYKACZEWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: jaroslaw.hajduk@itwl.pl; dariusz.rykaczewski@itwl.pl

1. Wstęp

W wyniku realizacji badań państwowych w 2017 r. zestaw odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2 uzyskał zdolność operacyjną jako system treningowy dedykowany dla raketowych oddziałów przeciwlotniczych. Dzięki wysokim osiągom w zakresie prędkości i wysokości lotu odrzutowe cele powietrzne JET2 skutecznie imitują załogowe statki powietrzne również w zakresie operowania grupowego przy stosunkowo niskiej cenie wylotów. Badania, próbna eksploatacja oraz konsultacje z udziałem przyszłego użytkownika i dowódców wojskowych wskazują na potencjalną potrzebę rozszerzenia zakresu użytkowania systemu poza funkcję celów powietrznych, a także na celowość kontynuacji pracy mającej na celu dalsze podwyższanie osiągom oraz zakresu użytkowania.

Z punktu widzenia użytkowników imitatorów celów powietrznych (więc w głównej mierze użytkowników wojskowych) najistotniejszym parametrem jest to, w jakim stopniu imitator jest w stanie imitować rzeczywiste obiekty stanowiące obszar zainteresowania oddziałów przeciwlotniczych. Choć żaden imitator nie może w 100% oddawać wszystkich cech obiektu rzeczywistego, to z punktu widzenia zadań treningowych ważne jest, aby szkolenie i trening z wykorzystaniem imitatorów umożliwił skuteczne przeciwdziałanie w warunkach rzeczywistego ataku przeciwnika.

2. Geneza realizacji projektu

Odrzutowe cele powietrzne opracowane w ITWL wywodzą się z projektu manewrujących celów powietrznych (ZSMCP – Zestaw Sterowanych, Manewrujących Celów Powietrznych) opracowanych dla treningu w strzelaniach artyleryjskich oraz raketowych z użyciem zestawów ręcznych typu Strzała i Grom. Zestaw SMCP znacznie rozszerzył zakres stosowalności celów powietrznych w stosunku do wcześniej używanych typów zdalnie sterowanych celów powietrznych (cele typu B oraz Delta), zapewniając większy dystans operowania (do 3, a później 10 km), większą prędkość lotu (do 230 km/h) z dystansu nieprzekraczającego 1000 m i prędkości nieprzekraczającej 100 km/h dla starszych celów używanych od lat 70. XX wieku, oraz znacznie większe możliwości udźwigowe.

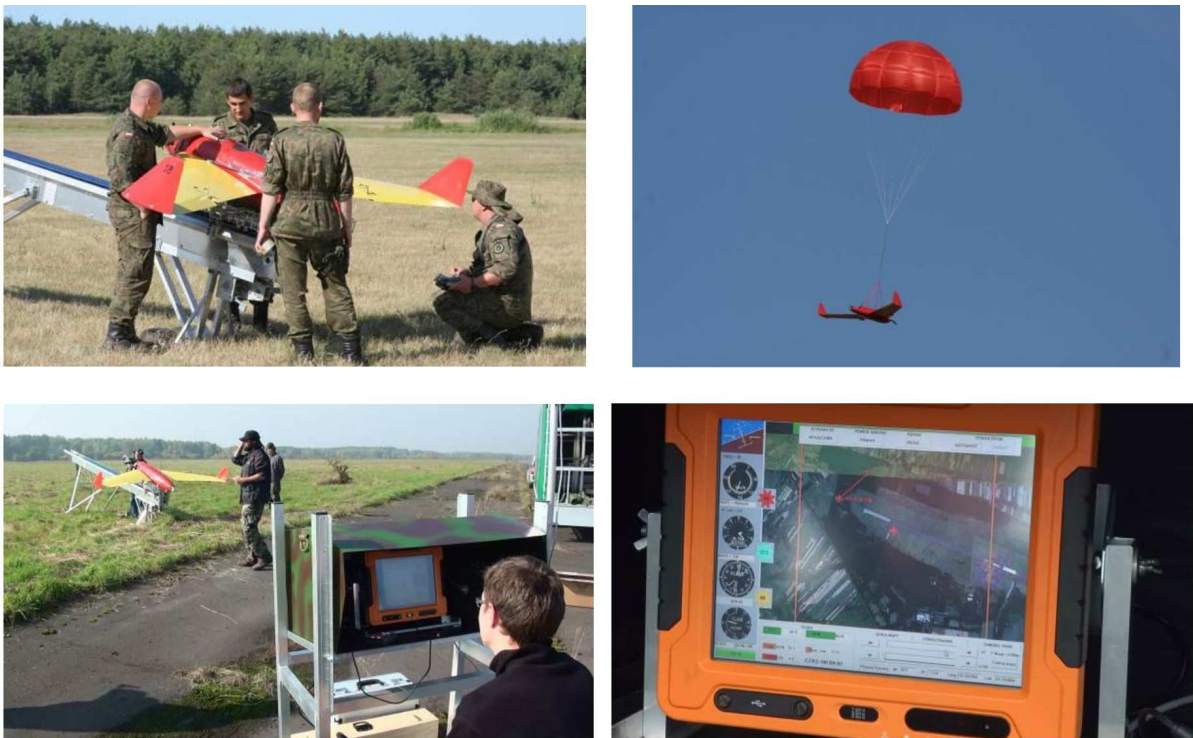
Tak znaczne powiększenie osiągom było możliwe w głównej mierze dzięki zastosowaniu większych zespołów napędowych, a to z kolei pozwoliło na skonstruowanie większych płatowców o wyższych osiągach w stosunku do poprzedników będących w zasadzie latającymi modelami zdalnie sterowanymi.

Drugim czynnikiem umożliwiającym rozszerzenie zakresu użytkowania stało się opracowanie zupełnie nowego systemu sterowania, w którym urządzenia zdalnego sterowania (wciąż obecne) nie wprowadzają ograniczenia zasięgu operowania, zarówno przez zasięg skuteczny jak i przez

ograniczenie zasięgu widzialności wzrokowej operatora. Opracowany wówczas system telemetryczny, rozszerzony następnie o pokładowy układ sterowania automatycznego z nawigacją wykorzystującą GPS rozszerzyły dostępny zasięg operowania do granic poligonu (praktycznie 40 km), jednocześnie znacznie zmniejszając obciążenie operatora, co jest szczególnie ważne przy lotach dłuższych, również wykonywanych nocą lub w gorszych warunkach atmosferycznych.



Rys. 1. Zdalnie sterowane cele powietrzne typu B oraz Delta



Rys. 2. Elementy Zestawu Sterowanych Manewrujących Celów Powietrznych

Skuteczna eksploatacja ZSMCP w wytypowanych jednostkach i na kilku poligonach w Polsce stała się bodźcem do poszukiwań nowych obszarów wykorzystania celów powietrznych, w tym imitacji celów dla większych rakietowych zestawów przeciwlotniczych będących na wyposażeniu wojska (OSA, KUB). Aby zrealizować te zamierzenia, niezbędne było dalsze powiększenie osiągnięć głównie w zakresie prędkości lotu i wysokości operowania. Dla obiektów latających

tej wielkości (masa startowa na poziomie kilkudziesięciu kilogramów) wyposażonych w dwusuwowe, wysokoobrotowe silniki tłokowe ze śmigłami o stałym skoku uzyskanie prędkości lotu przekraczających 300 km/h oraz wysokości lotu powyżej 4000 m przy zachowaniu korzystnych cech użytkowych (trwałość, niezawodność) staje się trudne i technicznie bardzo nieefektywne, ponieważ wymaga zespołu napędowego o dużym udziale masowym w masie całkowitej, dużym zużyciu paliwa, dużym poziomie drgań i silnej asymetrii od zespołu napędowego.

3. Możliwości rozwoju zestawu odrzutowych celów powietrznych

Skutecznym sposobem podniesienia osiągnięć płatowca celu powietrznego jest zastosowanie napędu odrzutowego, który przy prędkościach lotu powyżej 100 m/s zaczyna być już akceptowalnie sprawny, a mniejszy spadek osiągnięć z wysokością lotu silnika odrzutowego w stosunku do tłokowego silnika wolnossącego dobrze rokuje w zakresie osiągnięć wysokościowych płatowca.

Standardem dla konstrukcji lotniczych jest silne powiązanie ceny końcowej z masą startową. Dla celów powietrznych zasada ta również obowiązuje, więc możliwie mała masa startowa celu powietrznego w dużym stopniu kształtuje cenę końcową produktu. Niestety miniaturowe silniki odrzutowe dedykowane dla obiektów latających o masie kilkunastu-kilkudziesięciu kilogramów nie reprezentują takiego poziomu technicznego rozwoju jak lotnicze silniki odrzutowe. Miniaturowe silniki odrzutowe o ciągu 80-200 N opracowywane dla zastosowań modelarskich od połowy lat osiemdziesiątych XX wieku osiągnęły już akceptowalny poziom użyteczności, ale z powodu maksymalnie uproszczonej konstrukcji (jednostopniowa sprężarka i turbina, prosta komora spalania) i wyżyłowanych osiągnięć (duży stosunek ciągu maksymalnego do masy silnika) charakteryzują się jednostkowym zużyciem paliwa blisko dwukrotnie większym niż silniki lotnicze, małą trwałością (liczoną w pojedynczych godzinach przy dużym obciążeniu) silnie uzależnioną od sposobu użytkowania oraz zupełnie nieokreśloną niezawodnością.

Miniaturowe odrzutowe zespoły napędowe mają też zalety cenne w przypadku zastosowania w celach powietrznych. Mała masa silnika (poniżej 2 kg dla silnika o ciągu 160 N) pozwala umieścić zespół napędowy w wygodnym miejscu płatowca przy niewielkim wpływie na położenie środka masy. Z punktu widzenia poprawnej pracy pokładowych układów sterowania automatycznego cenny jest również zupełny brak drgań od zespołu napędowego (zwłaszcza przy umieszczeniu silnika w gondoli zewnętrznej). Małe silniki odrzutowe dla zapewnienia poprawnej pracy i szybkiej odpowiedzi na sterowanie wyposażone są elektroniczne układy sterowania (ECU) realizujące również rozruch oraz bezpieczną dla silnika sekwencję wygaszania. Taki system sterowania silnikiem jest bardzo wygodny podczas eksploatacji płatowca, między innymi umożliwia zdalny rozruch z diagnostyką jego przebiegu, również podczas lotu, choć wymaga specjalnie opracowanego dedykowanego pokładowego układu sterowania automatycznego (autopilota), zarówno w warstwie sprzętowej jak i programowej.

W ramach prowadzonych w ITWL prac badawczych w dziedzinie manewrujących celów powietrznych opracowano kilka konstrukcji napędzanych silnikami odrzutowymi: począwszy od płatowca Turbo-Komar, który wykorzystywał elementy seryjnych celów powietrznych „Komar” i testowany był zarówno w wariantcie z własnym podwoziem kołowym, jak i startów przyspieszonych z wyrzutni startowej, poprzez cel powietrzny JET-1 do jego dwusilnikowej wersji JET-1M2.

Projekty płatowców, systemów sterowania i łączności oraz całego systemu eksploatacji i obsługi w połączeniu z dziesiątkami wykonanych lotów w warunkach poligonowych we współpracy z wojskiem pozwoliły na zebranie cennych doświadczeń ze wszystkich aspektów zagadnienia.



Rys. 3. Doświadczalne odrzutowe cele powietrzne Turbo-Komar, JET-1 oraz Jet-1M2

Tabela 1. Zestawienie parametrów i osiągnięć płatowców rodziny JET

Parametry systemu	JET-1	JET-1M2	JET-2 (2x140)
Masa startowa	40 kg	43 kg	85 kg
Masa własna	25 kg (38% paliwo)	29 kg (33% paliwo)	43 kg (49% paliwo)
Udźwig użyteczny	0 kg	0 kg	2 kg
Rozpiętość	2,42 m	2,42 m	2,85 m
Długość	2,8 m	3,05 m	3,56 m
Prędkość startu	28 m/s	32 m/s	31 m/s
Prędk. maks. lotu poziomego	360 km/h	455 km/h	400 km/h
Czas lotu maksymalny	40 min	23 min	110 min
Zasięg operowania	35 km	35 km	38 km
Napęd	1x140N	2x140N	2x140N
Obciążenie ciągu	3,5 N/kg	6,51 N/kg	3,29 N/kg
Rodzaj startu	Wyrzutnia 19 kJ	Wyrzutnia 30 kJ	Wyrzutnia 50 kJ
Prędkość minimalna	85 km/h	88 km/h	110 km/h
Obciążenie powierzchni	36,4 kg/m ²	40,1 kg/m ²	62,9 kg/m ²
Powierzchnia nośna	1,072 m ²	1,072 m ²	1,35 m ²

Doświadczenia te umożliwiły sformułowanie części warunków (założeń), jakie spełniać powinien system odrzutowych celów powietrznych zrealizowany w 9 poziomie gotowości.

Podstawowe założenia projektowe dla płatowca JET-2:

- prędkość maksymalna nie mniejsza niż 150 m/s (540 km/h),
- pułap powyżej 5000 m,
- maksymalny czas lotu powyżej 1 h,

- zasięg operowania nie mniej niż 35 km,
- zdolność do wykonywania zadań dwoma celami jednocześnie,
- realizacja startu z wyrzutni o napędzie pneumatycznym,
- możliwość użycia tanich modelarskich silników odrzutowych,
- dwusilnikowy układ napędowy przy zapewnieniu możliwości kontynuowania lotu na jednym silniku. Silniki w gondolach zewnętrznych dla ułatwienia obsługi i zmniejszenia drgań,
- lądowanie na spadochronie z wykorzystaniem systemu dwustopniowego (również w funkcji systemu ratowniczego),
- elementy struktury ulegające planowanemu uszkodzeniu (strefy zgniotu) dla zmniejszenia obciążeń przy lądowaniu,
- użycie specjalnie opracowanego, dedykowanego układu sterowania automatycznego (żaden z dostępnych układów fabrycznych nie spełniał wymagań projektu),
- możliwie niskie koszty eksploatacji dzięki niskim kosztom wytworzenia i wielorazowości użycia,
- zaangażowanie możliwie małej liczby osób obsługi (nie więcej niż 10 osób przy operowaniu dwóch celów jednocześnie),
- zdolność do odtworzenia gotowości w krótkim czasie.

Projekt JET-2 realizowany był jako bezpośrednia kontynuacja projektu JET-1. Podwyższenie osiągnięć dla spełnienia ZTT wymagało oczywiście zmiany płatowca celu powietrznego dla spełnienia wymagań (głównie uzyskania większej prędkości lotu i większej długotrwałości lotu).

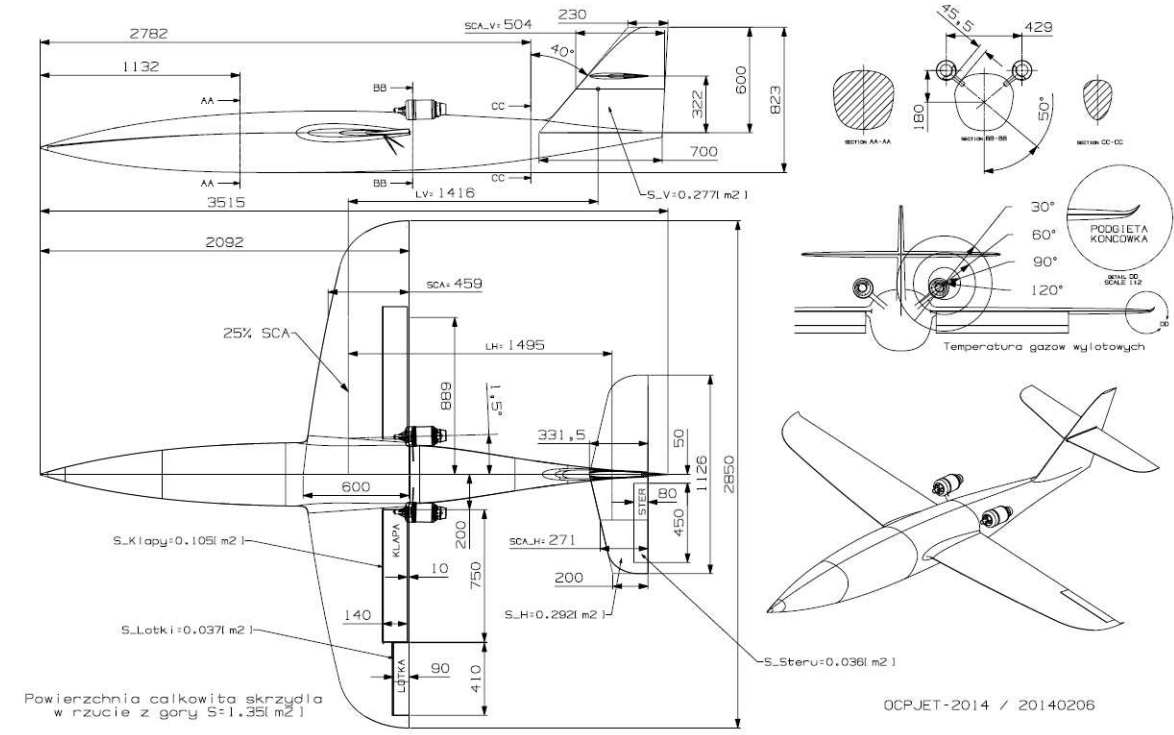
W ramach projektu koncepcyjnego płatowca i systemu podjęto decyzję o maksymalnym wykorzystaniu wiedzy i doświadczeń z projektu płatowca dla systemu JET-1. Prace projektowe i badawcze włożone w optymalizację bryły płatowca, pozytywne doświadczenia i zadowalające wyniki z eksploatacji poligonowej celów powietrznych JET-1 i JET-1M2 (w zakresie osiągnięć, cech stateczności i sterowności płatowca oraz cech eksploatacyjnych) wydawały się naturalnym punktem wyjścia dla projektu JET-2 i bardziej racjonalnym niż projektowanie zupełnie nowej konstrukcji, również dlatego, że znacząco zmniejsza to koszty i czas prac oraz zwiększa prawdopodobieństwo sukcesu (uzyskania zaplanowanych osiągnięć bez konieczności wprowadzania wielu modyfikacji i zmian na etapie prototypów i badań).

Powyższe założenie dotyczyło również podsystemów pokładowych, w tym układu sterowania automatycznego oraz systemu spadochronowego (systemu podwójnego, ze spadochronem hamującym pełniącym również rolę pilocika i spadochronem głównym).

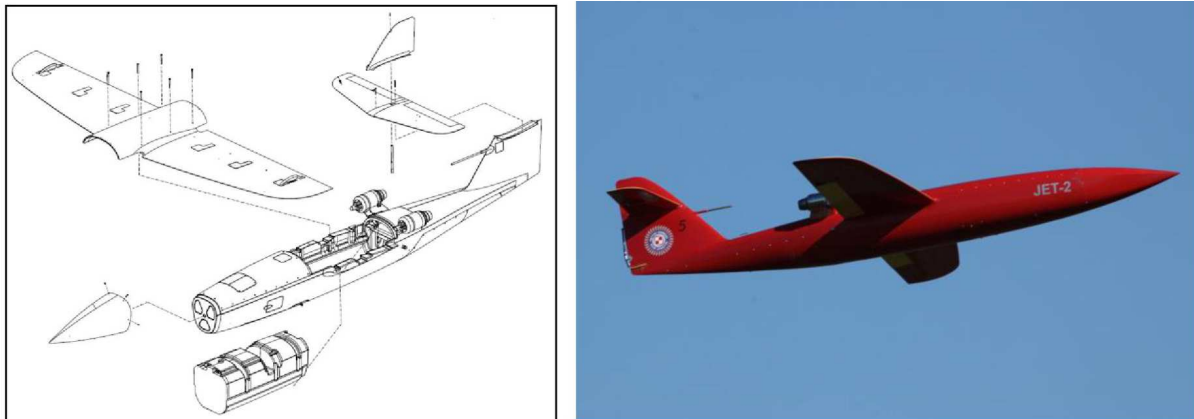
3.1. Podstawowe osiągi płatowca JET-2

Uwagi:

- Praktyczna wysokość lotu ograniczona jest do 6000 m z powodu ograniczeń systemów silnikowych (pompy paliwa, czujniki etc.).
- Wartości maksymalnego czasu lotu i maksymalnego dystansu są wartościami teoretycznymi, nieuwzględniającymi paliwa zużytego przed startem, podczas startu, wznoszenia oraz manewrów do lądowania.
- Prędkość maksymalna lotu poziomego jest mniejsza niż określona w wymaganiach. W warunkach realizacji zadania prędkość maksymalna (około 560 km/h) osiągnięta jest ze zniżaniem pod kątem do 15° dzięki cechom aerodynamicznym płatowca oraz charakterystyce zespołu napędowego i jest standardową procedurą podczas eksploatacji celów powietrznych w strzelaniach raketowych.



Rys. 4. Rysunek płatowca JET-2



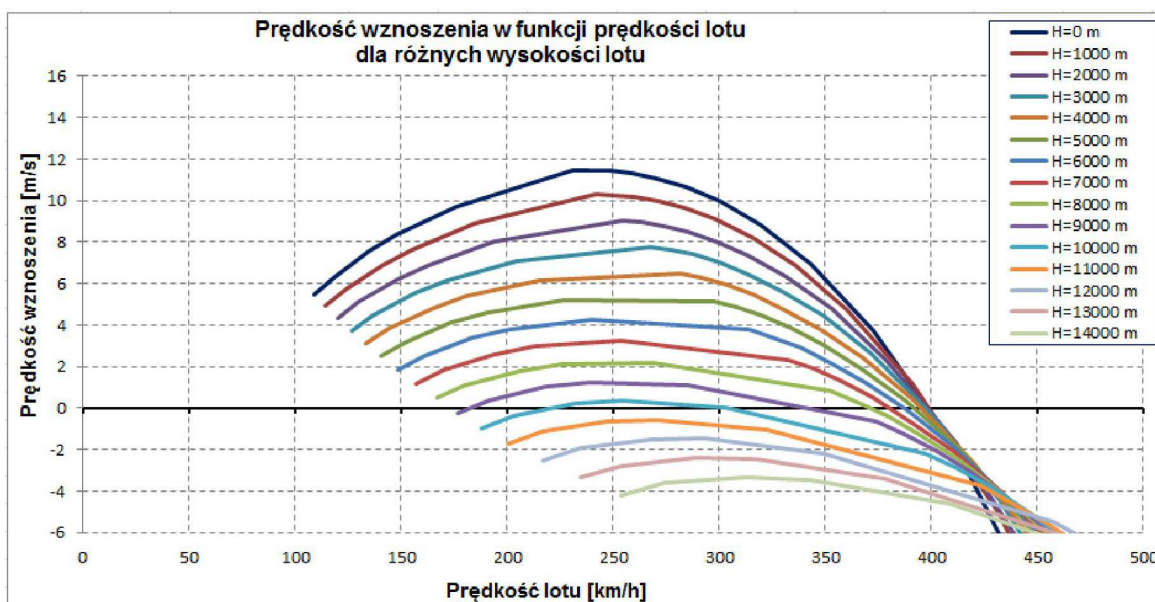
Rys. 5. Podział konstrukcyjny płatowca JET-2 oraz płatowiec w locie

4. Zagadnienie doboru zespołu napędowego do płatowców JET-2

Korzystając z dotychczasowych doświadczeń z eksploatacji celów powietrznych JET-1 i JET-1M2, przyjęto zastosowanie dwusilnikowego zespołu napędowego złożonego z miniaturowych silników odrzutowych produkowane seryjnie i przeznaczonych do napędu zdalnie sterowanych modeli latających. Silniki te charakteryzują się wysoką wartością ciągu jednostkowego (około 100 N/kg masy silnika), ale odbywa się to kosztem niewielkiej trwałości (maksymalnie 25 h) i małej niezawodności. Mała trwałość w pewnym stopniu rekompensowana jest niską ceną (około 3000 Euro w porównaniu z 50 000 Euro dla większego silnika niecertyfikowanego, ale produkowanego przez producenta lotniczego, lub ponad 100 000 Euro dla silnika certyfikowanego o ciągu około 1200 N). Mała niezawodność może jednak skutkować utratą celu powietrznego podczas lotu (wodowanie na spadochronie równoznaczne jest utracie celu powietrznego i jego wyposażenia). Podczas eksploatacji celów powietrznych JET-1 i JET-1M2 na 29 wykonanych

Tabela 2. Zestawienie masowe płatowca celu powietrznego JET-2

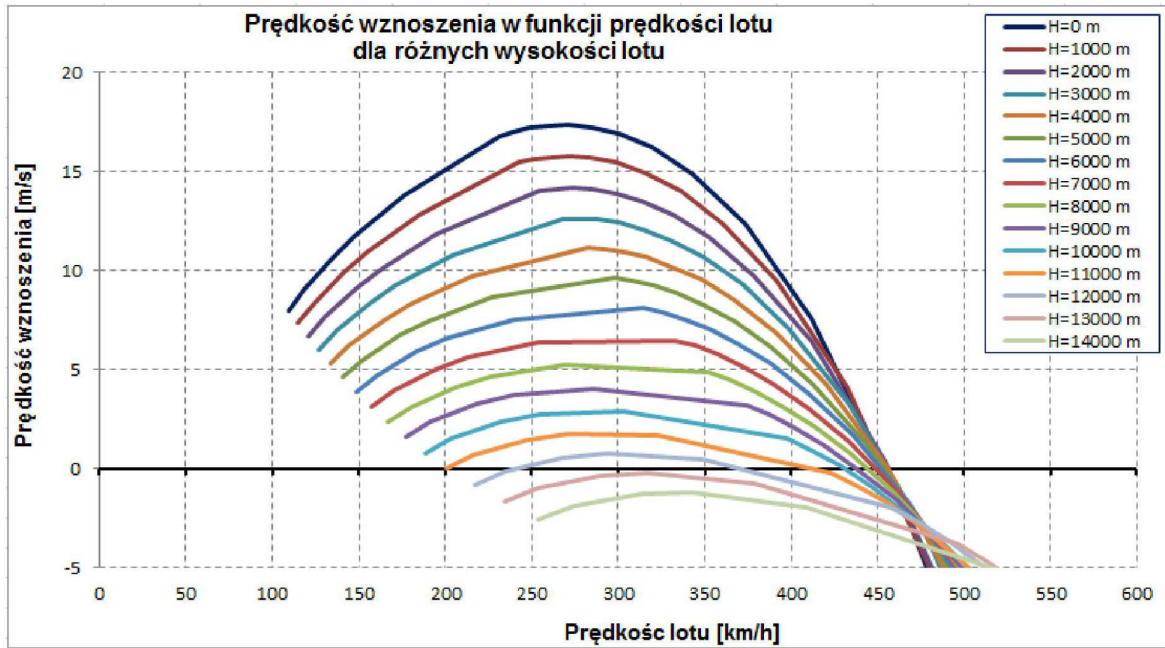
Struktura kadłuba	12,0 kg
Struktura płata	8,5 kg
Statecznik poziomy	1,0 kg
Statecznik pionowy	0,2 kg
Zbiornik z pompami	5,3 kg
Nos kadłuba	0,6 kg
Akumulatory	2,8 kg
Spadochron główny	2,5 kg
Spadochron hamujący	0,3 kg
Silnik seria 144	3,9 kg
Autopilot (+ płytka)	1,4 kg
Układ zarządzania energią	0,6 kg
Serwomechanizmy (12 szt.)	0,7 kg
Paliwo	43,1 kg (52 L)
RAZEM	82,9 kg



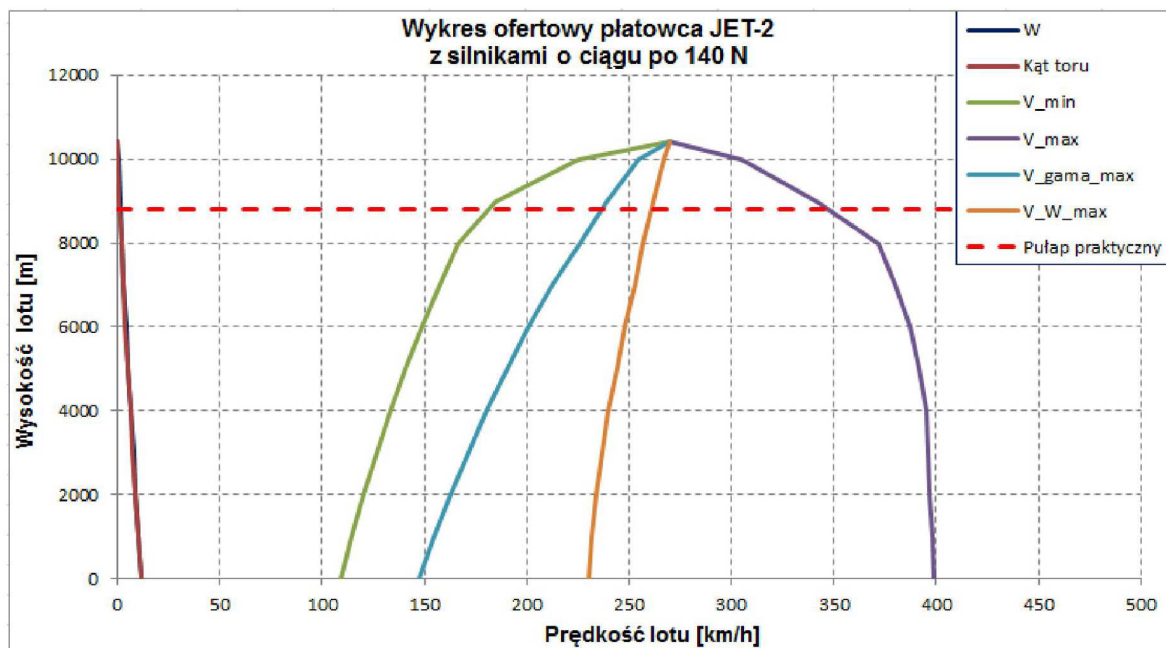
Rys. 6. Wykres biegunowej prędkości z napędem na pełnej mocy dla płatowca z silnikami JetCat-P140

lotów (21 lotów JET-1 i 8 lotów JET-1M2) w czterech lotach płatowców jednosilnikowych silniki przestały pracować podczas lotu, co skutkowało utratą płatowców, zaś w dwóch lotach płatowców JET-1M2 przestał pracować podczas lotu jeden z silników, ale lot i lądowanie mogły być kontynuowane na drugim silniku i żaden z płatowców nie został utracony w wyniku awarii silnika.

Wnioskiem z tych doświadczeń było zastosowanie konfiguracji dwusilnikowej do projektowanego celu powietrznego JET-2. W początkowym okresie projektu z dostępnych na świecie miniaturowych silników różnych producentów (JetCat, AMT, WREN Turbines, Jakadofsky Jet Engines, KingTech Turbines, PST Jets, Behotec, PBS Velka Bites) tylko JetCat oraz AMT produkowały specjalne wersje silników przeznaczone do celów powietrznych. Silniki te są zmodyfikowane przez zwiększenie naciągu wstępnego łożyska wału głównego w celu kompensacji obciążeń podczas startu z wyrzutni startowej. Dzięki temu silniki te są dopuszczone do startu z przyspieszeniami do 10 G przy trwałości ograniczonej do 5 h, a nawet do 30 G przy gwaran-



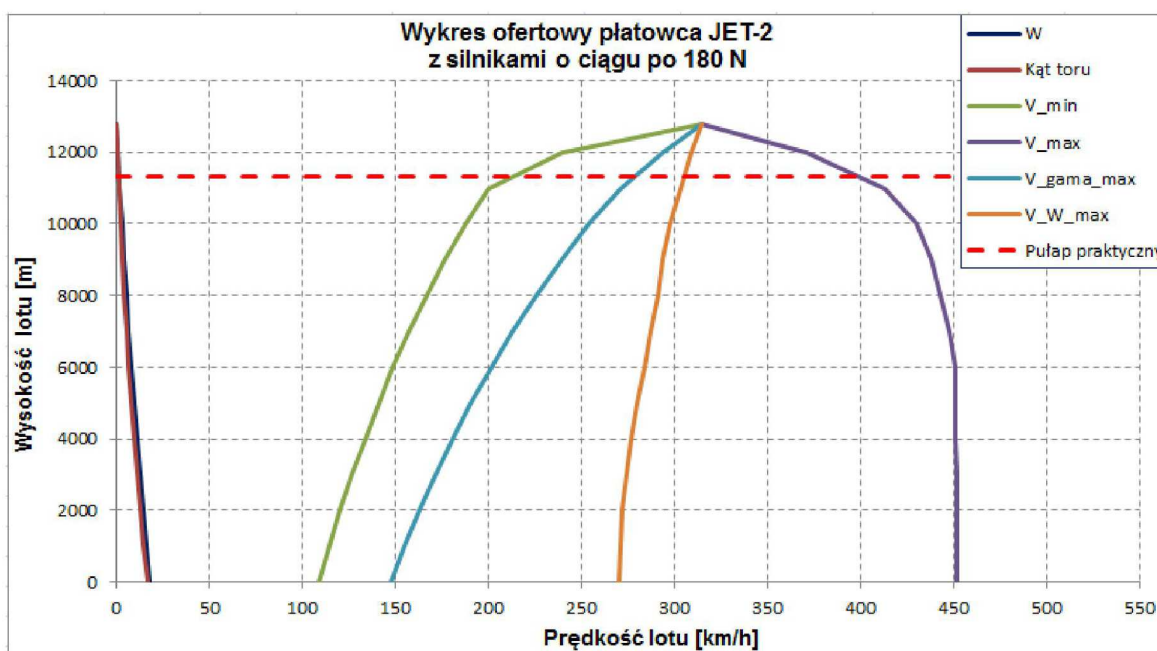
Rys. 7. Wykres biegunowej prędkości z napędem na pełnej mocy dla pławca z silnikami JetCat-P180



Rys. 8. Wykres ofertowy pławca JET-2 z silnikami JetCat-P140

owanej trwałości ograniczonej do jednego startu (po locie wymagana jest wymiana łożysk). Konsekwencją zwiększonego naciągu wstępnego łożyska jest zmniejszenie ciągu maksymalnego o 3-5%.

Firma JetCat udostępnia protokół wymiany danych z ECU (Engine Control Unit: układ sterowania silnikiem) służący do komunikacji pomiędzy silnikiem i autopilotem oraz do sterowania silnikiem we wszystkich fazach pracy. Przy realizacji projektu JET-1 wybrany został silnik JetCat właśnie ze względu na dostępny i łatwy do użycia protokół wymiany danych, do którego z kolei napisano procedury programowe autopilota. Z tego powodu, oraz bazując na dotychczas-



Rys. 9. Wykres ofertowy płatowca JET-2 z silnikami JetCat-P180

Tabela 3. Zestawienie podstawowych osiągnięć płatowca JET-2 w dwóch wersjach napędu

	JET-2, 2xP140	JET-2, 2xP180
Prędkość minimalna	110 km/h	110 km/h
Prędkość maksymalna TAS	400 km/h	450 km/h
Pułap maksymalny	10400 m	12800 m
Pułap praktyczny	6000 m	6000 m
Czas wznoszenia na 5000 m	10,5 min	6,5 min
Czas lotu na pełnej mocy	43 min	34 min
Czas lotu maksymalny	110 min	103 min
Dystans lotu maksymalny	360 km	332 km

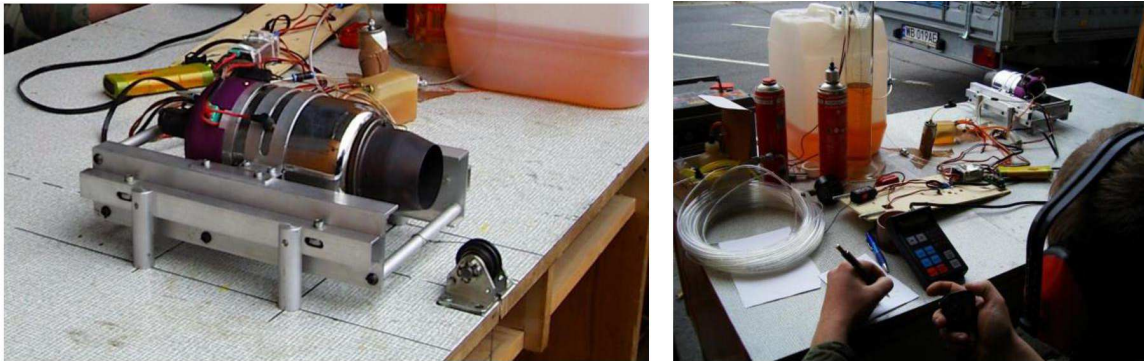
Tabela 4. Parametry silników JetCat o wartościach ciągu pozwalających na zastosowanie w celu powietrznym

Parametr	Silnik			
	P140-RXi-B	P180-Rxi-B	P200-RX	P220-RXi
Ciąg maksymalny	142 N	175 N	230 N	220 N
Obroty maksymalne	125 000 rpm	125 000 rpm	112 000 rpm	117 000 rpm
Obroty minimalne	33 000 rpm	33 000 rpm	33 000 rpm	35 000 rpm
Masa	1654 g	1638 mm	2510 mm	1888 mm
Średnica	112 mm	112 mm	130 mm	116,8 mm
Długość	320 mm	320 mm	350 mm	309 mm
Temperatura EGT	710°C	730°C	750°C	750°C
Zużycie paliwa	510 ml/min	610 ml/min	730 ml/min	725 ml/min
Cena	2850 €	3350 €	4195 €	3950 €

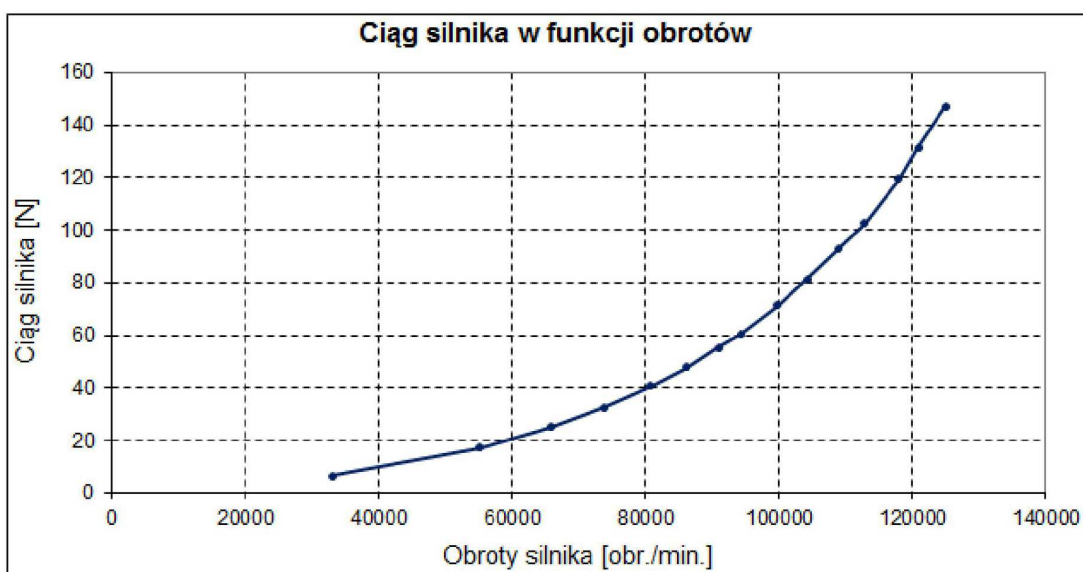
sowych doświadczeniach, dla projektu JET-2 wybrano silniki również produkowane przez firmę JetCat.

Z uwagi na brak dokładnych danych dotyczących ciągu, obrotów i zużycia paliwa w funkcji wysterowania podczas realizacji projektów wykonano badania wybranych silników, wyznaczając rzeczywiste zależności ciągu oraz zużycia paliwa w funkcji obrotów silnika.

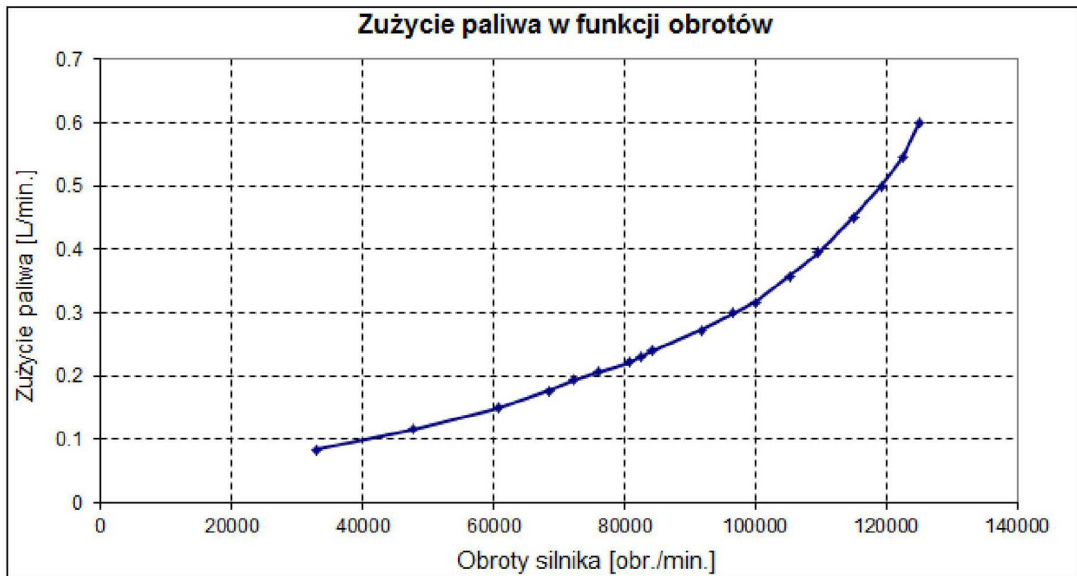
Głównym celem pomiaru zużycia paliwa było porównanie dostępnego czasu lotu płatowca OCP z napędem jednosilnikowym i praktycznie 100% wysterowaniem mocy przez większą część lotu z wariantem dwusilnikowym pracującym na zdecydowanie mniejszym poziomie wysterowania mocy (50-60%). Wyniki wykonanych pomiarów pokazały, że rzeczywiste maksymalne zużycie paliwa jest zauważalnie większe niż podane przez producenta. Dla silnika JetCat P140-RXi zużycie paliwa przy ciągu maksymalnym wynosi 570-590 mL/min (producent podaje 510 mL/min), zaś dla silnika JetCat P200-Rx wynosi 825 mL/min (przy danych producenta 730 mL/min). Podczas pomiarów ciągu zwrócono uwagę na fakt, że zwykle nie było możliwe osiągnięcie wartości ciągu (i obrotów maksymalnych) podanych w specyfikacji silnika. Po konsultacji z producentem zmodyfikowano instalację paliwową tak, aby zwiększyć możliwy wydatek paliwa w całej instalacji oraz zmniejszyć ryzyko kawitacji. Modyfikacje te dały pozytywny skutek (ciąg nominalny został osiągnięty), a uzyskane doświadczenia zostały wykorzystane podczas projektowania instalacji paliwowej w celu powietrznym.



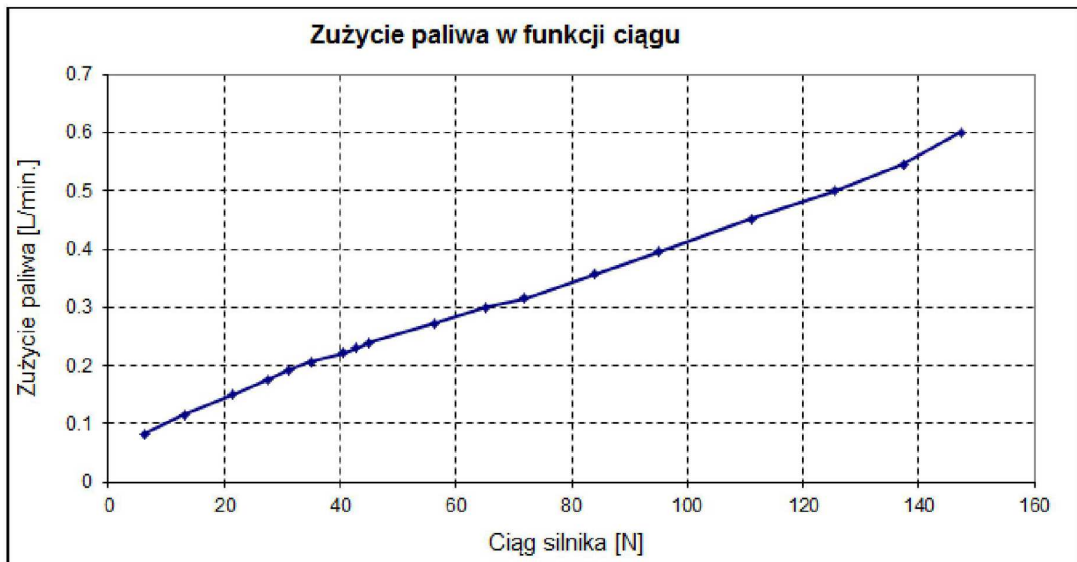
Rys. 10. Stanowisko do badań silnika odrzutowego



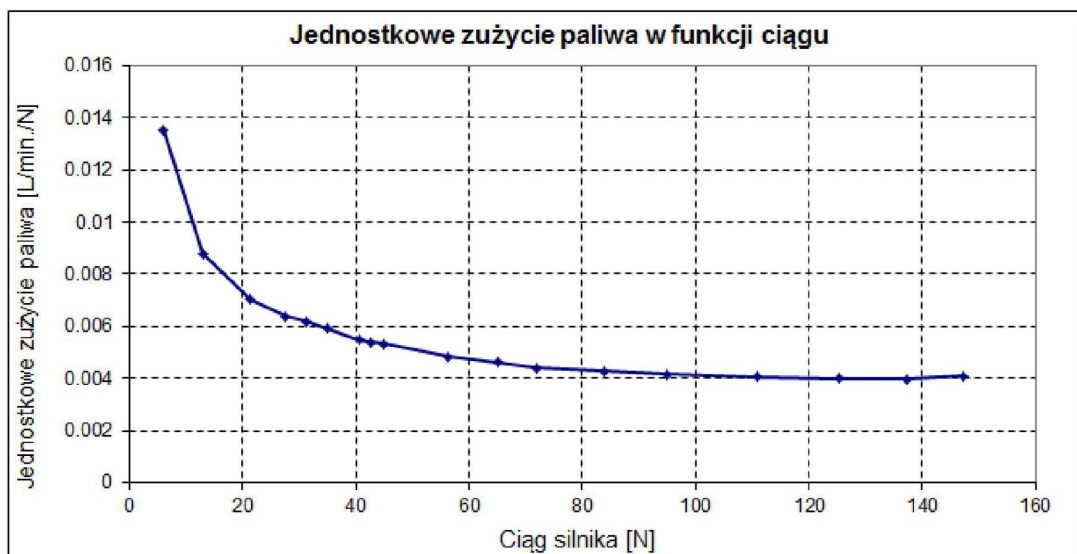
Rys. 11. Wykres pomiaru ciągu w funkcji obrotów dla silnika JetCat P140-RXi



Rys. 12. Wykres zużycia paliwa w funkcji obrotów silnika dla silnika JetCat P140-RXi



Rys. 13. Wykres zużycia paliwa w funkcji ciągu silnika dla silnika JetCat P140-RXi



Rys. 14. Wykres jednostkowego zużycia paliwa w funkcji ciągu silnika dla silnika JetCat P140-RXi

5. Koncepcja modernizacji płatowca JET-2

Po realizacji badań państwowych w 2017 r. ZOCP-JET2 uzyskał zdolność operacyjną jako system treningowy dedykowany dla raketowych oddziałów przeciwlotniczych. Dzięki wysokim osiągom w zakresie prędkości i wysokości lotu odrzutowe cele powietrzne JET2 skutecznie imitują załogowe statki powietrzne również w zakresie operowania grupowego przy stosunkowo niskiej cenie wylotów.

W funkcji celu powietrznego głównym zadaniem systemu jest imitowanie załogowych statków powietrznych przeciwnika z użyciem celów powietrznych o zbliżonych parametrach lotu oraz podobnej skutecznej powierzchni odbicia radarowego i sygnaturze termicznej. Ładunkiem użytkowym dla celów powietrznych jest więc w głównej mierze paliwo zapewniające wymagany czas lotu oraz źródła promieniowania termicznego (flary), a ładunek ten stanowi około 50% masy startowej celu. Prezentacje systemu JET-2, zarówno w warunkach poligonowych jak i na wystawach i spotkaniach tematycznych, wywołały wiele pytań dotyczących możliwości wyposażenia płatowców w zadaniowe systemy pokładowe. Pytania takie wydają się naturalne: wysokie osiągi w połączeniu z udowodnioną sprawnością i funkcjonalnością aż się prosi o rozszerzenie funkcjonalności systemu poza zakres celów powietrznych.

Z drugiej jednak strony, cały system JET-2 – jak każdy system specjalizowany – uzyskał tę wysoką sprawność dzięki optymalizacji wszystkich podzespołów, a w takiej sytuacji zmiana jednego z elementów zwykle pociąga za sobą konieczność kolejnych zmian.

Punktem wyjścia jest oczywiście zdefiniowanie potrzeb. Z wstępnych rozmów zdefiniowane zostały potencjalne elementy wyposażenia zadaniowego skorelowane z zadaniami:

- system rozpoznania obrazowego (DAY/IR) (z transmisją lub bez),
- system rozpoznania elektronicznego (SIGINT (COMINT + ELINT)),
- systemy uderzeniowe (głowica bojowa: odłamkowo-burząca lub kumulacyjna),
- systemy zwiększające zdolności pozoracyjne.

Wstępne analizy wykazały, że dla umożliwienia wyposażenia płatowca JET-2 w jeden z powyższych systemów (w układzie wariantowym) konieczne wydaje się zapewnienie udźwigu dla systemów pokładowych na poziomie 25 kg z uwzględnieniem zasilania dla dodatkowych systemów, co stanowi blisko 30% masy startowego płatowca w aktualnej postaci. Głównymi zagadnieniami modyfikacji do wersji zadaniowej stały się więc:

- ocena osiąarów po zwiększeniu masy startowej,
- wymagane zmiany w strukturze dla pomieszczenia wyposażenia zadaniowego,
- zapewnienie energii (zasilania) dla systemów zadaniowych,
- realizacja startu cięższego płatowca,
- zabezpieczenie systemów zadaniowych przed uszkodzeniem przy lądowaniu.

Po uwzględnieniu dodatkowego przyrostu masy wynikającego ze zwiększonych obciążeń i zmiany geometrii kadłuba oraz zastosowania silników o większym ciągu większego zapasu paliwa całkowitą masę startową oszacowano na 125 kg przy zastosowaniu dwóch silników o ciągu nominalnym 220 N każdy. Obciążenie ciągu zadaniowego wariantu płatowca JET-2M dla masy startowej wyniesie wówczas 3,52 N/kg i mieści się w przedziale wartości tego wskaźnika dla podstawowej wersji płatowca (3,29 N/kg dla wersji z silnikami o ciągu 140 N i 4,23 N/kg dla wersji z silnikami o ciągu 180 N). Większa masa startowa przy niezmienionej geometrii płata powoduje oczywiście zwiększenie prędkości minimalnej.

Osiągi obliczeniowe płatowca JET-2M wydają się akceptowalne dla wstępnie zdefiniowanych zadań. Stosunkowo krótki czas lotu rekompensowany jest prędkością przelotową i maksymalną nieosiągalnymi dla bezałogowych samolotów z napędem tłokowym w tej klasie masowej.

Tabela 5. Zestawienie podstawowych osiągnięć płatowca JET-2 w dwóch wersjach napędu oraz płatowca w wersji zadaniowej JET-2M

	JET-2, 2xP140	JET-2, 2xP180	JET-2M, 2xP220
Masa startowa	85 kg	85 kg	125 kg
Prędkość minimalna	110 km/h	110 km/h	135 km/h
Prędkość maksymalna TAS	400 km/h	450 km/h	420 km/h
Pułap praktyczny	6000 m	6000 m	6000 m
Zapasy paliwa	41 kg	41 kg	50 kg
Czas lotu na pełnej mocy	43 min	34 min	30 min
Czas lotu maksymalny	110 min	103 min	60 min
Dystans lotu maksymalny	360 km	332 km	290 km

Pomimo maksymalnej adaptacji istniejącego systemu liczba wymaganych modyfikacji jest stosunkowo duża. JET-2 został tak zaprojektowany, aby ze stosunkowo małych silników uzyskać możliwie wysokie osiągnięcia. Stąd cienkie profile powierzchni nośnych i mały przekrój kadłuba niemalże całkowicie wypełnionego elementami wyposażenia elektronicznego. Jediną „pustą” przestrzenią w kadłubie jest długi nos kadłuba pełniący rolę pochłaniacza energii podczas lądowania spadochronowego. Dla zmieszczenia pokładowych systemów zadaniowych oraz utrzymania położenia środka masy bez dużych zmian geometrii kadłuba konieczne jest przeniesienie wielu elementów wyposażenia:

- przeniesienie systemu spadochronowego na tył płatowca,
- przeniesienie systemów pokładowych sterowania na tył płatowca,
- przeniesienie systemów zespołu napędowego na tył płatowca,
- przeniesienie układu zasilania elektrycznego na tył płatowca,
- wydłużenie przedniej części płatowca (nos i obszar do krawędzi natarcia),
- wykonanie modułowej części przedniej płatowca (demontowalnej).

Dodatkowo konieczne są zmiany w konstrukcji płatowca wynikające z modyfikacji systemu startowego oraz spadochronowego systemu lądowania:

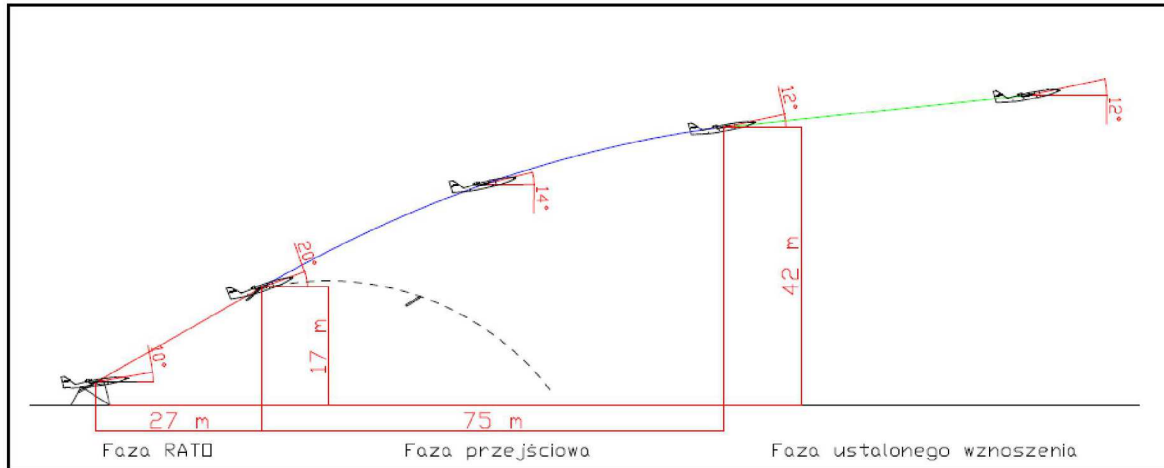
- modyfikacja węzłów zawieszenia do wyrzutni startowej,
- modyfikacja węzłów dla systemu spadochronowego (opadanie w pozycji poziomej),
- modyfikacja usterzenia,
- zastosowanie poduszki powietrznej do zmniejszenia obciążenia podczas lądowania.

W aktualnym systemie płatowce JET-2 startują z wykorzystaniem wyrzutni startowej o napędzie pneumatycznym i energii maksymalnej około 50 kJ. Wyrzutnia ta zapewnia rozpędzenie płatowca o masie 85 kg do prędkości 35 m/s, co daje około 15% zapasu prędkości względem prędkości minimalnej. Dla realizacji bezpiecznego startu cięższego płatowca JET-2M niezbędna byłaby wyrzutnia o ponad dwukrotnie większej energii (około 110 kJ), dłuższa i znacznie cięższa od aktualnie używanej. Długość wyrzutni (rozbiegu) w sposób jednoznaczny określa przeciążenie maksymalne podczas startu. Aktualna wyrzutnia została tak skonstruowana, aby nie przekroczyć wartości 15 G ze względu na dopuszczalne obciążenia silników napędowych. Jeżeli pokładowe elementy wyposażenia zadaniowego dopuszczają będą mniejsze wartości przyspieszeń, wówczas wyrzutnia będzie musiała być znacznie dłuższa, co w praktyce oznacza system stacjonarny.

Z tego powodu zaproponowano rozwiązanie w postaci przyspieszaczy rakietowych. Jest to druga, obok wyrzutni pneumatycznych, stosowana metoda startu obiektów w tej klasie masowej. Podstawowymi zaletami tego systemu startu są: brak dużej i ciężkiej, kłopotliwej w transporcie i użytkowaniu wyrzutni startowej, mniejsze przyspieszenie podczas startu oraz większa wartość

prędkości po rozpedzeniu. Wady to konieczność opracowania (wraz z badaniami) przyspieszaczy rakietowych i całego systemu startowego, wyższe koszty każdego wylotu oraz nieuniknione utrudnienia z eksploatacją powiązaną z użyciem materiałów wybuchowych.

W ramach analiz wykonano wstępne obliczenia i symulacje startu z wykorzystaniem przyspieszacza rakietowego.



Rys. 15. Wizualizacja symulacji przebiegu startu płatowca JET-2M z wykorzystaniem przyspieszacza rakietowego o ciągu 5500 N i czasie pracy 1,3 s (uwaga: rozmiar płatowca nie jest w skali do geometrii trajektorii startu)

Tabela 6. Wartości uzyskane podczas symulacji

Prędkość końcowa	47 m/s
Wysokość fazy RATO	17 m
Dystans fazy RATO	27 m
Wysokość po fazie przejściowej	42 m
Dystans po fazie przejściowej	102 m

Aktualnie silnik rakietowy o zbliżonych parametrach opracowany został przez zespół z Instytutu Lotnictwa w Warszawie jako startowy silnik pomocniczy dla rakiety badawczej ILR-33 „Bursztyn”. Wstępne rozmowy z konstruktorami wskazują na możliwość opracowania podobnej konstrukcji przyspieszacza rakietowego dla płatowca JET-2M. Choć opracowanie systemu startowego wykorzystującego przyspieszacza rakietowego będzie kosztowne i pracochłonne, docelowo ten rodzaj startu wydaje się lepszy i bardziej perspektywiczny, zwłaszcza w kontekście rozwoju obiektów o większej masie startowej i wymaganej większej prędkości początkowej.

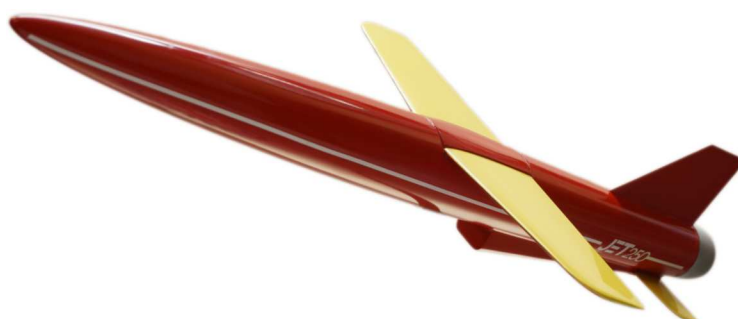
6. Podsumowanie

Dopracowanie i wdrożenie płatowca z systemami zadaniowymi oraz systemu startowego z przyspieszaczem rakietowym otwiera ścieżkę dalszego rozwoju dla opracowania płatowca bezzałogowego o prędkości do 250 m/s i masie startowej do 250 kg napędzanego odrzutowym silnikiem lotniczym o mniejszym jednostkowym zużyciu paliwa i większej trwałości i niezawodności. Takie osiągi w połączeniu z systemem łączności o zasięgu przekraczającym 100 km oraz systemem sterowania niezależnym od nawigacji GPS pozwolą nie tylko w bardzo dużym stopniu imitować rzeczywiste samoloty załogowe w treningach oddziałów przeciwlotniczych, ale również lotnictwa. Duży udźwig (współdzielony udźwig paliwa i systemów zadaniowych przekraczający

120 kg) pozwoli, podobnie jak w przypadku płatowca JET-2M, na rozszerzenie funkcji płatowca poza zadania imitacji.

Tabela 7. Podstawowe parametry płatowca JET-250

Masa startowa max	do 250 kg
Powierzchnia nośna	1,3 m ²
Rozpiętość	2,3 m
Długość	4,5 m
Wysokość	0,76 m
Prędkość startu	około 70 m/s
Prędkość maksymalna	250 m/s (na 6000 m)
Pułap maksymalny	8000 m
Napęd	silnik odrzutowy o ciągu około 100 kG



Rys. 16. Model celu powietrznego JET-250

Bibliografia

1. HAJDUK J., HOMZIUK A., KULIŃSKI M., SABAK R., Problems of control of mini unmanned aerial vehicle (mini UAV), *Journal of KONES, Powertrain and Transport*, 2009., **16**, 2, 167-173
2. RYKACZEWSKI D., SABAK R., UŁANOWICZ L., Badania w locie samolotu bezzałogowego z napędem odrzutowym, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2014, **1**, 135-143
3. HOMZIUK A., Wnioski i ocena realizacji programu lotów testowych celów powietrznych z napędem odrzutowym, *Zeszyty naukowe, Publikacje z zakresu automatyzacji i eksploatacji systemów sterowania i łączności*, 197-204, Gdynia, 2011
4. Decyzja Nr 72/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 25 marca 2013 r. w sprawie pozyskiwania sprzętu wojskowego i usług dla Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej

Artykuł pt. „Możliwości rozwoju zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2” został opracowany w ramach projektu Narodowego Centrum Badań i Rozwoju DOBR/0065/R/ID1/2012/03 realizowanego na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu”.

Developing possibilities of aerial target system JET-2

After completing the qualification test in 2017, the aerial target system JET-2 obtained operational capabilities as a training system dedicated to anti-aircraft missile units. Due to their high speed and

altitude capabilities, jet powered air targets can effectively imitate manned aircraft in a single and group operation. The price for air target mission is relatively low compared to heavier and bigger air target systems. Flight tests, trial exploitation and consultations with the future users and military commanders indicate the potential need to extend the capabilities of aerial targets system and usage for other applications. In the actual form, the main purpose of the system is to imitate enemy aircrafts using jet powered air targets with similar flight parameters, radar reflection effective surface and thermal signature. The potential payload of JET-2 plane as an air target is primarily used for fuel which allows one to operate over an hour in the air. Fuel mass is over 40 kg which is about 50% of MTOW. Initial analyzes have shown that the usage of JET-2 system for other applications requires 25 kg additional payload capabilities for mission system including necessary power. The modifications of the existing and fully tested airframe allows one to reduce costs and increase the chance to meet the requirements in the expected time. Any modifications require compromise between technical problems and existing solutions and constraints and expectations. The article presents the concept of airframe structure modification, its equipment and changes required in the whole system. The estimated performance of the modified JET2M airframe are presented.

ANALIZA PRZEBIEGU TESTU ZDERZENIOWEGO KASETY OCHRONNEJ

ZBIGNIEW JAKIELASZEK, ANDRZEJ J. PANAS, MIROSŁAW NOWAKOWSKI,
MACIEJ BIAŁECKI, MARCIN BRYL, TOMASZ KLEMB

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: zbigniew.jakielaszek@itwl.pl; andrzej.panas@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl;

maciej.bialecki@itwl.pl; marcin.bryl@itwl.pl; tomasz.klemba @itwl.pl

W pracy przedstawiono metodykę oraz wyniki badań rejestratora katastroficznego w teście odporności zderzeniowej. Test przeprowadzony został zgodnie z wytycznymi norm: europejskiej EuroCAE ED-112 oraz polskiej NO-16-A200. Wykonanie badań wymagało opracowania przez zespół naukowo-badawczy Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych autorskich metod oraz przygotowania dedykowanych badaniom procedur. Jako obiekt badania odporności wybrano układy systemu rejestracji parametrów lotu S2-3a. Test zderzeniowy postanowiono przeprowadzić poprzez przyspieszenie sondy z zabudowanym wewnątrz rejestratorem badanym i ewentualnymi rejestratorami pomocniczymi, a następnie jej wyhamowaniu w kontrolowany sposób za pomocą stanowiska hamującego. W kolejnych etapach badań stosowane były różne, indywidualnie projektowane sondy badawcze dostosowane do zabudowy pakietu elektroniki kasety ochronnej oraz systemu rejestracji przeciążeń. Do nadania obiektowi niezbędnej prędkości wykorzystano dział pneumatyczne DPZ-250, którym dysponuje Instytut Lotnictwa, natomiast hamowanie przeprowadzano z wykorzystaniem specjalnego zaprojektowanego i zbudowanego w ITWL stanowiska ze złożem piaskowym. Przebieg każdego testu zderzeniowego, czyli przelot i proces wbijania się sondy pomiarowej w piasek, rejestrowany był przez kamerę do rejestracji zjawisk szybkozmiennych. Dodatkowo przy realizacji kluczowych testów zderzeniowych montowano wewnątrz sondy system rejestracji przeciążeń i/lub pakiet elektroniki kasety ochronnej. Wykonane badania potwierdziły spełnienie wymogów normatywnych testu w stosunku do parametrów realizowanego doświadczenia, a sprawdzenia poddanych testowi elementów rejestratora katastroficznego dowiodły jego odporności w warunkach testu.

Słowa kluczowe: badanie rejestratora katastroficznego, norma EuroCAE ED-112, norma NO-16-A200, test zderzeniowy

1. Wstęp

Statki powietrzne (SP) eksploatowane są w warunkach, które wymuszają od zabudowanego w nich wyposażenia pracy przy ekstremalnie zmiennych parametrach środowiskowych. Z tego powodu wyposażenie SP projektowane jest z założeniem spełnienia wymagań wymuszanych przez warunki środowiskowe, miejsce zabudowy, realizowania odpowiedzialnych funkcji oraz zapewnienia bezpieczeństwa lotu. W związku z wymaganiami wyposażenie SP podlega badaniom mającym na celu wykazanie odporności lub wytrzymałości na działanie spodziewanych czynników. Dla każdego spodziewanego narażenia określone są konkretne warunki odporności. Do typowych narażeń środowiskowych zaliczyć należy oddziaływanie:

- temperatury w zakresie od -50°C do $+80^{\circ}\text{C}$;
- obniżonego do 120 hPa ciśnienia atmosferycznego;
- wilgotności 98% w temperaturze $+40^{\circ}\text{C}$;

- przyspieszenia stałego 100 m/s^2 ;
- sinusoidalnych wibracji o amplitudzie 50 m/s^2 , przemieszczeniu 5 mm i częstotliwości $5 \div 2000 \text{ Hz}$;
- pojedynczych uderzeń mechanicznych o szczytowym przyspieszeniu 150 m/s^2 i czasie impulsu 15 ms ;
- wielokrotnych impulsów mechanicznych o szczytowym przyspieszeniu 120 m/s^2 i czasie impulsu 15 ms .

W zależności od miejsca zabudowy i spełnianej funkcji wyposażenia wymagania mogą określać różne wartości.

Jeszcze bardziej restrykcyjne wymagania muszą spełniać rejestratory katastroficzne. Należą one do wyposażenia, które spełnia nie tylko ogólne wymagania sprzętu lotniczego. Przede wszystkim są one przeznaczone do zapisu parametrów charakteryzujących pracę systemów SP i parametrów lotu oraz ochrony zapisanych danych podczas katastrofy lotniczej. W związku z tym rejestratory katastroficzne lub kasety ochronne systemów rejestracji podlegają badaniom odporności, między innymi na:

- przebicie stalowym cylindrycznym trzpieniem o średnicy $6,35 \text{ mm}$ i masie 227 kg spadającym z wysokości 3 m ;
- ściskanie statyczną siłą 22 kN przez 5 min ;
- oddziaływanie agresywnych płynów (olej, paliwa, słona woda) przez 48 godzin ;
- oddziaływanie ognia o strumieniu cieplnym 158 kW/m^2 , temperaturze 1100°C w czasie narażenia przez co najmniej 30 min ;
- oddziaływania ciśnienia słonej wody 60 MPa , co stanowi odpowiednik zanurzenia na głębokość 6000 m przez co najmniej 24 godziny ;
- oddziaływanie modelującego zderzenie przeciążenia o wartości maksymalnej 3400 g przez ok. $6,5 \text{ ms}$.

Badania, którym muszą być poddane rejestratory są opisane w dokumentach normatywnych ED-112 [1] oraz NO-16-A200:2006 [2]. Prawie wszystkie opisy pozwalają na odtworzenie opisanych stanowisk badawczych i bezpośrednie zastosowanie sugerowanych w opisach metodyk badań. Wyjątek stanowi badanie odporności na przeciążenie. Metoda uzyskania zadanego profilu zmian przeciążenia w czasie jest w normie EuroCAE ED-112 przedstawiona tylko schematycznie. Do przeprowadzenia testu sugerowane jest wykorzystanie wirówki przeciążeniowej z płytą zderzeniową oraz wyrzutnika badanej kasety. Lakoniczny opis eksperymentu znacznie utrudnia odtworzenie przebiegu testu.

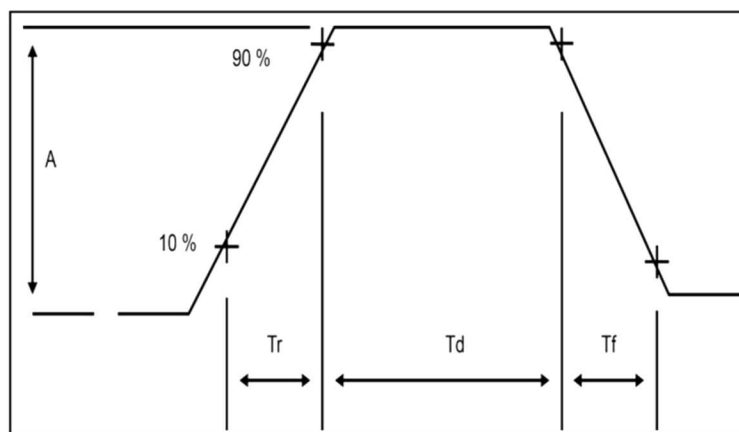
Polska norma NO-16-A200:2006 jest już opisu metodyki badań pozbawiona – ograniczono się w niej tylko do podania wymagań dotyczących impulsu przeciążenia.

Analizując możliwości wykonania stosownych badań w kraju, już na początku stwierdzono, że w Polsce nie ma wirówki przeciążeniowej, która umożliwiłaby wykonanie testu według opisu normy europejskiej testów bez wprowadzenia zmian konstrukcyjnych. Modyfikacja dostępnych urządzeń okazała się natomiast nieopłacalna. W zaistniałej sytuacji zespół badawczy ITWL podjął się realizacji badań odporności kasety ochronnej na przeciążenia z wykorzystaniem innego dostępnego stanowiska, co wiąże się również z koniecznością opracowania metodyki i procedur badań. Urządzeniem, które daje możliwość wykonania niezbędnych badań jest dział pneumatyczne DPZ-250 w Instytucie Lotnictwa.

W niniejszej pracy omówiono problem przeprowadzenia stosownego testu zderzeniowego, opisano sposób realizacji badań doświadczalnych oraz zaprezentowano wyniki analizy rezultatów testów zderzeniowych realizowanych z wykorzystaniem działu pneumatycznego DPZ-250.

2. Wymaganie związane z odpornością na przeciążenie

Jak wcześniej wspomniano, przedmiotem pracy jest przeprowadzenie testu odporności rejestratora katastroficznego lub kasety ochronnej systemu rejestracji na przeciążenie o wartości 3400 g. Z punktu widzenia badania odporności na przeciążenie nie ma różnic między badaniem rejestratora katastroficznego i kasety ochronnej systemu rejestracji. Rejestrator katastroficznego lub kasetka ochronna podczas badania powinna zostać poddana udarowi skierowanemu wzdłuż osi najbardziej podatnej na uszkodzenia. Energia udaru powinna być równa lub większa od energii udaru o przebiegu fali półsinusoidalnej o czasie trwania ok. 6,5 ms i szczytowym przyspieszeniu 33342 m/s^2 (przeciążenie 3400 g). Kształt fali powinien być taki, aby szczytowe przyspieszenie osiągnęło wartość co najmniej 3400 g. Przebieg ekwiwalentnego przeciążenia trapezoidalnego przedstawiono na rys. 1 [1], [2]. Przeciążenie może być generowane podczas wymuszania rosnącej lub malejącej prędkości badanego obiektu. Test uznaje się za zakończony pozytywnie, gdy po narażeniu kasety ochronnej na oddziaływanie impulsu przeciążenia można odczytać dane zarejestrowane w jej pamięci.



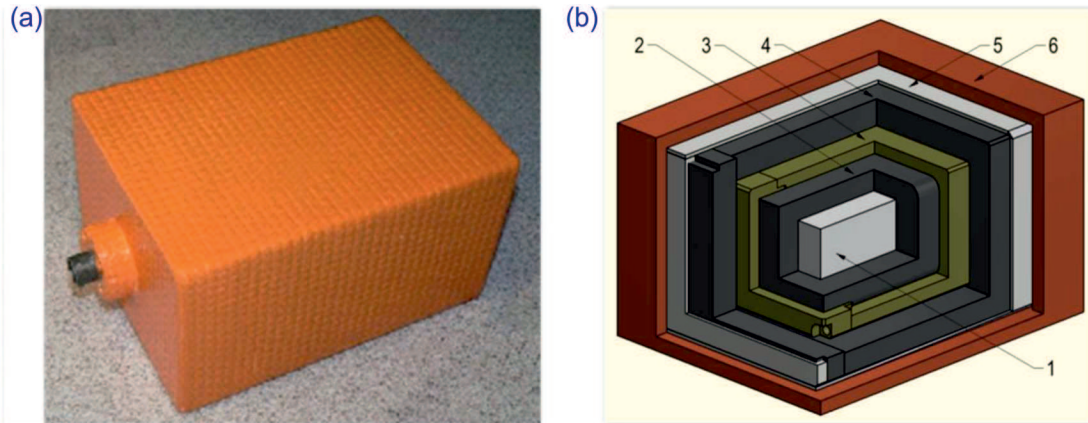
Rys. 1. Schematyczne przedstawienie pożądanych zmian przyspieszenia (przeciążenia) w czasie: $A = 3400 \text{ g}$ (33354 m/s^2) – minimum; $T_r = 3,5 \text{ ms}$ – maksimum; $T_d = 3,0 \text{ ms}$ – minimum; $T_f > 0 \text{ ms}$

Do wykonania testów zderzeniowych postanowiono wykorzystać działko pneumatyczne DPZ 250. Wstępnie zaplanowano osiągnięcie wymaganego przeciążenia podczas wyhamowania badanego obiektu. Wiązało się to z koniecznością zaprojektowania „tarczy” (stanowiska hamującego) jako obiektu spowalniającego ruch wystrzelonej z działka sondy z badanym obiektem.

3. Obiekt badań

Obiektem badań była kasetka ochronna S2-3a-K systemu rejestracji parametrów lotu S2-3a, która zbudowana jest z elementów mających za zadanie zabezpieczenie układów pamięci półprzewodnikowych przed narażeniami jakim może podlegać w przypadku zaistnienia katastrofy lotniczej. Widok oraz przekrój kasety ochronnej S2-3a-K systemu rejestracji S2-3a przedstawiono na rys. 2 [3].

Elementem kasety przeznaczonym do zapisu danych jest pakiet elektroniki. Bezpośrednią warstwę ochronną układów elektronicznych stanowi silikon kauczukowy, chroniący układy przed drganiami i innymi źródłami przyspieszeń. Materiał termoizolacyjny o bardzo małej przewodności cieplnej chroni układy elektroniczne przed oddziaływaniem podwyższonej lub obniżonej temperatury. Materiał ten osłania pakiet elektroniki oraz obudowę wewnętrzną. Obudowy wewnętrzna i zewnętrzna zabezpieczają konstrukcję przed oddziaływaniami mechanicznymi. Stalowa obudowa zewnętrzna zabezpieczona jest farbą ognioochronną.

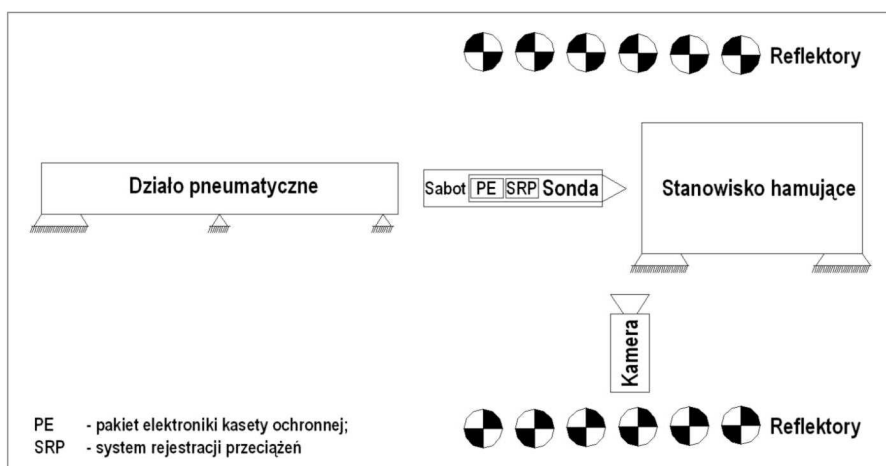


Rys. 2. Widok (a) oraz rysunek przekroju (b) kasety ochronnej S2-3a-K systemu rejestracji S2-3a: 1 – pakiet elektroniki umieszczony w warstwie silikonu kauczukowego; 2, 4 – termoizolacyjny materiał mikroporowaty; 3 – obudowa wewnętrzna; 5 – obudowa zewnętrzna; 6 – powłoka z farby ogniochronnej

W niniejszym przypadku testy odporności wykonano, badając jedynie pakiet elektroniki w osłonie materiału termoizolacyjnego, które zabudowano w sondzie pomiarowej. Pozbawienie układów elektronicznych dodatkowych elementów ochronnych można uznać za zaostrenie wymogów testu zderzeniowego. Działanie takie wymuszone było ograniczeniami energetycznymi i wymiarowymi działu pneumatycznego. Pozwoliło to jednak na znaczne swobodniejsze operowanie parametrami doświadczenia na etapie opracowywania metodyki i procedur badań.

4. Stanowisko pomiarowe

W ramach podjętych działań wykonano czteroetapowe badania mające na celu uzyskanie parametrów charakteryzujących zderzenie obiektu badań z przeszkodą wymaganych przez przedmiotową normę EuroCAE ED-112. Do nadania obiektowi niezbędnej prędkości wykorzystano dział pneumatyczne DPZ-250, którym dysponuje Instytut Lotnictwa w Warszawie. Schemat stanowiska pomiarowego przedstawiono na rys. 3. Dla potrzeb badań zaprojektowano i wykona-



Rys. 3. Schemat stanowiska pomiarowego

no różne wersje sond pomiarowych dostosowanych do zabudowy pakietu elektroniki (PE) kasety ochronnej oraz systemu rejestracji przeciążeń (SRP), które montowano przy realizacji kluczowych testów zderzeniowych. Sondy wyrzeliwane były z działu z wykorzystaniem odpowiednio

dostosowanych sabotów. Do zatrzymania obiektu badań wykorzystano stanowisko hamujące z medium hamującym w postaci złoża piasku. Przebieg każdego testu zderzeniowego, czyli przelot i proces wbijania się sondy pomiarowej w piasek, rejestrowany był przez kamerę do rejestracji zjawisk szybkozmiennych. W wybranych przypadkach zastosowano dodatkowo rejestrator przeciążeń. W testach kończących trzy ostatnie etapy badań wewnątrz sondy zamontowano pakiet elektroniki kasety ochronnej w celu sprawdzenia odporności na występujące przeciążenia.

4.1. Działo pneumatyczne

Wykorzystane w badaniach działo pneumatyczne DPZ-250 zasadniczo jest przeznaczone do symulacji zderzenia SP z ptakami lub innymi obiektami. W przeprowadzonych doświadczeniach wykorzystano możliwość miotania za pomocą działa obiektów badań z dużą prędkością, przekraczającą nawet 200 m/s. Podstawowe dane techniczne działa DPZ-250 są następujące:

- średnica lufy – 250 mm;
- długość lufy – 8 m;
- prędkość obiektu badań dla masy maksymalnej (15 kg) – 180 m/s;
- prędkość obiektu badań dla masy minimalnej (0,9 kg) – 310 m/s;
- maksymalne ciśnienie – 10 bar.

Widok działa DPZ-250 przedstawiono na rys. 4 [3].



Rys. 4. Widok działa pneumatycznego DPZ-250

4.2. Sondy pomiarowe

Sondy pomiarowe wykorzystane podczas badań przeznaczone były do zapewnienia:

- zabudowy pakietu elektroniki kasety ochronnej;
- zabudowy systemu rejestracji przeciążenia;
- ochrony badanego obiektu przed niepożądanymi bodźcami procesu przyspieszania;
- ułatwienia kształtowania charakterystyki testu zderzeniowego;
- umożliwienia pomiaru parametrów lotu obiektu badań;
- umożliwienia pomiaru parametrów zderzenia (penetracji przeszkody – wychwyty).

Kształt i masa sondy ulegały zmianom w miarę zdobywania doświadczenia w trakcie realizacji badań. Poszczególne modyfikacje wprowadzano w celu osiągnięcia oczekiwanych rezultatów planowanego testu. Ogółem do badań opracowano i wykorzystano trzy rodzaje sond pomiarowych:

- w pierwszym etapie badań był to masowy i geometryczny ekwiwalent kasety ochronnej;
- w drugim etapie były to sondy z wykonywane poliacetalu;
- w etapach III i IV zastosowano sondy z duraluminium.

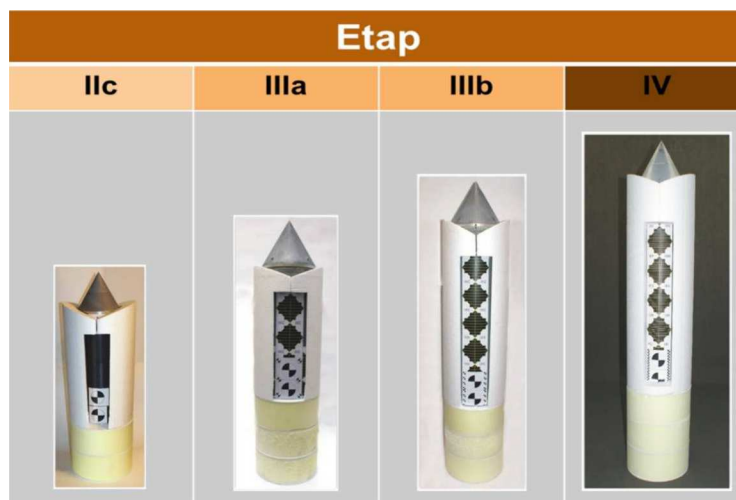
Widok kolejnych wersji sond pomiarowych przedstawiono na rys. 5 [3]-[5].



Rys. 5. Widok sond pomiarowych wykorzystywanych podczas badań

4.3. Saboty

Sondy pomiarowe mogą być wystrzeliwane z działa pneumatycznego z wykorzystaniem sabotów, których zadaniem jest dopasowanie sondy do średnicy lufy działa oraz zabezpieczenie denka sondy przed bezpośrednim oddziaływaniem ciśnienia. Widok sond pomiarowych w osłonie sabotów wykorzystanych w ważniejszych etapach badań przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Widok sond pomiarowych w osłonie sabotów

Kształt, skład i masa sabotów ulegały zmianom stosownie do zmian konstrukcji sond pomiarowych, wykorzystywanych w kolejnych etapach badań, oraz wartości ciśnienia ładowania działa.

4.4. Stanowisko hamujące

Do zatrzymania sondy pomiarowej w sposób zapewniający uzyskanie odpowiedniej charakterystyki wykorzystano stanowisko hamujące. W trakcie realizacji badań stanowisko hamujące

ulegało zmianom, aby zapewnić realizację nowych potrzeb. Widok stanowisk hamujących w kolejnych etapach badań przedstawiono na rys. 7 [3]-[5]. Badania rozpoczęto od wykorzystania wychwyty w postaci pryzmy worków z piaskiem. Później stosowano odpowiednio cztero- oraz pięciosegmentowe pojemniki wypełniane złożem piasku.



Rys. 7. Widok stanowisk hamujących wykorzystywanych podczas badań

4.5. Kamera filmowa do rejestracji procesów szybkozmiennych

Przelot i proces wbijania się sondy pomiarowej w piasek zapisywany był przez kamerę typu PHANTOM V710 przeznaczoną do rejestracji zjawisk szybkozmiennych. Widok kamery oraz jej podstawowe parametry techniczne przedstawiono na rys. 8 [5].



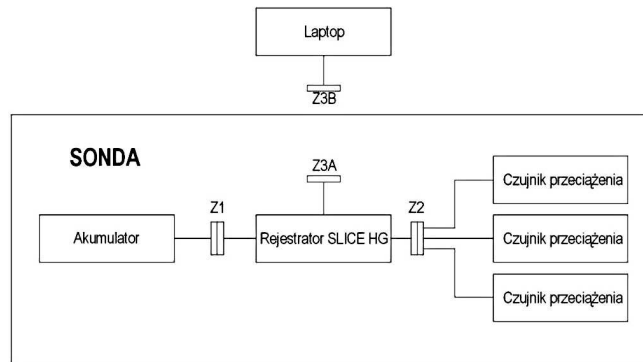
Rys. 8. Widok kamery PHANTOM V710 oraz jej podstawowe parametry techniczne

4.6. Reflektory

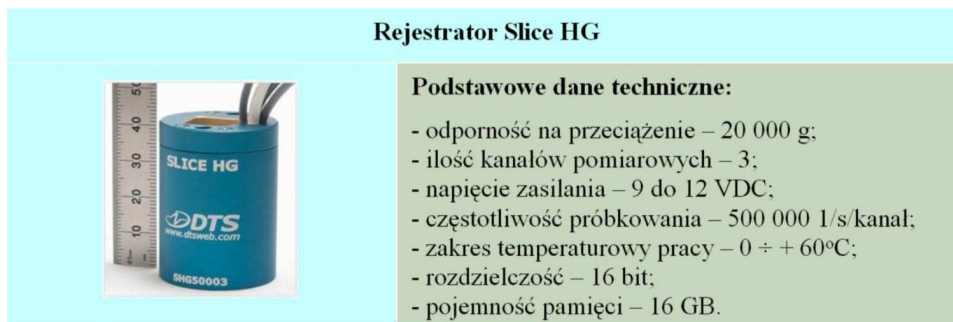
W celu oświetlenia pola obserwacji kamery wykorzystano 24 reflektory halogenowe. Każdy reflektor posiadał moc 150 W.

4.7. System rejestracji przeciążeń

W wybranych testach, jednocześnie z kamerą do odtworzenia przebiegu zmian przyspieszenia w czasie badanego obiektu, używany był system rejestracji wykorzystujący czujniki przeciążeń oraz rejestrator Slice HG. System pomiaru przyspieszeń zasilany był z akumulatora, zabudowanego wspólnie w sondzie. Schemat blokowy systemu rejestracji przeciążeń przedstawiono na rys. 9, natomiast widok i podstawowe dane rejestratora przedstawiono na rys. 10.



Rys. 9. Schemat blokowy systemu rejestracji przeciążeń



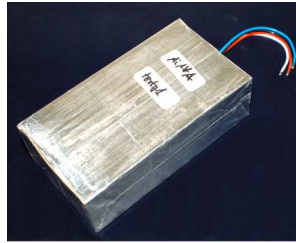
Rys. 10. Widok i podstawowe dane rejestratora Slice HG

Rejestrator systemu wyposażony jest w superkondensator podtrzymujący zasilanie przez 200 ms od momentu zaniku napięcia, co pozwala na pracę systemu przy zaniku napięcia źródła zasilania. Jako główne źródło zasilania systemu rejestracji zastosowano akumulator Tenergy typu Li-Ion 18650 o pojemności 2200 mAh. Wykorzystane w badaniach piezoelektryczne czujniki przeciążeń firmy Endevco przewidziane są do pomiaru przeciążeń o wartości do 20 000 g. W pierwszej fazie doświadczeń użyto miniaturowych czujników 727-20k. Mocowane są one do badanego obiektu za pomocą kleju. Niestety, warstwa kleju powodowała duże zniekształcenia rejestrowanych sygnałów. Ostatecznie zastosowano czujniki 7270A-20k mocowane do obiektu badań za pomocą śrub. W celu zminimalizowania zjawiska przeciążenia stykowego (stuk) zastosowane zostały specjalizowane filtry mechaniczne 7270AM6.

4.8. Badany pakiet elektroniki kasety ochronnej

Widok badanego pakietu elektroniki kasety ochronnej w osłonie materiału termoizolacyjnego i folii aluminiowej przedstawiono na rys. 11 [5].

W sumie przeprowadzone zostały trzy główne testy z zamontowanym w sondzie pakietem. Widok pakietu elektroniki bezpośrednio po wykonaniu omawianych testów przedstawiono na rys. 12 [5]. Wszystkie testy potwierdziły odporność pakietu elektroniki na wygenerowane przeciążenie.



Rys. 11. Widok pakietu elektroniki kasety ochronnej



Rys. 12. Widok pakietu elektroniki po wykonaniu testów

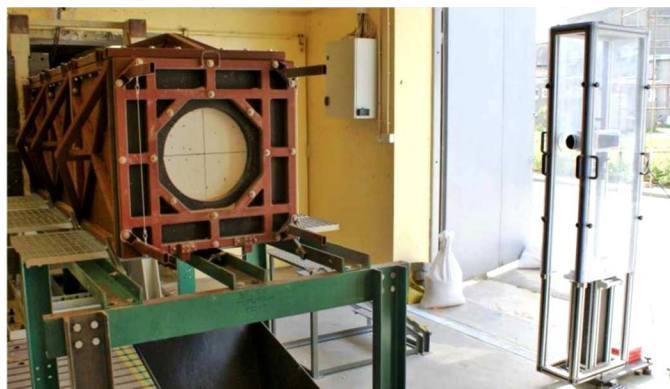
5. Wyniki badań i ich omówienie

W trakcie badań wykorzystywano dwa sposoby zapisu przebiegu doświadczenia umożliwiające odtworzenie na podstawie zarejestrowanych danych przebiegów zmian prędkości i przyspieszenia obserwowanej/badanej sondy w czasie, a mianowicie:

- rejestrację filmową zmian położenia obserwowanej sondy w czasie lotu i wbijania się w przeszkodę za pomocą kamery;
- rejestrację przyspieszeń (przeciążeń) za pomocą układu czujników i rejestratora przyspieszeń.

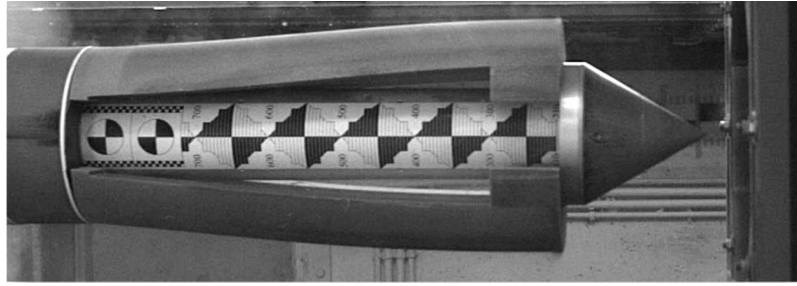
5.1. Wyniki zapisów filmowych

Widok kamery PHANTOM V710 zamontowanej w obudowie ochronnej i gotowej do testu przedstawiono na rys. 13.



Rys. 13. Widok stanowiska hamującego i przygotowanej do testu kamery zamontowanej w obudowie ochronnej

Pomiar wizyjny z rejestracją filmową polega na śledzeniu ruchu znaczników o znanych wymiarach naniesionych na obiekt badań (por. rys. 14).

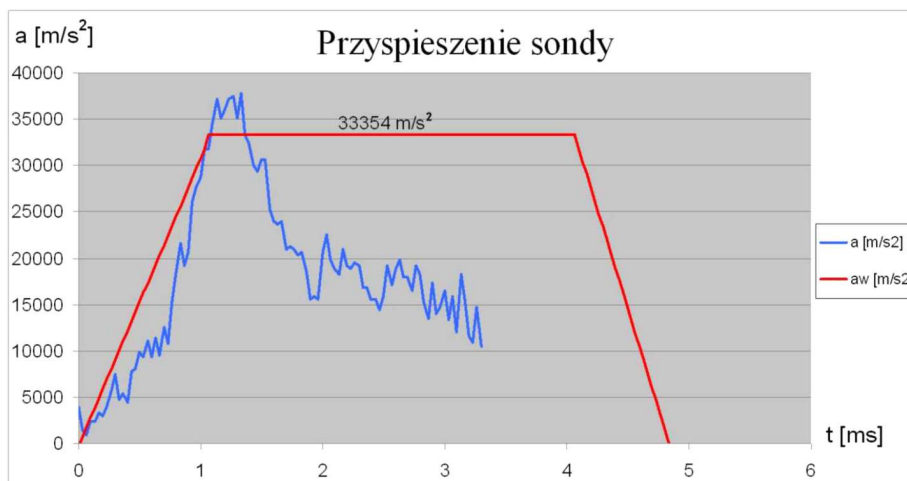


Rys. 14. Przykładowy widok sondy w locie zarejestrowany przez kamerę

Oprogramowanie kamery umożliwia przetwarzanie danych rejestracji dla śledzenia wielu znaczników jednocześnie. Jest to ważne w przypadku, gdy pojawiają się obiekty przesłaniające znaczniki lub znaczniki znikają z pola widzenia przy zagłębianiu się sondy w przeszkodzie. Z zapisów filmowych bezpośrednio wyznaczanymi parametrami są położenie i prędkość, a przyspieszenia można wyznaczyć na drodze numerycznego różniczkowania zmian prędkości w czasie. Dokonanie stosownych przeliczeń umożliwiają odpowiednie moduły oprogramowania.

Rejestracji filmowych dokonywano we wszystkich przeprowadzonych testach zderzeniowych. Niestety, nie zawsze udało się uzyskać zapisy umożliwiające odtworzenie pożądanych charakterystyk dla całego procesu zagłębiania się sondy w przeszkodę. Na przykład zapis doświadczenia IIc, przedstawiony na rys. 15, urywa się po około 3,3 ms rejestracji.

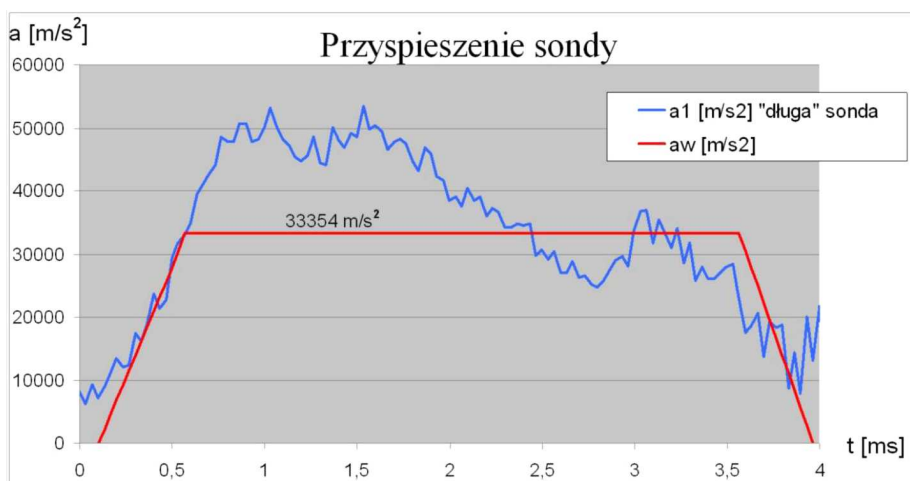
Wyjaśnić trzeba, że zobrazowane dane odpowiadają hamowaniu, co oznacza, że do przedstawienia graficznego zmieniono biegunowość wyznaczanych wartości liczbowych przyspieszenia. W analizowanym eksperymencie badano pakiet elektroniki umieszczony w sondzie, która dla rejestracji filmowej okazała się zbyt krótka. Niemniej, oprócz zbliżenia się do pożądanych parametrów testu, wymiernym rezultatem badań było potwierdzenie możliwości odczytu danych zapisanych w kontrolowanych układach pamięci kasyety ochronnej. Zaznaczyć należy, że układ systemu rejestracji danych katastroficznych nie był chroniony pełnym zestawem typowych warstw zabezpieczających. W teście osiągnięto maksymalną wartość przeciążenia równą 3700 g.



Rys. 15. Przebieg przeciążenia dla ostatniego testu etapu IIc [3], [5]

W teście etapu IIIb, którego wyniki zobrazowano na rys. 16, otrzymano przebieg zmian przyspieszenia w czasie bardzo zbliżonym do wymaganego. Chwilowa maksymalna wartość przeciążenia wyniosła 5200 g.

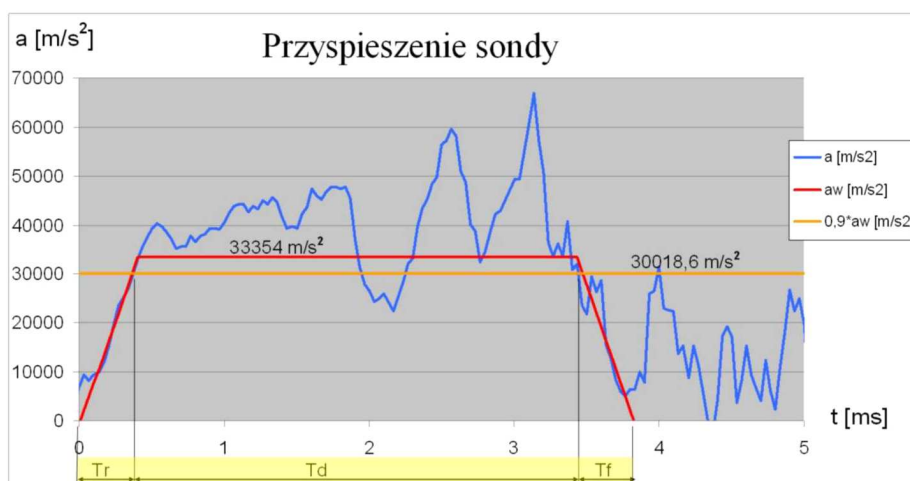
Uzyskana duża wartość przeciążenia, zbliżona do maksymalnej znacznie przekraczającej normatywną wartość 3400 g, utrzymuje się przez około 2,5 ms. Zastrzeżenia może budzić chwilowy



Rys. 16. Przebieg przeciążenia dla ostatniego testu etapu IIIb [3]-[5]

spadek pożądanej wartości przyspieszeń występujący około 2,7 ms doświadczenia, jak również minimalnie wcześniejsza „relaksacja” przyspieszeń.

W celu uniknięcia niejednoznaczności interpretacyjnej zmieniono parametry testu zderzeniowego tak, by wydłużyć „impuls” przyspieszenia przy jednoczesnym zmniejszeniu maksymalnych wartości. Wyniki stosownego eksperymentu (etap IV) przedstawione zostały na rys. 17.



Rys. 17. Przebieg przeciążenia dla ostatniego testu etapu IV [5]

W teście osiągnięto maksymalną, chwilową wartość przeciążenia 6700 g, co oznacza, że nie udało się całkowite „wygładzenie” charakterystyki. Wartość największa wystąpiła w końcowej fazie hamowania sondy. W 2 ms doświadczenia wystąpił chwilowy spadek przeciążenia (na czas około 0,3 ms) poniżej wartości 3400 g, jednak warunek wypełnienia obwiedni normatywnej dla uśrednionego zapisu można uznać za spełniony. Za pomocą rejestracji filmowej udokumentowano przebieg całej zasadniczej części eksperymentu. Najważniejszy jest jednak fakt potwierdzenia sprawności poddawanego testowi pakietu elektroniki kasety ochronnej.

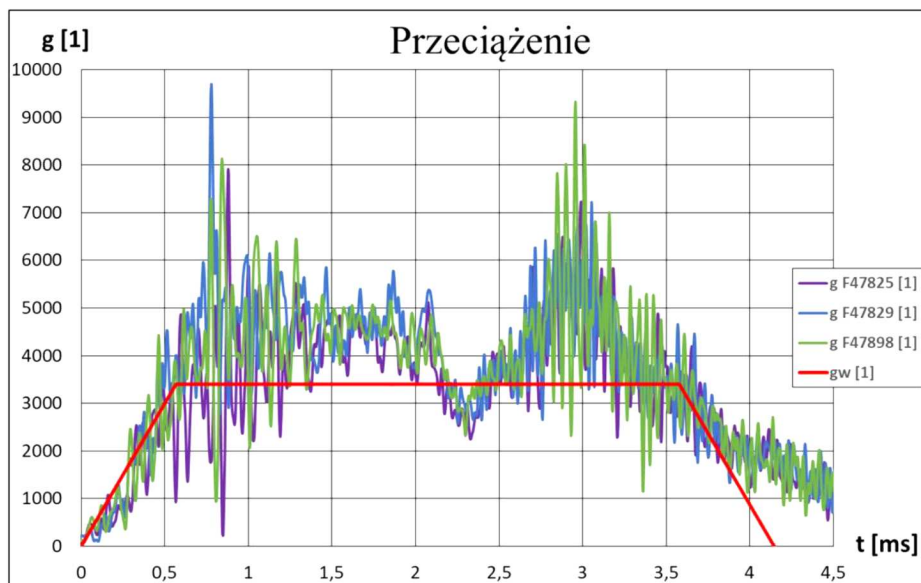
W podsumowaniu doświadczeń wykonywanych z zapisem filmowym można dodać, że główne problemy zastosowania tego sposobu rejestracji są związane z:

- koniecznością stałej obserwacji znaczników, co jest niemożliwe do zapewnienia przy zagłębianiu się sondy pomiarowej w przeszkodę;
- ograniczeniem rozdzielczości rejestracji częstotliwością zapisu kolejnych obrazów;

- możliwością przesłonięcia badanego obiektu przez fragmenty sabotu (wydmuchiwany z lufy urządzenia miotającego pył lub piasek oswoobodzony ze stanowiska hamującego);
- występowaniem błędów perspektywy i dystorsji obiektywu oraz koniecznością ich kompensacji;
- potrzebą wykonywania dedykowanego oprogramowania do opracowywania wyników rejestracji;
- koniecznością dodatkowego określenia położenia kamery w stosunku do obiektu badań w celu sprawdzenia wyznaczanych programowo danych ruchu badanej sondy.

5.2. Wyniki bezpośredniego pomiaru przyspieszeń

W przeprowadzonych badaniach system bezpośredniego pomiaru i rejestracji przyspieszeń zastosowano głównie jako system dopełniający. Czujniki przeciążenia 7270A-20k zostały zamontowane w ten sposób, że dwa z nich umieszczono w przeciwnym kierunku w stosunku do pierwszego. Do zobrazowania zapisanych danych wykorzystano wartości absolutne. Na rys. 18 przedstawione zostały bezpośrednie, nie poddane wygładzaniu, dane uzyskane w doświadczeniu etapu IV (opisane w poprzednim punkcie, por. rys. 17). Jak widać, sygnały pomiarowe charakteryzują się dużymi zaburzeniami. Duża zmienność amplitudy „szumów” skorelowana ze zmianami przeciążenia daje podstawę do wskazania drgań układu jako podstawowego źródła zaburzeń.



Rys. 18. Zapis przeciążeń zrealizowany za pomocą trzech czujników przeciążeń 7270A-20k (wynik zapisu uzyskany w doświadczeniu z rys. 17)

Średnia arytmetyczna trzech zapisów zobrazowana na rys. 19 wykazuje pełną zgodność z danymi z rys. 17.

Wyniki bezpośredniej rejestracji przeciążeń potwierdzają poprawność rejestracji z zapisem filmowym. Większa chwilowa wartość zaobserwowanego przeciążenia jest wynikiem wzmiankowanych powyżej drgań układu zarejestrowanych przez bardzo czułe sensory. Do analizy charakterystyk dynamicznych badanego obiektu w teście zderzeniowym dane uzyskane z wykorzystaniem rejestratora przeciążeń należy poddać dodatkowemu wygładzaniu, najlepiej poprzez cyfrową filtrację sygnału.

Podstawową zaletą zastosowania rejestratora przeciążeń jest możliwość zapisu danych z całego procesu wyhamowywania badanego obiektu. Do wad tego sposobu rejestracji zaliczyć można:



Rys. 19. Uśredniony zapis przeciążeń z trzech czujników 7270A-20k

- obarczenie pomiaru „szumami” wysokoczęstotliwościowymi;
- możliwość narażenia aparatury na skrajnie wysokie przeciążenia;
- konieczność zamontowania rejestratora w sondzie razem z badanym obiektem, co wpływa na wzrost masy całości obiektu oraz wymaga zagwarantowania miejsca do zabudowy elementów systemu;
- potrzebę dodatkowego zabezpieczania elementów systemu oraz jego sieci elektrycznej i pomiarowej przed przeciążeniami.

5.3. Porównanie metod pomiarowych

W wyniku porównania zastosowanych metod można stwierdzić, że:

- metoda optyczna jest wystarczająca do wstępnych pomiarów przeciążeń ze względu na dziesięciokrotnie niższą szybkość zapisu w stosunku do wykorzystanej przy użyciu systemu rejestracji przeciążeń oraz występowanie błędów optycznych;
- pomiar z wykorzystaniem kamery jest łatwiejszy w realizacji, bardziej dostępny i mniej kłopotliwy niż bezpośredni pomiar przeciążeń;
- pomiar optyczny umożliwia śledzenie obiektu tylko w polu obserwacji kamery, natomiast bezpośredni pomiar przeciążeń umożliwia zapis przebiegu testu od startu do zatrzymania obiektu badań;
- pomiar z wykorzystaniem systemu rejestracji przeciążeń w odróżnieniu od metody optycznej charakteryzuje się większą czułością, ale przez to jest bardziej wrażliwy na drgania elementów konstrukcji obiektu podczas zderzenia.

6. Podsumowanie

Opis testu zderzeniowego dla kasety ochronnej (rejestratora katastroficznego) przedstawiono w dokumentach normatywnych w sposób tak ogólny, że wykonanie testu wymaga opracowania autorskiej metodyki badań. W opisywanym w artykule przypadku metodykę taką opracowano poprzez stopniowe dopracowywanie warunków i procedur testu zderzeniowego. Podczas badań wykorzystywane były sondy o różnych kształtach oraz masach od 5 kg do 12,4 kg. Sondy służyły

do zabudowy badanego w teście pakietu elektroniki – elementu kasety ochronnej oraz, w wybranych przypadkach, dodatkowego rejestratora przeciążeń. Badane sondy rozpędzono do prędkości od 95 m/s (wyłącznie dla potrzeb sprawdzenia aparatury i procedur) do 210 m/s, a następnie wyhamowywano za pomocą stanowiska hamującego. Do zapisu przebiegu zmian parametrów ruchu badanego obiektu stosowano metodą zapisu filmowego oraz wspomniany system rejestracji przeciążeń.

Podczas kluczowego doświadczenia został odtworzony wymagany normami profil zmian przeciążenia: uzyskano charakterystykę o uśrednionej obwiedni zawierającej trapez o wymaganej amplitudzie 3400 g oraz o czasach liniowego narastania i opadania zbocza $Tr = Tf = 0,5$ ms oraz czasie trwania 3,0 ms. We wszystkich przypadkach badań z zamontowanym w sondzie rejestratorem katastroficznym potwierdzono możliwość odczytu wszystkich zapisanych w rejestratorze danych. Dowodzi to odporności badanego układu na obciążenia opisane w normach.

Bibliografia

1. EuroCAE ED-112, Minimum operational performance specification for crash protected airborne recorder systems, Revision A September 1, 2013.
2. NO-16-A200:2006, Wojskowe statki powietrzne, Pokładowe rejestratory katastroficzne, Wymagania i badania, 2006
3. JAKIELASZEK Z., BIAŁECKI M., BRYL M., PANAS A.J., NOWAKOWSKI M., Doświadczalne określenie parametrów testu zderzeniowego rejestratora katastroficznego, *Autobusy: Technika, Eksploatacja, Systemy Transportowe*, 2017, **6**, 223-229
4. JAKIELASZEK Z., PANAS A. J., NOWAKOWSKI M., KLEMBIA T., FIKUS B., Evaluation of numerical modelling application for the crash test planning of the catastrophic Flight Data Recorder, *Journal of Marine Engineering and Technology*, 2017, **16**, 319-325
5. JAKIELASZEK Z., NOWAKOWSKI M., PANAS A. J., KOWALECZKO G., Testy zderzeniowe kasety ochronnej systemu rejestracji parametrów lotu S2-3a, *Autobusy: Technika, Eksploatacja, Systemy Transportowe*, 2017, **12**, 165-177

Analysis of the crash test of a protection cassette

The paper presents the methodology and results of a crash recorder crash strength test. The test was conducted as per the guidelines of the standards: European EuroCAE ED-112 and Polish NO-16-A200. The execution of the test required the development of original methodologies by a scientific-research team of the Air Force Institute of Technology and the preparation of procedures dedicated to the tests. The S2-3a flight parameter recording system assemblies were selected as strength test objects. It was decided to conduct the crash test through accelerating a probe with a built-in tested recorder and potential auxiliary recorders, and then brake it in a controlled manner via a braking stand. Subsequent test stages involved using various, individually designed test probes adapted to the structure of the protection cassette electronics package and the overload recording system. The DPZ-250 pneumatic cannon from the Institute of Aviation was used to provide the object with appropriate velocity, while the braking was executed with the use of a stand with a sand deposit, specially designed and constructed at AFIT. The course of each crash test, that is, the flight and the process of the test probe crashing into the sand was recorded by a camera for recording fast transient phenomena. In addition, when executing the key crash tests, a system for recording overloads and/or a protection cassette electronics package were installed inside the probe. The conducted tests confirmed that the test met normative requirements in relation to the parameters of the executed experiment, and the verifications of the tested crash recorder elements proved its strength in test conditions.

ANALIZA KONCEPCJI WSPOMAGANIA OPERACJI NAZIEMNYCH SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO ELEKTRYCZNYM SYSTEMEM NAPĘDOWYM

ADAM JAROSZEWICZ

Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej
e-mail: adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl

Czy możliwe są procedury kołowania (*Taxi-Out/Taxi-In*) współczesnego samolotu pasażerskiego w rejonie portu lotniczego bez szkodliwej emisji gazów cieplarnianych do atmosfery? Szacuje się, że tzw. emisja naziemna (*Airfield Emissions*) generowana przez silniki samolotów i pomocnicze jednostki mocy APU w rejonach portów lotniczych jest źródłem emisji ok. 20% gazów cieplarnianych GHG (*Greenhouse Gases*) wytwarzanych przez współczesne lotnictwo. Uwzględniając fakt dynamicznego wzrostu liczby lotniczych przewozów pasażerskich w najbliższych latach, ograniczenie emisji gazów cieplarnianych przez lotnictwo należy głównie szukać:

- w modernizacji istniejącego prawa lotniczego i procedur lotniczych,
- we wdrażaniu nowych i modernizacji istniejących technologii w zakresie konstrukcji płatowca, zespołów napędowych i systemów pokładowych.

Od kilkunastu lat prowadzone są zaawansowane prace mające na celu wyposażenie współczesnego samolotu pasażerskiego w elektryczny system napędowy zabudowany w goleni przedniej (*Wheel Tug*) lub podwoziu głównym (EGTS – *Electric Green Taxiing System*). System, który umożliwi prowadzenie operacji kołowania w rejonie portu lotniczego z wykorzystaniem napędu elektrycznego (*Electric Assisted Taxi/e-Taxi*). Rozwiązanie takie pozwoli na znaczną redukcję emisji gazów cieplarnianych, jak i hałasu w rejonach terminali portów lotniczych. Przyczyni się także do ograniczenia liczby pojazdów lotniskowych oraz skróci czas trwania operacji lotniskowych współczesnych samolotów pasażerskich.

1. Wstęp

Według analityków lotniczych Ascend Analytics¹ całkowita liczba samolotów pasażerskich i transportowych eksploatowanych współcześnie wynosi około 23 600 sztuk. Samoloty te, wykonując ponad 100 000 lotów dziennie², przewiozły w 2017 roku ponad 4 miliardy pasażerów³, zaś w roku bieżącym liczbę pasażerów szacuje się na poziomie ok. 4,3 mld. Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego ICAO twierdzi, że globalna sieć transportu lotniczego podwaja się raz na 15 lat i oczekuje się, że zrobi to ponownie do 2030-2035 roku. Firma Boeing, jeden z największych na świecie producentów samolotów, szacuje, że w ciągu najbliższych 20 lat zapotrzebowanie ze strony linii lotniczych na nowe samoloty przekroczy liczbę 39 000 sztuk. Tym samym, pod koniec lat 30. XXI wieku całkowita liczba czynnych samolotów pasażerskich przekroczy liczbę 60 000 sztuk.

Nowoczesne samoloty pasażerskie osiągają wydajność zużycia paliwa na poziomie 3,5 dm³/100 pasażerokilometrów, zaś samoloty nowej generacji (A350/B787) poniżej 3 dm³/100 pasażerokilometrów. Przekłada się to na dziennie światowe zużycie paliwa przez lotnictwo

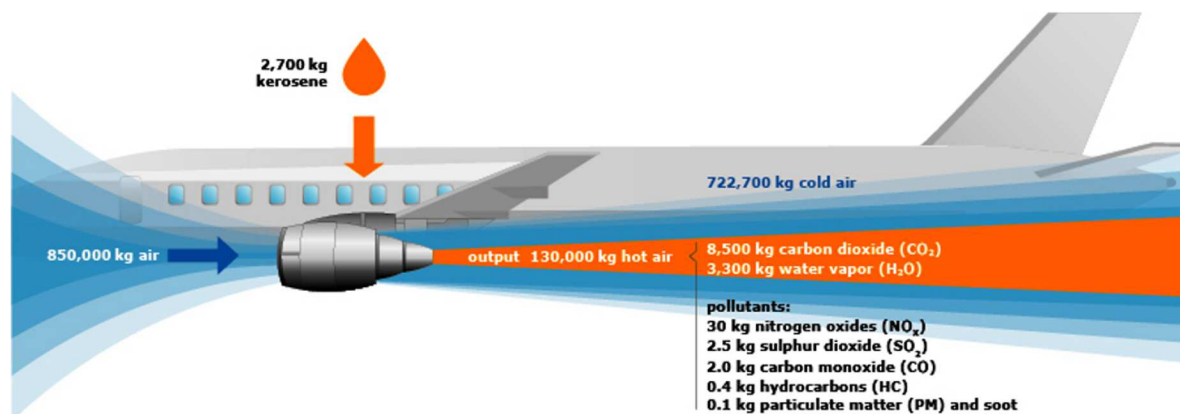
¹<https://www.telegraph.co.uk/travel/travel-truths/how-many-planes-are-there-in-the-world/>

²<http://www.garfors.com/2014/06/100000-flights-day.html>

³<https://www.statista.com/statistics/564717/airline-industry-passenger-traffic-globally/>

pasażerskie na poziomie ok. 500 000-600 000 ton (ponad 200 mln ton rocznie) z tendencją wzrostową⁴.

Spalenie 1 kg paliwa lotniczego Jet-A wiąże się z emisją do atmosfery ponad 6 kg gazów cieplarnianych GHG, w tym ok. 2,6 kg NOX, 3,16 kg CO₂ i ok. 0,2 kg UHC⁵. Według ICAO w 2010 r. lotnictwo pasażerskie zużyło około 142 mln ton paliwa, emitując przy tym do atmosfery m.in. ok. 448 mln ton CO₂. W 2020 r. oczekuje się zużycia paliwa na poziomie 216-239 mln ton, przy emisji 682-755 mln ton CO₂, zaś do roku 2040 przewidywany jest wzrost zużycia paliwa/emisji CO₂ od 2,8 do 3,9 wartości zużycia paliwa/emisji CO₂ z roku 2010.



Rys. 1. Emisja gazów cieplarnianych przez współczesny silnik turboodrzutowy [9] (samolot 2-silnikowy, czas lotu 1 h, 150 pasażerów) (*air* – powietrze, *cold/hot air* – zimne/gorące powietrze, *kerosene* – nafta (paliwo lotnicze), NO_x – tlenki azotu, SO₂ – dwutlenek siarki, CO/CO₂ – tlenek/dwutlenek węgla, HC – węglowodory, *water vapor* – para wodna, *particulate matter* – cząstki stałe, *soot* – sadza

Współcześnie lotnictwo pasażerskie jest emitentem ok. 3% całej światowej emisji gazów cieplarnianych GHG, z tendencją wzrostową (ok. 4% do 2030). Wzrost stężenia gazów cieplarnianych w atmosferze wywołuje szybsze tworzenie tzw. „śladów kondensacji” pary wodnej, co prowadzi do wzrostu zachmurzenia (głównie chmury pierzaste) i przyczynia się do m.in. przyspieszenia zmian klimatycznych. Tym samym całkowity szkodliwy wpływ lotnictwa na klimat jest trzy-cztery razy większy niż wynika to tylko z samej emisji CO/CO₂. Zasadniczą szkodliwość stanowi fakt koncentracji emitowanych zanieczyszczeń na ograniczonym, głównie rozmiarami portów lotniczych i tras lotniczych, obszarze (rys. 1).

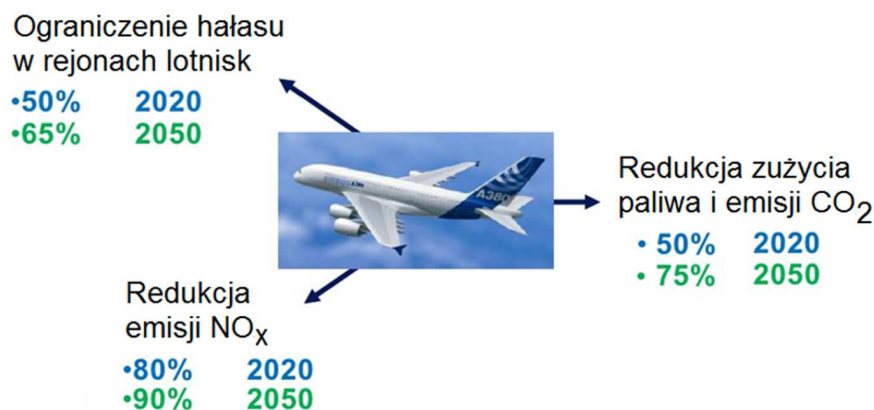
Dodatkowo ceny paliw lotniczych wzrosły pięciokrotnie w okresie od 1990 do 2010 roku. Współcześnie koszt paliwa stanowi około 35-40% całkowitego kosztu operacyjnego typowej linii lotniczej, co bezpośrednio przekłada się na jej rentowność.

To właśnie malejące zyski osiągnięte przez linie lotnicze stały się jednym z motorów napędowych szeregu przedsięwzięć w zakresie zmian organizacyjnych jak i technologicznych w transporcie lotniczym. Zmian mających na celu ograniczenie zużycia paliwa przy jednoczesnym wzroście rentowności, co bezpośrednio powinno przełożyć się na ograniczenie emisji gazów cieplarnianych GHG.

W raporcie *Flightpath 2050* Unia Europejska stawia sobie ambitne zadania związane ze środowiskiem naturalnym mające być osiągnięte w 2050 roku. Zadania te mają na celu: zmniejszenie emisji CO₂ o 75% na pasażerokilometr, redukcji emisji NO_x o 90% na pasażerokilometr, a także obniżenia poziomu hałasu w rejonach lotnisk o 65% i ograniczenie emisji gazów GHG podczas trwania procedur lotniskowych (*Taxiing*) (rys. 2) [10].

⁴<https://www.quora.com/How-much-fuel-is-consumed-by-the-global-aviation-industry-daily>

⁵UHC – *Unburned HydroCarbon* – niespalone węglowodory



Rys. 2. Założenia raportu *Flightpath 2050* w zakresie redukcji szkodliwych emisji przez współczesne lotnictwo pasażerskie,
<https://www.slideshare.net/cleanskyju/20111005-clean-sky-sage-for-ep-simon-weeks-session-5-10-11-v3>

Uwzględniając fakt dynamicznego wzrostu liczby pasażerów linii lotniczych, ograniczenia zużycia paliwa oraz emisji gazów GHG przez lotnictwo pasażerskie należy szukać głównie w:

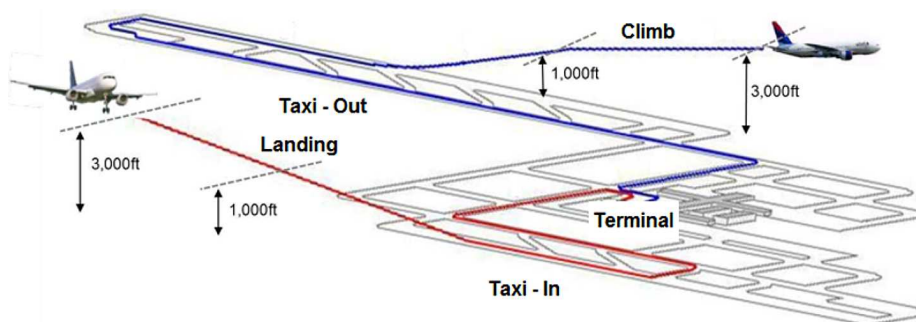
- modernizacji istniejącego prawa lotniczego i procedur lotniczych, m.in. optymalizacji prędkości, wysokości jak i trasy lotu, procedur lotniskowych (m.in. system odpraw lotniskowych), zasilania systemów pokładowych SP przez źródła lotniskowe, kołowania na jednym silniku (*Single Engine Taxi*),
- modernizacji istniejących i wdrażania nowych technologii w dziedzinie konstrukcji płatowca, zespołów napędowych i systemów pokładowych samolotów (m.in. *More Electric Aircraft*, *Electric Assisted Taxi/Electric Drive System*, *Airplane Winglets*).

2. Operacje naziemne *Taxi-Out/Taxi-In*

Każda standardowa komercyjna misja samolotu pasażerskiego jest podzielona na kilka faz lotu, które można podzielić na operacje naziemne i powietrzne.

W obliczu konieczności poprawy efektywności operacyjnej samolotów pasażerskich ważne jest, aby zrozumieć, że linie lotnicze stosują podejście wielopłaszczyznowe i faktycznie nie kierują się wyłącznie procesami optymalizacji operacji powietrznych. Ponieważ operacje naziemne są integralną częścią cyklu operacyjnego każdego samolotu pasażerskiego, należy je również wziąć pod uwagę w procesach optymalizacji [12].

Zasadniczy wpływ na stopień zanieczyszczenia powietrza w rejonach portów lotniczych ma czas trwania operacji naziemnych, szczególnie związanych z kołowaniem samolotu, tzw. *Taxi Time* [18], [19].



Rys. 3. Poszczególne fazy *Taxi-Out/Taxi-In* (Zurich Airport) [5]

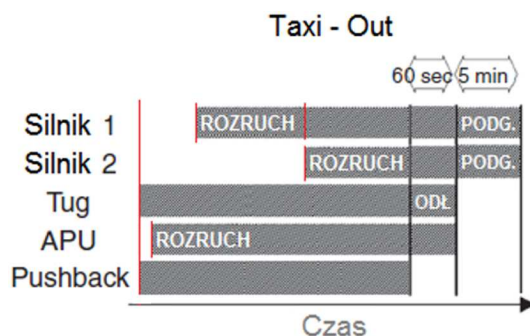
Sam proces kołowania dzieli się na dwa etapy (rys. 3):

- *Taxi-Out* – procedura wykonywana od wypchnięcia samolotu spod bramki terminala do osiągnięcia po starcie wysokości 3000 ft⁶ (0,915 km),
- *Taxi-In* – procedura wykonywana podczas lądowania samolotu, poczynając od wysokości 3000 ft (0,915 km) podczas zniżania, aż do zatrzymania się i wyłączenia silników pod terminalem.

Faza 1 – *Pushback* (faza odpychania – wypchnięcie samolotu spod terminala) – pierwszą fazą każdej współczesnej misji lotniczej jest faza odlotu, w której załoga samolotu przygotowuje samolot do rozpoczęcia swojej misji. Gdy samolot jest gotowy do lotu, holownik (*Towing tractor/Tug*) zostaje podczepiony do przedniej goleni, aby wypchnąć samolot od bramki terminala na drogę kołowania. Pod terminalem uruchamiana jest pomocnicza jednostka mocy APU, a następnie w określonej kolejności silniki samolotu (*Engine start*). Silniki samolotu wymagają czasu na podgrzanie ($\leq 2-3$ minut w zależności od typu silników). Dlatego, aby nie tracić nadmiernego czasu w rejonie terminala, pożądane jest uzyskanie możliwie najkrótszego czasu przestoju między końcem fazy odpychania a początkiem etapu kołowania. Średni czas *Pushback* nie przekracza 60-90 s z prędkością do 3 kt (5 km/h).

Faza 2 – *Tug disconnection* (odłączenie holownika od samolotu) – po wypchnięciu samolotu spod terminala i ustawieniu na drodze kołowania holownik zostaj odłączony od samolotu (60-120 s). Po podgrzaniu silników głównych i otrzymaniu potwierdzenia samolot rozpoczyna fazę kołowania – *Taxi-Out*. Cała procedura *Pushback* łącznie z *Tug disconnection* zajmuje średnio 4,5-5 minut.

Faza 3 – *Taxi-Out* (kołowanie w kierunku drogi startowej) – samolot porusza się po drogach kołowania w kierunku odpowiedniej drogi startowej napędzany przez silniki główne pracujące na mocy małego gazu ($P \leq 10\%$) (*Engine driven taxi*). Prędkości kołowania zależą głównie od tzw. wytycznych aerodynamicznych dla typu samolotu, przepisów lotniskowych, warunków pogodowych i gruntowych. Maksymalne prędkości kołowania na prostych odcinkach zawierają się w przedziale 15-25 węzłów (28-46 km/h), na zakrętach do 10 węzłów (19 km/h). W punkcie, w którym samolot osiąga początek drogi startowej, faza kołowania przechodzi w fazę startu (rys. 4).



Rys. 4. Poszczególne fazy *Taxi-Out* dla samolotu dwusilnikowego [21]

Faza 4 – *Take-Off/Climb* (faza startu/wznoszenie) – faza przejściowa pomiędzy operacją naziemną i powietrzną. Faza startu jest uważana za ukończoną po osiągnięciu przez samolot wysokości 35 stóp powyżej drogi startowej.

Po starcie samolot przechodzi do faktycznego lotu – *Cruise* (**Fazy 5-8**). Pod koniec trwania operacji powietrznej, samolot podchodzi do lądowania na lotnisku docelowym.

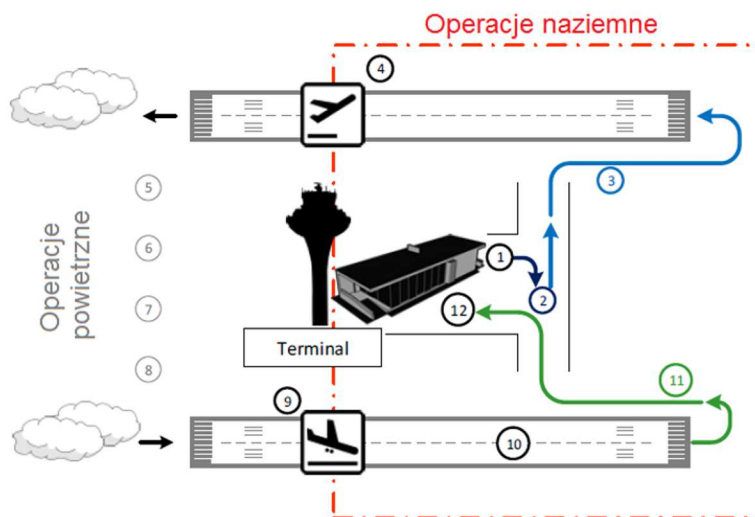
⁶ft – *foot* (l.m. *feet*) – stopa – anglosaska jednostka długości, 1 ft = 30,48 cm

Faza 9 – *Descent/Approach/Landing* (zniżanie/podejście do lądowania/lądowanie) – faza przejściowa pomiędzy operacją powietrzną a naziemną.

Faza 10 – *Breaking* (hamowanie) – po dotknięciu kołami drogi startowej samolot, uruchamiając hamulce/układy odwracania ciągu, zwalnia do odpowiedniej prędkości kołowania (*Taxi-In*) przed opuszczeniem drogi startowej.

Faza 11 – *Taxi-In* (kołowanie w kierunku bramki terminala) – proces pomiędzy zjazdem z drogi startowej po wyhamowaniu do odpowiedniej prędkości kołowania a dojazdem w rejon bramki terminala. Samolot porusza się samodzielnie po drogach kołowania napędzany przez silniki samolotu pracujące na mocy biegu jałowego.

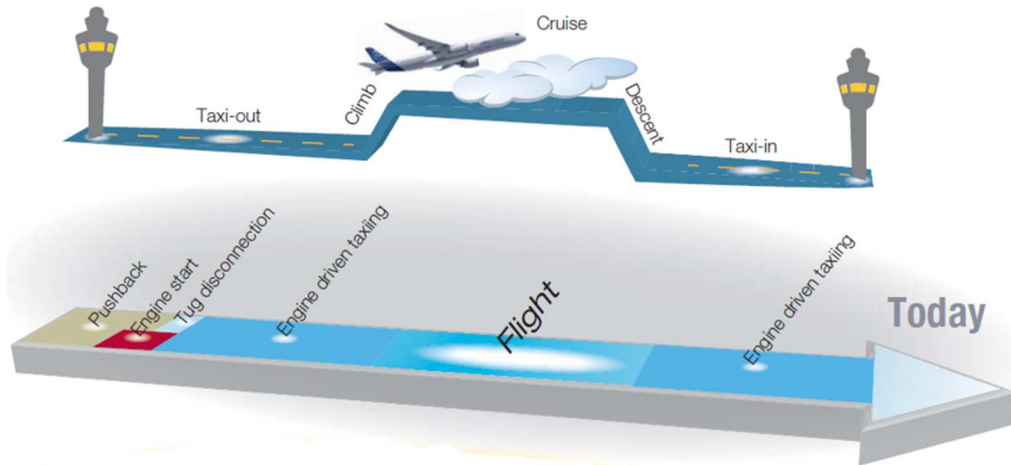
Faza 12 – *Engine-Stop* (wyłączenie silników) – ostateczna faza przylotu zostaje osiągnięta, gdy samolot zatrzymuje się w pożądanym miejscu parkingowym na lotnisku docelowym, silniki samolotu zostają wyłączone. W tej fazie pasażerowie i załoga opuszczają samolot, samolot zostaje rozładowany. Następnie można zacząć przygotowanie samolotu do kolejnego lotu (Faza 1).



Rys. 5. Poszczególne fazy lotu samolotu pasażerskiego [3]

Dzisiejsze naziemne operacje lotnicze realizowane przez samoloty pasażerskie w rejonach lotnisk opierają się wyłącznie na pracujących silnikach głównych samolotu (rys. 5). Współczesny dwusilnikowy samolot pasażerski, np. Airbus A320 (silniki CFM International CFM56-5B4) zużywa w czasie trwania operacji lotniskowych (kołowanie – ok. 7% mocy silników) przy pracujących 2 silnikach głównych (*2 Engines Taxi*) ok. 12 kg paliwa/min (ok. 6 kg paliwa/min/silnik). Prowadzi to do średniego zużycia paliwa ok. 240 kg/lot (dla łącznego czasu trwania *Taxi-Out/Taxi-In* 20 min) i emisji w tym czasie do atmosfery (w rejonie portu lotniczego) ok. 5,3 kg NOX, 6,2 kg CO₂ i ok. 0,4 kg UHC.

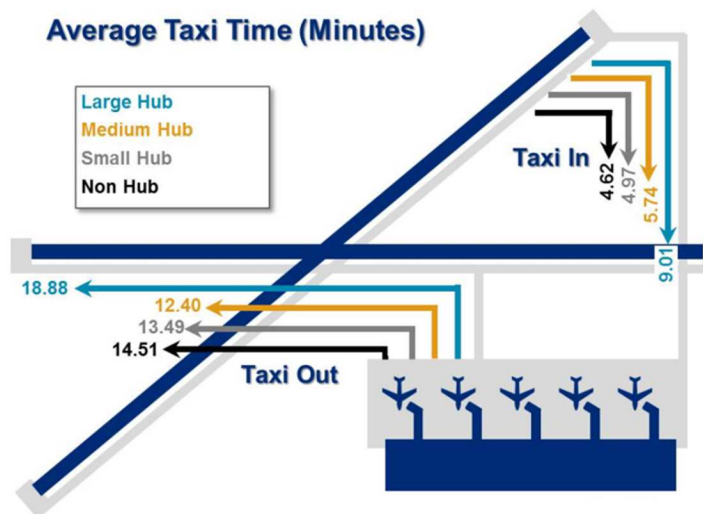
Nowoczesne silniki turbodrutowe nie są optymalizowane pod względem m.in. ograniczenia zużycia paliwa do pracy podczas operacji lotniskowych. Wykorzystanie silników głównych samolotu w operacjach naziemnych (AGPS – *Aircraft Ground Propulsion System*) prowadzi do zwiększonego zużycia paliwa i niskiej efektywności pracy, przyczyniając się do nieproporcjonalnie wysokiej emisji gazów GHG i negatywnie wpływa na poziom hałasu w rejonie lotniska. Dodatkowo wykorzystanie silników na terenie portu lotniczego stwarza niebezpieczeństwo uszkodzenia silników przez obiekty naziemne (FOD – *Foreign Object Damage*). Rocznie odnotowuje



Rys. 6. Poszczególne fazy lotu samolotu pasażerskiego z zaznaczeniem czasu pracy silników głównych (kolor niebieski) [16]

się średnio ok 60 000 przypadków FOD, co przekłada się na straty (głównie remonty) szacowane na ok. 1,1 mld \$ [17].

Wzrost natężenia ruchu lotniczego ma bezpośredni wpływ na wydajność portów lotniczych⁷. Niektóre z nich funkcjonują już praktycznie na granicy przepustowości, co przekłada się m.in. na wydłużenie czasu trwania operacji lotniskowych (rys. 7).



Rys. 7. Średnie czasy trwania operacji *Taxi-Out/Taxi-In* na małych lotniskach (*Non Hub*), małych lotniskach przesiadkowych (*Small Hub* – np. Wrocław Airport), średnich lotniskach przesiadkowych (*Medium Hub* – np. Warszawa Airport) lub wielkich lotniskach przesiadkowych (*Large Hub* – np. Munich Airport) [7], http://www.planestats.com/aptot_2017jul

Szacuje się, że zużycie paliwa w czasie operacji lotniskowych wynosi ok. 6% całkowitego zużycia paliwa dla całego lotu, zaś tzw. emisja naziemna samolotów (*Aircraft Ground Emissions*) w obszarze portu lotniczego stanowi ok. 20% zanieczyszczeń powietrza wytwarzanych przez współczesne lotnictwo pasażerskie.

⁷Parametrem określającym możliwości obsługi ruchu przez port jest przepustowość, którą wyraża się jako teoretyczną maksymalną liczbę pasażerów bądź operacji lotniczych, którą dany port jest w stanie obsłużyć w jednostce czasu;

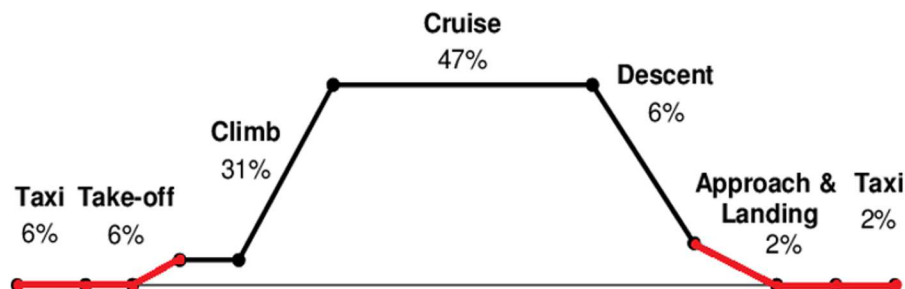
<http://www.ulc.gov.pl/pl/107-aktualnosci/wiadomosci/789-przepustowo-polskich-lotnisk->

Problem zużycia paliwa i poziom emisji gazów cieplarnianych GHG jest szczególnie niekorzystny w szczególności dla lotów krótkodystansowych, ze stosunkowo długim, często zbliżonym do czasu trwania operacji powietrznej, czasem trwania operacji *Taxiing* (tabela 1).

Tabela 1. Średnie czasy trwania operacji *Taxi-Out* dla wybranych lotnisk w USA (2012) [20]

	Airport	Average Taxi-Out Time (mins)
1	New York, JFK, NY	37.1
2	Newark, NJ	29.6
3	New York, La Guardia, NY	29.0
4	Philadelphia, PA	25.5
5	Detroit, Metro Wayne County, MI	20.8
6	Boston, Logan, MA	20.6
7	Houston, George Bush, TX	20.4
8	Minneapolis-St. Paul, MN	20.3
9	Atlanta, Hartsfield-Jackson, GA	19.9
10	Washington, Dulles, DC	19.7

Nieznaczne oszczędności w zużyciu paliwa/emisji gazów GHG podczas operacji lotniskowych uzyskuje się podczas kołowania *Taxi-Out/Taxi-In* przy pracujących tylko jednym (dla samolotów 2-silnikowych)/dwóch (dla samolotów 4-silnikowych) silnikach głównych (*Single Engine Taxi*) (rys. 8).



Rys. 8. Procentowy udział emisji gazów cieplarnianych GHG (głównie CO₂) [21] w locie samolotu Airbus A320 (CFM56-5B4) na dystansie 600 NM (1111 km) przy czasie trwania operacji lotniskowych *Taxi-Out* ok. 15 min, *Taxi-In* ok. 8 min

Pojedynczy silnik przy pracy na zakresie małego gazu ($\leq 10\%$ mocy) wytwarza wystarczającą siłę ciągu, aby przemieścić samolot po drogach kołowania. Procedura kołowania *Taxi-Out* w wariantcie *Single Engine Taxi* polega na uruchomieniu pod terminalem pomocniczej jednostki mocy APU i tylko jednego silnika głównego (w samolocie dwusilnikowym). Podczas kołowania, wspomagany przez APU, uruchamiany i podgrzewany jest drugi silnik główny lub pozostałe silniki samolotu.

Podobna procedura realizowana jest po wylądowaniu i opuszczeniu drogi startowej (*Taxi-In*). W samolocie wyłączane są wszystkie, oprócz jednego, silniki główne po upływie czasu chłodzenia silników (ECDT – *Engine Cool-Down Time*). Samolot kołuje do odpowiedniej bramki terminala przy jednym pracującym silniku na zakresie małego gazu.

Samolot pasażerski, np. Airbus A320, zużywa w czasie trwania operacji lotniskowych przy pracującym jednym silnikiem głównym + APU ok. 9 kg paliwa/min. Różnica w zużyciu paliwa pomiędzy kołowaniem przy pracujących dwóch silnikach a jednym silnikiem wynosi ok. 30%, zaś

oszczędność czasu nie przekracza 1-2 min (łącznie czas *Taxiing* to 20 min) (tabela 2). Szacuje się, że przy pracującym jednym silniku uzyskuje się ograniczenie emisji CO₂ o 20-40%, zaś NOX o 10-30% w zależności od typu samolotu i techniki pilotowania⁸.

Tabela 2. Przykładowe oszczędności zużycia paliwa w wariantach 2/4 *Engine/Single Engine Taxi* dla wybranych typów samolotów pasażerskich

[https://www.google.pl/search?q=12+minutes+taxi+\(all+engines\)&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=0ahUKEwiWwr_Mn6rbAhURmbQKHclvAcwQ_AUICygC&biw=1873&bih=945#imgsrc=-0mCDj9X3kWZVM](https://www.google.pl/search?q=12+minutes+taxi+(all+engines)&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=0ahUKEwiWwr_Mn6rbAhURmbQKHclvAcwQ_AUICygC&biw=1873&bih=945#imgsrc=-0mCDj9X3kWZVM):

Aircraft types	12 minutes taxi (all engines)	12 minutes taxi (8 with engine out)	Engine Out taxi savings
A300-600	300kg	200kg	100kg
A310	240kg	160kg	80kg
A318	120kg	80kg	40kg
A319	120kg	80kg	40kg
A320	138kg	92kg	46kg
A321	162kg	108kg	54kg
A330	300kg	200kg	100kg
A340-200/300	300kg	200kg	100kg
A340-500/600	420kg	280kg	140kg

Niestety istnieją pewne ograniczenia w wykorzystaniu procedury *Single Engine Taxi*. Procedura taka musi być przeprowadzana ostrożnie na przygotowanym uprzednio polu manewrowym, które wyklucza poruszanie się po nachylonych powierzchniach, zaś zredukowana nadmiarowość ciągu (2/4 *Engines Taxi*) zwiększa ryzyko utraty zdolności hamowania i sterowania samolotem podczas kołowania. Wadą jest także wykorzystanie większej mocy pracującego silnika głównego, co wiąże się z większym zużyciem paliwa i poziomem emisji hałasu w rejonie portu lotniczego, a także zwiększeniem strefy strumienia gazów wylotowych silnika głównego *Jet-Blast* [14].

Dodatkowo procedura ta nie jest zalecana do realizacji na małych lotniskach, gdzie czas *Taxi-Out* jest krótszy niż czas podgrzania drugiego/pozostałych silników (3-5 min).

3. Pokładowe systemy wspomagające kołowanie

Elektryczny system wspomagania operacji naziemnych dla samolotu pasażerskiego (*Electric Assisted Taxi*) umożliwia kołowanie samolotu w rejonie portu lotniczego przy niepracujących silnikach głównych za pomocą alternatywnego pokładowego elektrycznego systemu napędowego [8], [13].

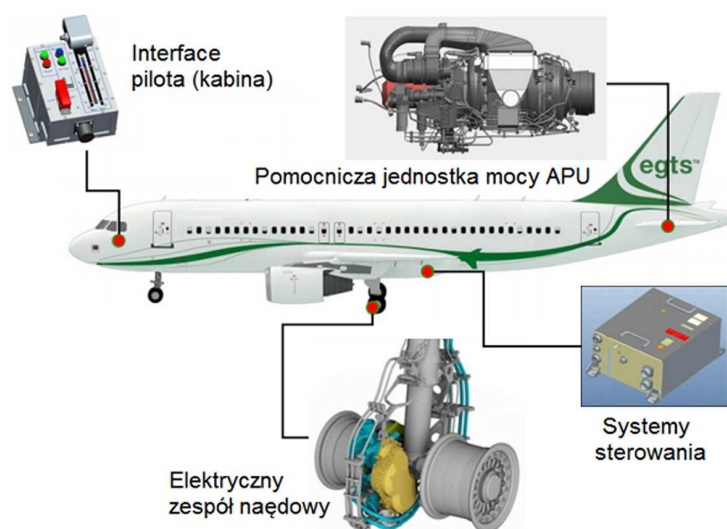
Współcześnie rozpatrywane są dwie koncepcje zabudowy elektrycznego systemu napędowego:

- EGTS (*Electric Green Taxiing System*) – elektryczne zespoły napędowe wykorzystujące silniki elektryczne zabudowane na podwoziu głównym (MLG – *Main Landing Gear*) statku powietrznego i zasilane, ze względu na pobór mocy, przez pokładowe pomocnicze jednostki mocy APU,

⁸<http://www.aviationpros.com/article/10467486/single-engine-taxi-program-will-reduce-emissions-and-save-fuel>

- *WheelTug* – elektryczny zespół napędowy wykorzystujący 1 lub 2 silniki elektryczne zabudowane na przedniej goleni podwozia (NLG – *Nose Landing Gear*) statku powietrznego i zasilane, podobnie jak EGTS, przez pokładowe pomocnicze jednostki mocy APU.

Systemy *Electric Assisted Taxi* zwiększają autonomiczność mobilną samolotu, który może samodzielnie wykonywać manewry, takie jak np. wykołowanie z hangarów czy „odjazd” od terminali bez wykorzystania holowników. Rozwiązania te poprawiają manewrowość samolotu, umożliwiając samodzielne przeprowadzanie procesu kołowania z wyłączonymi silnikami głównymi, skracając czas trwania procedur lotniskowych. Ponieważ kołowanie samolotu umożliwiając zamontowane na pokładzie silniki elektryczne, systemy te określane są także jako: *Electric Taxi/Electric Taxiing* (w skrócie: *e-Taxi*), ale także jako *Green Taxi/Taxiing* lub *Electric Green Taxi*. Oba systemy *e-Taxi* posiadają szereg zalet jak i wad. Wydaje się, że czynnikiem decydującym o wyborze danego systemu, oprócz kwestii technologicznych i problemów elektroenergetycznych, jest budowa podwozia samolotu pasażerskiego. Wybór systemu związany jest z obciążeniem poszczególnych goleni podwozia, co bezpośrednio przekłada się na przyczepność opon podwozia do podłoża (rys. 9).



Rys. 9. Główne elementy składowe instalacji EGTS (samolot Airbus A320) [15]

Szacuje się, że obciążenie podwozia współczesnego samolotu pasażerskiego zawiera się w zakresie:

- podwozie główne MLG – 85-90% masy samolotu,
- goleni przednia NLG – 10-15% masy samolotu.

Zastosowanie systemów *e-Taxi* na pokładzie współczesnego samolotu pozwala na:

- skrócenie czasu wypychania samolotu (*PushBack Time*),
- redukcję kosztów lotniskowych (brak wykorzystania zewnętrznych holowników) (*Elimination of Ground-Tug Operations*),
- redukcję zużycia paliwa/hamulców (*Reduction of Fuel/Brake Wear*),
- zmniejszenie prawdopodobieństwa uszkodzenia silników głównych przez obiekty naziemne (*Reduced Foreign Object Damage*),
- redukcję emisji gazów GHG i hałasu w rejonie terminali lotniskowych,
- poprawę bezpieczeństwa na płycie postojowej – brak uruchomionych silników/brak strumienia powietrza (*Jet-Blast*),
- ograniczenie liczby pojazdów lotniskowych operujących bezpośrednio na płycie lotniska,
- wyższą precyzję manewrowania samolotem realizowaną bezpośrednio przez załogę.

Systemy te mogą jednak także przyczynić się do zwiększonego zużycia paliwa przez APU, modernizacji istniejących APU, dodatkowych prac konserwacyjnych elementów systemów *e-Taxi*, a także wzrostu masy samolotu pasażerskiego przekładającym się m.in. także na wzrost zużycia paliwa (tabela 3).

Tabela 3. Wybrane zalety i wady systemów *e-Taxi* [16]

Organizacja systemu					
WheelTug	EGTS				
<ul style="list-style-type: none"> ✓ Łatwiejsza integracja ✗ Niska przyczepność z powodu niskiego obciążenia gołeni ✗ Problemy konstrukcyjne (shimmy,...) ✗ Niski poziom nadmiarowości (redundancji) przy jednym silniku 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Dobra przyczepność dzięki wysokiemu obciążeniu pionowemu ✗ Problemy z integracją (hamulce) <table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>2 silniki elektryczne</th> <th>4 silniki elektryczne</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Mniejsza złożoność ? Jeden większy silnik na jedną goleń podwozia </td> <td> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Nadmiarowość ? Dwa mniejsze silniki na jedną goleń ✗ Większa złożoność </td> </tr> </tbody> </table>	2 silniki elektryczne	4 silniki elektryczne	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Mniejsza złożoność ? Jeden większy silnik na jedną goleń podwozia 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Nadmiarowość ? Dwa mniejsze silniki na jedną goleń ✗ Większa złożoność
2 silniki elektryczne	4 silniki elektryczne				
<ul style="list-style-type: none"> ✓ Mniejsza złożoność ? Jeden większy silnik na jedną goleń podwozia 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Nadmiarowość ? Dwa mniejsze silniki na jedną goleń ✗ Większa złożoność 				
Organizacja zespołu napędowego					
Napęd bezpośredni	Napęd pośredni (Silnik / sprzęgło / skrzynia biegów)				
<ul style="list-style-type: none"> ✓ Większa niezawodność ✓ Brak dodatkowej wagi skrzyni biegów ✗ Wymagany wysoki moment obrotowy ✗ Wytrzymałość na wysokie prędkości kół podwozia podczas startu i lądowania 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Lżejsze silniki ✗ Dodatkowa waga skrzyni biegów ✗ Trudna integracja silnika z przekładnią w obręczy koła ✗ Niższa niezawodność 				

4. Operacje naziemne *e-Taxi-Out/e-Taxi*

4.1. *E-Taxi-Out*

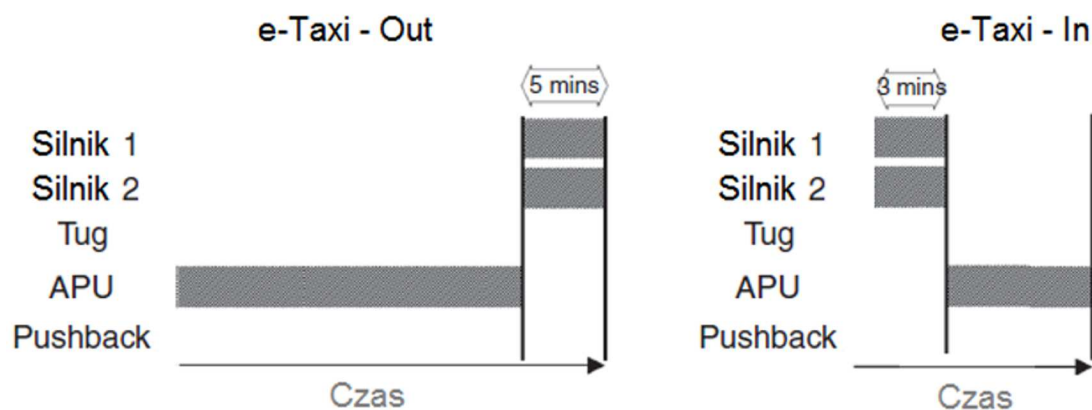
W porównaniu do konwencjonalnej procedury *Taxi-Out*, procedura *e-Taxi-Out* rozpoczyna się od uruchomienia APU na pokładzie samolotu i autonomicznego (*EGTS/WheelTug*), bez udziału holownika, odjazdu samolotu spod terminala (*Pushback*). Odjazd samolotu spod terminala można wykonać przy wyższej prędkości (≤ 7 węzłów) niż w tradycyjnym trybie z wykorzystaniem holownika (≤ 3 węzły). Dodatkowo holownik wypychający samolot nie musi się rozłączać, co pozwala na skrócenie procedury *Taxi-Out*. Należy zauważyć, że w tej procedurze rozruch i podgrzanie silników głównych wykonywane jest podczas kołowania z napędem elektrycznym.

Podczas kołowania po drogach lotniskowych w pewnym momencie piloci muszą przełączyć się z kołowania za pomocą *EGTS/WheelTug* do kołowania z użyciem już uruchomionych i podgrzanych silników głównych samolotu. Minimalny czas uruchomienia (ESUT – *Engine Start-Up Time*) podawany jest przez producentów silników (≥ 2 min – silniki z rodziny CFM56 – warunki normalne, optymalny czas jest jednak 2-3 razy dłuższy) i nie przekracza 5 min. Po uruchomieniu silników głównych samolotu APU zostaje wyłączone po czasie ok. 2 min (ECDT) po uruchomieniu ostatniego silnika.

4.2. *E-Taxi-In*

W porównaniu do konwencjonalnych procedur kołowania proces *e-Taxi-In* rozpoczyna się po wylądowaniu samolotu i zmniejszeniu jego prędkości, a kończy się, gdy wszystkie silniki

samolotu zostaną wyłączone i samolot zatrzymuje się przy odpowiedniej bramce terminala. Podczas dobiegu lub bezpośrednio po zjeździe z drogi startowej piloci uruchamiają APU, a następnie system *EGTS/WheelTug*. Dzięki kołowaniu *EGTS/WheelTug* piloci wyłączają wszystkie silniki główne samolotu po upływie czasu chłodzenia ECDDT (≤ 3 min – silniki z rodziny CFM56). Po wyłączeniu silników głównych samolotu, kołowanie do miejsca docelowego realizowane jest z wykorzystaniem systemu *EGTS/WheelTug* (rys. 10).



Rys. 10. Poszczególne fazy *e-Taxi-Out/e-Taxi-In* dla samolotu dwusilnikowego [21]

Wprowadzenie systemu *e-Taxi* pozwala na uzyskanie wymiernych korzyści w zużyciu paliwa i emisji gazów GHG przez samoloty pasażerskie operujące w rejonach portów lotniczych.

Przyjmując jako samolot referencyjny, samolot pasażerski Airbus A320 z silnikami CFM56-5B4 charakteryzującymi się parametrami:

- $Zużycie\ paliwa_{Double\ Engine\ Taxi} = 12\text{ kg paliwa/min}$
- $Zużycie\ paliwa_{Single\ Engine\ Taxi} = 7,5\text{ kg paliwa/min}$
- $Zużycie\ paliwa_{Single\ Engine\ Taxi+APU} = 9,5\text{ kg paliwa/min}$
- $Zużycie\ paliwa_{APU} = 2\text{ kg paliwa/min}$
- $Engine\ Start-Up\ Time$ (czas uruchomienia i podgrzania silnika) = 5 min
- $Engine\ Cool-Down\ Time$ (czas chłodzenia silnika) = 3 min
- $Total\ Taxi\ Time$ (łączny czas *Taxi-Out* + *Taxi-In*) = 20 min

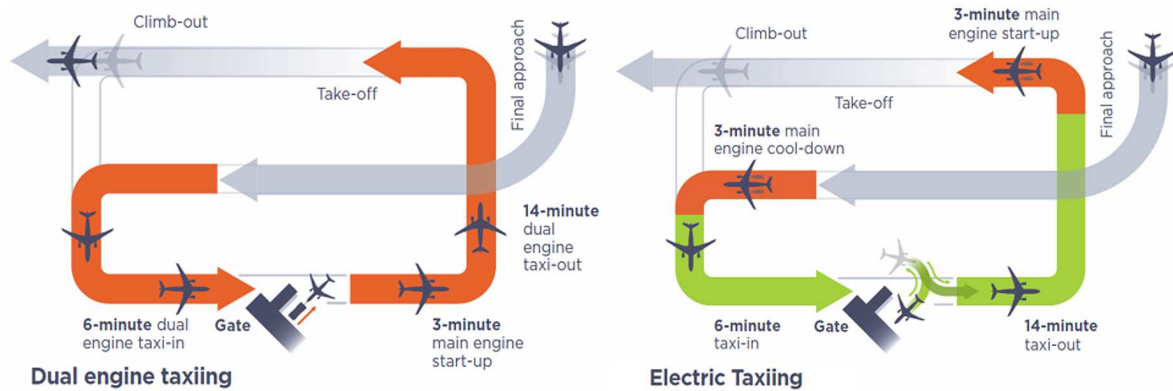
Pomijając wpływ ciężaru *WhellTug/EGTS* na dodatkowe zużycie paliwa przez samolot i pomijając czas *Tug disconnection*, można oszacować oszczędności w zużyciu paliwa podczas kołowania: — oszczędność paliwa – *e-Taxi* vs. *Double Engine Taxi*(*)

$$\begin{aligned} \text{Oszczędność paliwa}^{(*)} &= (Zużycie\ paliwa_{Double\ Engine\ Taxi} - Zużycie\ paliwa_{APU}) \cdot \\ &\cdot [Total\ Taxi\ Time - (Engine\ Start-Up\ Time + Engine\ Cool-Down\ Time)] = \\ &= (12\text{ kg paliwa/min} - 2\text{ kg paliwa/min}) \cdot [20\text{ min} - (5\text{ min} + 3\text{ min})] = \\ &= 10\text{ kg paliwa/min} \cdot 12\text{ min} = 120\text{ kg paliwa} \end{aligned}$$

— oszczędność paliwa – *e-Taxi* vs. *Single Engine Taxi* + *APU*(**)

$$\begin{aligned} \text{Oszczędność paliwa}^{(**)} &= (Zużycie\ paliwa_{Double\ Engine\ Taxi} - Zużycie\ paliwa_{APU}) \cdot \\ &\cdot [Total\ Taxi\ Time - (Engine\ Start-Up\ Time + Engine\ Cool-Down\ Time)] = \\ &= (9,5\text{ kg paliwa/min} - 2\text{ kg paliwa/min}) \cdot [20\text{ min} - (5\text{ min} + 3\text{ min})] = \\ &= 7,5\text{ kg paliwa/min} \cdot 12\text{ min} = 90\text{ kg paliwa} \end{aligned}$$

Powyższe szacunki są wartościami czysto teoretycznymi, pozwalającymi jednakże oszacować potencjalne oszczędności paliwa podczas użytkowania elektrycznych systemów *Electric Assisted Taxi* (rys. 11).



Rys. 11. Porównanie kołowania samolotu dwusilnikowego w wersji *Dual Engine Taxi* (z lewej) i *e-Taxi* (z prawej); czas *Taxi-Out* – 17 min, *Taxi-In* – 6 min (kołowanie w wariacie *e-Taxi* – kolor zielony) [15]

5. Analiza wykorzystania systemu *e-Taxi-EGTS* do wspomaganie operacji naziemnych

Celem dokładnego określania wymiarów zespołu napędowego i oceny systemu zasilania energią elektryczną należy uwzględnić nie tylko ciężar samolotu pasażerskiego (Airbus A320), ale również masę dodanego układu kołowania EGTS.

System EGTS jest podzielony na dwa główne podsystemy:

- system zasilania energią elektryczną (APU),
- elektryczna jednostka napędowa.

Oszacowanie wagi systemu *e-Taxi* na obecnym etapie projektowania jest procesem *stricte* iteracyjnym, aktualnie nie istnieją seryjnie produkowane elektryczne systemy wspomaganie operacji naziemnych dla statków powietrznych. Dla przybliżenia masy APU przeznaczonego do współpracy z EGTS oparto się na danych technicznych APU – Pratt & Whitney AeroPower APS 3200 (m.in. Airbus A320). Przy masie własnej ok. 140 kg APU pozwala na uzyskanie mocy elektrycznej na poziomie ok. 90 kVA, co przekłada się na gęstość mocy elektrycznej na poziomie ok. 0,65 kVA/kg. Masę elektrycznej jednostki napędowej oblicza się dla mocy elektrycznej szczytowej na poziomie ok. 1,2 kW/kg w oparciu o dane techniczne dotyczące elektrycznych trakcyjnych systemów napędowych⁹. Opierając się na projekcie systemu EGTS dla samolotu Airbus A321¹⁰, gdzie dla założonych: $MTOW_{A321} = 89400$ kg, $MTOW_{A320} = 73500$ kg, Masa szacunkowa *Electric Taxiing System* = 1100 kg można oszacować masę *Electric Taxiing System* na poziomie 900 kg, co stanowi ok. 1,2% masy samolotu $MTOW_{A320}$ (tabela 4).

Table 4. Szacunkowe masy samolotu Airbus A320 z systemem *e-Taxi*

Typ samolotu	Airbus 320
MTOW	73500 kg
Masa szacunkowa <i>Electric Taxiing System</i>	900 kg
Masa łączna	74400 kg

⁹https://www1.eere.energy.gov/vehiclesandfuels/pdfs/program/eett_roadmap_june2013.pdf

¹⁰Fabian Kelch: *Investigation of system requirements and design of an axial flux permanent magnet machine for an electric taxiing system for a commercial midsize aircraft*, https://macsphere.mcmaster.ca/bitstream/11375/18094/2/Kelch_Fabian_finalsubmission2015august_MASc.pdf

5.1. Analiza elektrycznego systemu wspomaganie operacji naziemnych

Koncepcja projektowanego elektrycznego systemu wspomaganie operacji naziemnych polega na zintegrowaniu silników elektrycznych z kołami podwozia samolotu.

5.1.1. Minimalna siła napędowa

Podczas kołowania ruch samolotu jest spowodowany siłą pociągową F_{tr} (*Traction Force*) zwaną także siłą tarcia tocznego, przenoszoną z elektrycznej jednostki napędowej przez koła samolotu na ziemię. Ruch samolotu jest możliwy, gdy siła napędowa F_{tr} jest większa niż siła oporu toczenia F_{rr} (*Rolling Resistance Force*), który jest wywołany przez kontakt opony z betonem dróg lotniskowych [6]:

$$F_{tr} > F_{rr} \quad (5.1)$$

Minimalna siła napędowa $F_{tr\ min}$ określona jako siła oderwania (siła oporu w chwili ruszania) (*Breakaway Force*) jest równa sile oporu toczenia F_{rr} , który należy przewyciężyć podczas rozpoczęcia procesu toczenia się samolotu po drodze kołowania:

$$F_{tr\ min} = F_{rr} \quad (5.2)$$

Siła oporu toczenia jest równa sile tarcia opona-podłoże i zależy od ciężaru samolotu F_w i współczynnika tarcia tocznego f_{rr} :

$$F_{rr} = F_w f_{rr} = m_{SP} g f_{rr} \quad (5.3)$$

Przy założonej całkowitej masie Airbusa A320 (tabela 4) i współczynnika tarcia tocznego $f_{rr} = 0,009$ (opona-beton dróg lotniskowych) można oszacować minimalną siłę napędową:

$$F_{rr} = 74400 \cdot 9,81 \cdot 0,009 = 6,57 \text{ kN} \quad (5.4)$$

5.1.2. Maksymalna siła napędowa

Maksymalna siła napędowa charakteryzuje sytuację, w której siła napędowa pokonuje siłę adhezji (przylegania) F_{adh} , znaną również jako siłę tarcia statycznego. W tym momencie opony zaczynają ślizgać się z powodu braku przyczepności pomiędzy oponą a podłożem. W związku z tym, gdy:

$$F_{tr} > F_{adh} \quad (5.5)$$

wystąpi poślizg opon lub:

$$F_{tr} < F_{adh} \quad (5.6)$$

wystąpi przyleganie opon do podłoża (brak poślizgu).

Aby elektryczny system wspomaganie operacji naziemnych funkcjonował prawidłowo, maksymalna siła napędowa musi być mniejsza niż siła tarcia statycznego (brak poślizgu):

$$F_{tr} < F_{tr\ max} = F_{adh} = F_w f_{adh} WD \quad (5.7)$$

gdzie: WD (weight distribution) – rozkład masy statku powietrznego.

Siła tarcia statycznego jest zależna od umiejscowienia elektrycznego układu napędowego na goleniach podwozia. Dla wybranego typu samolotu (Airbus A320) zakładamy, że rozkład masy na podwoziu głównym MLG jest równy około 0,9. To znaczy, że 90% całkowitej masy samolotu spoczywa na podwoziu głównym MLG, zaś 10% na goleni przedniej NLG. To rozkład masy

wpływa na maksymalną przyczepność kół goleni do podłoża, a tym samym narzuca ograniczenia momentu obrotowego przenoszonego na koła przez silniki elektryczne. Innym czynnikiem wpływającym na wartość f_{adh} jest liczba kół tworzących dane podwozie. Podczas gdy MLG samolotu Airbus A320 składa się z dwóch zestawów kołowych z dwoma oponami, to przednia goleń NLG zawiera tylko dwie opony. System EGTS zabudowany jest na goleniach podwozia głównego, dla obliczeń przyjęto $WD = 0,9$.

Przy założonej całkowitej masie Airbusa A320, rozkładzie masy $WD = 0,9$ i współczynniku tarcia statycznego $f_{adh} = 0,8^{11}$ [1] maksymalna siła napędowa jest równa:

$$F_{tr\ max\ MLG} = 74400 \cdot 9,81 \cdot 0,8 \cdot 0,9 = 525,5\ \text{kN} \quad (5.8)$$

Podwozie główne MLG zawiera 4 opony, rozkładając maksymalną siłę napędową na 4 opony, maksymalna wartość siły napędowej dla pojedynczej opony jest równa:

$$F_{tr\ max\ MLG\ opona} = \frac{525,5}{4}\ \text{kN} = 131,38\ \text{kN} \quad (5.9)$$

Maksymalna siła napędowa dla goleni przedniej NLG, przy założonym rozkładzie masy samolotu na goleni przedniej $WD = 0,1$ jest równa:

$$F_{tr\ max\ NLG} = 74400 \cdot 9,81 \cdot 0,8 \cdot 0,1 = 58,4\ \text{kN} \quad (5.10)$$

Goleń przednia NLG zawiera 2 opony, rozkładając maksymalną siłę napędową na 2 opony, maksymalna wartość siły napędowej dla pojedynczej opony jest równa:

$$F_{tr\ max\ NLG\ opona} = \frac{58,4}{2}\ \text{kN} = 29,20\ \text{kN} \quad (5.11)$$

Analizując otrzymane wyniki, stwierdzono, że miejsce zabudowy elektrycznego układu napędowego ma ogromny wpływ na maksymalną przyczepność kół podwozia, ograniczając moment obrotowy, który może być przenoszony przez podwozie. Ze względu na wysoką koncentrację masy na podwoziu głównym samolotu, maksymalna siła napędowa przenoszona przez pojedynczą oponę (do momentu, gdy ogumienie zaczyna się ślizgać) jest prawie 4,5 razy większa przy układzie EGTS niż w przypadku układu *WheelTug*.

Zabudowa elektrycznej jednostki napędowej na MLG pozwala na zastosowanie znacznie większych sił napędowych podczas kołowania samolotu, co ma wpływ na dynamikę ruchu samolotu. Brak przyczepności opon podwozia przedniego powodująca poślizg opon może mieć decydujący wpływ na parametry kołowania *e-Taxi*, w szczególności gdy proces kołowania realizowany jest na drogach lotniskowych gorszej jakości lub w złych warunkach atmosferycznych. Analizując wpływ różnych warunków atmosferycznych (różne wartości współczynników tarcia), można założyć, że tylko elektryczny układ napędowy zabudowany na podwoziu głównym jest w stanie zapewnić wymaganą efektywność i niezawodność układu *e-Taxi*, zapobiegając ryzyku braku przyczepności kół podwozia samolotu podczas kołowania.

5.1.3. Całkowita siła napędowa

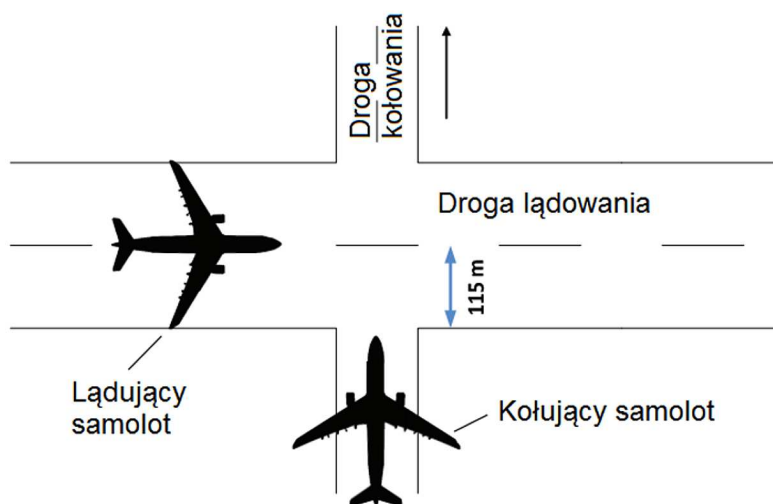
Samolot podczas kołowania w rejonie lotniska musi przewyciężyć m.in. opory ruchu związane z tarciem tocznym F_{rr} , oporem aerodynamicznym F_{aero} i oporem związanym z nachyleniem dróg kołowania F_{nachyl} . Całkowita siła napędowa $F_{tr\ total}$ wymagana do przemieszczania samolotu po drogach kołowania jest określona równaniem:

$$F_{tr\ total} = F_{tr} + F_{rr} + F_{aero} + F_{nachyl} \quad (5.12)$$

¹¹ f_{adh} – współczynnik tarcia statycznego dla układu opona-beton

Orientacyjna wartość maksymalnego przyspieszenia samolotu podczas kołowania jest określona przez maksymalny czas kołowania na danym założonym dystansie.

Na podstawie przepisów dotyczących konfiguracji lotnisk [2] można założyć, że minimalna odległość pomiędzy drogą startową (linia środkowa) a pozycją „postojową” kołującego samolotu (rys. 12) musi wynosić co najmniej 115 metrów. Droga kołowania samolotu plus droga startowa jest równa ok. 230 metrów ($2 \cdot 115$ metrów).



Rys. 12. Wizualizacja czasu przejazdu dla samolotu kołującego (oczekującego) na drodze kołowania [6]

Dla założonej długości drogi kołowania $S = 230$ m i założonego w [6] czasu przejazdu przez drogę startową równego $t = 45$ s, maksymalne przyspieszenie samolotu jest równe:

$$a_w = \frac{2S}{t^2} = \frac{460 \text{ m}}{45^2 \text{ s}^2} = 0,227 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \quad (5.13)$$

Uzyskany wynik jest zbliżony do wartości podanej w publikacji [16] ($a = 0,25 \text{ m/s}^2$) oraz przepisów ICAO¹² ($a = 0,18 \text{ m/s}^2$). Dla dalszych obliczeń przyjęto wartość $a_{w \max} = 0,25 \text{ m/s}^2$.

Siła napędowa F_{tr} wymagana do wprowadzenia w ruch samolotu z przyspieszeniem $a_{w \max}$ o masie bezwładnościowej (*inertial mass*) m_i jest określona równaniem:

$$F_{tr} = m a_{w \max} \quad (5.14)$$

gdzie masa bezwładnościowa m_i jest określona równaniem:

$$m_i = \delta m_{SP} \quad (5.15)$$

gdzie δ jest tzw. współczynnikiem bezwładności obrotowej (*rotational inertia factor*), na wartość którego mają wpływ:

- wymiary kół podwozia,
- liczba kół podwozia,
- masa opon,
- masa felg kół podwozia,
- momenty bezwładności kół podwozia.

Na podstawie [5] dla samolotu pasażerskiego Airbus A320 szacuje się wartość współczynnika δ na poziomie 1,007:

$$m_i = 1,007 m_{SP} = 1,007 \cdot 74400 \text{ kg} = 74920,8 \text{ kg} \quad (5.16)$$

¹²<https://www.aerosociety.com/media/4664/11-etaxi-fuel-cell-system.pdf>

Siła napędowa F_{tr} jest równa:

$$F_{tr} = m_i a_{w max} = 74920,8 \text{ kg} \cdot 0,25 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 18,73 \text{ kN} \quad (5.17)$$

Siła oporu aerodynamicznego samolotu podczas kołowania po lotnisku jest określona równaniem:

$$F_{aero} = \frac{1}{2} \rho C_x S_{ref} v_{max}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 2,6 \cdot 10^2 = 159,25 \text{ N} \quad (5.18)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza ($\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ dla $t = +15^\circ\text{C}$), v_{max} – maksymalna prędkość kołowania (dla obliczeń przyjęto 36 km/h, czyli 10 m/s), C_x – współczynnik siły oporu, S_{ref} – powierzchnia referencyjna samolotu Airbus A320¹³.

Siła oporu związanej z nachyleniem dróg kołowania¹⁴ jest określona równaniem (rys. 13):

$$F_{nachyl} = \sin(\text{tg}^{-1} N_{dk}) mg = \sin \text{tg}^{-1} 0,015 \cdot 74400 \cdot 9,81 = 10,95 \text{ kN} \quad (5.19)$$

gdzie: N_{dk} – nachylenie drogi kołowania ($N_{dk} = 1,5\% = 0,015$).

Całkowita siła napędowa $F_{tr total}$ określona równaniem (5.12) jest równa:

$$F_{tr total} = 18,73 \text{ kN} + 6,57 \text{ kN} + 0,16 \text{ kN} + 10,95 \text{ kN} = 36,41 \text{ kN} \quad (5.20)$$

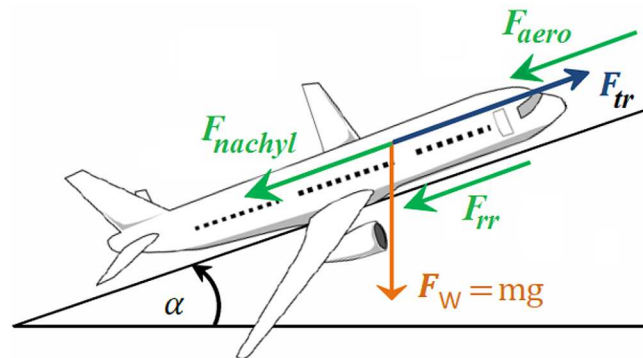
Moment napędowy elektrycznej jednostki napędowej jest obliczony na podstawie wymiarów koła podwozia głównego MLG. Przy promieniu opony¹⁵ $r_{MLG opona} = 643 \text{ mm}$ dla koła MLG Airbus A320 maksymalny moment napędowy jest równy:

$$T_{ETS} = F_{tr total} r_{MLG opona} = 36,41 \text{ kN} \cdot 0,643 \text{ m} = 23,41 \text{ kNm} \quad (5.21)$$

5.1.4. Moc elektrycznej jednostki napędowej

Moc elektrycznej jednostki napędowej dla założonej prędkości maksymalnej $v_{max} = 36 \text{ km/h}$ (10 m/s) jest równa:

$$P_{ETS} = T_{tr} v_{max} = 23,41 \text{ kNm} \cdot 10 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 234,1 \text{ kW} \quad (5.22)$$



Rys. 13. Rozkład sił działających na samolot na nachylonej drodze kołowania [6]

Dla prędkości kołowania równej 1/3 i 2/3 prędkości maksymalnej (3,33 m/s, 6,66 m/s) moce elektrycznej jednostki napędowej prezentują się jak w tabeli 5.

¹³W publikacjach [6], [11] przedstawiono wartości liczbowe dla samolotu Airbus A320 – $C_x S_{ref} = 2,6 \text{ m}^2$

¹⁴Maksymalny stopień nachylenia dróg lotniskowych to 1,5% – Transport Canada – Air Navigation System Requirements Branch, *Aerodrome Standards and Recommended Practices*, 4th Ed.

¹⁵Podwozie główne MLG – opony 49x19R20, promień opony $r = 643 \text{ mm}$, Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320-Feb18, http://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgrounders/techdata/aircraft_characteristics/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320-Feb18.pdf

Tabela 5. Szacunkowe wartości mocy elektrycznej jednostki napędowej dla trzech prędkości kołowania

Prędkość kołowania v	Moc elektrycznej jednostki napędowej P_{ETS}
12 km/h (3,33 m/s)	77,96 kW
24 km/h (6,66 m/s)	155,92 kW
36 km/h (10,0 m/s)	234,10 kW

5.1.5. Maksymalny moment obrotowy i maksymalna moc zespołu napędowego

Maksymalny moment obrotowy i maksymalna moc zespołu napędowego jest określona przez:

- liczbę silników elektrycznych zabudowanych w MLG – n_M ,
- sprawność układu transmisji mocy silnik elektryczny-opona MLG – η_{TM} .

Wymagana maksymalna moc wyjściowa P_M dla jednego silnika elektrycznego jest równa:

$$P_M = \frac{P_{ETS}}{n_M \eta_{TM}} \quad (5.23)$$

Powyższe równanie zakłada, że wszystkie silniki elektryczne/zespoły napędowe zabudowane w MLG mają identyczne parametry: maksymalną prędkość, moment obrotowy, moc oraz sprawność układu transmisji mocy.

Moment obrotowy $T_{MLG\ opona}$ pojedynczego koła MLG, napędzanego przez silnik elektryczny jest równy:

$$T_{MGL\ opona} = F_{tr\ total} r_{MGL\ opona} \frac{1}{n_M} = 23,41 \cdot \frac{1}{n_M} \text{ kNm} \quad (5.24)$$

Przy wykorzystaniu dwóch lub czterech identycznych silników elektrycznych zabudowanych w piastach kół MLG moment obrotowy i moc pojedynczej elektrycznej jednostki napędowej będzie równy połowie lub jednej czwartej całkowitego wymaganego momentu obrotowego i wymaganej mocy zespołu napędowego (tabela 6).

Tabela 6. Parametry elektrycznego zespołu napędowego EGTS dla różnej liczby silników elektrycznych

Parametry silników elektrycznych	Liczba silników elektrycznych zabudowanych w MGL, n_M		
	1	2	4
Maksymalna moc zespołu napędowego P_{ETS} [kW]	234,1	117,05	58,52
Maksymalny moment obrotowy zespołu napędowego T_{ETS} [kNm]	23,41	11,7	5,85

Zgodnie z tabelą 6 wymagany moment obrotowy doprowadzany do kół MLG jest wciąż wysoki i może być trudny do uzyskania przez silnik elektryczny zabudowany na goleni (duża wartość prądu zasilającego, duży rozmiar i wymagany system chłodzenia). Ograniczenie wymaganego momentu obrotowego silnika elektrycznego można zrealizować poprzez zastosowanie przekładni redukcyjnej. Ponieważ przestrzeń w obręczy koła MLG jest ograniczona, wydaje się, że tylko przekładnia planetarna jest możliwa do zabudowy wewnątrz obręczy koła.

Reasumując, uwzględniając [6] i [7] przekładnia redukcyjna pod postacią jednostopniowej przekładni planetarnej o przełożeniach iPP pomiędzy 1/13 a 13 zapewnia wysoką sprawność i ograniczenie momentu obrotowego silnika elektrycznego do akceptowalnej wartości.



Rys. 14. Jeden z projektów EGTS z pojedynczym silnikiem elektrycznym i przekładnią planetarną [4]

Przy wykorzystaniu przekładni redukcyjnej o przełożeniu i_{PP} maksymalny moment obrotowy T_M i prędkość obrotowa s_M silnika elektrycznego jest równa:

$$i_{PP} = \frac{s_M}{s_{MLG\ opona}} = \frac{T_{MLG\ opona}}{T_M} \quad (5.25)$$

gdzie: s_M – prędkość obrotowa wirnika silnika elektrycznego, $s_{MLG\ opona}$ – prędkość obrotowa koła MLG.

Maksymalną prędkość obrotową koła MLG $s_{MLG\ opona}$ obliczono na podstawie maksymalnej prędkości kołowania v_{max} przy znanej wartości promienia opony MLG $r_{MLG\ opona}$

$$v_{max} = 36 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 10 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (5.26)$$

$$s_{MLG\ opona} = \frac{v_{max}}{2\pi r_{MLG\ opona}} = \frac{10}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,643} = 2,47 \frac{1}{\text{s}} = 148,51 \frac{1}{\text{min}}$$

Maksymalna prędkość obrotowa silnika elektrycznego jest równa:

$$s_M = s_{MLG\ opona} i_{PP} = 148,51 \cdot 13 = 1930,65 \frac{1}{\text{min}} \quad (5.27)$$

zaś maksymalny moment obrotowy dla jednego silnika elektrycznego ($n_M = 1$):

$$T_M = \frac{T_{MLG\ opona}}{i_{PP}} = \frac{23,41}{13} = 1700,76 \text{ Nm} \quad (5.28)$$

Wraz ze wzrostem liczby silników elektrycznych EGTS wartość wymaganego maksymalnego momentu obrotowego i maksymalnej mocy silnika elektrycznego maleje. Wynika to z faktu, że ogólny moment obrotowy i moc silników elektrycznych jest równy sumie wszystkich składowych mocy i momentów obrotowych silników elektrycznych zintegrowanych z MLG. Zakładając za budowę jednego silnika elektrycznego/goleń MLG i wartość przełożenia przekładni redukcyjnej $i_{PP} = 13$, uzyskamy wartości z tabeli 7.

Z drugiej strony, wykorzystanie wielu silników elektrycznych pracujących równolegle prowadzi do wzrostu masy całego układu EGTS, problemów z synchronizacją prędkości obrotowych silników obu goleni MLG, szczególnie podczas zakrętów samolot. Dodatkowo dodanie zbyt dużej masy układu EGTS może częściowo lub całkowicie zneutralizować korzyści oferowane przez redukcję zużycia paliwa podczas kołowania, kosztem wzrostu zużycia paliwa podczas lotu. Sytuacja taka może pojawić się szczególnie w lotach długodystansowych, gdzie czas samego lotu jest wielokrotnie dłuższy od łącznego czasu trwania operacji lotniskowych.

Tabela 7. Szacunkowe wartości parametrów elektrycznego układu napędowego EGTS składającego się z dwóch silników elektrycznych

Parametry zespołu napędowego/ silnika elektrycznego	Wartości liczbowe
Maksymalna moc zespołu napędowego P_{ETS} [kW]	117,05
Maksymalny moment obrotowy silnika elektrycznego T_M [Nm]	900
Maksymalna prędkość obrotowa silnika elektrycznego [1/min]	1930,65

Dodatkowo układ EGTS musi być uzupełniony mechanizmem sprzęgła zabudowanym pomiędzy każdym silnikiem elektrycznym i wieńcem koła przekładni planetarnej. Mechanizm sprzęgła umożliwia odłączenie silnika elektrycznego od koła podczas operacji startu i lądowania, co jest konieczne ze względu na ograniczenia prędkości obrotowych wirników silników elektrycznych.

W projekcie dodatkowo należy uwzględnić sprawność poszczególnych elementów składowych wchodzących w skład układu transmisji mocy. W literaturze [6] określone są orientacyjne sprawności poszczególnych elementów składowych elektrycznej jednostki napędowej (tabela 8).

Tabela 8. Szacunkowe wartości sprawności elementów składowych układu EGTS

Elementy składowe		Sprawność [%]
Silnik elektryczny + sterownik	η_{M+S}	85
Pokładowe źródło energii elektrycznej (dla APU – sprawność generatora)	η_{Gen}	90
Przekładnia redukcyjna	η_{PP}	93

Podstawiając wartości z tabeli 8 do równania (5.23)

$$P_M = \frac{P_{ETS}}{n_M \eta_{TM}} = \frac{234,1}{0,711 \cdot 2} = 164,26 \text{ kW} \quad (5.29)$$

gdzie:

$$\eta_M = \eta_{M+S} \eta_{Gen} \eta_{PP} = 0,85 \cdot 0,9 \cdot 0,93 = 0,711 \rightarrow \frac{1}{\eta_M} \approx 1,4 \quad (5.30)$$

Dla rzeczywistych warunków pracy, uwzględniając straty energii w układzie transmisji mocy, moc silników elektrycznych przeznaczonych do zabudowy w MGL wzrasta o ok. 40%.

Moce elektryczne wymagane dla pracy elektrycznego systemu wspomaganie operacji naziemnych dla samolotu Airbus A320 dla maksymalnej założonej prędkości kołowania są równe $2 \cdot 164,26 \text{ kW}$ i są w zasięgu współczesnych pomocniczych jednostek mocy APU. Pomocnicza jednostka mocy APU zabudowana na pokładzie Airbusa A320 generuje tylko 90 kVA (1 generator 90 kVA) mocy prądu przemiennego, ale pomocnicza jednostka mocy P&W CANADA PW980 zaprojektowana dla Airbusa A380 generuje 240 kVA (2 generatory 120 kVA), zaś rekordzista APU P&W CANADA APS5000 zaprojektowana dla Boeinga 787 MEA generuje 450 kVA (2 generatory 225 kVA).

6. Wnioski

W artykule zaprezentowano koncepcję wspomaganie operacji naziemnych z wykorzystaniem elektrycznego systemu napędowego dla samolotu pasażerskiego średniego zasięgu na przykładzie

samolotu Airbus A320. Dynamiczny wzrost światowego ruchu lotniczego przekłada się bezpośrednio na wzrost zatłoczenia portów lotniczych. Wzrost liczby pojazdów infrastruktury lotniskowej może spowodować poważne problemy związane ze zwiększonym zatłoczeniem naziemnym i prawdopodobnym popytem na rozbudowę sieci naziemnej lotnisk. Koncepcja zaprezentowana w artykule przewiduje możliwość poprawy efektywności operacyjnej linii lotniczych, oferując możliwość ograniczenia ruchu naziemnego, ograniczenie liczby pojazdów bezpośrednio operujących na płycie lotniska, przez wprowadzenie procedur kołowania z wykorzystaniem elektrycznych zespołów napędowych *e-Taxi*. Systemy *e-Taxi* oferują znaczną redukcję zużycia paliwa, ograniczenie hałasu w rejonach lotnisk, a także skrócenie czasu trwania operacji lotniskowych. Symulacje prowadzone dla operacji kołowania przy jednym/dwóch pracujących silnikach głównych oraz dla systemów *e-Taxi* wykazują znaczne oszczędności w zużyciu paliwa na korzyść tych ostatnich. W porównaniu do typowej operacji kołowania z dwoma silnikami szacuje się, że zastosowanie systemu *e-Taxi* obniży¹⁶ emisję CO₂ o 61%, emisję NO_x o 51% i emisję CO o 73%. System *e-Taxi* stanowi realistyczne rozwiązanie pozwalające uzyskać lepszą wydajność operacyjną związaną z znacznym ograniczeniem emisji gazów cieplarnianych GHG.

Wybierając ten innowacyjny, strategiczny i rewolucyjny system, linie lotnicze mogą znacząco ograniczyć znaczne koszty operacji lotniskowych i poprawić swoje zyski szczególnie w lotach krótkodystansowych, jednocześnie zmniejszając negatywny wpływ naziemnych operacji lotniczych na środowisko naturalne.

Bibliografia

1. BENNETT J.W. Fault-tolerant electric drive for an aircraft nose wheel steering actuator, *IET Electrical Systems in Transportation*, 2010
2. ESCAPA A.T., *Estimation of Energy Consumption and Emissions in Aircraft Operation and Potential for Savings*, Instituto Superior Técnico, 2015
3. FORDHAM D., *Deriving Benefits from Alternative Aircraft – Taxi Systems Transportation Research Board*, Washington, D.C., 2016
4. FUSARO R., *Hybrid Propulsion in Aeronautics Department of Mechanical and Aerospace Engineering*, Politecnico di Torino, Corso Duca degli Abruzzi, 2016
5. GANEV E.D., Electric drives for electric green taxiing systems, *IEEE Electrification Magazine*, 2017
6. HEINRICH M.T.E.I., Investigation of regenerative braking on the energy consumption of an electric taxiing system for a single aisle midsize aircraft, *IECON 2014 – 40th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*
7. HEINRICH M.T.E.I., Regenerative braking capability analysis of an electric taxiing system for a single aisle midsize aircraft, *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2015
8. HOSPODKA J., *Electric Taxiing – Taxibot System*, Department of Air Transport, Faculty of Transportation Sciences, Czech Technical University, 2010
9. INIOBONG E., The future of conventional aircraft ground propulsion systems in relation to fuel consumption and CO₂ emission, *International Journal of Thermal and Environmental Engineering*, 2016
10. LEYLEKIAN L., An overview of aircraft noise reduction technologies, *Journal Aerospace Lab.*, 2014
11. MORRIS R., Self-driving aircraft towing vehicles: a preliminary report artificial intelligence for transportation: advice, interactivity and actor modeling, *AIAA*, 2015
12. RAVIZZA S., Aircraft taxi time prediction: comparisons and insights, *Applied Soft Computing*, 2014

¹⁶<https://www.safran-landing-systems.com/systems-equipment/electric-taxiing-0>

13. RE F., Optimal control allocation for electric aircraft taxi systems: a preliminary study, *SAE International*, 2014
14. RE F., Viability and state of the art of environmentally friendly aircraft taxiing systems, *Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS)*, 2012
15. SCHIER M., Electric wheel hub motor for aircraft, *Application International Journal Of Renewable Energy Research, IJRER*, 2015
16. SCHILZ D., Aircraft systems overview – greening of secondary power systems, *1st European Stakeholder Meeting Brussels*, 2009
17. SCHWARZE M.C., Operation and performance evaluation of novel electric-wheel-driven hybrid-electric propulsion systems on standard short range passenger airplanes, *Deutscher Luft und Raumfahrtkongress*, 2013
18. SILLEKENS P.J.A., *Effect of EGTS on Airport Taxi Movements at AAS*, Delft University of Technology, 2015
19. SOEPNEL S.M.L., *Impact of Electric Taxi Systems on Airport Apron Operations and Gate Congestion at AAS*, Delft University of Technology, 2015
20. TEO A., Examination of aircraft electric wheel drive taxiing concept, *SAE International*, 2008
21. VAISHNAV P., Costs and benefits of reducing fuel burn and emissions from taxiing aircraft, low-hanging fruit? *Transportation Reserch Record*, 2004
22. YASHOVARDHAN S.C., Statistical modeling of aircraft takeoff weight, *Twelfth USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar ATM*, 2017

Analysis of the e-Taxi system for passenger aircraft

Is it possible to Taxi-out/Taxi-In a modern passenger airplane in the area of an airport without harmful emissions of greenhouse gases into the atmosphere? It is estimated that the so-called Airfield Emissions generated by aircraft engines and APU in the area of airports is the source of emission of about 20% of GHG (Greenhouse Gases) gases produced by modern aviation.

Taking into account the dynamic growth in the number of passenger air flights in the incoming years, the reduction of greenhouse gas emissions by aviation should be sought mainly in:

- modernization of the existing aviation regulations and aviation procedures;
- implementation of new and modernization of the existing technologies in the field of airframe construction, drive units and on-board systems.

For several years, advanced works have been carried out to equipment modern passenger planes with the electric drive Wheel Tug or Electric Green Taxiing System, a system that enables taxi operations in the area of the airport using electric drives (Electric Assisted Taxi/e-Taxi).

Such a solution will allow for a significant reduction of GHG emissions as well as noise in the areas of airport terminals. It will also help reducing the number of airport vehicles and shorten the duration of airport operations of modern passenger aircraft.

BADANIA SZTYWNOŚCI CIENKOŚCIENNEJ KOMPOZYTOWEJ STRUKTURY SKRZYDŁA SAMOŁOTU BEZZAŁOGOWEGO

RADOSŁAW KOŁODZIEJCZYK, ŁUKASZ ŚWIĘCH

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa

e-mail: rkolodziejczyk@prz.edu.pl; lukasz.swiech@prz.edu.pl

W pracy przedstawiono koncepcję badań sztywności giętnej i skrętnej oraz sposób wyznaczenia środka sił poprzecznych cienkościennej, kompozytowej struktury skrzydła samolotu bezzałogowego TWISST-2. Konstrukcja w pierwszej kolejności poddana została badaniom statycznym umożliwiającym określenie sztywności giętnej i skrętnej struktury. Eksperyment przeprowadzono z wykorzystaniem skanera ARAMIS, opartego na metodzie cyfrowej korelacji obrazu rejestrującego informację ilościową o polu przemieszczeń struktury. Zastosowanie młotka modalnego w fazie wstępnych badań dynamicznych umożliwiło identyfikację częstotliwości i postaci drgań własnych badanego skrzydła. Wyznaczone wielkości są istotne dla oceny zachowania się takiej struktury pod kątem zjawisk aeroelastycznych. Wyniki badań są pomocne w opracowaniu adekwatnego modelu numerycznego, umożliwiającego symulację zachowania się konstrukcji, zarówno w warunkach obciążeń statycznych jak i dynamicznych.

1. Wstęp

Proces racjonalnego projektowania konstrukcji lotniczych wymaga uwzględnienia szeregu oddziaływań, jakim poddawana jest ich struktura nośna w trakcie lotu. Zasadniczym obciążeniem konstrukcji jest rozkład sił i momentów aerodynamicznych, które umożliwiają określenie wartości naprężenia, a co za tym idzie, dają podstawę do wymiarowania wytrzymałościowego.

Uwzględnienie odkształcalności elementów struktury płatowca powoduje zmianę charakteru obciążenia i zobowiązuje do rozpatrzenia wzajemnych relacji pomiędzy oddziaływaniem sił aerodynamicznych, sił bezwładności i reakcji sprężystych opływającego ciała. To wzajemne oddziaływanie nosi nazwę zjawisk aeroelastycznych, w ramach których definiuje się pojęcia prędkości krytycznych, przede wszystkim prędkości dywergencji skrętnej, prędkości rewersu lotki oraz prędkości flutteru. Z racji bezpieczeństwa wykonywania lotów prędkości te powinny być poza zakresem użytkowych prędkości statku powietrznego.

Zjawisko dywergencji skrętnej polega na odkształceniu się (skręceniu) struktury skrzydła pod wpływem sił aerodynamicznych. Odkształcenie to w konsekwencji prowadzi do wzrostu aktualnego kąta natarcia i wzrostu sił powodujących to odkształcenie. Moment skręcający skrzydła kompensowany jest poprzez sztywność skrętną skrzydła, ale tylko w zakresie prędkości poniżej prędkości dywergencji. W efekcie przekroczenie tej prędkości powodować będzie zniszczenie konstrukcji skrzydła. Prędkość tą dla podstawowego modelu można wyrazić następującą zależnością [3]-[5]

$$V_d = \sqrt{\frac{\pi^2 GJ}{2\rho e c^2 b^2 \frac{\partial c_z}{\partial \alpha}}} \quad (1.1)$$

gdzie: GJ – sztywność skrętna, ρ – gęstość powietrza, e – mimośród, odległość środka skręcania od środka aerodynamicznego wyrażona w procentach cięciwy danego przekroju skrzydła, c – cięciwa skrzydła, b – rozpiętość skrzydła, $\partial c_z / \partial \alpha$ – nachylenie liniowej części charakterystyki nośnej skrzydła.

Zjawisko rewersu lotki polega na odkształceniu się skrzydła pod wpływem momentu powstałego przez wychyloną powierzchnię sterową. Konsekwencją tego jest skrócenie skrzydła, które prowadzi w pierwszej kolejności do zmniejszenia efektywności lotki (mniejszy przyrost siły nośnej niż przy skrzydle sztywnym), poprzez zerową skuteczność steru aż do jego odwrotnego działania. Prędkość krytyczną rewersu definiuje się jako tą, przy której skuteczność steru jest zerowa. Można ją wyrazić następującą zależnością [2]-[5]

$$V_r = \sqrt{\frac{-K \frac{\partial C_z}{\partial \xi}}{\frac{1}{2} \rho S c \frac{\partial C_{m,0}}{\partial \xi} \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}}}$$
 (1.2)

gdzie: K – sztywność skrętna skrzydła, $\partial C_z / \partial \xi$ – przyrost współczynnika siły nośnej w funkcji przyrostu kąta wychylenia lotki, $\partial C_{m,0} / \partial \xi$ – przyrost współczynnika momentu aerodynamicznego w funkcji przyrostu kąta wychylenia lotki.

Oba te zjawiska należą do zjawisk aeroelastyczności statycznej, a więc wynikają z wzajemnego oddziaływania sił sprężystych i aerodynamicznych. W ramach aeroelastyczności dynamicznej, czyli takiej, w której uwzględnić należy również siły bezwładności, rozpatruje się prędkość krytyczną flutteru. Flutter jest to dynamiczna niestabilność struktury znajdującej się w przepływie płynu, spowodowana dodatnim sprzężeniem zwrotnym między odkształceniem ciała a siłą wywieraną przez przepływ płynu. Flutter można przedstawić w zapisie macierzowym jako [3], [7], [8]

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{A}\mathbf{x}$$
 (1.3)

gdzie: \mathbf{M} – macierz bezwładności, \mathbf{C} – macierz tłumienia, \mathbf{K} – macierz sztywności, \mathbf{A} – macierz sił aerodynamicznych.

Wspomniane wyżej prędkości krytyczne w dużej mierze zależne są od cech sztywnościowych konstrukcji, takich jak sztywność skrętna i giętą oraz położenia środka sił poprzecznych.

Mając na uwadze powyższe oraz fakt, iż w technice lotniczej coraz szerzej wykorzystywane są struktury kompozytowe mające kierunkowane właściwości mechaniczne, aktualnym pozostaje zagadnienie identyfikacji cech sztywnościowych struktur wykonywanych w tej technologii [1], [6].

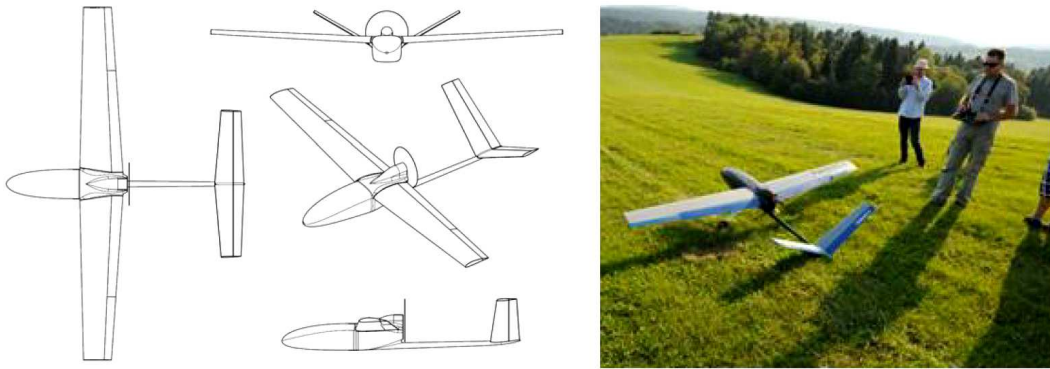
2. Cel i zakres pracy

Celem badań było opracowanie metodyki wyznaczania parametrów sztywnościowych cienkościennych struktur kompozytowych. Badania prowadzone były pod kątem identyfikacji wielkości istotnych z punktu widzenia zjawisk aeroelastycznych. Z racji wczesnego etapu prac badania ograniczono do zagadnień aeroelastyczności statycznej. Wykorzystując trzy metody pomiarowe, wyznaczono położenie środka sił poprzecznych oraz sztywność giętą i skrętną badanej struktury.

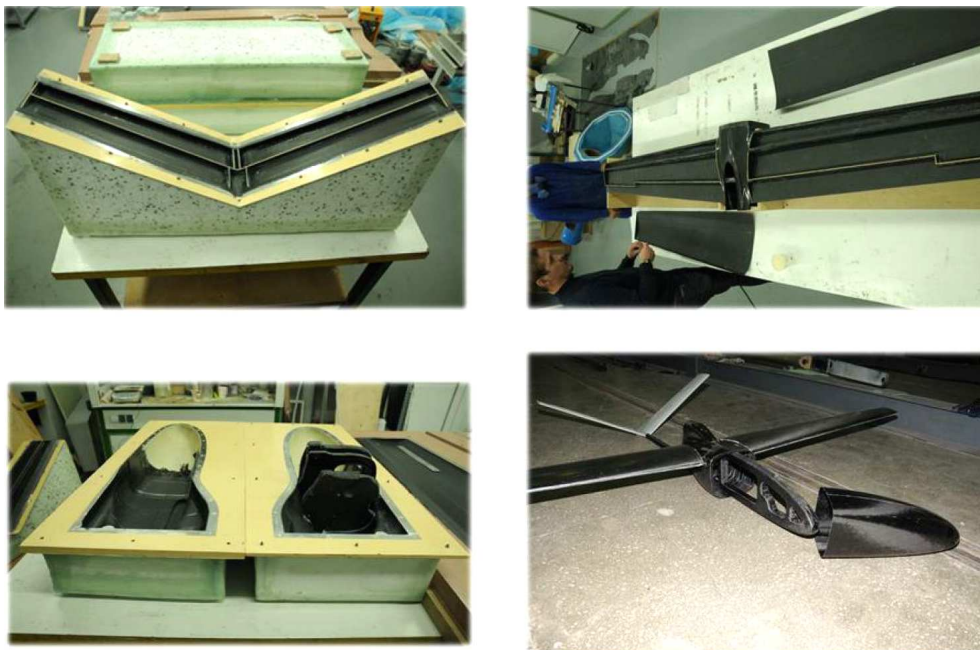
3. Obiekt badań

W badaniach wykorzystano skrzydło samolotu bezzałogowego TWISST-2 zaprojektowanego oraz wykonanego w Katedrze Samolotów i Silników Lotniczych Politechniki Rzeszowskiej.

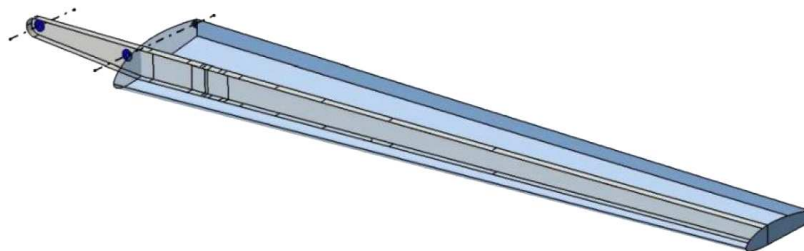
Badane skrzydło stanowiło półskorupową strukturę cienkościenną wykonaną w całości z kompozytu węglowego. Na układ wytrzymałościowy skrzydła składa się dźwigar wzmocniony pasami wykonanymi z rowingu, ścianka tylna (będąca zawieszeniem klapy i lotki), dwa żebra zamykające oraz pracujące pokrycie przekładkowe tworzące z pozostałymi elementami strukturę dwuobwodową. W trakcie badań skrzydło nie posiadało lotki i klapy.



Rys. 1. Widok ogólny BSP TWISST-2



Rys. 2. Technologia produkcji samolotu bezałogowego TWISST-2



Rys. 3. Model CAD przedstawiający strukturę badanego skrzydła

4. Badania doświadczalne

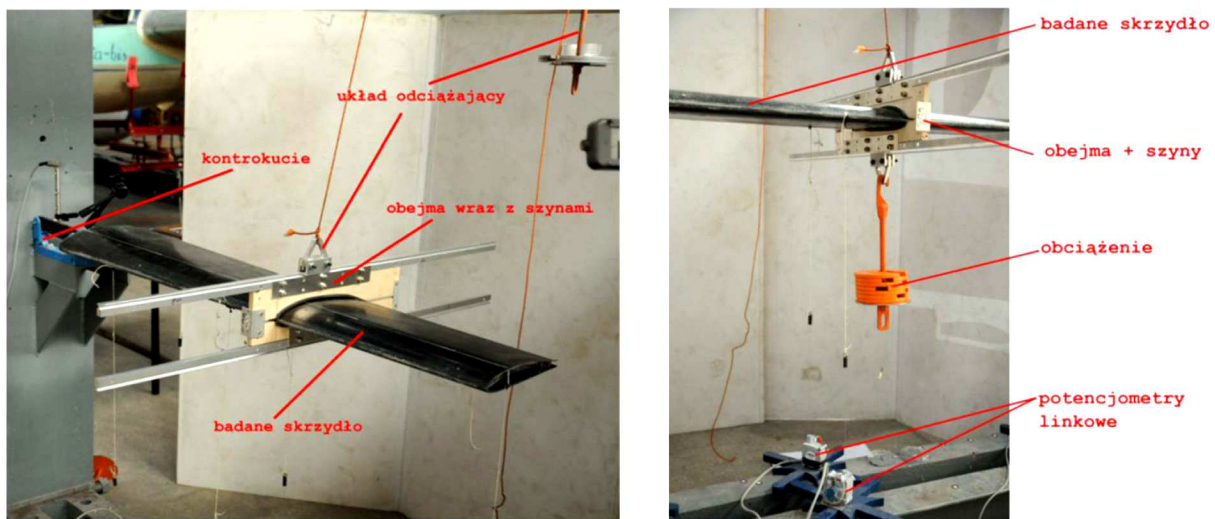
4.1. Pomiar położenia SSP

Pierwszy etap badań stanowiły prace mające na celu określenie położenia środka sił poprzecznych. W ramach tego etapu posłużono się trzema metodami pomiarowymi: potencjometrami linowymi, skanerem optycznym ARAMIS oraz młotkiem modalnym. Wyniki przeprowadzonych badań wykorzystane zostały również do określenia sztywności skrętnej skrzydła.

Tabela 1. Podstawowe dane geometryczne i masowe badanego skrzydła

Parametr	Oznaczenie	Wartość
Rozpiętość połowiczna	$b/2$	1.21 m
Powierzchnia połowiczna	$S/2$	0.23 m ²
Wydłużenie	Λ	6.37
Zbieżność	τ	0.62
Masa	m_s	579.8 g

W trakcie badań skrzydło zostało zamocowane w kontrokuciu symulującym warunki podparcia w kadłubie. Obciążenie skrzydła momentem skręcającym realizowano w sposób grawitacyjny poprzez obejmę przedstawioną na rys. 4. Górna prowadnica obejmę (szyna) umożliwiała odciążenie układu, tj. niwelację masy obejmę. Stanowisko badawcze umieszczono w klatce wytrzymałościowej laboratorium badań konstrukcji lotniczych KSiSL.



Rys. 4. Badane skrzydło z przedstawionym sposobem obciążania

4.1.1. Pomiar z wykorzystaniem potencjometrów linkowych

Pierwsza z wykorzystanych metod pomiarowych oparta została o różnicowy pomiar ugięcia skrzydła w wybranym przekroju. Do jego dolnej powierzchni, w przekroju odległym o 650 mm od okucia, przyklejono linki potencjometrów. Schemat ideowy stanowiska przedstawiono na rys. 5.

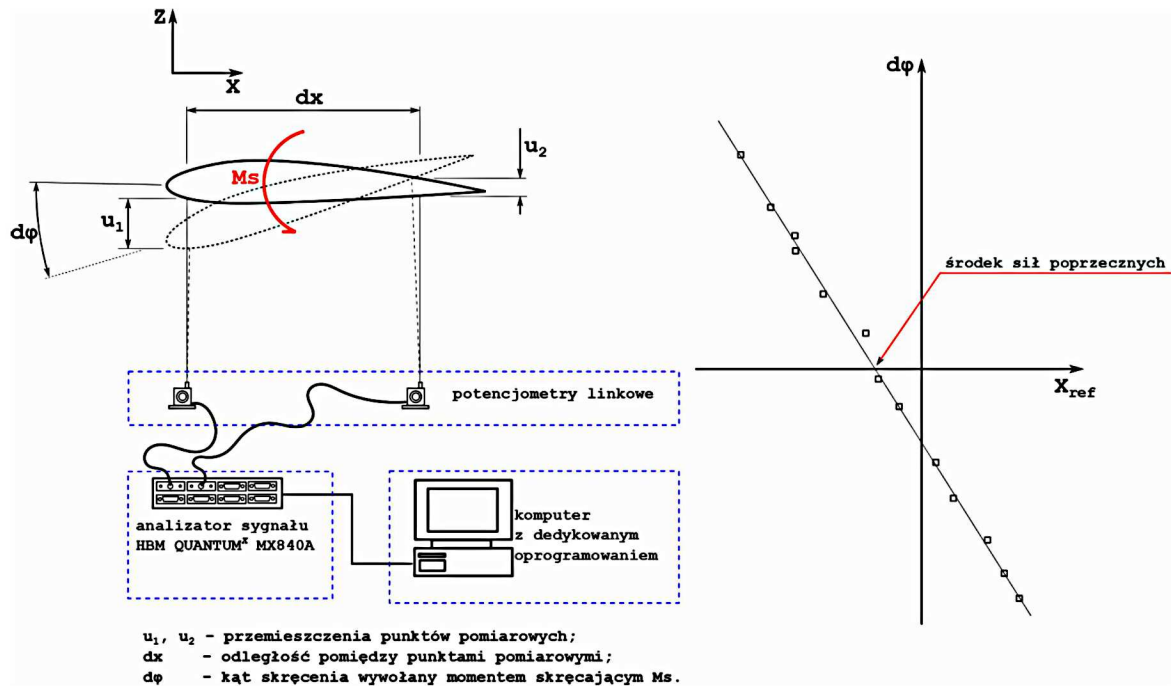
Kąt skręcenia określano na podstawie zależności (oznaczenia z rys. 5)

$$d\varphi = \operatorname{tg}^{-1} \frac{u_2 - u_1}{dx} \quad (4.1)$$

Przy wykonywaniu pomiarów każdorazowo zmieniano miejsce działania siły obciążającej względem położenia referencyjnego, w rezultacie zmieniając wartość momentu skręcającego. Poprzez określenie zależności pomiędzy miejscem przyłożonego obciążenia oraz kątem skręcenia możliwym stało się określenie położenie środka sił poprzecznych. Metodykę takiego podejścia przedstawiono na rys. 4.

4.1.2. Pomiar z wykorzystaniem skanera optycznego ARAMIS

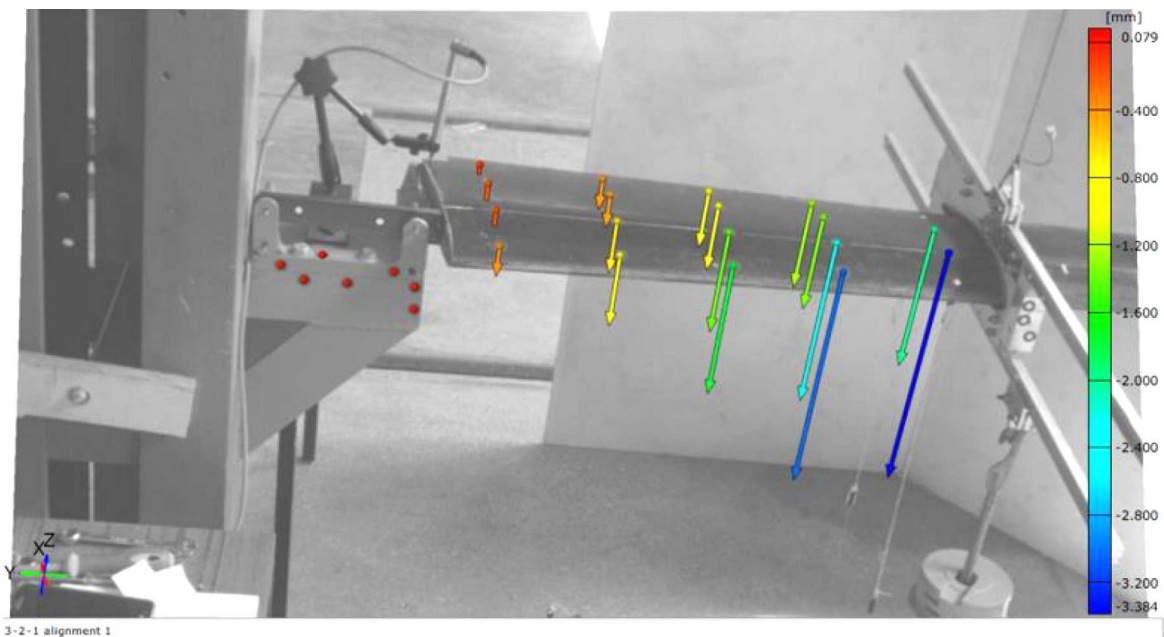
Działanie skanera optycznego ARAMIS firmy GOM GmbH oparte jest na przestrzennych pomiarach fotogrametrycznych [9]. Na badany element przykleja się punkty pomiarowe, a następnie wykonuje serię zdjęć obiektu w kolejnych etapach obciążenia. Oprogramowanie skanera



Rys. 5. Schemat stanowiska do wyznaczania środka sił poprzecznych oraz sposób określania środka sił poprzecznych

przyjmuje pierwsze zdjęcie jako etap referencyjny i z wykorzystaniem metody korelacji obrazu wyznacza przestrzenne położenie punktów pomiarowych. Procedura wyznaczania współrzędnych punktów powtarzana jest w kolejnych etapach badania, co w efekcie umożliwia określenie dla nich wektorów przemieszczeń.

Interpretacja uzyskanych wyników pozwoliła na wyznaczenie linii środków sił poprzecznych w pięciu przekrojach wzdłuż rozpiętości skrzydła.



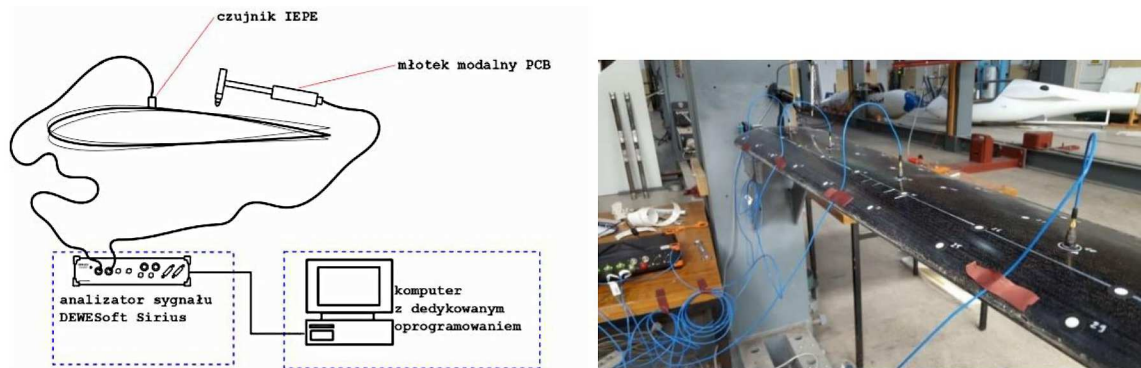
Rys. 6. Wektory przemieszczeń punktów pomiarowych zarejestrowane w trakcie próby z wykorzystaniem skanera ARAMIS

Znajomość kątów skręcenia dla poszczególnych przekrojów umożliwiła również na wyznaczenie rozkładu sztywności skrętnej skrzydła korzystając z formuły

$$GI_0 = \frac{M_s l}{\varphi} \quad (4.2)$$

4.1.3. Pomiar z wykorzystaniem młotka modalnego

Trzecia z zastosowanych metod oparta została o analizę modalną. Próba została wykonana przy użyciu młotka modalnego PCB Piezotronics oraz metody FRF (Frequency Response Function). Metoda ta polega na wzbudzeniu konstrukcji w zdefiniowanych miejscach za pomocą młotka z zabudowanym w głowicy czujnikiem siły. Jednocześnie na badanej strukturze naklejony jest przyspieszeniomierz mierzący odpowiedź struktury na zadane przez młotek wymuszenie. Poprzez określenie korelacji pomiędzy zadanim wymuszeniem a odpowiedzią układu określić można częstości drgań własnych oraz ich postaci. Aparatura pomiarowa składała się z analizatora sygnału z dedykowanym oprogramowaniem, młotka modalnego, komputera oraz czterech przyspieszeniomierzy. Schemat badania przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Schemat stanowiska do analizy modalnej oraz badane skrzydło z naklejonymi przyspieszeniomierzami i punktami wzbudzenia struktury

Wyznaczone eksperymentalnie postaci drgań własnych umożliwiły określenie linii węzłów poszczególnych postaci. Analiza postaci skrętnej dawała możliwość zdefiniowania linii środków sił poprzecznych badanego elementu.

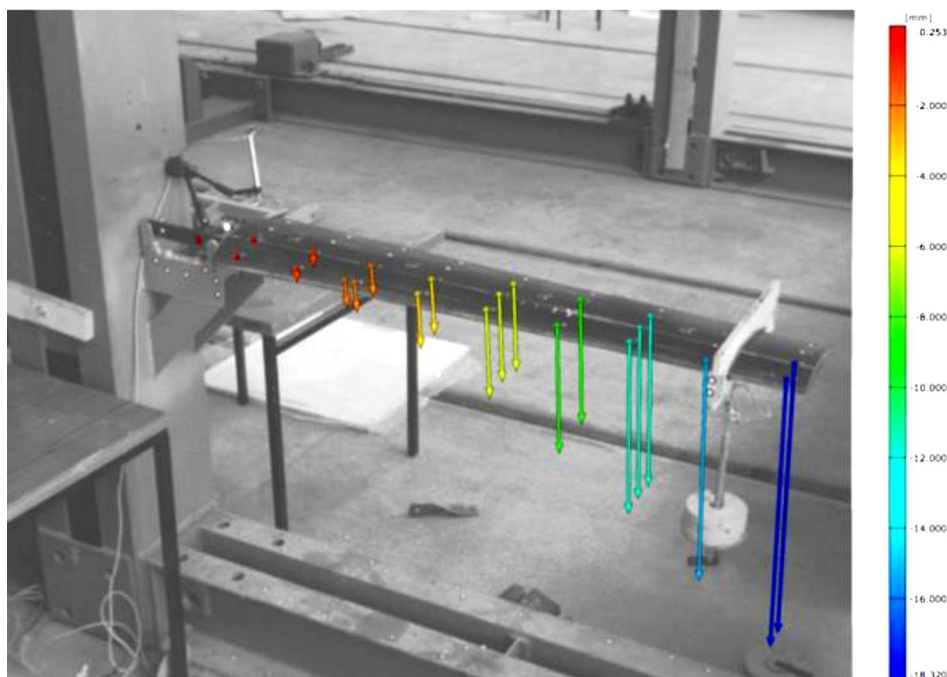
4.2. Badania sztywności giętej

Skrzydło zostało obciążone punktowo w próbie statycznej w różnych jego przekrojach. Na podstawie analizy zarejestrowanych deformacji (rys. 8) określono linie ugięcia skrzydła oraz jej krzywiznę. Pozwoliło to przy znanym momencie gnącym skrzydła wynikającym z przyłożonego obciążenia, wyznaczyć sztywność giętą wzdłuż rozpiętości.

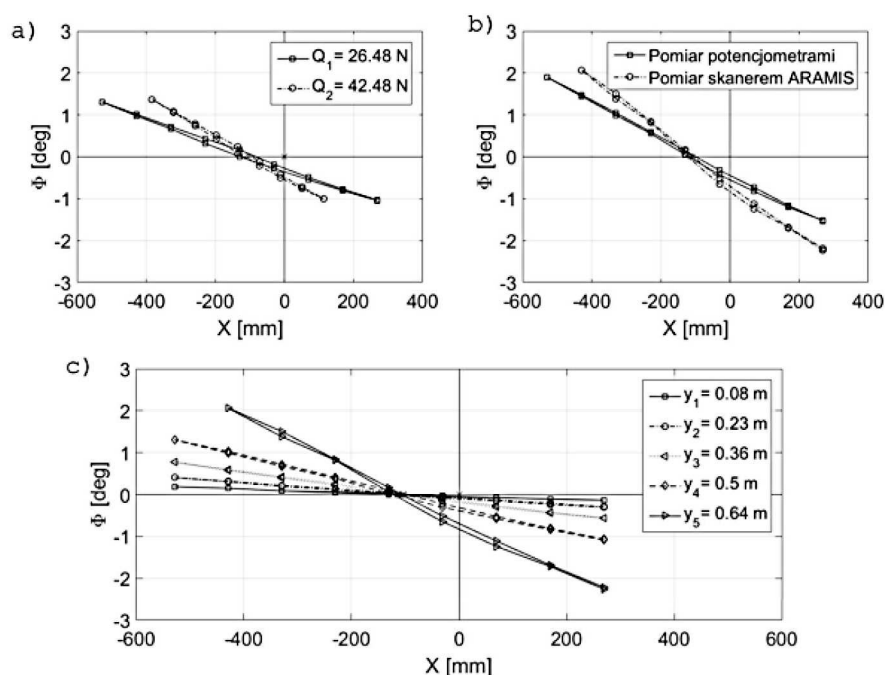
5. Analiza wyników

5.1. Położenie SSP

Uzyskane w wyniku badań rezultaty poddano obróbce i analizie z wykorzystaniem oprogramowania MATLAB. Na rys. 9a zobrazowano zmianę kąta skręcenia skrzydła dla zmiennych ramion przyłożonego obciążenia oraz dwóch różnych wypadkowych sił obciążających (26,48 N i 42,48 N). Pomiaru dokonano potencjometrami linkowymi. W rezultacie otrzymano dwa przebiegi zmiany kąta w funkcji ramienia przyłożonej siły. Nachylenie przebiegów zależne jest od przyłożonego obciążenia.



Rys. 8. Ugięcia zmierzone za pomocą skanera ARAMIS



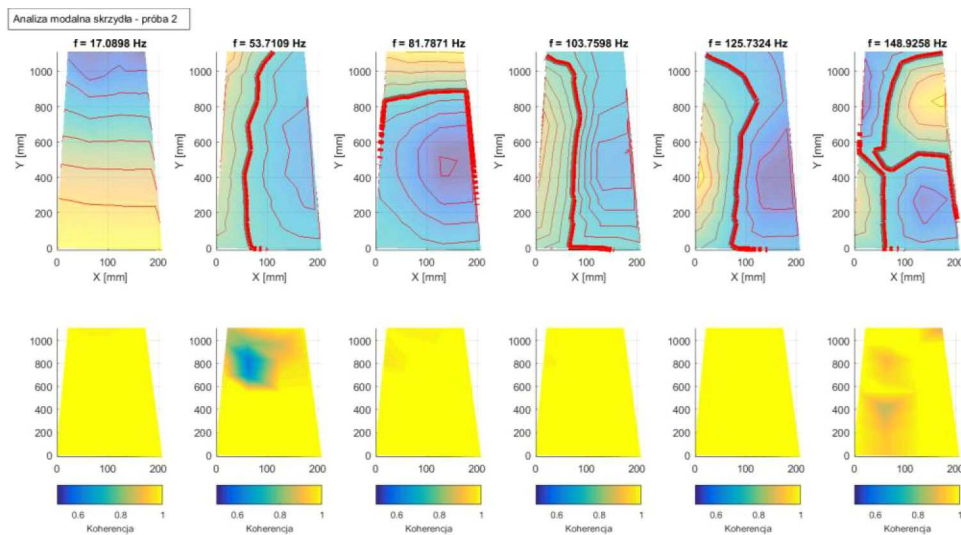
Rys. 9. Wyniki pomiarów kąta skręcenia przy użyciu: (a) potencjometrów dla różnych obciążeń, (b) potencjometrów oraz skanera ARAMIS – porównanie, (c) skanera ARAMIS dla pięciu cięciw skrzydła

Różnica pomiędzy wyznaczonymi położeniami środka sił poprzecznych (SSP) wyniosła 3% cięciwy skrzydła w badanym przekroju.

Na rys. 9b przedstawiono porównanie pomiarów skanerem ARAMIS z pomiarami przy użyciu potencjometrów. Uzyskana różnica położenia SSP pomiędzy tymi dwiema metodami wyniosła 2,26% cięciwy.

Wykres na rys. 9c obrazuje zmianę kąta skręcenia skrzydła dla zmiennych ramion przyłożonego obciążenia w pięciu cięciwach. Pomiar został wykonany skanerem ARAMIS. Wędrówka położenia SSP wzdłuż rozpiętości dla wszystkich badanych cięciw wynosi 15 mm, co stanowi 7,8% średniej cięciwy geometrycznej skrzydła.

Wyniki analizy dynamicznej zostały podobnie jak poprzednio przeanalizowane z wykorzystaniem oprogramowania MATLAB (rys. 10). Poprzez wyznaczenie części urojonej transformaty Fourier'a pomiędzy sygnałem wejściowym (wzbudzeniem) a odpowiedzią struktury określono położenie węzłów poszczególnych postaci drgań. Tworząc linię węzłów poszczególnych postaci, możliwym stało się zidentyfikowanie położenia SSP dla postaci skrętnej i giętno-skrętnej. Postaci te wystąpiły odpowiednio dla częstotliwości 53,7 Hz oraz 148,9 Hz. Jednocześnie określono koherencję sygnałów wejściowego i wyjściowego, tj. wzbudzenia i odpowiedzi struktury. Koherencja jest miarą ważności uzyskanych wyników. Niski poziom koherencji, przykładowo dla częstotliwości skrętnej na rys. 10, w obszarze końcówki skrzydła, świadczy że wynik ten nie jest reprezentatywny. Obszary o niskiej koherencji zostały pominięte w analizie.



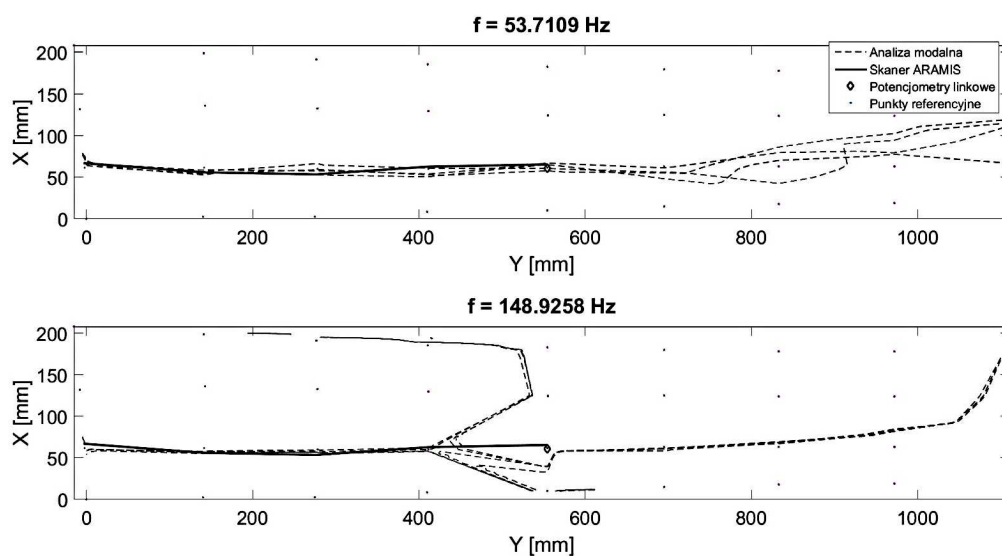
Rys. 10. Linie węzłów dla poszczególnych postaci drgań (linia czerwona, górna część rysunku) oraz koherencja (dolna część rysunku)

Sprowadzenie wszystkich wyznaczonych środków sił poprzecznych (z trzech metod) do wspólnego układu odniesienia pozwoliło na jakościową i ilościową ocenę różnic pomiędzy ich położeniami. Przedstawiono to odpowiednio na rys. 11 i w tabeli 2, gdzie: Y – współrzędna mierzona po rozpiętości skrzydła, definiująca położenie poszczególnych badanych przekrojów, X_P – położenie środka sił poprzecznych wyznaczone potencjometrami linkowymi, X_A – położenie środka sił poprzecznych wyznaczone skanerem ARAMIS, X_{m_1} - X_{m_4} – położenie środka sił poprzecznych wyznaczone przy użyciu młotka modalnego, X_{min} – skrajnie przednie położenie SSP w danym przekroju, X_{max} – skrajnie tylne położenie SSP w danym przekroju, dX – różnica skrajnych położen SSP, dX/c – względna różnica skrajnych położen SSP wyrażona w procentach cięciwy w danym przekroju.

5.2. Sztywność giętna i skrętna

Pomiary z wykorzystaniem skanera ARAMIS umożliwiły, na podstawie wyników próby zginania skrzydła, określenie promienia krzywizny linii ugięcia w punktach pomiarowych (rys. 12) oraz sztywności giętnej według zależności

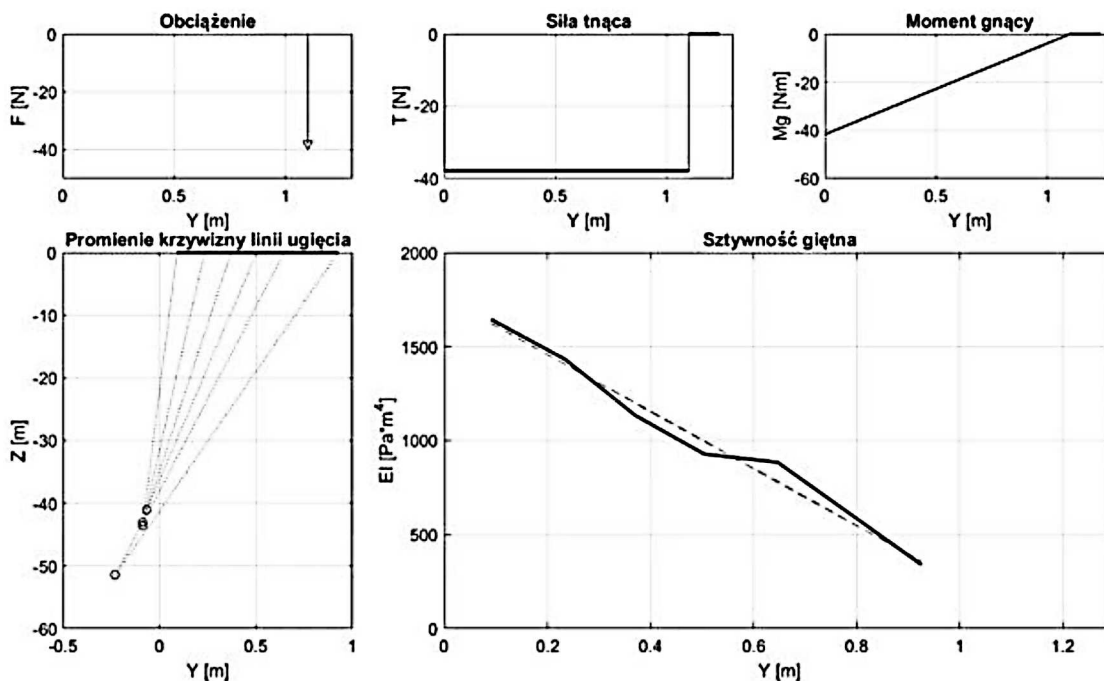
$$EI = M_g \rho \quad (5.1)$$



Rys. 11. Porównanie wyznaczonych środków sił poprzecznych dla trzech metod

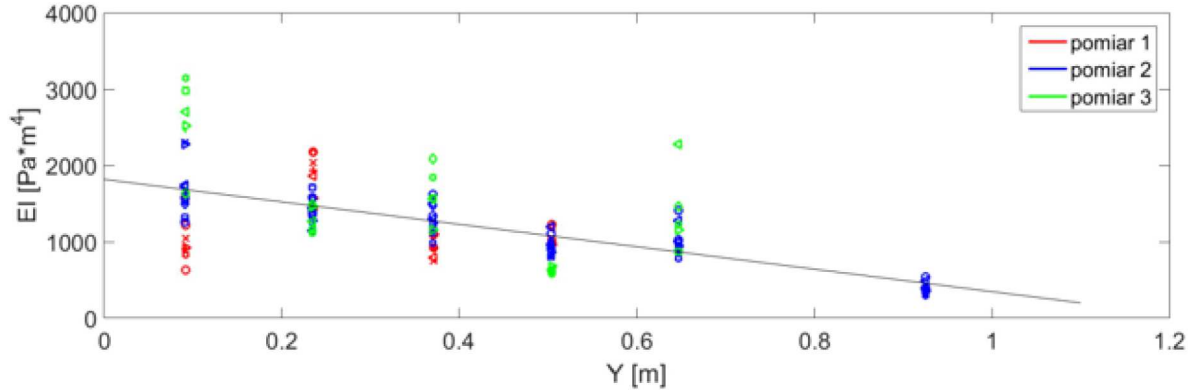
Tabela 2. Ilościowe porównanie uzyskanych położenia środka sił poprzecznych

Y [mm]	X_P [m]	X_A [m]	X_{m_1} [m]	X_{m_2} [m]	X_{m_3} [m]	X_{m_4} [m]	X_{min} [m]	X_{max} [m]	dX [m]	dX/c [%]
0	–	67.02	68.03	67.97	66.46	–	66.46	68.03	1.57	0.66
141.54	–	55.96	56.69	58.69	52.89	54.04	52.89	58.69	5.79	2.54
276.89	–	53.49	66.35	57.70	59.00	52.79	52.79	66.35	13.56	6.28
410.84	–	62.80	60.99	54.08	52.98	50.61	50.61	62.80	12.18	5.97
554.71	61.15	65.50	60.64	67.16	57.76	65.21	57.76	67.16	9.41	4.90



Rys. 12. Etapy wyznaczania sztywności giętej wzdłuż rozpiętości skrzydła

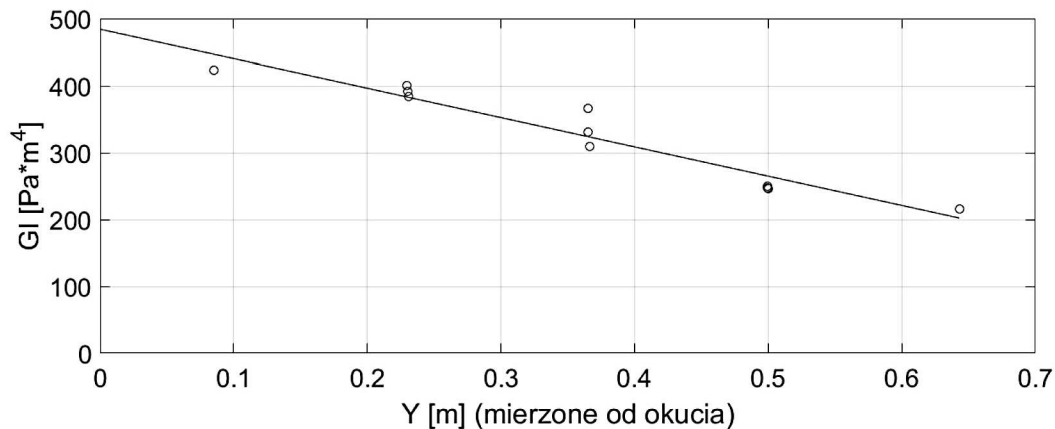
Na wykresie na rys. 13 przedstawiono kolejne etapy analizy wyników obejmujące wyznaczenie momentu gnącego działającego w poszczególnych przekrojach skrzydła, promień krzywizny linii ugięcia oraz zaznaczono zmierzoną sztywność (linia ciągła) oraz linię regresji dla zmiany sztywności wzdłuż rozpiętości.



Rys. 13. Sztywność giętna wyznaczona w próbach

Wyznaczona sztywność giętna skrzydła maleje wzdłuż rozpiętości, co jest wynikiem zmiany przekroju dźwigara. Wraz z rozpiętością, mierząc od nasady skrzydła zmniejsza się wysokość dźwigara oraz grubość jego pasów.

Sztywność skrętną określono z pomiarów, które dokonano w celu wyznaczenia środka sił poprzecznych. Znając geometrię układu oraz przyłożone obciążenie, wyznaczono wypadkowy moment skręcający. Przy znajomości kąta skręcenia, wyznaczonego jak to opisano wcześniej, określono wielkość sztywności skrętnej. Wynik pomiarów przedstawiono na rys. 14.



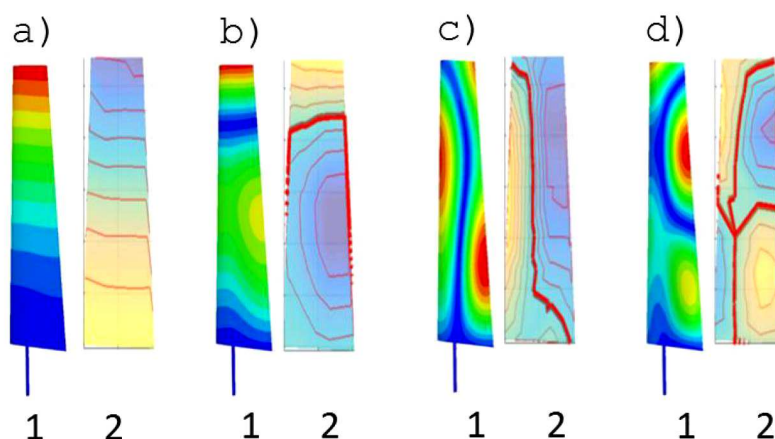
Rys. 14. Sztywność skrętna wyznaczona w próbie z zastosowaniem skanera ARAMIS

6. Podsumowanie

W pracy przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych, które miały na celu wyznaczenie parametrów wytrzymałościowych skrzydła kompozytowego istotnych pod kątem zjawisk aeroelastycznych, tj. położenia SSP oraz sztywności giętnej i skrętnej. Zasadniczym celem badań było wypracowanie metodyki pomiarów doświadczalnych oraz ocena przydatności wykorzystanej aparatury.

Pomiary położenia SSP trzema zastosowanymi metodami doprowadziły do porównywalnych rezultatów. Na tym tle szczególnie obiecującym wydaje się wykorzystanie młotka modalnego. Metoda ta jest najprostszą w realizacji i najszybszą z przedstawionych, ponadto umożliwia w tym samym pomiarze na wyznaczenie postaci i częstości własnych badanej struktury.

W ramach badań przeprowadzono również wstępne analizy dynamiczne skrzydła w ujęciu MES. Na rys. 15 zaprezentowano jakościowe porównanie powierzchni ugięcia skrzydła uzyskane na drodze analiz numerycznych i będących wynikiem badań eksperymentalnych z wykorzystaniem młotka modalnego.



Rys. 15. Konfrontacja wyników doświadczalnych (2) ze wstępną analizą MES (1) dla: (a) I postaci giętej, (b) II postaci giętej, (c) postaci skrętnej, (d) postaci gięto-skrętnej

Krytycznie należy się odnieść do pomiarów zmierzających do wyznaczenia sztywności giętej i skrętnej badanego skrzydła. Badania prowadzono z zastosowaniem nowoczesnego narzędzia pomiarowego, jakim jest skaner optyczny ARAMIS, którego dokładność wyznaczania przemieszczeń ocenia się na $\pm 0,05$ mm. Otrzymane rezultaty, w ujęciu jakościowym, zgodne są z przewidywaniami, jednak cechują się znacznym rozrzutem wartości w poszczególnych przekrojach pomiarowych. Fakt ten spowodowany jest prawdopodobnie niepoprawnym wyborem umiejscowienia punktów pomiarowych na powierzchni pokrycia, które może w trakcie obciążenia doznawać lokalnych deformacji, odmiennych od globalnego zachowania się struktury. Dodatkowo, z uwagi na wspomnianą dokładność pomiaru, istotny wpływ na uzyskiwane wyniki może mieć również niedostateczna sztywność mocowania skrzydła w trakcie przeprowadzonych prób.

Z uwagi na powyższe problemy, w dalszej kolejności prowadzone będą badania nad uproszczonymi geometrycznie strukturami, które obarczone mniejszymi błędami technologicznymi umożliwią jednoznacznie ocenę przydatności metod optycznych, takich jak skaner ARAMIS.

Bibliografia

1. ABBAS M.K., NEGM H.M., ELSHAFEI M.A., Flutter and divergence characteristics of composite plate wing, *International Journal of Engineering and Innovative Technology*, 2014, 4, 2
2. BROADBENT E.G., MANSFIELD O., *Aileron Reversal and Wing Divergence of Swept Wings*, London, Ministry of Supply – Aeronautical Research Council (ARC), 1954
3. BISPLINGHOFF R.L., ASHLEY H., HALFMAN R.L., *Aeroelasticity*, New York, Dover Publications, Inc., 1996
4. DOWELL E.H., *A Modern Course in Aeroelasticity*, New York, Kluwer Academic Publishers, 2005
5. FUNG Y.C., *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*, New York, Dover Publications, Inc., 1993

6. MASJEDI PEDRAM K., OVESY H.R., Aeroelastic instability of composite wings by the consideration of different structural constitutive assumptions, *Journal of Fluids and Structures*, 2014, **49**.
7. THEODORSEN T., *General Theory of Aerodynamic Instability and The Mechanism of Flutter*, NACA, 1934, Report No. 496
8. WILTS C.H., *Incompressible Flutter Characteristics of Representative Aircraft Wing*, NACA, 1957, Report 1390
9. ARAMIS: User manual, GOM mbH, 2010

W pracy wykorzystano wyniki projektu LIDER/011/443/L-4/12/NCBR/2013 z dnia 01.10.2013 roku finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w Warszawie, w ramach konkursu LIDER IV.

Rigidity tests of a thin-walled composite wing structure of an unmanned aerial vehicle

The paper presents the concept of flexural and torsional stiffness tests and the method of determination of the center of twist in the thin-walled composite wing structure of the unmanned aerial vehicle TWISST-2. The construction was first subjected to static tests enabling the determination of the flexible and torsional structure rigidity. The experiment was carried out using the ARAMIS scanner, based on the digital image correlation method that records quantitative information about the field of structure displacement. The use of a modal hammer in the phase of preliminary dynamic tests made it possible to identify the frequency and mode shape of natural vibrations of the tested wing. The results of tests are important for assessing the behavior of such a structure in terms of aeroelastic phenomena. The results of the research are helpful in developing an adequate numerical model that allows simulation of the behavior of the structure, both under static and dynamic loads.

ZASTOSOWANIE PAMIĘCI PRZENOŚNEJ USB DO ODCZYTU REJESTRATORA PARAMETRÓW LOTU

PRZEMYSŁAW KORDOWSKI, MACIEJ JÓŻKO, MIROSLAW NOWAKOWSKI, ANDRZEJ J. PANAS

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: przemyslaw.kordowski@itwl.pl; maciej.jozko@itwl.pl; mirosław.nowakowski@itwl.pl; andrzej.panas@itwl.pl

System rejestracji parametrów lotu składa się z kilku zasadniczych elementów. Należą do nich między innymi: rejestratory katastroficzny i eksploatacyjny oraz urządzenie lub aplikacja do deszyfracji i analizy parametrów lotu. Jeżeli użytkownik kontroluje sprawność statku powietrznego przed każdym lotem, to istnieje potrzeba częstego wczytywania danych z rejestratora eksploatacyjnego. Dynamiczny rozwój układów półprzewodnikowych pozwala na wprowadzanie nowych rozwiązań usprawniających i przyspieszających cały proces. Rozwijana koncepcja zakłada użycie powszechnie używanych pamięci półprzewodnikowych USB do wczytywania danych z rejestratora eksploatacyjnego. Prototyp rejestratora jest zbudowany w oparciu o mikrokontroler architektury ARM Cortex M0+. Jako nośniki danych zastosowano pamięć półprzewodnikową oraz ferrytową. W artykule przedstawiono porównanie różnych sposobów przenoszenia zawartości pamięci rejestratorów parametrów lotu do urządzenia deszyfrującego, główne założenia opracowywanego urządzenia oraz wstępny projekt rejestratora szybkiego dostępu wyposażonego w złącze USB. Treść referatu jest oparta o doświadczenia pozyskane podczas procesu projektowania oraz eksploatacji systemów rejestracji parametrów lotu w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

Słowa kluczowe: FDR, rejestrator parametrów lotu, rejestrator szybkiego dostępu, pamięć USB, eksploatacja, bezpieczeństwo lotów

1. Metody przenoszenia zawartości pamięci rejestratora parametrów lotu do urządzenia deszyfrującego

Rejestratory parametrów lotu potrafią zapisywać i przechowywać znaczące ilości danych. W procesie eksploatacji takich urządzeń powstaje potrzeba wielokrotnego odczytywania pamięci rejestratora celem dalszej analizy. Analiza odbywa się za pomocą specjalistycznego oprogramowania zainstalowanego na komputerze przenośnym lub stacjonarnym. Największą liczbę procesów odczytu pamięci można zaobserwować na przykładzie rejestratora szybkiego dostępu (rejestratora eksploatacyjnego)[1]. Analiza danych z takiego rejestratora często odbywa się przed każdym lotem statku powietrznego. Szybkość i prostota wykonania procesu odczytu i przeniesienia danych do dalszej analizy wydaje się być w tym przypadku niezwykle istotna. Kolejnym aspektem branym pod uwagę jest odległość pomiędzy miejscem analizy parametrów lotu a miejscem, w którym dokonywany jest odczyt danych.

Można wyróżnić kilka klasyfikacji rejestratorów parametrów lotu w aspekcie odczytu i przechowywania danych. Pierwsza z nich odnosi się do umiejscowienia modułu pamięci podczas odczytu. Wyróżniamy:

- moduł pamięci umocowany stale na statku powietrznym,
- moduł pamięci demontowany do odczytu.

Niektóre rejestratory można zakwalifikować do obu powyższych kategorii. Przykładem jest rejestrator katastroficzny S2-3a, który jest na stałe przymocowany do konstrukcji płatowca.

W tym przypadku można wykonać odczyt zarówno bezpośrednio na statku powietrznym, jak i po wcześniejszym demontażu urządzenia. Należy zwrócić uwagę, że dla modułów demontowanych niewralgicznym elementem jest złącze, które musi być odporne na wszelkie warunki panujące podczas lotu, jak również charakteryzować się wysoką odpornością na wielokrotne odłączanie i przyłączanie.

Następnie rejestratory można podzielić pod względem rodzaju interfejsu komunikacyjnego do zgrywania danych:

- interfejs standardowy,
- interfejs dedykowany.

Do interfejsów standardowych można zaliczyć magistrale i interfejsy, w które są wyposażone współczesne platformy komputerowe, np. USB, Ethernet. Natomiast do interfejsów dedykowanych należy przyporządkować moduły pamięci, do których odczytu będą potrzebne dodatkowe urządzenia dostarczone przez producenta. Na rysunku 1 został przedstawiony przykładowy rejestrator eksploatacyjny wyposażony w standardowy nośnik pamięci demontowany do odczytu. Niezaprzeczną zaletą takiego rozwiązania jest możliwość eksploatacji większej ilości powszechnie dostępnych nośników pamięci. Należy zwrócić uwagę, że w przypadku uszkodzenia złącza karty pamięci zapis lotu nie będzie możliwy. W przypadku częstego odczytywania danych z rejestratora istnieje takie ryzyko.



Rys. 1. Rejestrator eksploatacyjny MQAR L3 Aviation[2]

2. Założenia projektu rejestratora szybkiego dostępu

System S2-3a opracowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych został wprowadzony do użytkowania na ponad 200 statkach powietrznych różnych typów. Zaistniała potrzeba opracowania zminiaturyzowanego rejestratora szybkiego dostępu kompatybilnego z dotychczasowymi rozwiązaniami [3]. Rejestrator eksploatacyjny systemu S2-3a możemy scharakteryzować jako demontowany moduł pamięci z dedykowanym interfejsem odczytowym. W zależności od typu statku powietrznego kasecia eksploatacyjna jest zamontowana w bloku akwizycji lub w kieszeni przytwierdzonej do statku powietrznego. Podczas wstępnych rozważań okazało się, że nie jest możliwe zmniejszenie kasecicy do zadowalających rozmiarów, zachowując dotychczasowy sposób mocowania. Została podjęta decyzja, aby nowy rejestrator eksploatacyjny był na stałe przytwierdzony do statku powietrznego. Pozwoli to na redukcję rozmiarów przez zastosowanie standardowego złącza lotniczego oraz rezygnację z osadzania kasecicy w dedykowanej kieszeni. Zastosowanie złącza identycznego jak w kasecicy ochronnej zapewni kompatybilność wsteczną z urządzeniami odczytowymi wprowadzonymi do eksploatacji. Dedykowane kasecicy charakteryzują się pojemnością 16 MB pamięci. Założono, że nowy rejestrator powinien posiadać od

32 MB do 64 MB pamięci. Pozwoli to na osiągnięcie zadowalającego czasu zapisu oraz umożliwi ewentualnie zwiększenie ilości rejestrowanych parametrów. W przypadku podłączenia za pomocą istniejącego interfejsu dedykowanego prędkość transmisji jest ograniczona do około 100 KB/s. Aby przyspieszyć ten proces, postanowiono zastosować interfejs USB 2.0 w trybie High Speed, który pozwala na odczyt z prędkością około 60 MB/s. Na rysunku 2 przedstawiono porównanie gabarytów kaset systemu S2-3a oraz modelu nowej kasy eksploatacyjnej. Od lewej rejestrator parametrów lotu (kaseeta ochronna), rejestrator szybkiego dostępu (kaseeta eksploatacyjna), model opracowywanego rejestratora eksploatacyjnego.

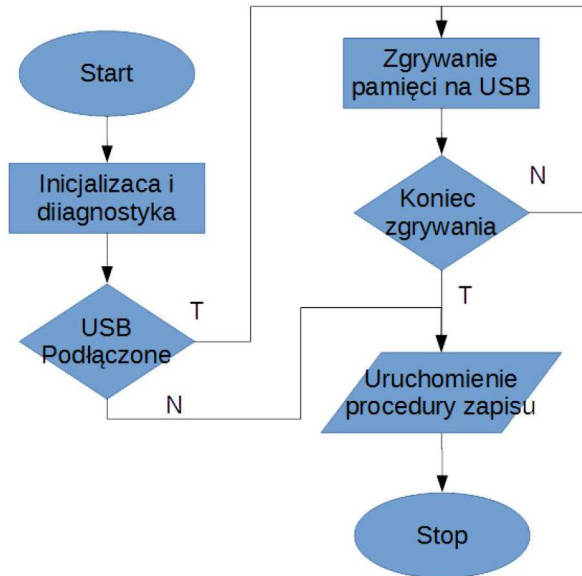


Rys. 2. Rejestratory systemu S2-3a oraz model nowego rejestratora

3. Projekt wstępny rejestratora szybkiego dostępu

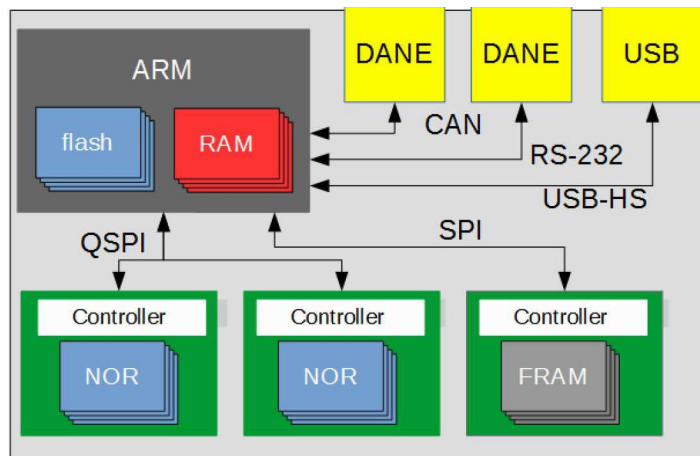
Rejestrator eksploatacyjny to urządzenie, które zapisuje dane przychodzące z bloku akwizycji oraz umożliwia ich odczyt celem późniejszej analizy. W odróżnieniu od rejestratora parametrów lotu nie jest zabezpieczony na skutek ewentualnej katastrofy, natomiast musi się charakteryzować łatwością zgrywania danych. Odczyt danych następuje podczas inicjalizacji pracy rejestratora. Użytkownik umieszcza nośnik pamięci USB w rejestratorze, po czym podaje zasilanie do systemu. Całość danych zostaje skopiowana automatycznie do podłączonego nośnika. Zakończenie procesu jest sygnalizowane zaświeceniem diody w pobliżu złącza USB. Po tej operacji rejestrator odłącza zasilanie zewnętrznego nośnika i uruchamia standardowy tryb pracy. Na rysunku 3 przedstawiono algorytm odczytu pamięci rejestratora.

Zasadnicze elementy urządzenia to mikrokontroler, dwa układy pamięci półprzewodnikowej oraz układ pamięci ferroelektrycznej o dostępie swobodnym. W uproszczeniu w trybie rejestracji mikrokontroler odbiera uporządkowane dane z magistrali zewnętrznej oraz dokonuje ich zapisu do pamięci nieulotnej. Rejestrator będzie wyposażony w dedykowany interfejs szeregowy występujący w systemie S2-3a oraz możliwość rejestracji parametrów z magistrali CAN 2.0. Zastosowana pamięć półprzewodnikowa SLC (single logic cell) posiada koprocesor odpowiedzialny za wyliczanie kodów korekcyjnych ECC. Powszechnie wiadomo, iż pamięci półprzewodnikowe charakteryzuje niewielka niepewność zapisu. Oznacza to, że istnieje małe prawdopodobieństwo przekłamania pojedynczych bitów. Stosowanie kodów korekcyjnych eliminuje to niepożądane zjawisko, ale determinuje konieczność zapisywania danych w większych paczkach. Gdyby dokonywać zapisu tylko w taki sposób, to w momencie nagłej utraty zasilania ostatni fragment byłby tracony. Problem ten można rozwiązać na dwa sposoby. Zastosować skomplikowany system



Rys. 3. Algorytm odczytu pamięci rejestratora

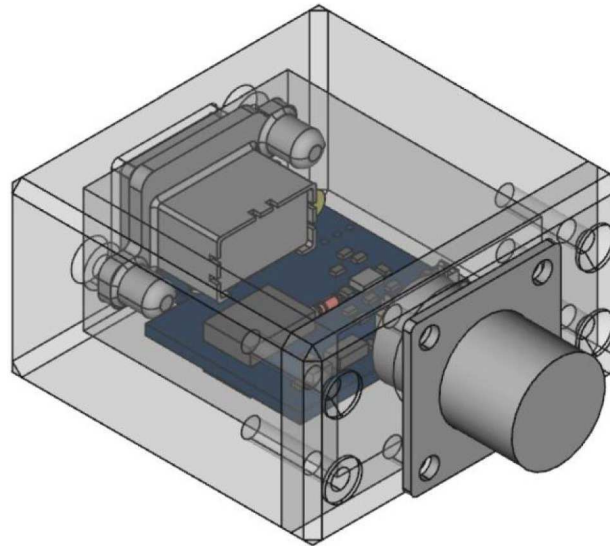
zapisów, jednocześnie nieznacznie zmniejszając żywotność pamięci półprzewodnikowych [4], lub wykorzystać pamięć ferroelektryczną do przechowywania najświeższych danych. Pamięć ferroelektryczna jest pozbawiona zjawiska niepewności zapisu. Jest to pamięć o dostępie swobodnym, więc zarówno kasowanie jak i zapis dokonywany jest na pojedynczych bajtach. Dodatkowo jest odporna na wielokrotne cykle zapisywania i odczytywania. Pomimo, że cechy te są bardzo pożądane, to aktualnie uzasadnione jest jej wykorzystanie tylko jako nieulotnej pamięci podręcznej o niewielkiej pojemności. Wynika to z wysokiej ceny oraz małego zagęszczenia danych w strukturze [5].



Rys. 4. Schemat poglądowy projektowanego urządzenia

Pomimo zastosowania stosunkowo niewielkich elementów elektronicznych, osiągnięto wymiary 65 mm×50 mm×35 mm. Gabaryty są bezpośrednio związane z zastosowanymi złączami. Oba złącza hermetycznie izolują wnętrze kasy od warunków panujących na zewnątrz obudowy. Zastosowane złącze USB charakteryzuje się wytrzymałością na 10000 cykli podłączeń. Standardowe złącze USB zamontowane w większości komputerów jest odporne na 1000 takich cykli. Na rysunku 5 przedstawiono projekt mechaniczny urządzenia. W kolejnej iteracji planowane jest

wykonanie elementów umożliwiającą montaż urządzenia na statku powietrznym oraz wyposażenie rejestratora w klapkę osłaniającą złącze USB.



Rys. 5. Projekt mechaniczny nowego rejestratora

4. Podsumowanie

Zastosowanie nowoczesnych układów półprzewodnikowych pozwala na zaprojektowanie rejestratora eksploatacyjnego charakteryzującego się zwiększonymi możliwościami. Przede wszystkim możliwe jest zmniejszenie wymiarów urządzenia wraz z jednoczesnym rozszerzeniem jego pojemności. Wykorzystanie wysoce niezawodnych pamięci półprzewodnikowych oraz ferroelektrycznych pozwala uzyskać nieosiągalną dotąd wiarygodność odczytywanych danych. Możliwe jest zastosowanie nowoczesnych metod transferu danych, zapewniając jednocześnie brak błędów transmisji, jak i zadowalającą prędkość. Wykorzystanie przenośnej pamięci USB w celu odczytu danych wydaje się obiecującą metodą. Dzięki takiemu zastosowaniu eliminujemy potrzebę posiadania dodatkowych interfejsów odczytowych. Do wykonania analizy parametrów lotu potrzebny jest tylko komputer ze specjalistycznym oprogramowaniem oraz standardowa pamięć przenośna USB. Aspekt ten okazuje się niezwykle istotny w sytuacjach, w których statek powietrzny jest eksploatowany poza miejscem stałej dyslokacji. Kolejną zaletą takiego rozwiązania jest możliwość odczytu pamięci rejestratora przez załogę statku powietrznego i przesłanie danych do miejsca, w którym są one analizowane. Niska cena nośników USB umożliwia pozyskanie przez użytkownika wielu takich urządzeń, co dodatkowo wpłynie na ułatwienie eksploatacji systemu. W przypadkach, gdy statek powietrzny wykonuje zadanie składające się z wielu lotów poza miejscem umożliwiającym dokonanie analizy parametrów, możliwe jest sukcesywne gromadzenie zapisów bez ryzyka przekroczenia pojemności rejestratora. Pomimo niewielkiego zaawansowania prac w kontekście wprowadzenia urządzenia do eksploatacji, udało się uzyskać bazę do prowadzenia dalszego rozwoju nowego rejestratora.

Bibliografia

1. BEA, Flight Data Recorder Read-Out Technical and Regulatory Aspects, May 2005, France
2. L3 (2017), *Micro Quick Access Recorder – technical data*, L3 Aviation Products, 100 Cattlemen Road Sarasota, Florida 34232 U.S.A.

3. KORDOWSKI P., CUPER W., NOWAKOWSKI M., Problematyka stosowania nowoczesnych pamięci cyfrowych w systemach rejestracji parametrów lotu, *Modelowanie Inżynierskie*, 2016, **28**, 34-39
4. KORDOWSKI P., CHODNICKI M., NOWAKOWSKI M., CUPER W., High reliability flash file system used into data unit of flight data recorder, *Journal of KONES*, 2016, **23**, 257-261
5. BAILEY R., FOX G., ELIASON J., DEPNER M., KIM D., JABILLO E., GROAT J., WALBERT J., MOISE T., SUMMERFELT S., UDAYAKUMAR K.R., RODRIQUEZ J., REMACK K., BOKU K., GERTAS J., FRAM memory technology – advantages for low power fast write high endurance applications, *International Conference on Computer Design*, 2005.

Application of a USB flash drive to read a flight data recorder

The flight data recording system consists of several basic elements. These include a flight data recorder, quick access recorder as well as device or application for decoding and analyzing flight parameters. If the condition of the aircraft is checked before each flight, there is a need for frequent loading of data from the quick access recorder. The dynamic development of semiconductor systems provides an opportunity to improve and accelerate the entire process. The implemented concept assumes the use of common USB flash drives for downloading data from the quick access recorder. The prototype of the device is based on the ARM Cortex M0 + microcontroller. A combination of ferrite and semiconductor memories used as data carriers is to ensure reliable operation in every situation. The article presents a comparison of different ways of transferring memory contents from the flight data recorder to the decryption device, the main assumptions of the developed solution and the preliminary design of the quick access recorder equipped with a USB connector. The content of the paper is based on the experience acquired during the design and operation of flight data recorder systems at the Air Force Institute of Technology.

MODEL RUCHU STEROWANEJ BOMBY LOTNICZEJ W WARUNKACH TURBULENCJI

GRZEGORZ KOWALECZKO

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa, Dęblin

e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

WIESŁAW BULER, MARIUSZ PIETRASZEK, KRZYSZTOF GRAJEWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: mariusz.pietraszek@itwl.pl; krzysztof.grajewski@itwl.pl

W artykule przedstawiono model matematyczny opisujący ruch przestrzenny sterowanej bomby lotniczej, która wykonuje lot w warunkach turbulencji atmosfery. Bazuje on na klasycznym opisie ruchu ciała sztywnego. W odniesieniu do sił i momentów aerodynamicznych pokazano sformalizowany sposób ich obliczania bazujący na zdefiniowaniu wektorów jednostkowych. Uwzględniają one też możliwość sterowania bombą. W obliczeniach wykorzystano stochastyczny model turbulencji atmosfery, który również pokazano w artykule.

1. Wstęp

W literaturze, np. [1]-[5], [7]-[11], [14]-[8], [23], [26], znaleźć można wiele modeli ruchu obiektów balistycznych, w tym bomb. Modele te charakteryzują się różnym stopniem uproszczenia. Najprostsze z nich zakładają, że obiekt jest punktem materialnym. Uwzględnienie sił aerodynamicznych działających na bombę prowadzi do otrzymania równań różniczkowych opisujących ruch punktu materialnego. Ich analiza nie daje analitycznych rozwiązań, pozwala natomiast ocenić zmiany prędkości w trakcie lotu oraz kształt toru lotu. Możliwe jest też rozwiązywanie tych równań metodami przybliżonymi prowadzącymi najczęściej do tablicowania rozwiązań. Na ich podstawie można prowadzić następnie obliczenia balistyczne dotyczące trajektorii lotu. Taki sposób analizy ruchu bomb ma w dużym zakresie znaczenie historyczne i dydaktyczne. Pozwala on na wyciągnięcie wielu podstawowych wniosków dotyczących ruchu, jednak nie daje pełniej informacji o dynamice ruchu bomby. Najpełniejszy opis ruchu zapewnia zastosowanie modelu matematycznego o możliwie małej liczbie uproszczeń. Jest to szczególnie ważne przy analizie dynamiki obiektu. Tego typu modele znaleźć można m.in. w pracach [1], [3], [5], [7], [8], [18]. Pozwalają one na symulację ruchu przestrzennego z wykorzystaniem pełnego opisu oddziaływań zewnętrznych, a w szczególności sił i momentów aerodynamicznych. Współczynniki tych sił i momentów można uzyskać w drodze obliczeń teoretycznych o różnym stopniu złożoności [12]-[14], [20], [21], w tym z wykorzystaniem komercyjnego oprogramowania [22]. Alternatywą są wyniki badań w tunelach aerodynamicznych, które ze względu na charakter obiektów badań są często niedostępne.

Odrębnym zagadnieniem jest modelowanie turbulencji atmosfery. Ruch mas powietrza ma istotny wpływ na oddziaływania aerodynamiczne, a zatem i na ruch bomby. Poprawne uwzględnienie tego wpływu pozwala na określenie rozrzutu punktów upadku bomby, a w przypadku bomby sterowanej umożliwia ocenę możliwości sterowania bombą. Najprostsze opisy podmuchów wiatru typu $(1 - \cos)$ nie dają gwarancji uzyskania wiarygodnych wyników symulacji. Dlatego w modelu należy uwzględnić modele bardziej zbliżone do rzeczywistości. Przykładem jest stochastyczny opis pola wiatru, bazujący na tzw. gęstości widmowej mocy podmuchów [10], [19], [24], [25].

2. Układy współrzędnych i ich transformacja

Równania ruchu bomby wyprowadzono, wykorzystując następujące prawoskrętne układy współrzędnych:

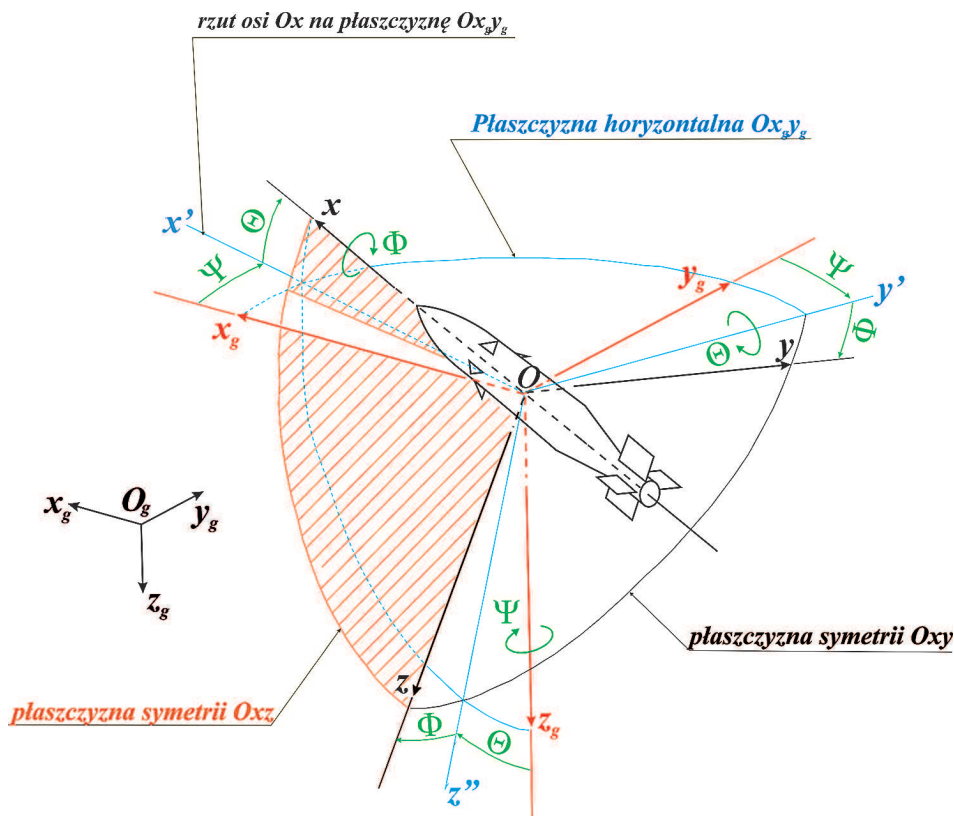
$O_g x_g y_g z_g$ – układ współrzędnych o początku na powierzchni Ziemi; przyjęto, że jest to układ inercjalny,

$O x_g y_g z_g$ – układ współrzędnych o osiach równoległych do układu $O_g x_g y_g z_g$; początek tego układu leży w środku masy bomby,

$Oxyz$ – układ związany z bombą; początek tego układu leży w środku masy; oś Ox jest osią podłużną, płaszczyzny Oxz i Oxy są płaszczyznami symetrii pokrywającymi się z płaszczyznami usterzenia,

$Ox_a y_a z_a$ – aerodynamiczny układ współrzędnych zwany też układem osi przepływu; oś Ox_a pokrywa się z wektorem prędkości bomby względem powietrza \mathbf{V}_{aer} ; oś Oz_a leży w płaszczyźnie Oxz ; oś Oy_a dopełnia układ.

Układy $Ox_g y_g z_g$, $Oxyz$ i $Ox_a y_a z_a$ pokazano na rysunkach 1 i 2.

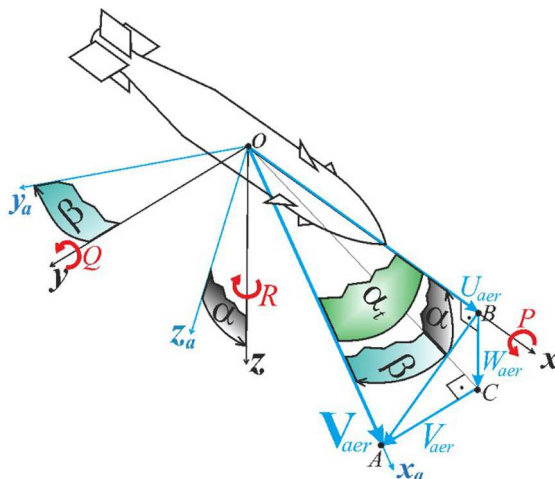


Rys. 1. Układy współrzędnych $Ox_g y_g z_g$ i $Oxyz$

W trakcie obliczeń konieczne jest przeliczanie składowych wektorów pomiędzy opisanymi powyżej układami współrzędnych. Uwzględnia się tu kąty pokazane na rysunkach 1 i 2. Ich znajomość pozwala określić macierze transformacji.

Transformację z układu $Ox_g y_g z_g$ do układu $Oxyz$ można przedstawić w postaci:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{b/g} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} \quad (2.1)$$



Rys. 2. Układy współrzędnych $Ox_a y_a z_a$ i $Oxyz$, składowe prędkości aerodynamicznej i prędkości kątowe

gdzie macierz transformacji ma postać:

$$\mathbf{L}_{b/g} = \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi + \cos \Psi \cos \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

gdzie: Ψ – kąt odchylenia, Θ – kąt pochylenia, Φ – kąt przechylenia.

Transformacji z układu $Oxyz$ do układu $Ox_g y_g z_g$ można dokonać, wykorzystując macierz odwrotną $\mathbf{L}_{g/b} = \mathbf{L}_{b/g}^{-1}$.

Transformacja z układu $Ox_a y_a z_a$ do układu $Oxyz$ ma postać:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{b/a} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Macierz transformacji jest określona następująco:

$$\mathbf{L}_{b/a} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

gdzie: α – kąt natarcia, β – kąt ślizgu.

Transformacji z układu $Oxyz$ do układu $Ox_a y_a z_a$ można dokonać, wykorzystując macierz odwrotną $\mathbf{L}_{a/b} = \mathbf{L}_{b/a}^{-1}$.

Na rysunku 2 pokazano też kąt α_t . Jest to kąt nutacji, który często jest wykorzystywany do wyliczania współczynników aerodynamicznych.

3. Równania ruchu bomby

Na potrzeby modelowania ruchu bomby przyjęto, że układem inercyjnym jest układ $Ox_g y_g z_g$, pozostałe układy są układami nieinercyjnymi. Równania ruchu zapisane zostaną w układzie $Oxyz$ związanym z bombą. Na równania te składają się wektorowe równanie bilansujące siły działające na obiekt balistyczny oraz wektorowe równanie bilansujące momenty sił działające na obiekt. Równania te uzupełniają się związkami kinematycznymi dotyczącymi prędkości kątowych oraz prędkości liniowych.

Oznaczenia

Na potrzeby modelowania wprowadzono następujące oznaczenia:

- m – masa bomby;
- \mathbf{V} – bezwzględna prędkość liniowa mająca w układzie $Oxyz$ składowe $\mathbf{V} = [U, V, W]^T$;
- $\boldsymbol{\Omega}$ – prędkość kątowa, z jaką bomba obraca się względem układu inercyjnego o składowych $\boldsymbol{\Omega} = [P, Q, R]^T$, gdzie P jest prędkością kątową przechylenia, Q – prędkością kątową pochylenia, R – prędkością kątową odchylenia;
- \mathbf{K} – kręt bomby $\mathbf{K} = \mathbf{I}\boldsymbol{\Omega}$, gdzie \mathbf{I} – tensor momentów bezwładności:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix}$$
- \mathbf{F} – wypadkowa siła zewnętrzna działająca na obiekt mająca w układzie $Oxyz$ składowe $\mathbf{F} = [F_x, F_y, F_z]^T$;
- \mathbf{M} – wypadkowy moment sił zewnętrznych działających na obiekt mający w układzie $Oxyz$ składowe $\mathbf{M} = [M_x, M_y, M_z]^T$.

Założenia

W równaniach ruchu obiektu balistycznego uwzględnia się następujące założenia dotyczące charakterystyk masowych:

- masa obiektu m jest stała;
- stałe pozostają wszystkie momenty bezwładności;
- ze względu na symetrię:
 - zerują się wszystkie dewiacyjne momenty bezwładności: $I_{xy} = I_{yx} = 0$, $I_{xz} = I_{zx} = 0$, $I_{yz} = I_{zy} = 0$;
 - następujące momenty bezwładności są sobie równe: $I_y = I_z = I$.

Równania ruchu

Wektorowe równania ruchu postępowego i obrotowego mają odpowiednio postać:

$$m \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{F} \quad \frac{d\mathbf{K}}{dt} = \mathbf{M} \quad (3.1)$$

Uwzględniając powyższe założenia, na podstawie (3.1), równania ruchu bomby zapisane w układzie współrzędnych $Oxyz$ przyjmują postać:

$$m(\dot{U} + QW - RV) = F_x \quad m(\dot{V} + RU - PW) = F_y \quad m(\dot{W} + PV - QU) = F_z \quad (3.2)$$

oraz

$$I_x \dot{P} = M_x \quad I\dot{Q} + (I_x - I)PR = M_y \quad I\dot{R} + (I - I_x)PQ = M_z \quad (3.3)$$

Równania te uzupełniają się związkami kinematycznymi pozwalającymi obliczyć:

— prędkość zmiany kątów Ψ , Θ i Φ określających położenie kątowe obiektu względem układu inercyjnego

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= P + (Q \sin \Phi + R \cos \Phi) \operatorname{tg} \Theta \\ \dot{\Theta} &= Q \cos \Phi - R \sin \Phi \\ \dot{\Psi} &= \frac{R \cos \Phi + Q \sin \Phi}{\cos \Theta} \end{aligned} \quad (3.4)$$

— prędkość zmiany położenia środka masy w układzie inercyjnym:

$$\begin{bmatrix} U_g \\ V_g \\ W_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{g/b} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

4. Siły działające na bombę

Na bombę działają siły tworzące siłę wypadkową \mathbf{F} . Są to: siła ciężkości \mathbf{Q} oraz siła aerodynamiczna \mathbf{R} :

$$\mathbf{F} = \mathbf{Q} + \mathbf{R} \quad (4.1)$$

4.1. Siła ciężkości

Składowe siły ciężkości w układzie związanym z bombą $Oxyz$ oblicza się z wykorzystaniem macierzy transformacji $\mathbf{L}_{b/g}$:

$$\begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{b/g} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

4.2. Siły aerodynamiczne

Siła aerodynamiczna \mathbf{R} działająca na bombę jest wynikiem oddziaływania powietrza. Podzielić ją można na siły „statyczne”, które zależą od kąta nutacji α_t i od liczby Macha Ma , oraz na siły „dynamiczne” powstające, jeżeli bomba wykonuje ruch obrotowy z prędkością kątową Ω . Siły „dynamiczne”, np. siła Magnusa \mathbf{P}_M czy też aerodynamiczna siła tłumiąca \mathbf{P}_{df} są niewielkie i pomija się je w analizach.

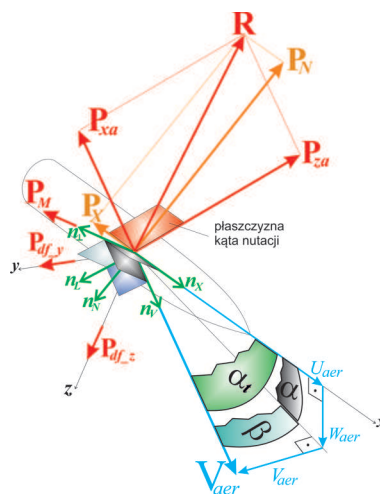
Styczne siły aerodynamiczne powstają przy niezerowym kącie nutacji niezależnie od obrotu bomby. Leżą one w płaszczyźnie oporu, tworząc siłę \mathbf{R} (rys. 3). Można je przedstawić na dwa sposoby:

- siłę oporu aerodynamicznego \mathbf{P}_{xa} o kierunku zgodnym z wektorem prędkości \mathbf{V}_{aer} i zwrocie przeciwnym do tej prędkości oraz siłę nośną \mathbf{P}_{za} prostopadłą do wektora prędkości;
- siłę osiową \mathbf{P}_X o kierunku zgodnym z osią Ox i zwrocie do niej przeciwnym oraz siłę normalną \mathbf{P}_N prostopadłą do osi Ox .

Zatem siłę aerodynamiczną można zapisać jako sumę:

$$\mathbf{R} = \mathbf{P}_{xa} + \mathbf{P}_{za} \quad \text{lub} \quad \mathbf{R} = \mathbf{P}_X + \mathbf{P}_N$$

w zależności od tego, która para sił „statycznych” jest uwzględniana.



Rys. 3. Siły aerodynamiczne działające na bombę

Obliczenie sił aerodynamicznych wymaga znajomości prędkości obiektu balistycznego względem powietrza $\mathbf{V}_{aer} = [U_{aer}, V_{aer}, W_{aer}]^T$. Prędkość ta jest równa różnicy prędkości względem układu inercjalnego \mathbf{V} i prędkości wiatru $\mathbf{V}_{wind} = [U_{wind}, V_{wind}, W_{wind}]^T$ względem tego samego układu:

$$\mathbf{V}_{aer} = \mathbf{V} - \mathbf{V}_{wind} \quad (4.3)$$

4.2.1. Kąt nutacji i płaszczyzna oporu. Związek pomiędzy kątami: natarcia, ślizgu i nutacji

Współczynniki sił aerodynamicznych zależą od kąta natarcia i kąta ślizgu. Można je obliczyć z zależności:

$$\alpha = \arctg \frac{W_{aer}}{U_{aer}} \quad \beta = \arcsin \frac{V_{aer}}{|\mathbf{V}_{aer}|} \quad (4.4)$$

Niekiedy charakterystyki bomb określone są w oparciu o znajomość kąta nutacji α_t (prze-strzenny kąt natarcia). Jest to kąt pomiędzy wektorem prędkości \mathbf{V}_{aer} i osią podłużną bomby Ox (rys. 2). Kąt ten leży w płaszczyźnie zwanej płaszczyzną oporu, która jest wyznaczona przez wektor \mathbf{V}_{aer} i oś Ox . Pomędzy omówionymi kątami zachodzi następujący związek:

$$\sin \alpha_t = \sqrt{\sin^2 \beta + \cos^2 \beta \sin^2 \alpha} \quad (4.5)$$

k który przy założeniu, że kąty β i α są niewielkie, upraszcza się do postaci:

$$\sin \alpha_t \approx \sqrt{\sin^2 \beta + \sin^2 \alpha} \approx \sqrt{\beta^2 + \alpha^2} \quad (4.6)$$

Warto zwrócić uwagę, że obliczony według (4.5) lub (4.6) kąt nutacji będzie zawsze miał dodatnią wartość.

4.2.2. Wektory jednostkowe

Aby obliczyć siły aerodynamiczne, wygodnie jest zdefiniować następujące wektory jednostkowe:

- wektor jednostkowy $\mathbf{n}_X = [1, 0, 0]^T$ zgodny z osią Ox .
- wektor jednostkowy $\mathbf{n}_V = [n_{Vx}, n_{Vy}, n_{Vz}]^T$ zgodny z osią Ox_a – wektorem prędkości pocisku względem powietrza \mathbf{V}_{aer} , którego składowe w układzie $Oxyz$ można obliczyć, znając składowe prędkości $\mathbf{V}_{aer} = [U_{aer}, V_{aer}, W_{aer}]^T$:

$$\mathbf{n}_{Vx} = \frac{U_{aer}}{|\mathbf{V}_{aer}|} \quad \mathbf{n}_{Vy} = \frac{V_{aer}}{|\mathbf{V}_{aer}|} \quad \mathbf{n}_{Vz} = \frac{W_{aer}}{|\mathbf{V}_{aer}|} \quad (4.7)$$

- wektor jednostkowy $\mathbf{n}_\perp = [n_{\perp x}, n_{\perp y}, n_{\perp z}]^T$ prostopadły do płaszczyzny oporu utworzonej przez osie Ox i Ox_a . Można go obliczyć z iloczynu wektorowego wektorów \mathbf{n}_X i \mathbf{n}_V :

$$\mathbf{n}_\perp = \frac{(\mathbf{n}_V \times \mathbf{n}_X)}{|\mathbf{n}_V \times \mathbf{n}_X|} = \frac{1}{(n_{Vz})^2 + (n_{Vy})^2} \begin{bmatrix} 0 \\ n_{Vz} \\ -n_{Vy} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

- wektor jednostkowy $\mathbf{n}_L = [n_{Lx}, n_{Ly}, n_{Lz}]^T$ prostopadły do płaszczyzny utworzonej przez wektory \mathbf{n}_V i \mathbf{n}_\perp . Można go obliczyć z iloczynu wektorowego wektorów \mathbf{n}_V i \mathbf{n}_\perp :

$$\mathbf{n}_L = \frac{\mathbf{n}_V \times \mathbf{n}_\perp}{|\mathbf{n}_V \times \mathbf{n}_\perp|} \quad (4.9)$$

— wektor jednostkowy $\mathbf{n}_N = [n_{Nx}, n_{Ny}, n_{Nz}]^T$ prostopadły do płaszczyzny utworzonej przez wektory \mathbf{n}_X i \mathbf{n}_\perp . Można go obliczyć z iloczynu wektorowego tych wektorów:

$$\mathbf{n}_N = \frac{\mathbf{n}_X \times \mathbf{n}_\perp}{|\mathbf{n}_X \times \mathbf{n}_\perp|} \quad (4.10)$$

W oparciu o wektor jednostkowy \mathbf{n}_V można określić wartość kąta nutacji α_t , tzn. kąta pomiędzy wektorem prędkości i podłużną osią pocisku:

$$\alpha_t = \arccos n_{Vx} \quad (4.11)$$

Do wyznaczenia sił aerodynamicznych konieczna jest też znajomość liczby Macha:

$$\text{Ma} = \frac{|\mathbf{V}_{aer}|}{a} \quad (4.12)$$

gdzie a jest prędkością dźwięku zależną od temperatury powietrza na danej wysokości lotu.

4.2.3. Siła oporu aerodynamicznego \mathbf{P}_{xa}

Siła oporu aerodynamicznego \mathbf{P}_{xa} jest styczna do trajektorii lotu i skierowana przeciwnie do wektora prędkości \mathbf{V}_{aer} . Oblicza się ją z wyrażenia:

$$\mathbf{P}_{xa} = -P_{xa}\mathbf{n}_V \quad P_{xa} = C_{xa} \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} S \quad (4.13)$$

gdzie S – powierzchnia odniesieniowa (powierzchnia przekroju poprzecznego bomby), ρ – gęstość powietrza.

Współczynnik siły oporu aerodynamicznego C_{xa} jest określany w oparciu o wartość kąta nutacji:

$$C_{xa} = C_{xa0} + C_{xa\alpha2}(\sin \alpha_t)^2 + C_{xa\alpha4}(\sin \alpha_t)^4 \quad (4.14)$$

Składowe siły \mathbf{P}_{xa} w układzie $Oxyz$ są równe:

$$P_{xa_x} = -P_{xa}n_{Vx} \quad P_{xa_y} = -P_{xa}n_{Vy} \quad P_{xa_z} = -P_{xa}n_{Vz} \quad (4.15)$$

Przykładowy przebieg współczynnika C_{xa} w zależności od kąta nutacji i liczby Macha pokazano na rysunku 4.

4.2.4. Siła nośna \mathbf{P}_{za}

Siła nośna \mathbf{P}_{za} jest prostopadła do wektora prędkości \mathbf{V}_{aer} i leży w płaszczyźnie oporu. Jej kierunek jest zgodny z wektorem jednostkowym \mathbf{n}_L i ma przeciwny do niego zwrot. Jest ona określona następująco:

$$\mathbf{P}_{za} = -P_{za}\mathbf{n}_L \quad P_{za} = C_{za} \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} S \quad (4.16)$$

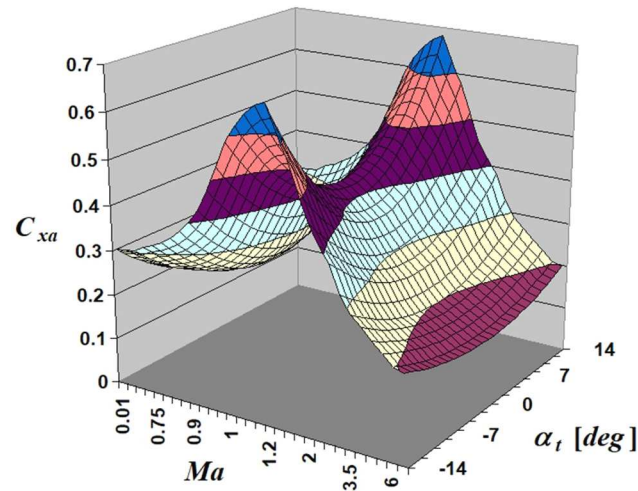
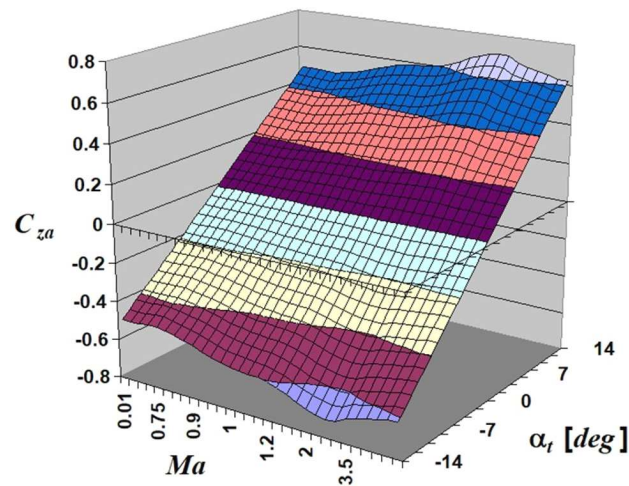
Współczynnik siły nośnej C_{za} zależy od kąta nutacji:

$$C_{za} = C_{za\alpha} \sin \alpha_t + C_{za\alpha3}(\sin \alpha_t)^3 \quad (4.17)$$

Składowe siły \mathbf{P}_{za} w układzie $Oxyz$ są równe:

$$P_{za_x} = -P_{za}n_{Lx} \quad P_{za_y} = -P_{za}n_{Ly} \quad P_{za_z} = -P_{za}n_{Lz} \quad (4.18)$$

Przykładowy przebieg współczynnika C_{za} w zależności od kąta nutacji i liczby Macha pokazano na rysunku 5.

Rys. 4. Współczynnik siły oporu aerodynamicznego C_{xa} Rys. 5. Współczynnik siły nośnej C_{za}

4.2.5. Siła osiowa (opór czołowy) \mathbf{P}_X

Siła osiowa \mathbf{P}_X o kierunku zgodnym z osią Ox (z wektorem jednostkowym \mathbf{n}_X) i przeciwnym zwrocie może być obliczona z wyrażenia:

$$\mathbf{P}_X = -P_X \mathbf{n}_X \quad P_X = C_X \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} S \quad (4.19)$$

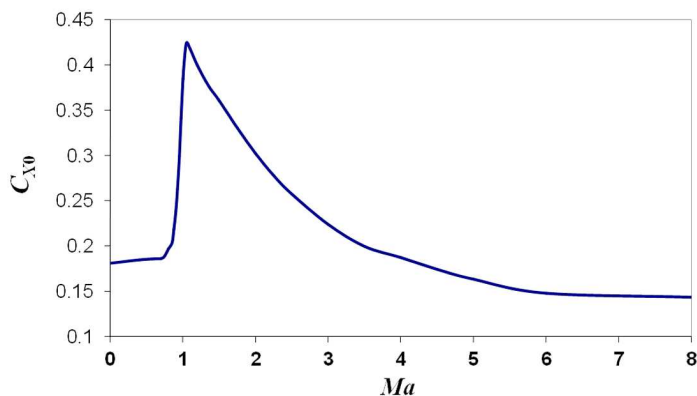
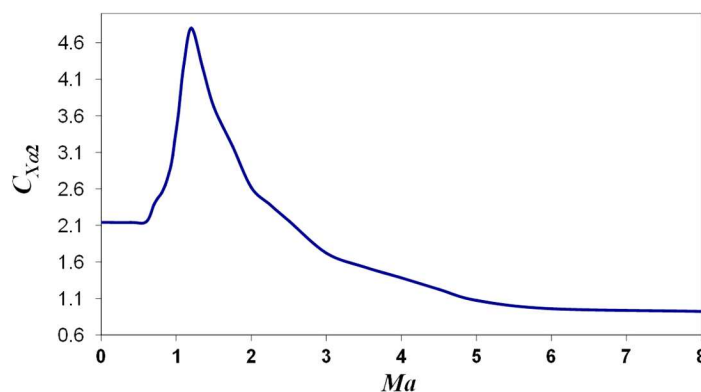
Współczynnik siły osiowej C_X zależy od wartości kąta nutacji:

$$C_X = C_{X0} + C_{X\alpha 2} (\sin \alpha_t)^2 + C_{X\alpha 4} (\sin \alpha_t)^4 \quad (4.20)$$

Składowe siły \mathbf{P}_X w układzie $Oxyz$ są równe:

$$P_{X_x} = -P_X \quad P_{X_y} = 0 \quad P_{X_z} = 0 \quad (4.21)$$

Przykładowe przebiegi współczynnika C_{X0} i $C_{X\alpha 2}$ w funkcji liczby Macha pokazano na rysunkach 6 i 7.

Rys. 6. Współczynnik siły osiowej C_{X0} Rys. 7. Współczynnik siły osiowej $C_{X\alpha 2}$

4.2.6. Siła normalna \mathbf{P}_N

Siła normalna \mathbf{P}_N ma kierunek zgodnym z wektorem jednostkowym \mathbf{n}_N i przeciwnym zwrot. Jest ona prostopadła do osi Ox i może być obliczona z wyrażenia:

$$\mathbf{P}_N = -P_N \mathbf{n}_N \quad P_N = C_N \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} S \quad (4.22)$$

Współczynnik siły normalnej C_N oblicza się z formuły:

$$C_N = C_{N\alpha} \sin \alpha_t + C_{N\alpha 3} (\sin \alpha_t)^3 \quad (4.23)$$

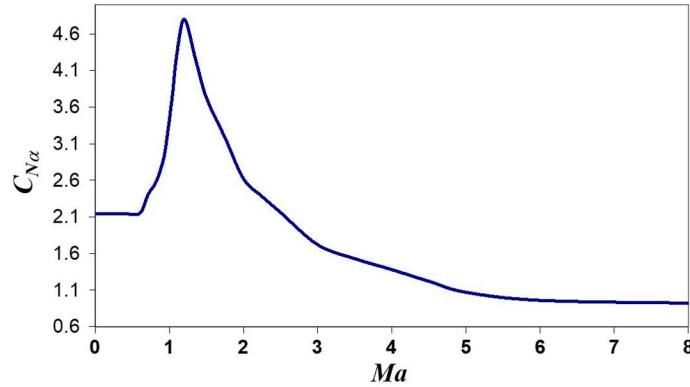
Składowe siły \mathbf{P}_N w układzie $Oxyz$ są równe:

$$P_{N_x} = 0 \quad P_{N_y} = -P_N n_{Ny} \quad P_{N_z} = -P_N n_{Nz} \quad (4.24)$$

Przykładową zależność współczynnika $C_{N\alpha}$ od liczby Macha pokazano na rysunku 8.

5. Momenty sił działające na bombę

Równania (3.1)₂ i (3.3) dotyczą ruchu obrotowego wokół środka masy. W związku z tym jedynym momentem działającym na bombę jest moment aerodynamiczny \mathbf{M} . Można go podzielić na moment statyczny, który powstaje przy braku obrotu i zależy od kąta nutacji α_t oraz od liczby Macha Ma i na momenty dynamiczne powstające, jeżeli prędkość kątowna bomby $\boldsymbol{\Omega}$ jest niezerowa.

Rys. 8. Współczynnik siły normalnej $C_{N\alpha}$

5.1. Moment statyczny

Siła normalna \mathbf{P}_N przyłożona jest w środku parcia, który nie pokrywa się ze środkiem masy. W związku z tym powstaje moment pochylający \mathbf{M}_{st} dążący do obrotu bomby w płaszczyźnie oporu. Kierunek i zwrot tego momentu jest taki sam jak wektora jednostkowego \mathbf{n}_\perp . Moment ten jest równy:

$$\mathbf{M}_{st} = M_{st}\mathbf{n}_\perp \quad M_{st} = C_{m_{st}} \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} Sd \quad (5.1)$$

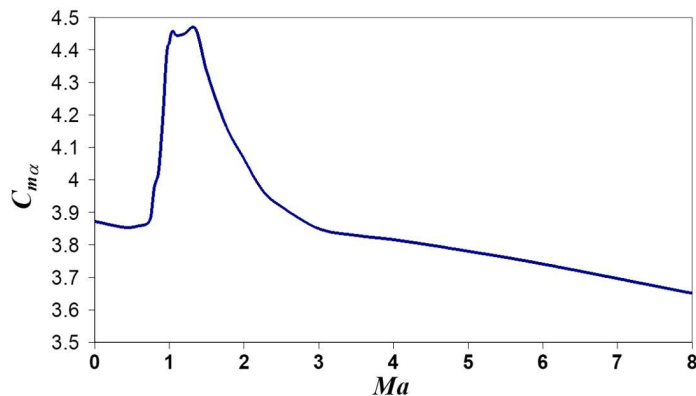
gdzie $C_{m_{st}}$ jest współczynnikiem momentu pochylającego, który oblicza się z zależności:

$$C_{m_{st}} = C_{m\alpha} \sin \alpha_t + C_{m\alpha 3} (\sin \alpha_t)^3 + C_{m\alpha 5} (\sin \alpha_t)^5 \quad (5.2)$$

Składowe tego momentu w układzie związanym z bombą są równe:

$$M_{st_x} = 0 \quad M_{st_y} = M_{st} n_{\perp y} \quad M_{st_z} = M_{st} n_{\perp z} \quad (5.3)$$

Na rysunku 9 pokazano współczynnik momentu $C_{m\alpha}$ w zależności od liczby Macha.

Rys. 9. Współczynnik statycznego momentu pochylającego $C_{m\alpha}$

5.2. Momenty dynamiczne

Przyczyną powstania momentów dynamicznych jest obrót bomby względem którejkolwiek osi. Obrót wokół osi podłużnej Ox jest źródłem momentu Magnusa oraz tłumiącego momentu przechylającego. Moment Magnusa jest pomijalnie mały. Uwzględnia się poniższe momenty dynamiczne.

5.2.1. Tłumiący moment pochyłający \mathbf{M}_{dm}

Tłumiący moment pochyłający \mathbf{M}_{dm} powstaje, jeżeli różne od zera są prędkości kątowe pochylenia Q i odchylenia R , zaś kąt nutacji jest niezerowy. Jest on równy:

$$\mathbf{M}_{dm} = M_{dm} \left(\mathbf{n}_X \times \frac{d\mathbf{n}_X}{dt} \right) \quad M_{dm} = (C_{m-q} + C_{m-\dot{\alpha}}) \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|}{2} S d^2 \quad (5.4)$$

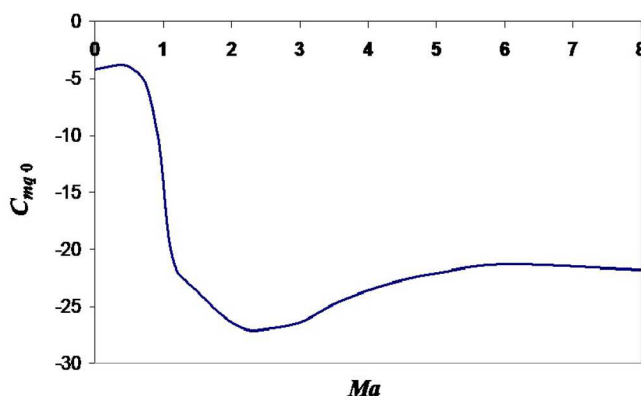
Po obliczeniu iloczynu wektorowego $\mathbf{n}_X \times (d\mathbf{n}_X/dt)$ otrzymuje się formuły określające poszczególne składowe:

$$\begin{aligned} M_{dm-x} &= 0 & M_{dm-y} &= (C_{m-q} + C_{m-\dot{\alpha}}) \frac{Qd}{|\mathbf{V}_{aer}|} \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} S d \\ M_{dm-z} &= (C_{m-q} + C_{m-\dot{\alpha}}) \frac{Rd}{|\mathbf{V}_{aer}|} \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} S d \end{aligned} \quad (5.5)$$

Współczynnik tłumiącego momentu pochyłającego C_{m-q} oblicza się z formuły:

$$C_{m-q} = C_{mq0} + C_{mq2}(\sin \alpha_t)^2 + C_{mq4}(\sin \alpha_t)^4 \quad (5.6)$$

Na rysunku 10 pokazano przykładową zależność współczynnika C_{mq0} od liczby Macha.



Rys. 10. Współczynnik tłumiącego momentu pochyłającego C_{mq0}

 5.2.2. Tłumiący moment przechyłający \mathbf{M}_p

Tłumiący moment przechyłający \mathbf{M}_p tłumí obrót wokół osi podłużnej Ox :

$$\mathbf{M}_p = M_p \mathbf{n}_X \quad M_p = C_p \frac{Pd}{|\mathbf{V}_{aer}|} \frac{\rho |\mathbf{V}_{aer}|^2}{2} S d \quad (5.7)$$

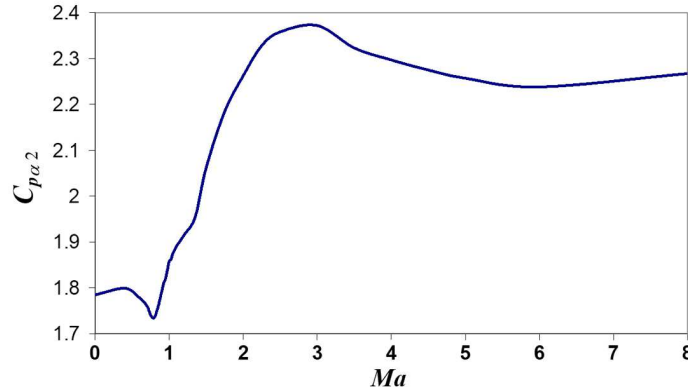
Współczynnik tłumiącego momentu przechyłającego C_p oblicza się z formuły:

$$C_p = C_{p0} + C_{p\alpha 2}(\sin \alpha_t)^2 \quad (5.8)$$

Przykładową zależność współczynnika $C_{p\alpha 2}$ od liczby Macha pokazano na rysunku 11.

Składowe momentu \mathbf{M}_p w układzie $Oxyz$ są równe:

$$M_{p-x} = M_p \quad M_{p-y} = 0 \quad M_{p-z} = 0 \quad (5.9)$$



Rys. 11. Współczynnik tłumiącego momentu przechylającego C_{pa2}

5.3. Wypadkowy moment aerodynamiczny

Wypadkowy moment aerodynamiczny \mathbf{M} jest równy sumie wszystkich opisanych powyżej momentów, co można zapisać następująco:

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_{st} + \mathbf{M}_{dm} + \mathbf{M}_p \quad (5.10)$$

Należy zaznaczyć, że w niektórych publikacjach wyrażenia określające dynamiczne siły aerodynamiczne zawierają człony $Pd/(2|\mathbf{V}_{aer}|)$, $Qd/(2|\mathbf{V}_{aer}|)$, $Rd/(2|\mathbf{V}_{aer}|)$ zamiast $Pd/|\mathbf{V}_{aer}|$, $Qd/|\mathbf{V}_{aer}|$, $Rd/|\mathbf{V}_{aer}|$. Trzeba na to zwrócić uwagę, wykonując obliczenia.

6. Model fluktuacji prędkości wiatru

Jak wynika z (4.3), obliczenie sił aerodynamicznych wymaga znajomości prędkości wiatru \mathbf{V}_{wind} . W symulacjach może być ona określona analitycznie – zakłada się profil wiatru i opisuje go konkretną funkcją (często harmoniczną). Bliższym rzeczywistości rozwiązaniem jest założenie, że pole wiatru ma charakter stochastyczny. W takim przypadku należy wykorzystać metody matematyczne pozwalające na skuteczne symulowanie takich przebiegów. Jednym ze sposobów jest metoda opisana szerzej w pracach Shinozukiego [24], [25]. Zakłada się w niej, że proces losowy może być opisany jako superpozycja funkcji okresowych, których częstość oscylacji Ω zmienia się w sposób losowy, zaś amplituda \mathbf{H} zależy od gęstości widmowej mocy Φ . Jeżeli gęstość ta jest zgodna z gęstością widmową podmuchów, otrzymaną w trakcie rzeczywistych pomiarów, symulowane przebiegi turbulencji oddają charakter rzeczywistego pola wiatru.

Podstawowe wyrażenie pozwalające przedstawić pole wiatru jako proces stochastyczny ma następującą postać:

$$|\mathbf{V}_{aer}(r)|_i = \sum_{j=1}^i \sum_{l=1}^L |H_{ij}(\Omega_l)| \sqrt{2\Delta\Omega} \cos(\Omega_l' \mathbf{r} + \phi_{jl}) \quad (6.1)$$

Macierz $\mathbf{H}(\Omega)$, której elementy są amplitudami kolejnych składowych, jest macierzą trójkątną dolną. Jest ona powiązana z macierzą gęstości widmowej relacją $\Phi(\Omega)$:

$$\Phi(\Omega) = \mathbf{H}(\Omega)\mathbf{H}^T(\Omega) \quad (6.2)$$

Znając macierz $\Phi(\Omega)$, można wyznaczyć (osobno dla każdej częstotliwości) macierz $\mathbf{H}(\Omega)$, wykorzystując związki wynikające z zależności (6.2):

$$\begin{aligned} H_{11} &= \sqrt{\Phi_{11}} & H_{21} &= \frac{\Phi_{21}}{H_{11}} & H_{22} &= \sqrt{\Phi_{22} - (H_{21})^2} \\ H_{31} &= \frac{\Phi_{31}}{H_{11}} & H_{32} &= \frac{\Phi_{32} - H_{31}H_{21}}{H_{22}} & H_{33} &= \sqrt{\Phi_{33} - (H_{31})^2 - (H_{32})^2} \end{aligned} \quad (6.3)$$

W (6.1) $|\mathbf{V}_{aer}(r)|_i$ oznacza kolejne składowe turbulencji wiatru w punkcie o współrzędnych x_g, y_g, z_g :

$$\begin{aligned} |\mathbf{V}_{aer}(r)|_1 &= u_{wgt}(x_g, y_g, z_g) & |\mathbf{V}_{aer}(r)|_2 &= v_{wgt}(x_g, y_g, z_g) \\ |\mathbf{V}_{aer}(r)|_3 &= w_{wgt}(x_g, y_g, z_g) \end{aligned} \quad (6.4)$$

Wyrażenia pozwalające obliczyć poszczególne składowe pola wiatru mają postać:

$$\begin{aligned} u_{wgt}(x_g, y_g, z_g) &= \\ &= \sum_{l_x=1}^{L_x} \sum_{l_y=1}^{L_y} \sum_{l_z=1}^{L_z} |H_{11}(\Omega_{xl_x}, \Omega_{yl_y}, \Omega_{zl_z})| \mathcal{A} \cos(\Omega'_{xl_x} x_g + \Omega'_{yl_y} y_g + \Omega'_{zl_z} z_g + \phi_{1l_x l_y l_z}) \\ v_{wgt}(x_g, y_g, z_g) &= \\ &= \sum_{l_x=1}^{L_x} \sum_{l_y=1}^{L_y} \sum_{l_z=1}^{L_z} |H_{21}(\Omega_{xl_x}, \Omega_{yl_y}, \Omega_{zl_z})| \mathcal{A} \cos(\Omega'_{xl_x} x_g + \Omega'_{yl_y} y_g + \Omega'_{zl_z} z_g + \phi_{1l_x l_y l_z}) + \\ &= \sum_{l_x=1}^{L_x} \sum_{l_y=1}^{L_y} \sum_{l_z=1}^{L_z} |H_{22}(\Omega_{xl_x}, \Omega_{yl_y}, \Omega_{zl_z})| \mathcal{A} \cos(\Omega'_{xl_x} x_g + \Omega'_{yl_y} y_g + \Omega'_{zl_z} z_g + \phi_{2l_x l_y l_z}) \\ w_{wgt}(x_g, y_g, z_g) &= \\ &= \sum_{l_x=1}^{L_x} \sum_{l_y=1}^{L_y} \sum_{l_z=1}^{L_z} |H_{31}(\Omega_{xl_x}, \Omega_{yl_y}, \Omega_{zl_z})| \mathcal{A} \cos(\Omega'_{xl_x} x_g + \Omega'_{yl_y} y_g + \Omega'_{zl_z} z_g + \phi_{1l_x l_y l_z}) + \\ &= \sum_{l_x=1}^{L_x} \sum_{l_y=1}^{L_y} \sum_{l_z=1}^{L_z} |H_{32}(\Omega_{xl_x}, \Omega_{yl_y}, \Omega_{zl_z})| \mathcal{A} \cos(\Omega_{xl_x} x_g + \Omega'_{yl_y} y_g + \Omega'_{zl_z} z_g + \phi_{2l_x l_y l_z}) + \\ &= \sum_{l_x=1}^{L_x} \sum_{l_y=1}^{L_y} \sum_{l_z=1}^{L_z} |H_{33}(\Omega_{xl_x}, \Omega_{yl_y}, \Omega_{zl_z})| \mathcal{A} \cos(\Omega'_{xl_x} x_g + \Omega'_{yl_y} y_g + \Omega'_{zl_z} z_g + \phi_{3l_x l_y l_z}) \end{aligned} \quad (6.5)$$

gdzie:

$$\mathcal{A} = \sqrt{2\Delta\Omega_x \Delta\Omega_y \Delta\Omega_z}$$

W obliczeniach zakłada się, że poszczególne częstotliwości mieszczą się w przedziałach:

$$\Omega_{x \min} \leq \Omega_x \leq \Omega_{x \max} \quad \Omega_{y \min} \leq \Omega_y \leq \Omega_{y \max} \quad \Omega_{z \min} \leq \Omega_z \leq \Omega_{z \max} \quad (6.6)$$

Każdy z przedziałów dzielony jest na L_i podprzedziałów o długości:

$$\Delta\Omega_i = \frac{\Omega_{i \max} - \Omega_{i \min}}{L_i} \quad i = x, y, z \quad (6.7)$$

Sumy występujące w wyrażeniach (6.5) wymagają obliczenia kolejnych częstotliwości według wzorów:

$$\Omega_{il_i} = \Omega_{i \min} + (l_i - 1)\Delta\Omega_i \quad i = x, y, z \quad (6.8)$$

Służą one do obliczenia elementów macierzy $\mathbf{H}(\Omega)$.

Argumentem funkcji cosinus są wyrażenia typu $\sum_{i=x,y,z} \Omega'_{il_i} i_g$. Występujące tu częstości otrzymuje się poprzez małe zaburzenie częstości Ω_{il_i} , $i = x, y, z$. Robi się to w celu uniknięcia pojawienia się periodyczności symulowanego podmuchu:

$$\Omega'_{il_i} = \Omega_{il_i} + \delta\Omega_{il_i} \quad i = x, y, z \quad (6.9)$$

Zaburzenia $\delta\Omega$ generowane są w sposób losowy. Muszą one mieścić się w przedziałach:

$$-\frac{\Delta'\Omega_i}{2} \leq \delta\Omega_{il_i} \leq \frac{\Delta'\Omega_i}{2} \quad i = x, y, z \quad (6.10)$$

Przedziały te powinny być znacznie mniejsze od wcześniej określonych podprzedziałów:

$$\Delta'\Omega_i \ll \Delta\Omega_i \quad i = x, y, z \quad (6.11)$$

Ostatnie składniki w wyrażeniach określających argumenty funkcji cosinus, to znaczy $\phi_{jl_x l_y l_z}$ ($j = 1, 2, 3$) są wzajemnie niezależnymi, losowo zmiennymi przesunięciami fazowymi o wartościach z przedziału $[0, 2\pi]$.

Wyrażenia (6.5) oparte są o znajomość trójwymiarowego spektrum mocy. W zależności od rozpatrywanego zagadnienia, pomijając wpływ poszczególnych współrzędnych położenia obiektu (np. przyjmując $y_g = \text{const}$), można stosować spektra dwuwymiarowe lub jednowymiarowe. Dobór opisu matematycznego spektrum mocy zależy od rozpatrywanego zagadnienia, ale powinno ono być zgodne ze spektrum rzeczywistej turbulencji atmosfery.

7. Przykład obliczeniowy

Ruch bomby opisują równania (3.2)-(3.5), dając układ dwunastu równań różniczkowych:

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f} \quad (7.1)$$

gdzie \mathbf{x} jest wektorem parametrów lotu:

$$\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi, x_O, y_O, z_O]^T \quad (7.2)$$

Przeprowadzenie obliczeń wymaga określenia warunków początkowych, które powiązane są z parametrami lotu nosiciela w chwili zrzutu. Zakładając, że zrzutu dokonuje samolot lecący w płaszczyźnie pionowej, oblicza się:

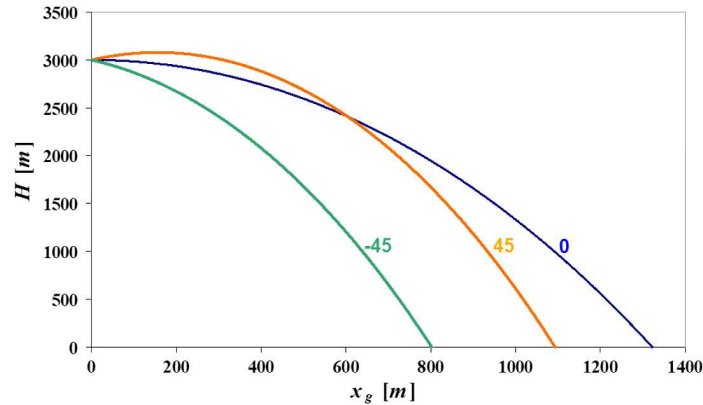
- składowe prędkości początkowej bomby $U = |\mathbf{V}_{sam}| \cos \alpha_{sam}$, $W = |\mathbf{V}_{sam}| \sin \alpha_{sam}$,
- początkowy kąt pochylenia bomby $\Theta = \Theta_{sam}$,
- wysokość początkową $z_{O_0} = -H_{sam}$.
- początkowy kąt przechylenia bomby wynikający ze sposobu jej podwieszenia pod samolotem $\Phi_0 = \Phi_{podw}$

(64) gdzie: $|\mathbf{V}_{sam}|$ – prędkość samolotu, α_{sam} – kąt natarcia samolotu, Θ_{sam} – kąt pochylenia samolotu, H_{sam} – wysokość zrzutu, Φ_{podw} – kąt podwieszenia.

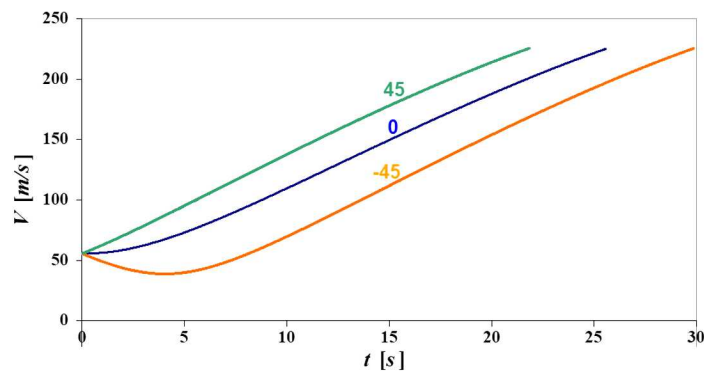
Pozostałe parametry początkowe lotu bomby są równe zeru. Warto zwrócić uwagę, że jeżeli zrzut jest wykonywany w locie pochyłonym pod kątem γ_a ($\gamma_a > 0$ dla lotu wznoszącego i $\gamma_a < 0$ dla lotu nurkowego), to kąt pochylenia samolotu jest równy $\Theta_{sam} = \gamma_a + \alpha_{sam}$. Najczęściej kąt natarcia samolotu α jest na tyle mały, że można go pominąć.

Na rysunkach 12 do 15 pokazano przykładowe przebiegi dotyczące zrzutu bomby o masie 15 kg z prędkością początkową 200 km/h (55,6 m/s) z wysokości 3000 m dla trzech wartości

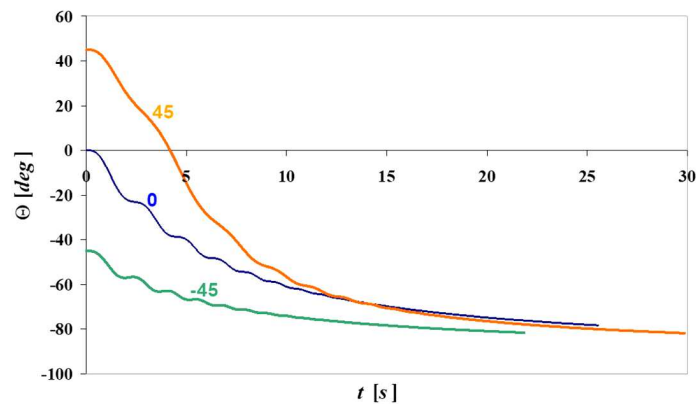
początkowego kąta zrzutu. Odpowiadają one zrzutowi w nurkowaniu (-45°), w locie poziomym (0°) i na wznoszeniu (45°). Otrzymane wyniki umożliwiają szczegółową analizę ruchu bomby, a w szczególności ocenę jej dynamiki. Z rys. 12 wynika, że (w pokazanych przypadkach) zrzut na wznoszeniu lub w nurkowaniu zmniejszył zasięg bomby i miał istotny wpływ na osiąganą prędkość lotu (rys. 13). Bez względu na początkowe kąty zrzutu w końcowej fazie lotu kąt pochylenia bomby jest taki sam (rys. 14). Przebiegi kąta pochylenia oraz kąta nutacji (rys. 15) pokazują, że bomba jest stateczna dynamicznie – oscylacje mają charakter malejący.



Rys. 12. Trajektoria bomby

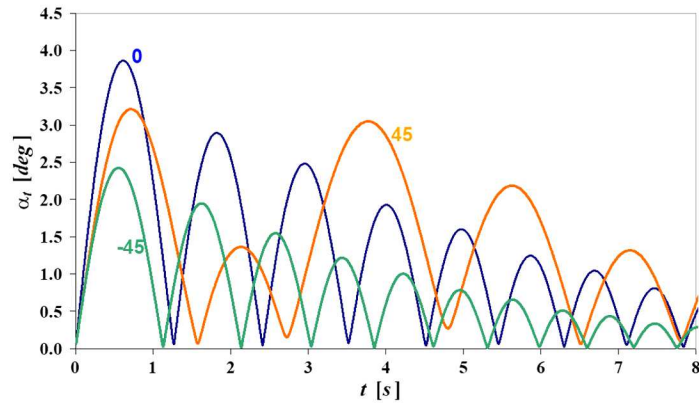


Rys. 13. Prędkość bomby

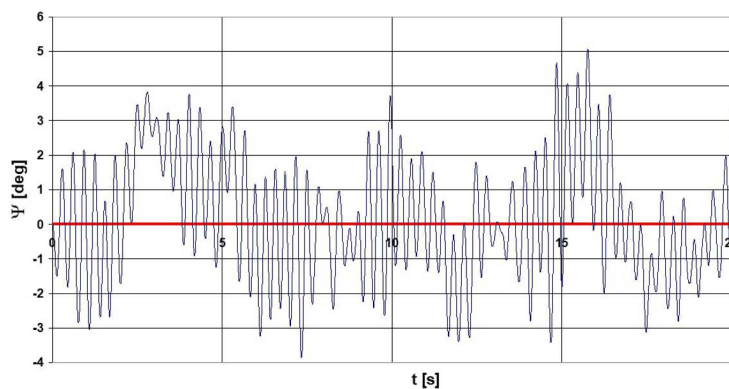


Rys. 14. Kąt pochylenia bomby

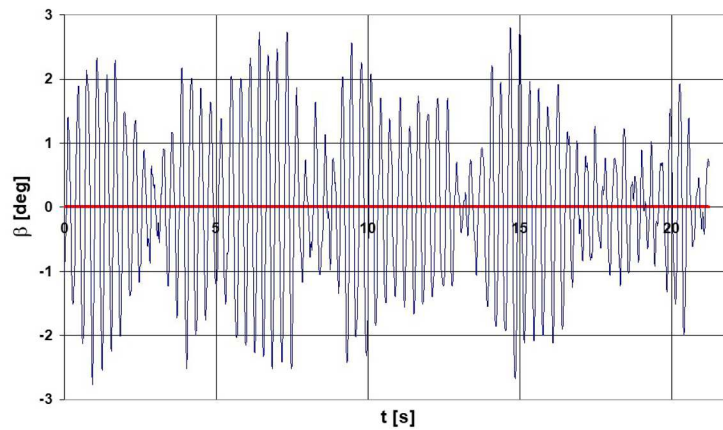
Rysunki 16 i 17 ilustrują wpływ uwzględnienia w symulacjach turbulencji. Widać, że parametry ruchu – kąt ślizgu i odchylenie bomby, które powinny przy jej braku być równe zero – są



Rys. 15. Kąt nutacji bomby



Rys. 16. Kąt odchylenia bomby w warunkach turbulencji



Rys. 17. Kąt ślizgu bomby w warunkach turbulencji

niezerowe. Powoduje to, że bomba nie spada w płaszczyźnie pionowej – jej tor może odchyłać się w bok.

8. Podsumowanie

Celem artykułu było przedstawienie spójnego modelu matematycznego pozwalającego na opracowanie programu symulacyjnego do analiz dotyczących różnych aspektów zrzutu bomb, również w warunkach turbulencji. Model uwzględnia praktycznie wszystkie oddziaływania, które mogą wystąpić w trakcie lotu bomby. Zastosowane analityczne wyrażenia pozwalające na wy-

znaczenie sił i momentów aerodynamicznych oraz zastosowany formalizm oparty na wektorach jednostkowych umożliwiającą ich łatwą implementację w programie komputerowym, ale wymagającą znajomości charakterystyk aerodynamicznych. Stochastyczny model turbulencji pozwala skutecznie odwzorowywać pole wiatru, które może oddziaływać na bombę w trakcie lotu.

Bibliografia

1. BARANOWSKI L., *Modelowanie, identyfikacja i badania numeryczne dynamiki lotu obiektów balistycznych na potrzeby systemów kierowania ogniem artylerii naziemnej*, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa, 2011
2. BARANOWSKI L., GADOMSKI B., SZYMONIK J., MAJEWSKI P., Comparison of explicit and implicit forms of the modified point mass trajectory model, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, **54**, 4, 2016
3. CARLUCCI D.E., JACOBSON S.S., *Ballistics – Theory and Design of Guns and Ammunitions*, CRC Press, 2007
4. DAVIS L., FOLLIN J.W., BLITZER L., *Exterior Ballistics of Rockets*, D. Van Nostrad Company Inc., 1958
5. DMITRICZEWSKIJ A.A., *Wnesznaja balistika*, Izd. Maszynostroenie, Moskwa, 1972
6. *Engineering Design Handbook – Design for Control of Projectile Flight Characteristics*, Headquarters U.S. Army Materiel Command, September 1996
7. GACEK J., *External Ballistics*, MUT, Warszawa, 1999
8. KOWALECZKO G., ŻYLUK A., Influence of atmospheric turbulence on bomb release, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2009, **47**, 1
9. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., OLEJNICZAK E., ŻYLUK A., Evaluation of the possibility of bomb flight control, *Journal of KONES*, 2015, **22**, 3
10. KOWALECZKO G., ŻYLUK A., NOWAKOWSKI M., OLEJNICZAK E., Wpływ prędkości indukowanej na lot pocisku raketowego odpalanego ze śmigłowca, *Modelowanie Inżynierskie*, 2015, **26**, 57
11. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., Estimation of the accuracy of laser guided bomb, *Journal of KONES*, 2016, **23**, 3, 271-279
12. KRASNOW N.F., *Aerodinamika tiel wraszczeniija*, Gosudarstwiennoj Izdatielstwo Oboronnoj Promyszlennosti, Moskwa, 1958
13. KRASNOW N.F., KOSZEWOJ W.N., DANIŁOW A.N., ZACHARCZENKO W.F., *Aerodinamika raket*, Gosudarstwiennoj Izdatielstwo Wysszaja Szkoła, Moskwa, 1968
14. LEBIEDIEW A.A., CZERNOBROWKIN L.S., *Dinamika polieta biespilotnych letatielnych aparatow*, Gosudarstwiennoj Nauczno-Techniczskoj Izdatielstwo Oborongiz, Moskwa, 1962
15. LIESKE R., DANBERG J., Modified point mass trajectory simulation for base – burn projectiles, *Ballistic Research Laboratories Technical Report No. 3321*, 1992
16. LIESKE R., MCCOY R.L., Equations of motion of a rigid projectile, *Ballistic Research Laboratories Technical Report No. 1244*, 1964
17. LIESKE R., REITLER M., Equations of motion for a modified point mass trajectory, *Ballistic Research Laboratories Report No.1314*, 1966
18. MCCOY R.L., *Modern Exterior Ballistics*, Schiffer Publishing Ltd., 2012
19. MNITOWSKI S., *Modelowanie lotu samolotu w burzowej atmosferze*, Rozprawa doktorska WAT, Warszawa, 2006
20. NIELSEN J.N., *Missile Aerodynamics*, McGraw-Hill Book Company Inc., New York, 1969

21. PIETROW K.R., *Aerodynamika elementow letatelnich aparatow*, Wydawnictwo Maszynostrojenije, Moskwa, 1985
22. PRODAS Software v.3, Arrow Tech Associates Inc., 2008
23. *The Modified Point Mass Trajectory Model*, STANAG 4355, (Ed. 2)
24. SHINOZUKA M., Simulation of multivariate and multidimensional random processes, *Journal of the Acoustical Society of America*, 1971, **49**
25. SHINOZUKA M., JAN C.-M., Digital simulations of random processes and its applications, *Journal of Sound and Vibrations*, 1972, **25**
26. SZAPIRO J., *Balistyka zewnetrzna*, Wydawnictwo MON, 1956

Model of a controlled bomb spatial motion in turbulence conditions

The article presents a mathematical model describing the spatial motion of a controlled air bomb which performs a flight in conditions of atmospheric turbulence. It is based on the classic description of motion of the rigid body. With regard to aerodynamic forces and moments, a formal way of their calculation based on the definition of unit vectors is shown. They also take into account the possibility of bomb control. The calculations used a stochastic model of atmospheric turbulence, which is also shown in the article.

MODEL MATEMATYCZNY RUCHU UKŁADU BOMBA-FLUGER

GRZEGORZ KOWALECZKO

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa, Dęblin
e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

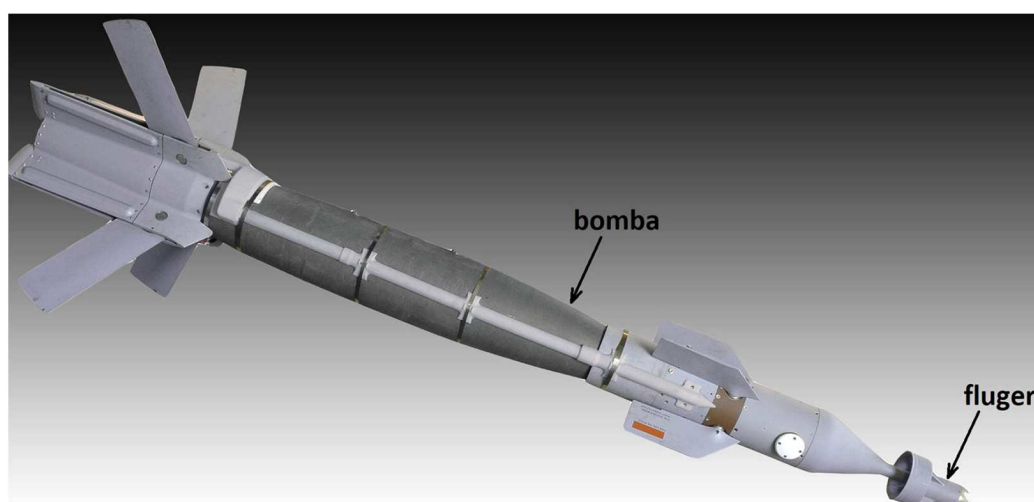
WIESŁAW BULER, MARIUSZ PIETRASZEK, TOMASZ KLEMB

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: mariusz.pietraszek@itwl.pl; tomasz.klemba@itwl.pl

W artykule przedstawiono model matematyczny opisujący ruch przestrzenny układu bomba-fluger. Układ ten składa się z dwóch ciał sztywnych – bomby i flugera połączonych przegubem dwuosiowym. Równania ruchu wyprowadzono w oparciu o zasady dynamiki Newtona w nieinercjalnych układach odniesienia. W efekcie uzyskano układ szesnastu równań różniczkowych, których rozwiązanie pozwala obliczyć trajektorię lotu bomby, jej konfigurację przestrzenną oraz położenie flugera względem bomby. Zastosowanie opracowanego modelu zilustrowano przykładowymi wynikami symulacji numerycznej.

1. Wstęp

Fluger jest obiektem aerodynamicznym w kształcie cylindra z półsferyczną częścią nosową i najczęściej kołowym stabilizatorem umieszczonym w części ogonowej. Zawiera on detektory optoelektroniczne będące elementem układu automatycznego sterowania lotem bomby [6], [7]. Fluger mocowany jest do przedniej części bomby na wysuniętym wsporniku (rys. 1). Ma on możliwość ograniczonych ruchów obrotowych względem bomby wokół dwóch wzajemnie prostopadłych osi, które są jednocześnie prostopadłe do osi podłużnej bomby. Dzięki takiemu mocowaniu, w trakcie lotu fluger powinien ustawiać się równoległe do strumienia powietrza opływającego bombę.



Rys. 1. Bomba z flugere

W literaturze z zakresu balistyki obiektów balistycznych [1]-[5, 8]-[11], [14], [15] brak jest matematycznego modelu opisującego ruch przestrzenny układu bomba-fluger. Dlatego równania ruchu zostały wyprowadzone „od podstaw”. Bazowano na zasadach dynamiki Newtona, stosując je odpowiednio do bomby i do flugera, zarówno dla ruchu postępowego jak i obrotowego. Założono, że bomba oraz fluger są ciałami sztywnymi. Równania ruchu określono, obliczając kolejno: wektory położenia, prędkości oraz przyspieszenia elementarnych mas bomby i flugera.

Opracowany model pozwala na symulację ruchu przestrzennego, a w szczególności na analizę wpływu różnych charakterystyk masowych i geometrycznych na dynamikę ruchu, w szczególności na stateczność dynamiczną. Jest to istotne ze względu na założenie, że fluger jest elementem układu automatycznego sterowania lotem, który powinien zapewnić skuteczne samonaprowadzanie bomby.

2. Układy współrzędnych i ich transformacja

Równania ruchu układu bomba-fluger wyprowadzono, wykorzystując następujące prawoskrętne układy współrzędnych [12]:

$O_g x_g y_g z_g$ – układ współrzędnych o początku na powierzchni Ziemi; przyjęto, że jest to układ inercjalny,

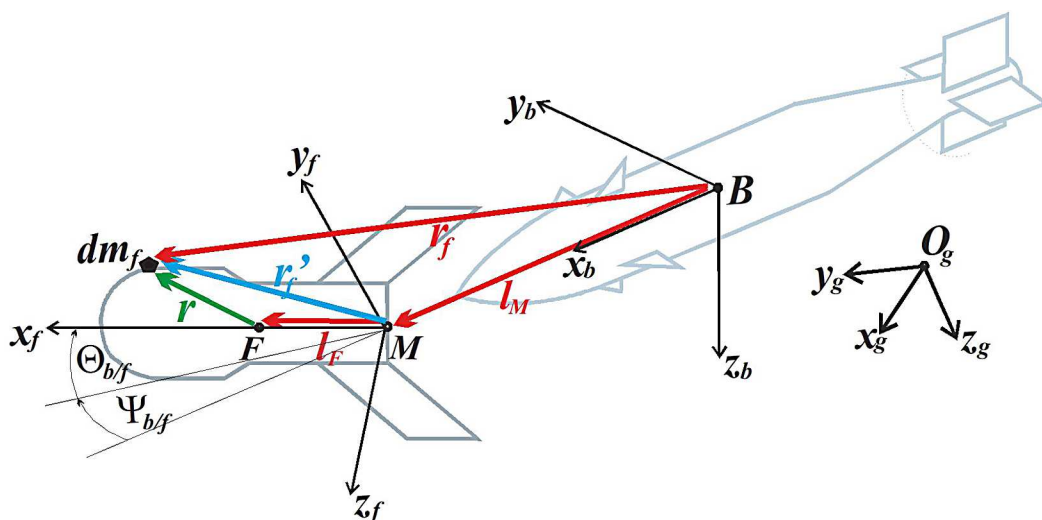
$B x_b y_b z_b$ – układ współrzędnych o osiach równoległych do układu $O_g x_g y_g z_g$ i początku w środku masy bomby,

$B x_b y_b z_b$ – ruchomy układ odniesienia związany z bombą,

$M x_f y_f z_f$ – ruchomy układ odniesienia związany z flugere; punkt M jest punktem mocowania flugera do bomby,

$F x_f y_f z_f$ – ruchomy układ odniesienia związany z flugere o początku w środku masy flugera; jego osie pozostają równoległe do osi układu $M x_f y_f z_f$ (układu nie pokazano na rysunku).

Układy $O_g x_g y_g z_g$, $B x_b y_b z_b$ oraz $M x_f y_f z_f$ pokazano na rysunku 2.



Rys. 2. Układy współrzędnych i wektory położenia

Otrzymanie końcowej postaci równań ruchu wymaga transformacji pomiędzy układami współrzędnych. Służą do tego macierze transformacji.

Macierz transformacji z układu $Bg_x y_g z_g$ do układu $Bx_b y_b z_b$ ma postać

$$\mathbf{L}_{b/g} = \begin{bmatrix} \cos \Psi_b \cos \Theta_b & \sin \Psi_b \cos \Theta_b & -\sin \Theta_b \\ \cos \Psi_b \sin \Theta_b \sin \Phi_b - \sin \Psi_b \cos \Phi_b & \sin \Psi_b \sin \Theta_b \sin \Phi_b + \cos \Psi_b \cos \Phi_b & \cos \Theta_b \sin \Phi_b \\ \cos \Psi_b \sin \Theta_b \cos \Phi_b + \sin \Psi_b \sin \Phi_b & \sin \Psi_b \sin \Theta_b \cos \Phi_b - \cos \Psi_b \sin \Phi_b & \cos \Theta_b \cos \Phi_b \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

gdzie: Ψ_b – kąt odchylenia bomby, Θ_b – kąt pochylenia bomby i Φ_b – kąt przechylenia bomby.

Macierz ta jest tożsama z macierzą transformacji stosowaną w mechanice lotu. Macierz transformacji z układu $Bx_b y_b z_b$ do układu $O_g x_g y_g z_g$ jest równa $\mathbf{L}_{g/b} = \mathbf{L}_{b/g}^{-1}$.

Macierz transformacji z układu $Bx_b y_b z_b$ do układu $Mx_f y_f z_f$ ma postać

$$\mathbf{L}_{f/b} = \begin{bmatrix} \cos \Psi_{b/f} \cos \Theta_{b/f} & \sin \Psi_{b/f} \cos \Theta_{b/f} & -\sin \Theta_{b/f} \\ -\sin \Psi_{b/f} & \cos \Psi_{b/f} & 0 \\ \cos \Psi_{b/f} \sin \Theta_{b/f} & \sin \Psi_{b/f} \sin \Theta_{b/f} & \cos \Theta_{b/f} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Macierz tą można uzyskać z macierzy $\mathbf{L}_{b/g}$, zastępując kąty pochylenia i odchylenia bomby kątami pochylenia $\Phi_{b/f}$ i odchylenia $\Psi_{b/f}$ flugera względem bomby oraz uwzględniając, że $\Phi_{b/f} = 0$ (brak obrotu flugera względem osi podłużnej Mx_f).

Macierz transformacji z układu $Mx_f y_f z_f$ do układu $Bx_b y_b z_b$ jest równa $\mathbf{L}_{b/f} = \mathbf{L}_{f/b}^{-1}$.

3. Geometria i kinematyka układu bomba-fluger

W modelowaniu uwzględniono opisane poniżej wektory położenia, prędkości i przyspieszenia.

Wektory położenia

Na rysunku 2 pokazano punkty i wektory definiujące geometrię układu bomba-fluger. Są to: B – środek masy bomby, M – punkt mocowania flugera do bomby, F – środek masy flugera, \mathbf{l}_M – wektor położenia punktu M względem środka masy bomby B , \mathbf{l}_F – wektor położenia punktu F względem punktu mocowania M , \mathbf{r} – wektor określający położenie elementarnej masy flugera dm_f względem punktu F , \mathbf{r}_f – wektor określający położenie elementarnej masy flugera dm_f względem punktu B , \mathbf{r}'_f – wektor określający położenie elementarnej masy dm_f flugera względem punktu M .

Na rys. 2 widać, że zachodzi związek

$$\mathbf{r}'_f = \mathbf{l}_F + \mathbf{r} \quad \mathbf{r}_f = \mathbf{l}_M + \mathbf{r}'_f = \mathbf{l}_M + \mathbf{l}_F + \mathbf{r} \quad (3.1)$$

Prędkości kątowe

- $\boldsymbol{\Omega}$ – prędkość kątowa obrotu bomby względem układu inercjalnego. Ma ona w układzie $Bx_b y_b z_b$ składowe $\boldsymbol{\Omega} = [P, Q, R]^T$.
- $\boldsymbol{\omega}$ – prędkość kątowa obrotu flugera względem bomby. Ma ona w układzie $Mx_f y_f z_f$ dwie niezerowe składowe $\boldsymbol{\omega} = [0, q, r]^T$.

Liniowa prędkość bezwzględna elementu flugera

Prędkość bezwzględna \mathbf{V}_f elementarnej masy flugera jest wypadkową prędkości środka masy bomby \mathbf{V} oraz dodatkowych składowych wynikających zarówno z obrotu bomby, jak i obrotu flugera względem bomby

$$\mathbf{V}_f = \mathbf{V} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_f + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}'_f = \mathbf{V} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{l}_M + (\boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{\omega}) \times \mathbf{r}'_f \quad (3.2)$$

Uwzględniając położenie środka masy flugera, jego prędkość bezwzględna jest równa

$$\mathbf{V}_F = \mathbf{V} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{l}_M + (\boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{\omega}) \times \mathbf{l}_F \quad (3.3)$$

Przyspieszenie bezwzględne elementu flugera

Przyspieszenie bezwzględne \mathbf{a}_f elementarnej masy flugera jest równe pochodnej globalnej prędkości \mathbf{V}_f względem czasu

$$\mathbf{a}_f = \frac{d\mathbf{V}_f}{dt} = \frac{d\mathbf{V}}{dt} + \frac{d}{dt}(\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_f) + \frac{d\mathbf{V}_{f-r}}{dt} \quad (3.4)$$

Obliczenie poszczególnych składników daje

$$\mathbf{a}_f = \frac{d'\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} + \boldsymbol{\varepsilon} \times \mathbf{r}_f + \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_f) + \boldsymbol{\varepsilon}_f \times \mathbf{r}'_f + 2\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}_{f-r} \quad (3.5)$$

gdzie symbol d'/dt oznacza pochodną lokalną względem czasu, $\boldsymbol{\varepsilon}$ – przyspieszenie kątowe bomby, $\boldsymbol{\varepsilon}_f$ – względne przyspieszenie kątowe flugera względem bomby

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \frac{d\boldsymbol{\Omega}}{dt} = \frac{d'\boldsymbol{\Omega}}{dt} \quad \boldsymbol{\varepsilon}_f = \frac{d'\boldsymbol{\omega}}{dt}$$

Uwzględniając geometrię układu, przyspieszenie bezwzględne środka masy flugera jest równe

$$\mathbf{a}_F = \frac{d'\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} + \boldsymbol{\varepsilon} \times (\mathbf{l}_M + \mathbf{l}_F) + \boldsymbol{\Omega} \times [\boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{l}_M + \mathbf{l}_F)] + \boldsymbol{\varepsilon}_f \times \mathbf{l}_F + 2\boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{l}_F) \quad (3.6)$$

Liniowa prędkość bezwzględna i przyspieszenie bezwzględne elementu bomby

W przypadku elementarnej masy bomby do określenia jej bezwzględnej prędkości i bezwzględnego przyspieszenia można wykorzystać relacje (3.2) i (3.5). Należy tu uwzględnić, że nie występuje ruch względny. Biorąc to pod uwagę, mamy

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_b &= \mathbf{V} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_b \\ \mathbf{a}_b &= \frac{d'\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} + \boldsymbol{\varepsilon} \times \mathbf{r}_b + \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_b) \end{aligned} \quad (3.7)$$

Symbolem \mathbf{r}_b oznaczono tu położenie elementarnej masy bomby względem jej środka masy. Dla środka masy bomby mamy

$$\mathbf{V}_B = \mathbf{V} \quad \mathbf{a}_B = \frac{d'\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} \quad (3.8)$$

4. Równanie ruchu postępowego układu bomba-fluger

Zgodnie z zasadą d'Alamberta suma sił działających na bombę o masie m_b jest równa zeru

$$\mathbf{F}_{b-b} + \mathbf{F}_{b-a} + \mathbf{F}_{b-g} + \mathbf{F}_{b-R} = \mathbf{0} \quad (4.1)$$

gdzie: $\mathbf{F}_{b-b} = -m_b \mathbf{a}_B$ – siła bezwładności, \mathbf{F}_{b-a} – siła aerodynamiczna działająca na bombę, $\mathbf{F}_{b-g} = m_b g$ – ciężar bomby, \mathbf{F}_{b-R} – siła reakcji flugera.

Analogiczny do (4.1) bilans sił dla flugera o masie m_f ma postać

$$\mathbf{F}_{f-b} + \mathbf{F}_{f-a} + \mathbf{F}_{f-g} + \mathbf{F}_{f-R} = \mathbf{0} \quad (4.2)$$

gdzie: $\mathbf{F}_{f-b} = -m_f \mathbf{a}_F$ – siła bezwładności, \mathbf{F}_{f-a} – siła aerodynamiczna działająca na fluger, $\mathbf{F}_{f-g} = m_f g$ – ciężar flugera, \mathbf{F}_{f-R} – siła reakcji bomby.

Ponieważ siły reakcji są siłami wewnętrznymi układu i zachodzi zależność

$$\mathbf{F}_{f-R} = -\mathbf{F}_{b-R} \quad (4.3)$$

to sumowanie stronami równań (4.1) i (4.2) pozwala wyeliminować te siły. Wykorzystując następnie zależności (3.3), (3.6) i (3.8), otrzymuje się wektorowe równanie ruchu postępowego układu bomba-fluger. Równanie to zapisane w układzie $Bx_b y_b z_b$ ma postać

$$(m_b + m_f) \frac{d'\mathbf{V}}{dt} + \mathbf{m}_\Omega \frac{d'\boldsymbol{\Omega}}{dt} + \mathbf{m}_\omega \frac{d'\boldsymbol{\omega}}{dt} = \mathbf{F}_{b_a} + \mathbf{L}_{b/f} \mathbf{F}_{f_a} + (m_b + m_f) \mathbf{L}_{b/g} \mathbf{g} - (m_b + m_f) \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} - m_f \{ \boldsymbol{\Omega} \times [\boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{I}_M + \mathbf{L}_{b/f} \mathbf{I}_F)] + 2\boldsymbol{\Omega} \times [\mathbf{L}_{b/f} \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}_F] \} \quad (4.4)$$

gdzie:

$$\mathbf{m}_\Omega = m_f \begin{bmatrix} 0 & (\mathbf{L}_{f/b})_{13} l_f & -(\mathbf{L}_{f/b})_{12} l_f \\ -(\mathbf{L}_{f/b})_{13} l_f & 0 & \mathbf{I}_M + (\mathbf{L}_{f/b})_{11} l_f \\ (\mathbf{L}_{f/b})_{12} l_f & -(\mathbf{I}_M + (\mathbf{L}_{f/b})_{11} l_f) & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{m}_\omega = m_f l_f \begin{bmatrix} 0 & -(\mathbf{L}_{f/b})_{31} & (\mathbf{L}_{f/b})_{21} \\ 0 & -(\mathbf{L}_{f/b})_{32} & (\mathbf{L}_{f/b})_{22} \\ 0 & -(\mathbf{L}_{f/b})_{33} & (\mathbf{L}_{f/b})_{23} \end{bmatrix}$$

W równaniu (4.4) uwzględniono, że wektor $\boldsymbol{\omega}$ ma w układzie $Fx_f y_f z_f$ tylko dwie niezerowe składowe, tzn. $d'\boldsymbol{\omega}/dt = [0, \dot{q}, \dot{r}]^T$. Występują tu też macierze transformacji, ponieważ niektóre wektory określone są w innych układach współrzędnych.

5. Równanie ruchu obrotowego bomby

Bilans momentów sił zewnętrznych i siły bezwładności działających na bombę daje równanie ruchu obrotowego bomby względem jej środka masy

$$\mathbf{M}_{b_b} + \mathbf{M}_{b_a} + \mathbf{M}_{b_R} = \mathbf{0} \quad (5.1)$$

gdzie: $\mathbf{M}_{b_b} = -d\mathbf{K}_b/dt$ – moment sił bezwładności, \mathbf{M}_{b_a} – moment sił aerodynamicznych, \mathbf{M}_{b_R} – moment sił reakcji od flugera.

Uwzględniając, że kręt bomby \mathbf{K}_b jest równy iloczynowi tensora momentów bezwładności bomby \mathbf{I}_b i prędkości kątowej $\boldsymbol{\Omega}$

$$\mathbf{K}_b = \mathbf{I}_b \boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} I_{b_{xx}} & -I_{b_{xy}} & -I_{b_{xz}} \\ -I_{b_{yx}} & I_{b_{yy}} & -I_{b_{yz}} \\ -I_{b_{zx}} & -I_{b_{zy}} & I_{b_{zz}} \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} \quad (5.2)$$

równanie ruchu obrotowego bomby przyjmuje postać

$$\mathbf{I}_b \frac{d'\boldsymbol{\Omega}}{dt} = \mathbf{M}_{b_a} + \mathbf{M}_{b_R} - \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{I}_b \boldsymbol{\Omega}) \quad (5.3)$$

W równaniu tym występuje moment od siły reakcji flugera. Wyliczając tę siłę z (4.3) i (4.2) mamy

$$\mathbf{M}_{b_R} = \mathbf{I}_M \times \mathbf{F}_{b_R} = -\mathbf{I}_M \times \mathbf{F}_{f_R} = \mathbf{I}_M \times (\mathbf{F}_{f_b} + \mathbf{F}_{f_a} + \mathbf{F}_{f_g}) \quad (5.4)$$

Jeżeli do obliczenia siły bezwładności flugera wykorzysta się formułę (3.6), to końcowa postać równania ruchu obrotowego bomby jest następująca:

$$\mathbf{I}_{Vb} \frac{d'\mathbf{V}}{dt} + (\mathbf{I}_b + \mathbf{I}_{\Omega b}) \frac{d'\boldsymbol{\Omega}}{dt} + \mathbf{I}_{\omega b} \frac{d'\boldsymbol{\omega}}{dt} = [\mathbf{M}_{b_a} + \mathbf{I}_M \times (\mathbf{L}_{b/f} \mathbf{F}_{f_a})] - \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{I}_b \boldsymbol{\Omega}) + m_f \mathbf{I}_M \times (\mathbf{L}_{b/g} \mathbf{g}) - m_f \mathbf{I}_M \times \{ \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} + \boldsymbol{\Omega} \times [\boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{I}_M + \mathbf{L}_{b/f} \mathbf{I}_F)] \} + 2\boldsymbol{\Omega} \times [\mathbf{L}_{b/f} (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}_F)] \quad (5.5)$$

gdzie:

$$\mathbf{I}_{Vb} = m_f l_M \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{I}_{\Omega b} = m_f l_M \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -(\mathbf{L}_{f/b})_{12} l_f & l_M + (\mathbf{L}_{f/b})_{11} l_f & 0 \\ -(\mathbf{L}_{f/b})_{13} l_f & 0 & l_M + (\mathbf{L}_{f/b})_{11} l_f \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{I}_{\omega b} = m_f l_M l_f \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & (\mathbf{L}_{f/b})_{33} & -(\mathbf{L}_{f/b})_{23} \\ 0 & -(\mathbf{L}_{f/b})_{32} & (\mathbf{L}_{f/b})_{22} \end{bmatrix}$$

6. Równanie ruchu obrotowego flugera

Równanie ruchu obrotowego flugera względem punktu M uzyskuje się, bilansując działające na niego momenty sił

$$\mathbf{M}_{f_b} + \mathbf{M}_{f_g} + \mathbf{M}_{f_a} + \mathbf{M}_{f_{a^*}} + \mathbf{M}_{f_R} = \mathbf{0} \quad (6.1)$$

Uwzględniono tu: moment od sił grawitacyjnych $\mathbf{M}_{f_g} = \mathbf{l}_F \times m_f \mathbf{g}$, moment sił grawitacyjnych przyłożonych w środku masy flugera $\mathbf{M}_{f_a} = \mathbf{l}_F \times \mathbf{F}_{f_a}$, moment aerodynamiczny względem środka masy flugera $\mathbf{M}_{f_{a^*}}$, moment od sił bezwładności $\mathbf{M}_{f_b} = \iiint \mathbf{r}'_f \times d\mathbf{F}_{f_b}$. Moment \mathbf{M}_{f_R} siły reakcji bomby jest równy zero ze względu na zerowe ramię działania, tzn. $\mathbf{M}_{f_R} = \mathbf{0}$.

Przekształcenie wyrażenia (6.1) wymaga policzenia szeregu całek. Po ich wyznaczeniu otrzymuje się równanie ruchu obrotowego flugera względem punktu M zapisane w układzie $Mx_f y_f z_f$

$$\mathbf{I}_{Vf} \frac{d'\mathbf{V}}{dt} + (\mathbf{I}_{\Omega f} + \mathbf{I}_f \mathbf{L}_{f/b}) \frac{d'\boldsymbol{\Omega}}{dt} + (\mathbf{I}_{\omega f} + \mathbf{I}_f) \frac{d'\boldsymbol{\omega}}{dt} = \mathbf{M}_{f_g} + \mathbf{M}_{f_a} + \mathbf{M}_{f_{a^*}} +$$

$$- m_f \mathbf{l}_F \times [(\mathbf{L}_{f/b} \boldsymbol{\Omega}) \times (\mathbf{L}_{f/b} \mathbf{V}) - m_f \mathbf{l}_F \times \{ \mathbf{L}_{f/b} \boldsymbol{\Omega} \} \times [(\mathbf{L}_{f/b} \boldsymbol{\Omega}) \times (\mathbf{l}_F + \mathbf{L}_{f/b} \mathbf{l}_M)]] +$$

$$- (\mathbf{L}_{f/b} \boldsymbol{\Omega}) \times [\mathbf{I}_f (\mathbf{L}_{f/b} \boldsymbol{\Omega})] - 2(\mathbf{I}_{cor1} + \mathbf{I}_{cor2} \mathbf{L}_{f/b}) \boldsymbol{\Omega} \quad (6.2)$$

gdzie:

$$\mathbf{I}_{Vf} = m_f l_f \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -L_{31} & -L_{32} & -L_{33} \\ L_{21} & L_{22} & L_{23} \end{bmatrix} \quad \mathbf{I}_{\omega f} = m_f l_f^2 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{I}_{\Omega f} = m_f l_f \cdot \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ L_{32} L_{31} - L_{33} L_{21} l_M & L_{33} (l_f + L_{11} l_M) - L_{31}^2 l_M & L_{21} L_{31} l_M - L_{32} (l_f + L_{11} l_M) \\ (L_{23} L_{21} - L_{22} L_{31}) l_M & L_{21} L_{31} l_M - L_{23} (l_f + L_{11} l_M) & L_{22} (l_f + L_{11} l_M) - L_{21}^2 l_M \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{I}_{cor1} = m_f l_f^2 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -r L_{11} & -r L_{12} & -r L_{13} \\ q L_{11} & q L_{12} & q L_{13} \end{bmatrix} \quad \mathbf{I}_f = \begin{bmatrix} I_{f_x} & -I_{f_{xy}} & -I_{f_{xz}} \\ -I_{f_{yx}} & I_{f_y} & -I_{f_{yz}} \\ -I_{f_{zx}} & -I_{f_{zy}} & I_{f_z} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{I}_{cor2} = \begin{bmatrix} r I_{f_{xy}} - q I_{f_{xz}} & r I_{f_{y^2}} - q I_{f_{yz}} & r I_{f_{yz}} - q I_{f_{z^2}} \\ -r I_{f_{x^2}} & -r I_{f_{xy}} & -r I_{f_{xz}} \\ q I_{f_{x^2}} & q I_{f_{xy}} & q I_{f_{xz}} \end{bmatrix}$$

$$I_{f_{x^2}} = \frac{1}{2} (-I_{f_x} + I_{f_y} + I_{f_z}) \quad I_{f_{y^2}} = \frac{1}{2} (I_{f_x} - I_{f_y} + I_{f_z})$$

$$I_{f_{z^2}} = \frac{1}{2} (I_{f_x} + I_{f_y} - I_{f_z})$$

Spośród trzech równań skalarnych odpowiadających równaniu (6.2) do obliczeń wykorzystuje się równania drugie i trzecie, które opisują ruch wokół osi obrotu flugera.

7. Związki kinematyczne

Określone powyżej równania ruchu układu bomba-fluger należy uzupełnić związkami kinematycznymi, w oparciu o które wylicza się:

— przestrzenne położenie bomby:

$$\begin{aligned}\dot{\Phi}_b &= P + (Q \sin \Phi_b + R \cos \Phi_b) \operatorname{tg} \Theta_b \\ \dot{\Theta}_b &= Q \cos \Phi_b - R \sin \Phi_b \\ \dot{\Psi}_b &= (R \cos \Phi_b + Q \sin \Phi_b) \frac{1}{\cos \Theta_b}\end{aligned}\tag{7.1}$$

— położenie flugera względem bomby:

$$\dot{\Theta}_{b/f} = q \quad \dot{\Psi}_{b/f} = r\tag{7.2}$$

— trajektorię bomby:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{Bg} \\ \dot{y}_{Bg} \\ \dot{z}_{Bg} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{b/g}^{-1} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}\tag{7.3}$$

8. Końcowa postać równań ruchu układu bomba-fluger

Równania (4.4), (5.5), (6.2)-(7.3) stanowią układ 16 równań różniczkowych zwyczajnych, który można zapisać w postaci:

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x})\tag{8.1}$$

gdzie \mathbf{x} jest wektorem parametrów lotu układu:

$$\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, q, r, \Phi_b, \Theta_b, \Psi_b, \Theta_{b/f}, \Psi_{b/f}, x_{Bg}, y_{Bg}, z_{Bg}]^T$$

Uwzględniono tu, że fluger nie ma możliwości przechylania – pomija się pierwsze równanie skalarnie odpowiadające równaniu (6.2).

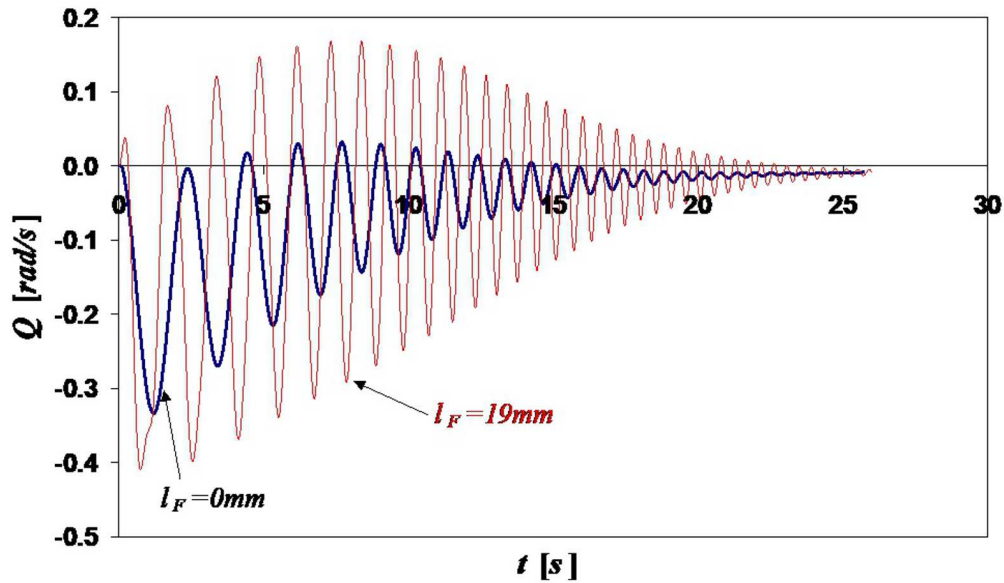
9. Siły i momenty aerodynamiczne

Siły i momenty aerodynamiczne działające na bombę \mathbf{F}_{b-a} , \mathbf{M}_{b-a} oraz fluger \mathbf{F}_{f-a} , \mathbf{M}_{f-a} wyznaczyć można w oparciu o znajomość charakterystyk aerodynamicznych obu obiektów. Charakterystyki te otrzymuje się w wyniku badań w tunelu aerodynamicznym lub poprzez obliczenia teoretyczne, które mogą bazować na metodach numerycznej mechaniki płynów lub na zależnościach teoretyczno-eksperymentalnych. Stosuje się często komercyjne oprogramowanie [13].

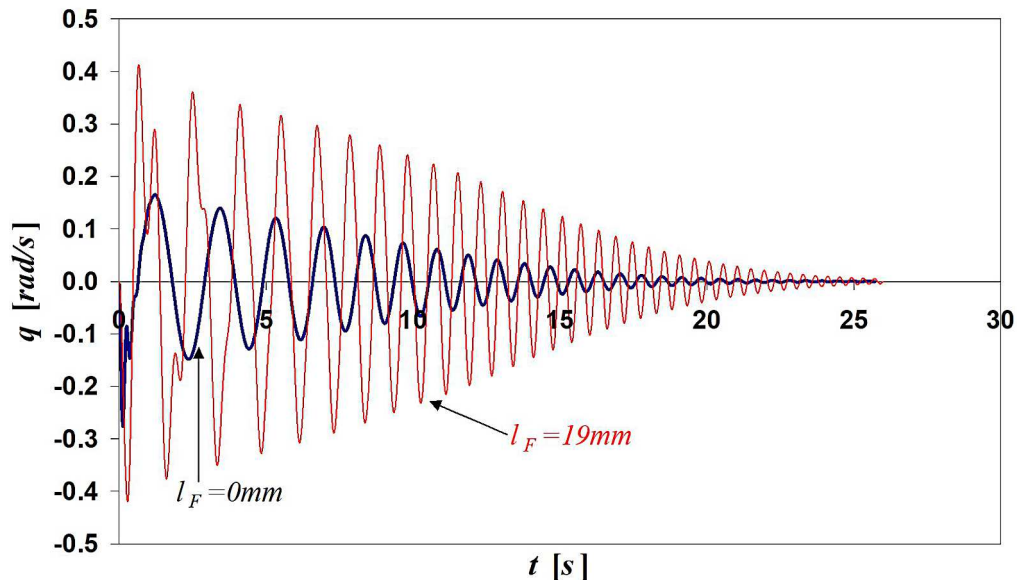
10. Przykład obliczeniowy

W oparciu o przedstawiony powyżej model matematyczny ruchu układu bomba-fluger opracowano program symulacyjny, który pozwala na wszechstronną analizę ruchu układu, a w szczególności umożliwia ocenę poprawności działania flugera oraz badanie dynamiki układu.

Poniżej zaprezentowano przykładowe wyniki symulacji. Dotyczą one bomby o masie 15,5 kg, której charakterystyki aerodynamiczne obliczono, wykorzystując oprogramowanie PRODAS. Zostały one skorygowane w oparciu o badania tunelowe.



Rys. 3. Prędkość kątowna pochylania bomby



Rys. 4. Prędkość kątowna pochylania flugera

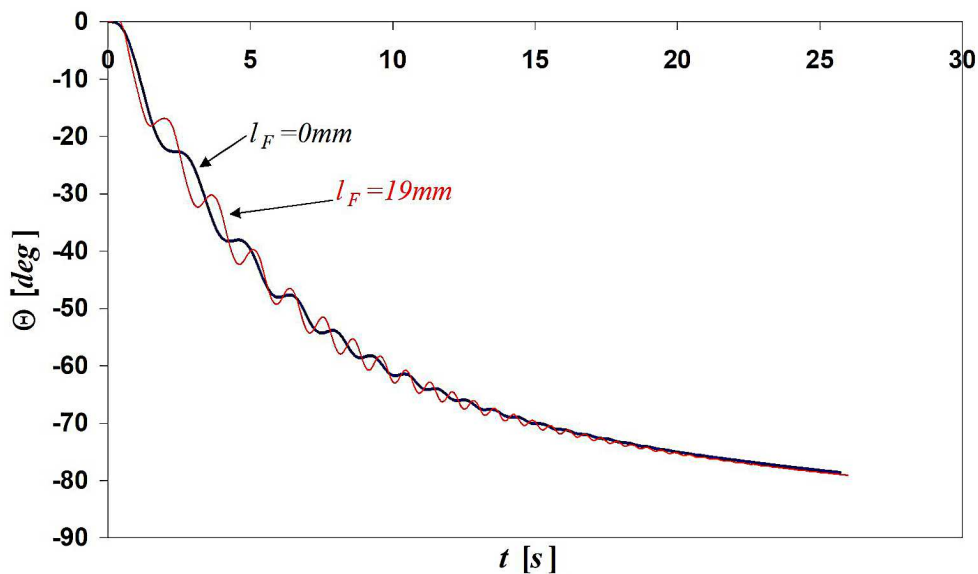
Na rysunkach 3÷8 pokazano przebiegi wybranych parametrów lotu bomby oraz flugera, zakładając, że bomba zrzucona jest z wysokości 3000 m z prędkością początkową 55 m/s. Kąt zrzutu wynosił 0° (lot poziomy). Fluger zamocowany był w odległości $l_M = 0,5$ m od środka masy

bomby. Rozpatrzono dwa przypadki położenia środka masy flugera względem punktu mocowania:

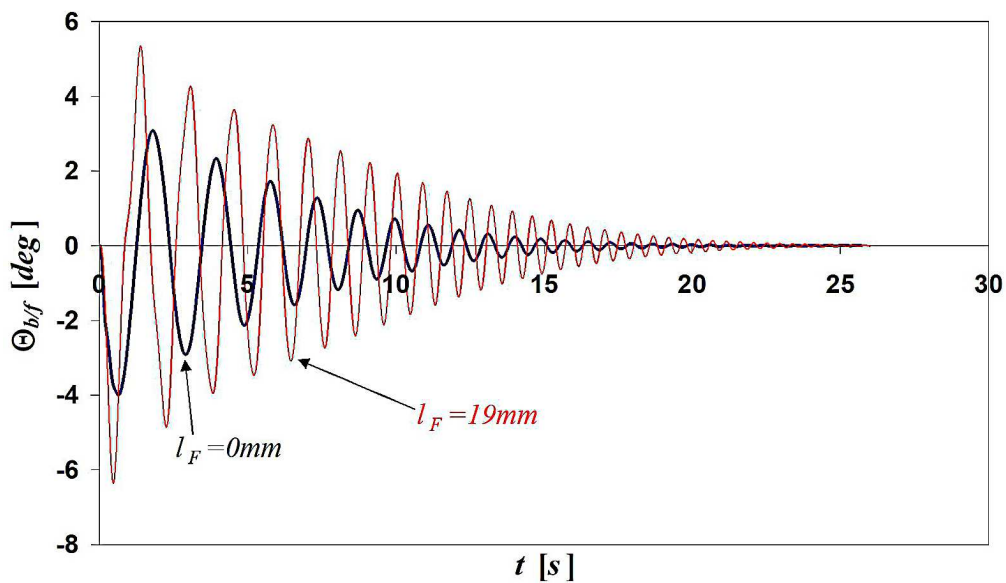
- $l_F = 0 \text{ mm}$ – środek masy flugera pokrywa się z punktem mocowania,
- $l_F = 19 \text{ mm}$ – środek masy flugera wysunięty jest do przodu w stosunku do punktu mocowania.

Ze względu na niezmienną konstrukcję flugera przyjęto, że położenie ogniska aerodynamicznego flugera względem środka masy pozostawało stałe – znajdowało się ono za środkiem masy.

Wyniki pokazują, że wysunięcie środka masy flugera (a więc i ogniska) do przodu pogarsza stateczność ruchu – zakresy oscylacji prędkości kątowej bomby i flugera rosną (rys. 3 i 4). Wniosek ten dotyczy również kątów pochylenia obu elementów modelowanego układu (rys.5 i 6).



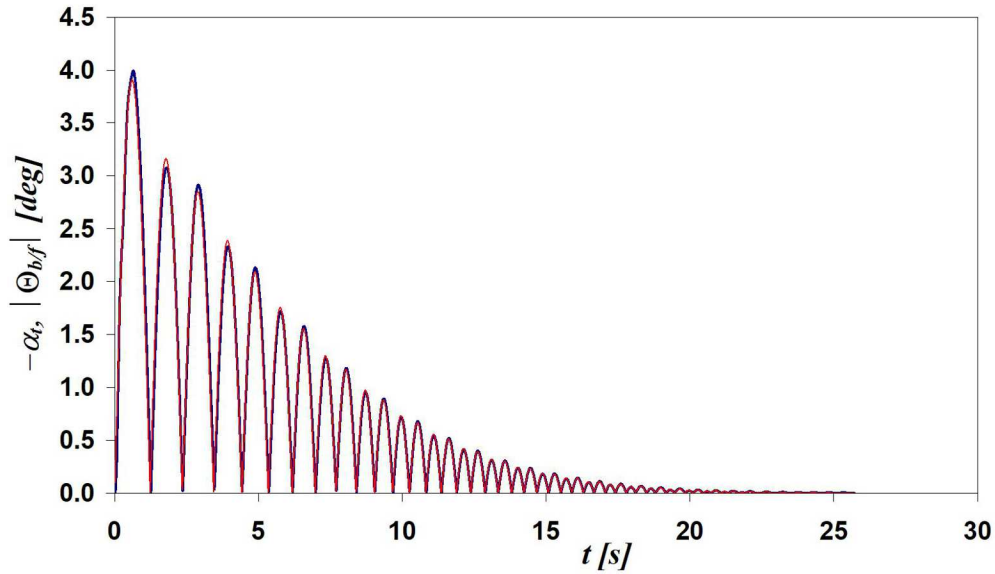
Rys. 5. Kąt pochylenia bomby



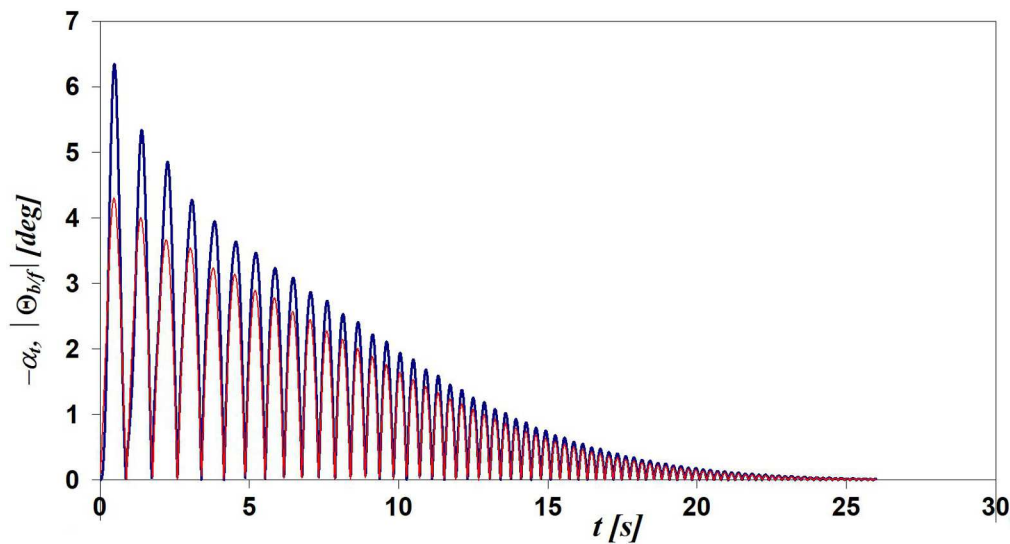
Rys. 6. Kąt pochylenia flugera

Pogorszenie stateczności ma bezpośredni wpływ na „podążanie” kąta pochylenia flugera $\Theta_{b/f}$ za kątem nutacji bomby α_t . Można to zauważyć, porównując rys. 7 i 8. Na rysunkach tych po-

kazano kąt nutacji bomby (czerwona cienka linia) oraz bezwzględną wartość kąta pochylenia flugera względem bomby. Jeżeli oś flugera pozostaje równoległa do kierunku przepływu, to powinna zachodzić równość $|\Theta_{b/f}| = \alpha_t$. Niezgodność obu przebiegów występuje, gdy fluger nie jest ustawiony równoległe do wektora prędkości. Jest to widoczne na rys. 8 dotyczącym przypadku $l_F = 19$ mm. Dalsze zwiększanie wysunięcia do przodu środka masy (i zarazem ogniska aerodynamicznego) prowadzi do pojawienia się niestateczności, co pokazały inne symulacje oparte na przedstawionym modelu.



Rys. 7. Kąt nutacji bomby i kąt pochylenia flugera dla $l_F = 0$ mm



Rys. 8. Kąt nutacji bomby i kąt pochylenia flugera dla $l_F = 19$ mm

11. Podsumowanie

W artykule przedstawiono model matematyczny ruchu układu bomba-fluger. Zagadnienie to nie było do tej pory omawiane w przeanalizowanej literaturze – autorom artykułu nie są znane krajowe i zagraniczne publikacje prezentujące podobny model. W tekście pominięto opis sposobu wyznaczania sił i momentów aerodynamicznych, skupiając się na przedstawieniu metodyki

obliczania sił bezwładnościowych. Uzyskany model ruchu stał się podstawą do sporządzenia programu symulacyjnego, który jest wykorzystywany do analizy dynamiki układu, a w szczególności do oceny występujących w trakcie zrzutu efektów dynamicznych. Priorytetem jest określenie zachowania się flugera w trakcie zrzutu bomby. Dotychczasowe wyniki obliczeń pozwoliły na analizę poprawności działania flugera, na którym zamontowane są elementy układu samonaprowadzania bomby na cel. Ilustruje to pokazany przykład obliczeniowy.

Bibliografia

1. BARANOWSKI L., *Modelowanie, identyfikacja i badania numeryczne dynamiki lotu obiektów balistycznych na potrzeby systemów kierowania ogniem artylerii naziemnej*, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa, 2011
2. BARANOWSKI L., GADOMSKI B., SZYMONIK J., MAJEWSKI P., Comparison of explicit and implicit forms of the modified point mass trajectory model, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, **54**, 4, 2016
3. CARLUCCI D.E., JACOBSON S.S., *Ballistics – Theory and Design of Guns and Ammunitions*, CRC Press, 2007
4. DMITRICZEWSKIJ A.A., *Wnesznaja balistika*, Izd. Maszinostroenie, Moskwa, 1972
5. GACEK J., *Balistyka zewnętrzna, Cz. I i II*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1999
6. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., Estimation of the accuracy of laser guided bomb, *Journal of KONES*, 2016, **23**, 3, 271-279
7. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., OLEJNICZAK E., Evaluation of the possibility of bomb flight control, *Journal of KONES*, 2015, **22**, 3
8. LIESKE R., DANBERG J., Modified point mass trajectory simulation for base – burn projectiles, *Ballistic Research Laboratories Technical Report No. 3321*, 1992
9. LIESKE R., MCCOY R.L., Equations of motion of a rigid projectile, *Ballistic Research Laboratories Technical Report No. 1244*, 1964
10. LIESKE R., REITLER M., Equations of motion for a modified point mass trajectory, *Ballistic Research Laboratories Report No.1314*, 1966
11. MCCOY R.L., *Modern Exterior Ballistics*, Schiffer Publishing Ltd., 2012
12. Polska Norma PN-83/L-01010.00, *Mechanika lotu samolotów i szybowców – Terminologia*
13. PRODAS Software v.3, Arrow Tech Associates Inc., 2008
14. SZAPIRO J., *Balistyka zewnętrzna*, Wydawnictwo MON, 1956
15. *The Modified Point Mass Trajectory Model*, STANAG 4355, (Ed. 2)

Mathematical model of motion of the bomb-fluger system

The article presents a mathematical model describing the spatial motion of the bomb-fluger system. This system consists of two rigid bodies – a bomb and a fluger connected by a biaxial joint. The equations of motion were derived based on Newton's dynamics principles in non-inertial reference systems. As a result, a system of sixteen differential equations was obtained, whose solution allows one to calculate the trajectory of the bomb flight, its spatial configuration and the position of the fluger relative to the bomb. The application of the developed model is illustrated by exemplary results of numerical simulation.

ANALIZA WPŁYWU RÓŻNYCH CZYNNIKÓW NA DOKŁADNOŚĆ TRAFIENIA BOMBY W WARUNKACH TURBULENCJI ATMOSFERY

GRZEGORZ KOWALECZKO, MARIUSZ PIETRASZEK, KRZYSZTOF GRAJEWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl; mariusz.pietraszek@itwl.pl; krzysztof.grajewski@itwl.pl

W artykule przedstawione zostaną wyniki symulacji numerycznej ruchu bomby lotniczej zrzuconej w warunkach atmosfery turbulentnej. Bomba ta powstała w wyniku modyfikacji lotniczej bomby ćwiczebnej poprzez dodanie modułu umożliwiającego korygowanie toru lotu. Zarówno bomba, która była pierwowzorem, jak i jej wersja korygowana zostały zaprojektowane i wykonane w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Model ruchu bomby bazuje na opisie ruchu bryły sztywnej. Przy obliczaniu sił aerodynamicznych uwzględniono stochastyczny opis pola wiatru. W tym celu wykorzystano model opisujący atmosferę turbulentną opracowany przez Shinozukiego. Charakterystyki aerodynamiczne bomby określono przy pomocy oprogramowania PRODA, uwzględniając jednocześnie wyniki badań w tunelu aerodynamicznym. Omówiono wpływ parametrów początkowych na lot bomby w atmosferze spokojnej oraz turbulentnej. Dokonano analizy wpływu turbulencji atmosfery na rozrzut oraz celność bomby.

1. Wstęp

W procesie projektowania bomb lotniczych niezbędne jest przeprowadzenie badań kompleksowych, badań teoretycznych i doświadczalnych. Badania teoretyczne dotyczą m.in. symulacji ruchu bomby podczas zrzutu w różnych warunkach. Wymagają one opracowania modelu matematycznego oraz programu symulacyjnego. Ich wyniki pozwalają na oszacowanie osiągnięć bomby oraz jej właściwości dynamicznych. Jeżeli wyniki nie spełniają oczekiwań, to mogą być podstawą do wprowadzania zmian konstrukcyjnych jeszcze na etapie projektowania ostatecznego rozwiązania konstrukcyjnego. Jednocześnie można testować wpływ wprowadzanych zmian konstrukcyjnych na właściwości lotnie projektowanej bomby poprzez odpowiednie zmiany w opracowanych kodach źródłowych. Dzięki temu możliwe jest istotne obniżenie kosztów kolejnego etapu badań, którymi są badania poligonowe. Skróceniu ulega czas tych badań, zmniejsza się liczba zrzutów testowych. Można też właściwie zaplanować ich zakres (np. wysokości, prędkości i kąty zrzutu).

Opracowany model matematyczny i program symulacyjny ruchu bomby opierają się na klasycznym modelu ruchu bryły sztywnej, na którą oddziałują siły bezwładności, siła grawitacji oraz siły aerodynamiczne [3], [5], [6]. Model ten opisuje ruch przestrzenny – bomba jest obiektem o sześciu stopniach swobody [1], [2], [12]-[14], [19], [20].

Na model ten składają się:

- równania ruchu postępowego środka masy bomby zapisane w układzie nieinercyjnym związanym z bombą,
- równania ruchu obrotowego bomby zapisane w tym samym układzie,
- związki kinematyczne pozwalające wyznaczać kąty przestrzennego położenia bomby,
- związki kinematyczne pozwalające wyznaczać trajektorię bomby w układzie inercyjnym związanym z Ziemią.

W efekcie rozwiązaniu podlega układ dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych.

Niezwykle istotnym elementem modelowania jest wykorzystanie wiarygodnych charakterystyk aerodynamicznych bomby. Dlatego w badaniach wykorzystano charakterystyki obliczone z wykorzystaniem komercyjnego oprogramowania Prodas [16], które umożliwiają m.in. uwzględnienie wpływu liczby Macha, jak i charakterystyki otrzymane w wyniku badań w tunelu aerodynamicznym, które dotyczą jedynie przepływów nieściśliwych. Charakterystyki uzyskane w ten sposób posłużyły do opracowania ich końcowej postaci zaimplementowanej w modelu symulacyjnym.

W trakcie lotu bomby oddziałują na nią turbulencje atmosfery. Mają one charakter stochastyczny. Turbulencje te wpływają na wartość sił i momentów aerodynamicznych działających na bombę, co powoduje zaburzenia trajektorii lotu i ma wpływ na jej celność. Aby oszacować ten wpływ, konieczne jest zastosowanie skutecznego i wiarygodnego modelu turbulencji. W obliczeniach wykorzystano model Shinozukiego [9], [10], [17], [18], który zapewnia wygenerowanie podczas symulacji podmuchów wiatru, których cechy stochastyczne (odchylenie standardowe, spektrum mocy) odpowiadają cechom rzeczywistych podmuchów zarejestrowanych podczas wieloletnich pomiarów realizowanych przez różne ośrodki badawcze zajmujące się badaniami atmosfery ziemskiej.

Zarówno model ruchu bomby, jak i model turbulencji przedstawiony został w artykule [8] i nie będą tu szczegółowo przedstawiane. Poniżej przytoczono jedynie podstawowy opis modelu Shinozukiego. Zgodnie z tym modelem składowe turbulencji wiatru można przedstawić w postaci szeregu harmonicznego o losowych parametrach:

$$\mathbf{V}_{turb,i}(\mathbf{r}) = \sum_{j=1}^i \sum_{l=1}^L |H_{ij}(\boldsymbol{\Omega}_l)| \sqrt{2\Delta\Omega} \cos(\boldsymbol{\Omega}'_l \mathbf{r} + \varphi_{jl}) \quad (1.1)$$

gdzie: $\mathbf{V}_{turb,i}(\mathbf{r})$ – i -ta składowa wektora turbulencji w punkcie, którego położenie określa wektor $\mathbf{r} = [x_g, y_g, z_g]^T$; H_{ij} – elementy macierzy \mathbf{H} określającej amplitudy oscylacji, $\boldsymbol{\Omega}_l = [\Omega_{lx}, \Omega_{ly}, \Omega_{lz}]^T$ – wektor częstości „przestrzennej”, $\boldsymbol{\Omega}'_l$ – zaburzony losowo wektor $\boldsymbol{\Omega}_l$, φ_{jl} – losowa faza oscylacji.

Macierz \mathbf{H} powiązana jest z macierzą gęstości widmowej (spektrum) mocy zależnością:

$$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\Omega}) = \mathbf{H}(\boldsymbol{\Omega})\mathbf{H}^T(\boldsymbol{\Omega}) \quad (1.2)$$

Spektrum mocy zależy od odchylenia standardowego σ i tzw. skali turbulencji L_w . Odchylenie standardowe jest podstawą do oceny „siły” wiatru, zaś skala turbulencji określa odległość, na której podmuchy są skorelowane. W meteorologii stosuje się następującą klasyfikację siły wiatru:

- wiatr pomijalny – jest to zmiana prędkości wiatru na przyjętym odcinku drogi w granicach $0 \div 2$ m/s;
- wiatr minimalny – jest to zmiana prędkości wiatru na przyjętym odcinku drogi w granicach $2 \div 4$ m/s;
- wiatr silny – jest to zmiana prędkości wiatru na przyjętym odcinku drogi w granicach $4 \div 6$ m/s;
- wiatr bardzo silny – jest to zmiana prędkości wiatru na przyjętym odcinku drogi powyżej 6 m/s.

Natomiast typowa wartość skali turbulencji to 400 m.

W literaturze znaleźć można przykłady podające analityczne wyrażenia pozwalające obliczyć elementy macierzy $\boldsymbol{\Phi}$:

$$\Phi(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z) = \frac{2L_w^3}{\pi^2} \frac{\sigma^2}{[1 + L_w^2(\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2)]^3} \cdot \begin{bmatrix} (L_w^2(\Omega_y^2 + \Omega_z^2) & -\Omega_x\Omega_yL_w^2 & -\Omega_x\Omega_zL_w^2 \\ -\Omega_y\Omega_xL_w^2 & L_w^2(\Omega_x^2 + \Omega_z^2) & -\Omega_y\Omega_zL_w^2 \\ -\Omega_z\Omega_xL_w^2 & -\Omega_z\Omega_yL_w^2 & L_w^2(\Omega_x^2 + \Omega_y^2) \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

2. Podstawowe dane bomby

Badana lotnicza ćwiczebna bomba (rys. 1) przeznaczona jest do szkolenia personelu latającego w bombardowaniu z użyciem bomb z laserowym układem korekcji toru lotu. Została ona opracowana na bazie ćwiczebnej bomby lotniczej. Modyfikacja polega na zabudowaniu na korpusie bomby dwóch par sterów, które pozwalają na aktywną korekcję toru lotu. W przedniej części bomby umieszczono też cztery detektory pozwalające na wykrycie podświetlonego laserem celu. Wewnątrz korpusu znajdują się układy przeliczające i wykonawcze wypracowujące sygnały sterujące wychyleniem sterów.



Rys. 1. Badana bomba – widok ogólny

Podstawowe dane taktyczno-techniczne bomby są następujące:

długość	850 mm
średnica korpusu	109,7 mm
rozpiętość stabilizatorów	212 mm
masa	15,5 kg
maksymalna prędkość opadania	329 m/s
czas charakterystyczny ¹	20,8 s

3. Parametry rozrzutu i błąd bombardowania

Tor lotu bomby podczas lotu w atmosferze turbulentnej różni się od toru bomby zrzuconej w atmosferze spokojnej [11]. Konsekwencją oddziaływania wiatru na bombę jest rozrzut punktów upadku bomby. Punkty te mieszczą się w obszarze zbliżonym do elipsy. W celu określenia parametrów charakteryzujących rozkład punktów upadku bomby wyznacza się [4], [6]:

- średni punkt trafienia,
- uchylenia prawdopodobne U_x, U_y ,
- Circular Error Probability – *CEP* zwany też średnim kołowym błędem trafienia,
- błąd bombardowania R
- kowariancja elipsy punktów upadku.

¹Czas charakterystyczny, to czas spadku bomby z wysokości 2000 metrów przy zrzucie z lotu poziomego z prędkością 40 m/s w warunkach Atmosfery Wzorcowej.

3.1. Średni punkt trafienia

Średni punkt trafienia, to punkt którego współrzędne są średnią arytmetyczną współrzędnych punktów upadku uzyskanych podczas kolejnych zrzutów (symulacji)

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_{gi} \quad \bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_{gi} \quad (3.1)$$

gdzie: x_{gi} – współrzędna punktu upadku wzdłuż osi pokrywającej się z kierunkiem donośności; y_{gi} – współrzędna punktu upadku wzdłuż osi poprzecznej do linii donośności; n – liczba punktów upadku bomby.

3.2. Uchylenia prawdopodobne

W elipsie rozrzutu wydziela się obszar prostokątny, w którym mieści się 50% trafień. Współrzędne jego granic określone są przez tzw. uchylenia prawdopodobne. Definiuje się je wzdłuż donośności i w poprzek donośności:

$$U_x = 0,6745 \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_{gi} - \bar{x})^2} = 0,6745 \delta_x \quad (3.2)$$

$$U_y = 0,6745 \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (y_{gi} - \bar{y})^2} = 0,6745 \delta_y$$

gdzie wprowadzono odchylenia standardowe δ_x , δ_y :

$$\delta_x = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_{gi} - \bar{x})^2} \quad \delta_y = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (y_{gi} - \bar{y})^2} \quad (3.3)$$

3.3. Średni kołowy błąd trafienia

Jeżeli na płaszczyźnie upadku bomby wyznaczyć okrąg o początku w średnim punkcie trafienia, wewnątrz którego mieści się 50% punktów upadku, to jego promień jest nazywany średnim kołowym błędem trafienia. Wylicza się go z zależności:

$$CEP = 1,177 \frac{\delta_x + \delta_y}{2} \quad (3.4)$$

3.4. Błąd bombardowania

Błąd bombardowania R jest to odległość pomiędzy punktem celowania a średnim punktem upadku. W rozpatrywanym przypadku za punkt celowania przyjęto punkt upadku bomby w atmosferze spokojnej. Zestawienie wyznaczonych wartości i przyjętych parametrów pozwala na określenie błędu bombardowania

$$R = \sqrt{(\bar{x} - x_c)^2 + (\bar{y} - y_c)^2} \quad (3.5)$$

gdzie: x_c , y_c – współrzędne punktu celowania.

3.5. Tensor kowariancji punktów upadku

Na tensor kowariancji punktów upadku bomby o postaci

$$\mathbf{T}_{\sigma^2} = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \text{cov}(X, Y) \\ \text{cov}(X, Y) & \sigma_y^2 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

składają się:

- estymator kowariancji $\text{cov}(X, Y)$ o postaci

$$\text{cov}(X, Y) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (x_{gj} - \bar{x})(y_{gj} - \bar{y}) \quad (3.7)$$

który określa moment odchylenia (dewiacji) punktów upadku bomby względem osi centralnych x_0, y_0 przechodzących przez średni punkt upadku;

- estymatory wariancji wspólnych x_g i y_g punktów upadku bomby opisane zależnościami

$$\sigma_x^2 = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (x_{gj} - \bar{x})^2 \quad \sigma_y^2 = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (y_{gj} - \bar{y})^2 \quad (3.8)$$

3.6. Kąt odchylenia osi elipsy punktów upadku bomby

Ponieważ osie punktów upadku bomby mogą być odchyłone od osi układu bazującego na kierunku donośności to, znając elementy tensora kowariancji, można określić ten kąt z wyrażenia

$$\beta = \frac{1}{2} \arctg \frac{2 \text{cov}(X, Y)}{\sigma_x^2 - \sigma_y^2} \quad (3.9)$$

3.7. Średnie donośności bomby

Średnią donośnością bomby X_{dg} , nazywamy różnicę współrzędnych x punktu zrzutu i średniego punkt upadku bomby.

Średnie odchylenie Y_{og} jest różnicą współrzędnych y punktu zrzutu i średniego punktu upadku.

Pojęcia te zilustrowano na rysunku 2.

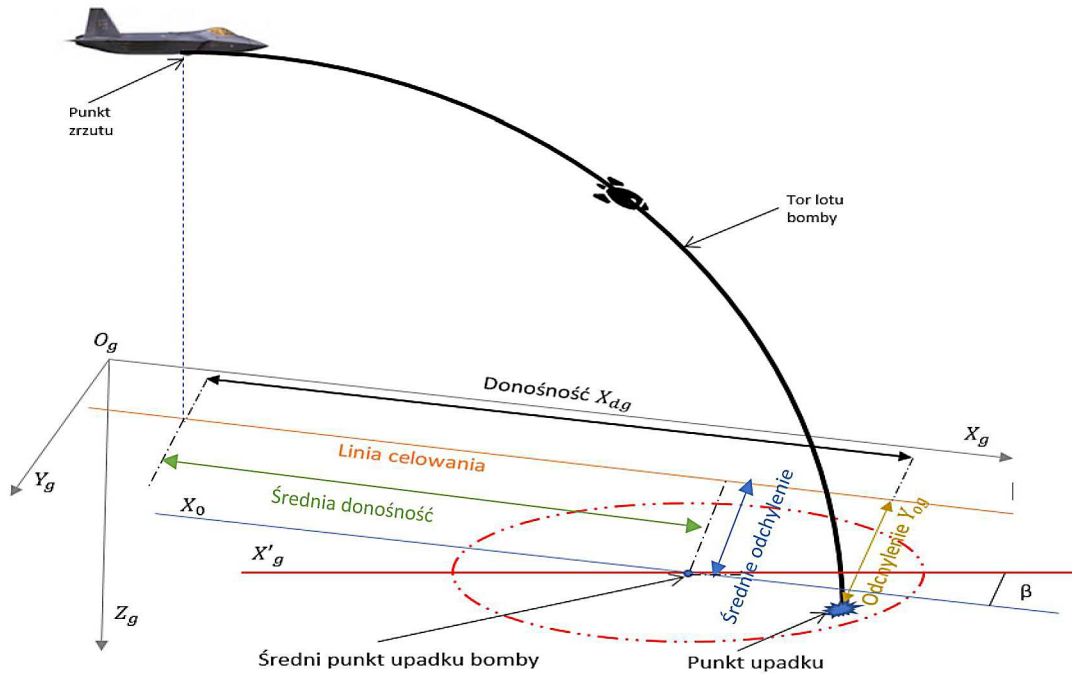
4. Przykład obliczeniowy

W oparciu o opisane powyżej relacje przeprowadzono obliczenia, symulując zrzut bomby w warunkach turbulencji. Parametry opisujące turbulencje pozostawały stałe. Przyjęta do obliczeń skala turbulencji miała wartość $L_w = 400$ m, a odchylenie standardowe $\sigma = 4$ m/s. W obliczeniach skupiono się na ocenie wpływu warunków początkowych, tzn. wysokości, prędkości i kąta zrzutu na celność bombardowania. Wyniki symulacji porównano z parametrami wyliczonymi przy zrzucie bez turbulencji.

Do badań przyjęto zakresy wysokości, prędkości i kątów zrzutu wynikające z założeń taktyczno-technicznych dotyczących badanej bomby z uwzględnieniem obowiązujących zasad wykonywania bombardowań oraz hipotetycznych statków powietrznych przenoszących badaną bombę.

Przyjęto następujące warunki zrzutu:

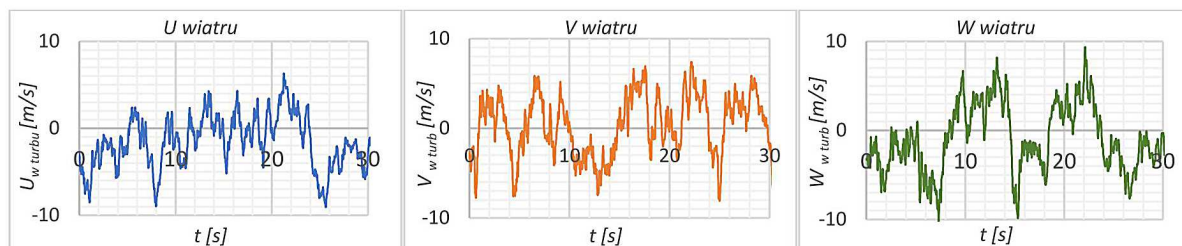
- wysokość zrzutu bomby: $H_p = 5000$ m, 3000 m, 2000 m. Ten przedział wysokości zapewnia możliwość lotu bomby z aktywnym i nieaktywnym systemem naprowadzania;



Rys. 2. Donośność i odchylenie bomby

- prędkość zrzutu: $V_p = 55 \text{ m/s}$, 139 m/s , 250 m/s . Ten przedział prędkości odpowiada średnim prędkościom bombardowania z dronów bojowych i śmigłowców bojowych, samolotów szkolno-bojowych oraz samolotów bojowych;
- kąt zrzutu: $\theta_p \in [0^\circ, -30^\circ]$. Ten przedział kątów zrzutu pozwala ocenić celność w locie poziomym i podczas nurkowania.

Na rysunku 3 przedstawiono przykładowe zmiany składowych pola wiatru otrzymane w trakcie jednej z symulacji. Widać zmienność przebiegów, które mają nieregularny charakter. Potwierdza to skuteczność symulowania stochastycznego przebiegu turbulencji.



Rys. 3. Składowe turbulencji w trakcie zrzutu

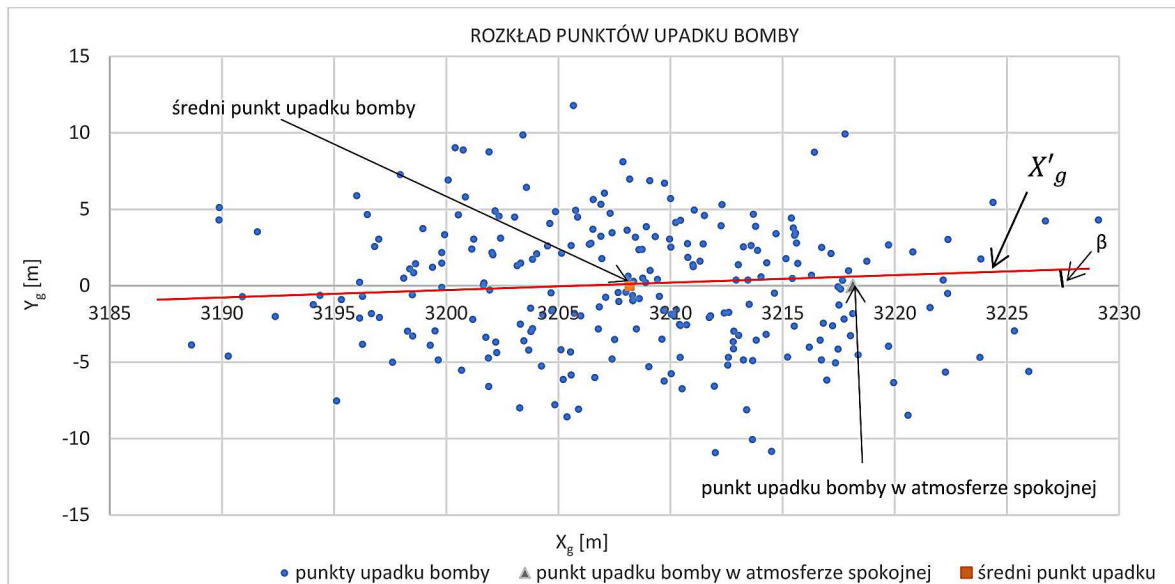
Dalej pokazano przykładowe wyniki analiz dotyczące następujących przypadków:

- I – zrzut poziomy ($\theta_p = 0^\circ$) z prędkością 139 m/s z wysokości 3000 m ;
- II – zrzut poziomy ($\theta_p = 0^\circ$) z prędkością 250 m/s z wysokości 3000 m ;
- III – zrzut poziomy ($\theta_p = 0^\circ$) z prędkością 139 m/s z wysokości 5000 m ;
- IV – zrzut w locie nurkowym ($\theta_p = -30^\circ$) z prędkością 250 m/s z wysokości 3000 m .

Przypadek I

Na rysunku 4 pokazano punkty upadku bomby w warunkach atmosfery turbulencyjnej dla początkowych parametrów zrzutu $V_p = 139 \text{ m/s}$, $H_p = 3000 \text{ m}$ i $\theta_p = 0^\circ$. Próbę wykonano dla

$n = 250$ zrzutów. Długość osi podłużnej elipsy rozrzutu wzdłuż osi donośności wyniosła 40,43 m, a wzdłuż osi prostopadłej do osi donośności 22,68 m. Kąt odchylenia osi podłużnej elipsy X'_g w stosunku do osi kierunku zrzutu jest równy $\beta = -3,948^\circ$. Położenie średniego punktu upadku bomby wskazuje na skrócenie średniej donośności bomby o $\Delta X_{dg} = 9,93$ m i średniego odchylenia od kierunku zrzutu o $\Delta Y_{og} = 0,03$ m w porównaniu ze zrzutem w atmosferze spokojnej.



Rys. 4. Rozkład punktów upadku dla początkowych warunków zrzutu $V_p = 139$ m/s, $H_p = 3000$ m i $\theta_p = 0^\circ$

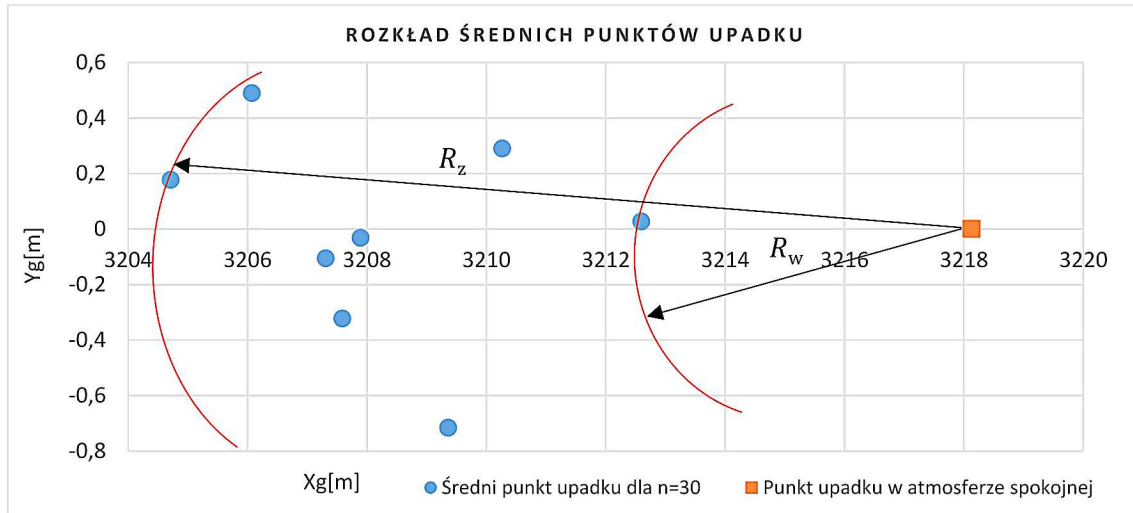
Kolejne symulacje zostały przeprowadzone dla prób $n \geq 30$ zrzutów. Ograniczenie liczby zrzutów dla każdej próby wymuszone zostały dużą pracochłonnością i czasem potrzebnym do przeprowadzenia cyklu obliczeniowego złożonego z 30 zrzutów. Taki cykl obliczeniowy trwa około 30 godzin. Z literatury [7] wynika, że przyjęcie wartości n nie mniejszej niż 30 zrzutów pozwala na prawidłowe określenie tendencji zachowania się bomby na torze lotu oraz opracowanie wyników z dużym poziomem ufności.

Średnie punkty upadku bomby dla kolejnych prób $n \geq 30$ przedstawione zostały na rysunku 5. Obszar, w którym zawierają się te punkty, jest wycinkiem pierścienia o wewnętrznym promieniu $R_w = 5,53$ m i zewnętrznym promieniu $R_z = 13,59$ m. Promień R_w jest to minimalna odległość pomiędzy punktem upadku bomby w atmosferze spokojnej a średnim punktem upadku. Promień R_z jest to odległość pomiędzy najdalej położonym średnim punktem upadku a punktem upadku w atmosferze spokojnej. Ułożenie średnich punktów upadku względem punktu upadku bomby w atmosferze spokojnej wyraźnie wskazuje na skrócenie donośności bomby zrzuconej w atmosferze turbulentnej.

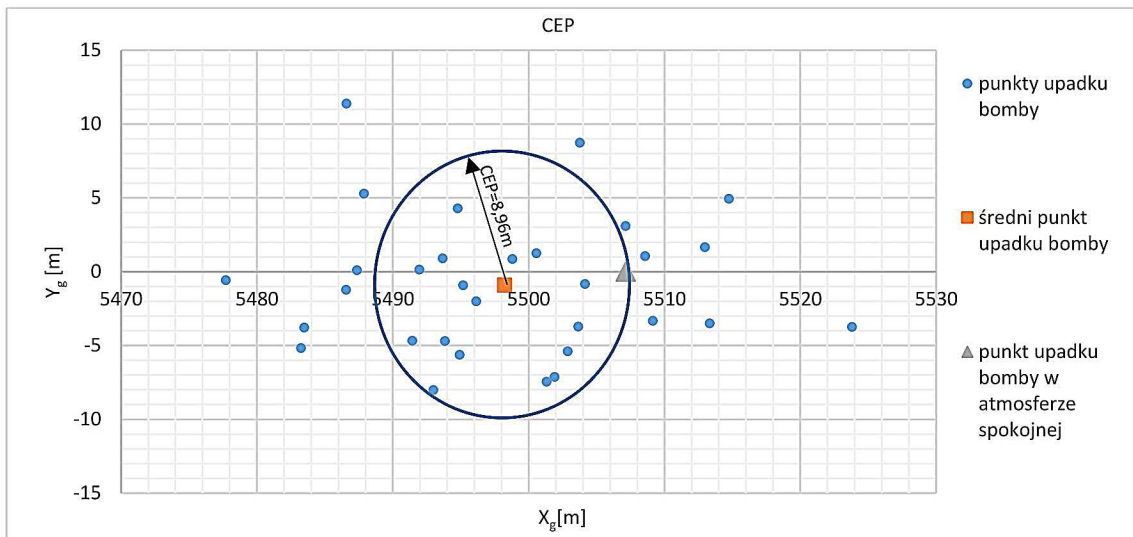
Przypadek II

Określenie średniego kołowego błędu trafienia rozrzutu punktów upadku bomby w atmosferze turbulentnej dla początkowych parametrów zrzutu: $V_p = 250$ m/s, $H_p = 3000$ m i $\theta_p = 0^\circ$ przedstawiono na rysunku 6.

Współrzędne średniego punktu upadku bomby wynoszą $\bar{x} = 5498,21$ m, $\bar{y} = -0,92$ m. W stosunku do punktu upadku w atmosferze spokojnej wystąpiło skrócenie donośności o wielkość równą $\Delta X_{dg} = -8,92$ m i odchylenie od linii celowania równe $\Delta Y_{og} = -0,92$ m. Kołowy błąd trafienia dla przedstawionej próby $n = 30$ zrzutów wynosi $CEP = 8,96$ m.



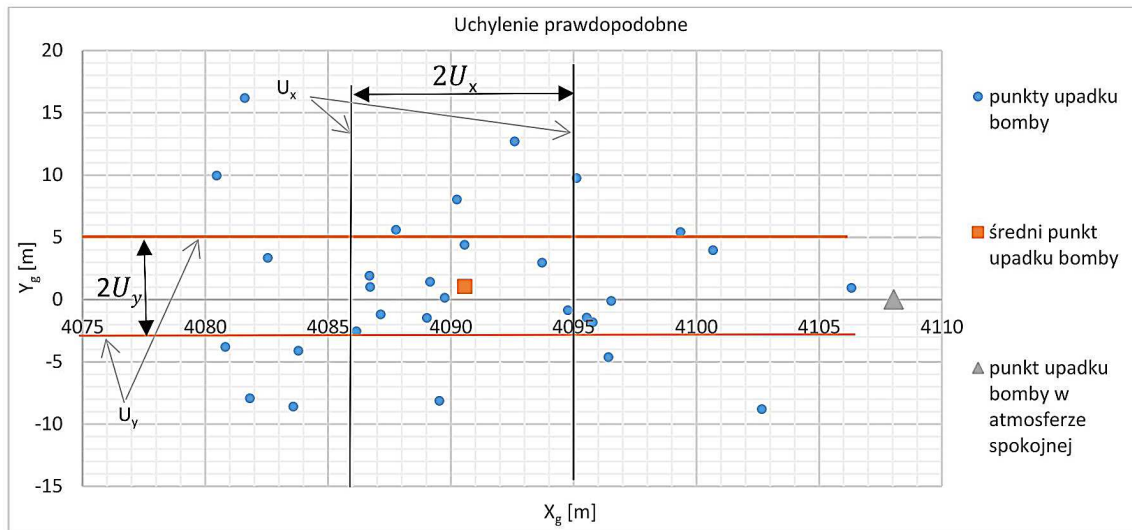
Rys. 5. Rozkład średnich punktów upadku bomby dla początkowych warunków zrzutu $V_p = 139$ m/s, $H_p = 3000$ m i $\theta_p = 0^\circ$



Rys. 6. Wartość CEP dla warunków zrzutu $V_p = 250$ m/s, $H_p = 3000$ m i $\theta_p = 0^\circ$

Przypadek III

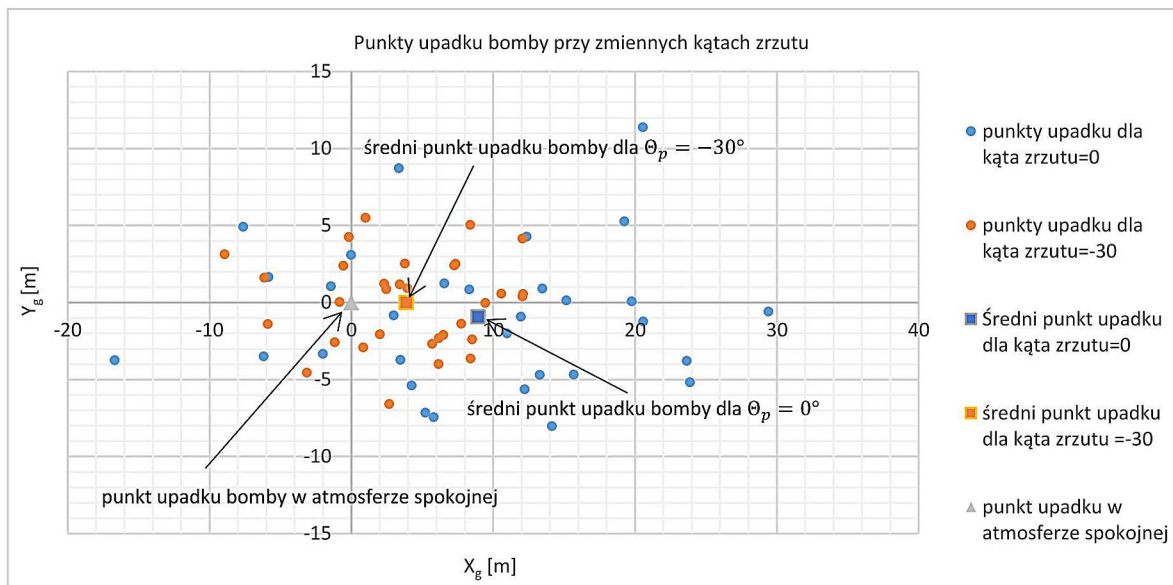
Innym parametrem określającym rozrzut punktów upadku są uchylenia prawdopodobne U_x i U_y . Zobrazowanie graficzne przedstawiające przedziały uchyłeń prawdopodobnych punktów upadku bomby dla początkowych parametrów zrzutu $V_p = 139$ m/s, $H_p = 5000$ m i $\theta_p = 0^\circ$ przedstawiono na rysunku 7. Uchylenie prawdopodobne U_x pozwala określić pas o szerokości $2U_x$ równoległy do osi OY_g , wewnątrz którego mieści się 50% punktów upadku bomby. Wartość uchylenia prawdopodobnego wzdłuż donośności jest równa $U_x = 4,578$ m. Uchylenie prawdopodobne U_y wyznacza pas o szerokości $2U_y$ równoległy do osi OX_g , wewnątrz którego mieści się 50% punktów upadku. Wartość uchylenia prawdopodobnego w poprzek donośności wynosi $U_y = 4,19$ m. Granice pasów są następujące: $X_{g1} = 4095,14$ m, $X_{g2} = 4085,98$ m, $Y_{g1} = 5,24$ m, $Y_{g2} = -3,13$ m. Otrzymane wyniki świadczą o skróceniu średniej donośności bomby wynoszącej $\Delta X_g = -17,47$ m i średnim odchyleniu od kierunku zrzutu $\Delta Y_g = 1,05$ m.



Rys. 7. Wartości uchylenia prawdopodobnego U_x, U_y dla warunków zrzutu $V_p = 139$ m/s, $H_p = 5000$ m i $\theta_p = 0^\circ$

Przypadek IV

Wpływ początkowego kąta zrzutu na rozkład punktów upadku bomby przedstawiony został na rysunku 8. Symulację zrzutu bomby przeprowadzono przy następujących parametrach początkowych: wysokość $H_p = 3000$ m, prędkością zrzutu $V_p = 250$ m/s i kątach zrzutu $\theta_p = 0^\circ$ oraz $\theta_p = -30^\circ$.



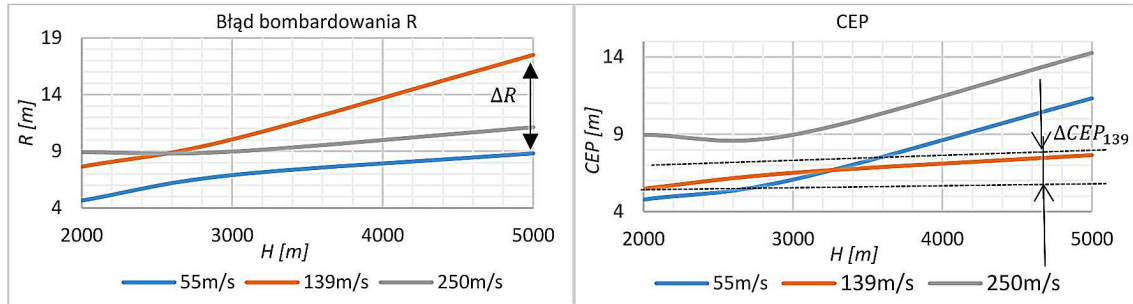
Rys. 8. Rozkład punktów upadku bomby dla zrzutów z wysokości $H_p = 3000$ m z prędkością zrzutu $V_p = 250$ m/s i dwóch kątów zrzutu wynoszących $\theta_p = 0^\circ$ i $\theta_p = -30^\circ$

W celu pokazania zmian parametrów opisujących dokładność trafienia bomby w cel przy zmiennym kącie zrzutu, dla obu zrzutów układ współrzędnych został przesunięty w taki sposób, że punkt upadku bomby zrzuconej w atmosferze spokojnej, jest początkiem układu współrzędnych.

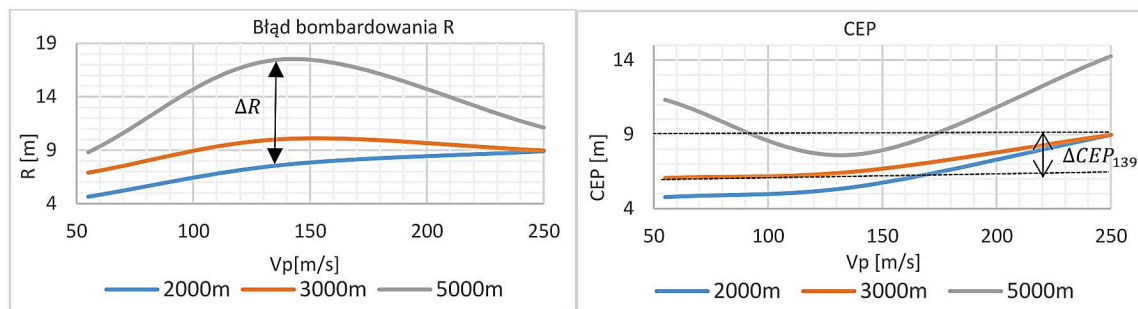
Zwiększając kąt zrzutu bomby do $\theta_p = -30^\circ$, obserwuje się zmniejszenie błędu bombardowania o $\Delta R = 5,04$ m w stosunku do zrzutu z lotu poziomego. *CEP* zmniejszył się z 8,96 m (zrzut

z lotu poziomego) do 4,94 m (zrzut bomby z kątem $\theta_p = -30^\circ$). Różnica wartości minimalnych i maksymalnych współrzędnych punktów zrzutu wynoszą wzdłuż osi donośności $\Delta X_g = 25,03$ m i osi prostopadłej do osi donośności $\Delta Y_g = 7,34$ m.

Rysunki 9 i 10 przedstawiają zmianę wielkości błędu bombardowania i *CEP* punktów upadku bomby w funkcji zmiany wysokości i prędkości zrzutu. Zrzut bomby następował z lotu poziomego (kąąt zrzutu równym 0°).



Rys. 9. Błąd bombardowania i *CEP* punktów upadku bomby zrzuconej z lotu poziomego z prędkościami 55 m/s, 139 m/s i 250 m/s w funkcji wysokości zrzutu



Rys. 10. Błąd bombardowania i *CEP* punktów upadku bomby zrzuconej z wysokości 2000 m, 3000 m i 5000 m w funkcji prędkości zrzutu

Błąd bombardowania bomby rośnie wraz ze wzrostem wysokości zrzutu. Dla wysokości zrzutu wynoszącej $H_p = 2000$ m i prędkości $V_p = 55$ m/s parametr R jest równy 4,65 m, a dla wysokości $H_p = 5000$ m i prędkości $V_p = 55$ m/s $R = 8,81$ m. Jeżeli prędkość zrzutu rośnie przy zachowaniu wysokości zrzutu, to błąd bombardowania bomby wzrasta i osiąga maksimum równe $R = 17,50$ m dla prędkości $V_p = 139$ m/s i wysokości zrzutu $H_p = 5000$ m. Dalsza zmiana prędkości zrzutu do wartości $V_p = 250$ m/s powoduje zmniejszenie błędu bombardowania do wielkości $R = 11,11$ m. Zmiana taka występuje tylko dla $H_p = 5000$ m. Dla pozostałych wysokości zrzutu następuje wzrost błędu bombardowania wraz ze wzrostem prędkości zrzutu. Otrzymany przedział błędów bombardowania dla parametrów początkowych $V_p = 55$ m/s, $V_p = 139$ m/s i $V_p = 250$ m/s i $H_p = 2000$ m, $H_p = 3000$ m, $H_p = 5000$ m wynosi $\Delta R = 12,91$ m. *CEP* zwiększa się wraz ze wzrostem prędkości zrzutu i wysokością zrzutu. Najmniejsza zmiana *CEP* jest obserwowana dla $V_p = 55$ m/s, $H_p = 2000$ m i wynosi 4,77 m, a największy występuje przy zrzucie z wysokości $H_p = 5000$ m i prędkością $V_p = 250$ m/s, osiągając wartość równą 14,25 m. Najmniejsza zmiana *CEP* punktów upadku bomby występuje dla prędkości $V_p = 139$ m/s, wysokości zrzutu $H_p = 3000$ m i wynosi $\Delta CEP_{139\text{ m/s}} = 2,17$ m.

Rozpatrując inne parametry ruchu bomby w atmosferze turbulentnej, takie jak kąt i prędkość upadku, stwierdzono, że wpływ turbulencji na nie jest pomijalny. Średni kąt upadku bomby w warunkach turbulencji wynosi $\theta = -51,6^\circ$ zaś w atmosferze spokojnej $\theta = -51,4^\circ$. Zmiana prędkości upadku wynosi $\Delta V = 0,57$ m/s.

5. Podsumowanie

Dotychczasowe wyniki analiz potwierdzają, że turbulencja atmosfery znacząco wpływa na rozkład punktów upadku bomby. Punkty upadku bomby tworzą na płaszczyźnie OX_gY_g obszar zwany elipsą rozrzutu. Długość osi podłużnej elipsy rozrzutu wzdłuż osi donośności określona jest przez współrzędne punktów upadku bomby, które uzyskały maksymalną i minimalną donośność. Oś poprzeczna elipsy, przechodząca przez środek średniego punktu upadku, ograniczona jest współrzędnymi punktów, które osiągnęły maksymalne odchylenie od linii celowania. Wyniki wskazują, że wraz ze wzrostem wysokości zrzutu następuje zwiększenie pola elipsy rozrzutu i oddalenie średniego punktu upadku od punktu upadku bomby w atmosferze spokojnej. Jednak dla przypadku zrzutu bomby z wysokości $H_p = 5000$ m i prędkościami zrzutu mieszczącymi się w przedziale $V_p = 55 \div 250$ m/s do prędkości zrzutu równej $V_p = 139$ m/s błąd bombardowania rośnie, a po przekroczeniu prędkości $V_p = 139$ m/s maleje. W przypadku średniego kołowego błędu trafienia wraz ze wzrostem wysokości i prędkości zrzutu CEP wzrasta. Odmienny przebieg zmian CEP wystąpił dla wysokości zrzutu $H_p = 5000$ m. W tym przypadku średni kołowy błąd trafienia maleje do prędkości $V_p = 139$ m/s i zaczyna wzrastać wraz ze wzrostem prędkości zrzutu. Taka zmiana błędu bombardowania i CEP bomby, odbiegająca od ogólnego trendu zaobserwowanego dla pozostałych parametrów początkowych zrzutu bomby, wymaga przeprowadzenia dodatkowych symulacji w celu potwierdzenia tendencji zmiany błędu bombardowania i średniego kołowego błędu trafienia.

Aby zmniejszyć błąd bombardowania i CEP w atmosferze turbulentnej, należy zwiększyć kąt zrzutu. Średnie punkty upadku układają się przed punktem upadku bomby w atmosferze spokojnej. Świadczy to o zwiększonym kącie nutacji bomby w czasie lotu, co bezpośrednio przekłada się na skrócenie donośności bomby w wyniku wzrostu oporu aerodynamicznego.

Średnie kąty upadku i prędkości upadku zbliżone są do wartości zbadanych dla atmosfery spokojnej. Znajomość kąta upadku pozwala na wyznaczenie warunków początkowych zrzutu w celu określenia krytycznego kąta zrzutu, przy którym bomba rykoszetuje. Znajomość kąta nutacji podczas lotu bomby pozwala na wyznaczenie trajektorii lotu niezbędnej do prawidłowego działania systemu korekcji toru lotu bomby.

Turbulencja atmosfery ma znaczący wpływ na celność i rozrzut punktów upadku bomby, a na kąt i prędkość upadku wpływ turbulencji jest pomijalny.

Bibliografia

1. BARANOWSKI L., *Modelowanie, identyfikacja i badania numeryczne dynamiki lotu obiektów balistycznych na potrzeby systemów kierowania ogniem artylerii naziemnej*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 2011
2. BARANOWSKI L., GADOMSKI B., SZYMONIK J., MAJEWSKI P., Comparison of explicit and implicit forms of the modified point mass trajectory model, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, **54**, 4
3. CARLUCCI D.E., JACOBSON S.S., *Ballistics – Theory and Design of Guns and Ammunitions*, CRC Press, 2007
4. DŁUGOŁĘCKI A., *Badanie środków bojowych w aspekcie oceny trwałości użytkowej*, Rozprawa doktorska ITWL, Warszawa, 2012
5. DMITREWSKIJ A.A., *Wnesznaja balistika*, Izdatelstwo Maszinostroenie, Moskwa, 1972
6. GACEK J., *Balistyka zewnętrzna Cz. I i II*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1999
7. GAJEK L., KAŁUSZKA M., *Wnioskowanie statystyczne modele i metody*, WNT, Warszawa, 1993

8. KOWALECZKO G., BULER W., PIETRASZEK M., GRAJEWSKI K., Model ruchu sterowanej bomby lotniczej, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVIII 2018*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2018
9. KOWALECZKO G., ŻYLUK A., Influence of atmospheric turbulence on bomb release, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2009, **7**, 1
10. KOWALECZKO G., ŻYLUK A., NOWAKOWSKI M., OLEJNICZAK E., Wpływ prędkości indukowanej na lot pocisku raketowego odpalanego ze śmigłowca, *Modelowanie Inżynierskie*, 2015, **26**, 57
11. KUROW W. DOŁŻANSKI J., *Zasady projektowania pocisków raketowych na paliwo stałe*, Wydawnictwo MON, Warszawa, 1964
12. LIESKE R., MCCOY R.L., Equations of motion of a rigid projectile, *Ballistic Research Laboratories Technical Report No. 1244*, 1964
13. LIESKE R., REITLER M., Equations of motion for a modified point mass trajectory, *Ballistic Research Laboratories Report No.1314*, 1966
14. MCCOY R.L., *Modern Exterior Ballistics*, Schiffer Publishing Ltd., 2012
15. Polska Norma PN-83/L-01010.00, *Mechanika lotu samolotów i szybowców – Terminologia*
16. PRODAS Software v.3, Arrow Tech Associates Inc., 2008
17. SHINOZUKA M., Simulation of multivariate and multidimensional random processes, *Journal of the Acoustical Society of America*, 1971, **49**
18. SHINOZUKA M., JAN C.-M., Digital simulations of random processes and its applications, *Journal of Sound and Vibrations*, 1972, **25**
19. WINCZURA Z., ŻYLUK A., Metoda wyznaczania warunków początkowych swobodnego lotu bomby, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-VIII 1998*, J. Maryniak (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 1998
20. ŻYLUK A., Badania symulacyjne balistyki zewnętrznej lotniczych środków bojowych, *Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych*, 2009, **24**

Analysis of the influence of different factors on the accuracy of target hitting by a bomb in atmosphere turbulation conditions

The article presents selected results of simulations of a bomb dropping in turbulent atmosphere conditions. The guided bomb was created on the basis of a training bomb built and modernized at the Air Force Institute of Technology. The bomb movement model is based on description of the rigid body motion. While calculating the aerodynamic forces, a stochastic description of the wind field was taken into account. The model of stochastic processes proposed by Shinozuka was used to describe the component of turbulence. The aerodynamic and mass characteristics of the modified practice bomb obtained from the PRODAS program and wind tunnel tests were used in the calculations. The influence of initial parameters on the flight of the bomb in a calm and turbulent atmosphere was discussed. The effect of atmospheric turbulence on the dispersion and accuracy of the bomb was analyzed.

WPŁYW CHARAKTERYSTYK GEOMETRYCZNYCH FLUGERA NA DYNAMIKĘ RUCHU BOMBY

GRZEGORZ KOWALECZKO, MARIUSZ PIETRASZEK, TOMASZ KLEMB

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl; mariusz.pietraszek@itwl.pl; tomasz.klemba@itwl.pl

W artykule przedstawiono wyniki symulacji zrzutu układu bomba-fluger. Układ ten składa się z dwóch ciał sztywnych – bomby i flugera – połączonych przegubem dwuosowym. Do analizy użyto autorskiego programu umożliwiającego symulację zrzutu układu bomba-fluger. Dzięki analizie uzyskano wzajemny wpływ punktów charakteryzujących układ, takich jak: środek masy bomby, punkt zamocowania flugera, ognisko aerodynamiczne flugera i środek jego masy.

1. Wstęp

Jednym ze stosowanych rozwiązań konstrukcyjnych bomb kierowanych jest układ bomby z flugere. Takie rozwiązanie stosowane jest dla bomb korygowanych wyposażonych w pół-aktywne systemy wykrywające promieniowanie laserowe odbite od podświetlonego celu. Optoelektroniczny układ detekcji promieniowania laserowego zamontowany jest we flugerze. Jest on urządzeniem aerodynamicznym na sztywno związanym z bombą i zamontowanym na przedniej części bomby. Fluger zamocowany jest za pomocą nieruchomego wysięgnika oraz przegubu typu cardan. Takie zamocowanie daje możliwość swobodnego ruchu flugera (w ograniczonym zakresie) względem bomby w płaszczyźnie pochylenia i odchylenia. Dzięki swojej stateczności aerodynamicznej opływany powietrzem fluger ustawia się zgodnie z kierunkiem wektora prędkości całego układu. Umieszczenie we flugerze układu wykrywającego odbite od celu promieniowanie laserowe powoduje uodpornienie układu naprowadzania na wychylenia nutacyjne bomby. Związane z tym zjawiskiem zakłócenia są mniejsze lub nie występują, a układ naprowadzania pracuje stabilnie.



Rys. 1. Model badanej bomby w tunelu aerodynamicznym

Zakład Uzbrojenia Lotniczego Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych prowadzi aktualnie prace badawcze mające na celu zaprojektowanie, wytworzenie i przebadanie lotniczej bomby korygowanej opartej na opisanym rozwiązaniu konstrukcyjnym. W omawianym układzie fluger

jest elementem bardzo ważnym, a jego praca zależy od prawidłowo zaprojektowanej konstrukcji układu.

W niniejszej pracy podjęto próbę zbadania wpływu charakterystyk geometrycznych układu bomba-fluger na jego dynamikę. W szczególności zwrócono uwagę na wzajemne położenie punktów charakteryzujących cały układ dynamiczny, takich jak:

- punkt zamocowania flugera na bombie,
- środek masy flugera,
- ognisko aerodynamiczne flugera,
- środek masy bomby.

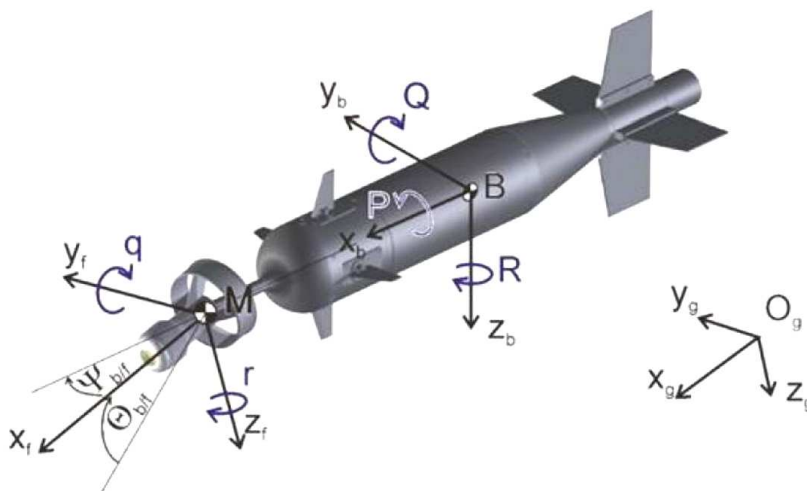
Dokonano analizy teoretycznej wpływu położenia punktów charakterystycznych na dynamikę układu, wykorzystując wyniki symulacji komputerowej. Oceny uzyskanych wyników obliczeń dokonano, zestawiając ze sobą wartości:

- prędkości zmian kąta pochylenia bomby,
- prędkości zmian kąta pochylenia flugera względem bomby,
- kąta pochylenia bomby,
- kąta pochylenia flugera względem bomby,
- kąta nutacji bomby.

2. Analiza teoretyczna

Teoretycznej oceny charakterystyk geometrycznych układu bomba-fluger dokonano, wykorzystując autorski program do obliczeń symulacyjnych. Program bazuje na modelu matematycznym, opartym na następujących założeniach modelu ruchu:

- układ bomba-fluger jest układem dwóch ciał sztywnych o ośmiu stopniach swobody, na który działają siły grawitacji i siły aerodynamiczne,
- fluger zamocowany jest przed bombą na nieruchomym wysięgniku i ma możliwość wychylenia o kąty $\Theta_{b/f}$ i $\Psi_{b/f}$; mocowanie zapewnia stateczność statyczną i dynamiczną flugera,
- bomba i fluger są obiektami symetrycznymi z dwoma płaszczyznami (Oxy i Oxz) symetrii masowej i aerodynamicznej pokrywającymi się z usterzeniem.



Rys. 2. Model układu w przestrzeni

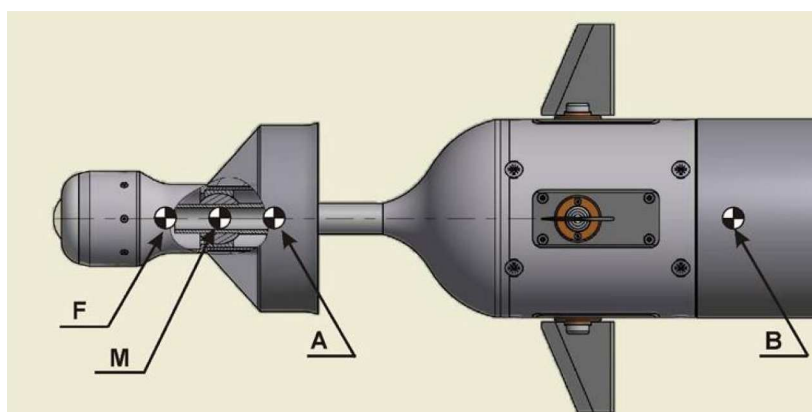
Program symulacyjny umożliwił symulację zrzutu układu bomba-fluger dla różnych wartości początkowych następujących parametrów:

- wysokość zrzutu bomby,
- prędkość postępową bomby,
- prędkość kątową bomby,
- kąt pochylenia bomby,
- kąt przechylenia bomby,

oraz parametrów geometrycznych układu przedstawionych na rys 3.:

- położenie punktu mocowania flugera (punkt M) względem środka masy bomby (punkt B),
- położenie środka masy flugera (punkt F) względem punktu mocowania flugera (punkt M),
- położenie ogniska aerodynamicznego (punkt A) względem punktu mocowania flugera (punkt M).

Otrzymane wyniki symulacji przeliczono, otrzymując przebiegi, które zestawiono ze sobą na wykresach w celu porównania.



Rys. 3. Punkty charakterystyczne układu bomba-fluger

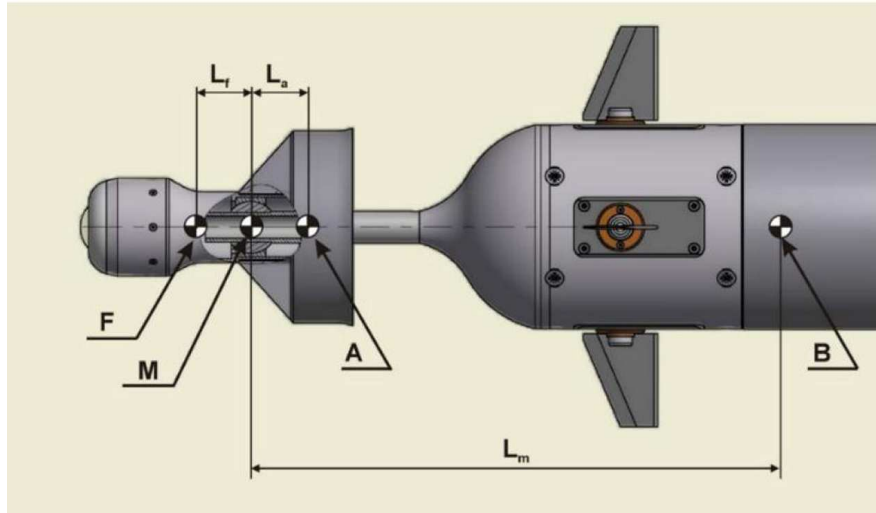
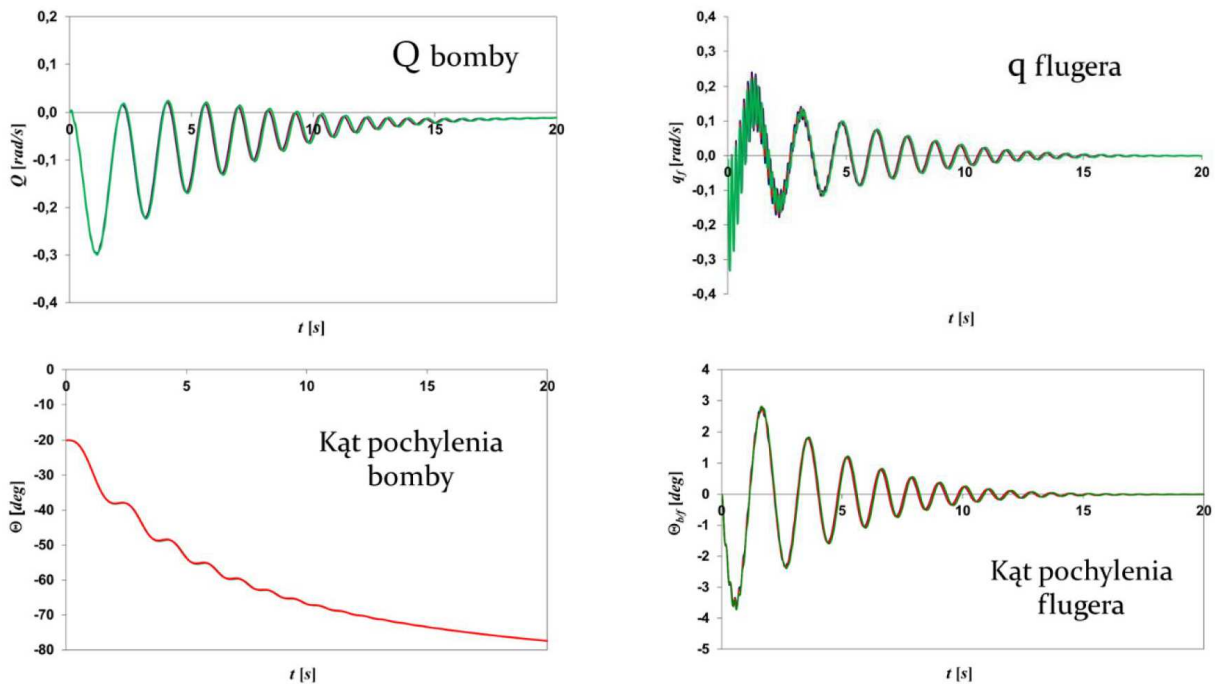
3. Badania symulacyjne

Ze względów konstrukcyjnych, uwzględniających rzeczywiste wymiary modeli bomb, do badań przeznaczono bomby o średnicy kadłuba 110 mm, masie 15 kg oraz mocowaniu flugera umożliwiającym jego wychylenie o $\pm 15^\circ$ w płaszczyznach pochylenia oraz odchylenia. Zasympulowano zrzut bomby z wysokości 3000 m, przy prędkości 55 m/s oraz w nurkowaniu z kątem pochylenia 20° .

3.1. Badanie wpływu długości wysięgnika

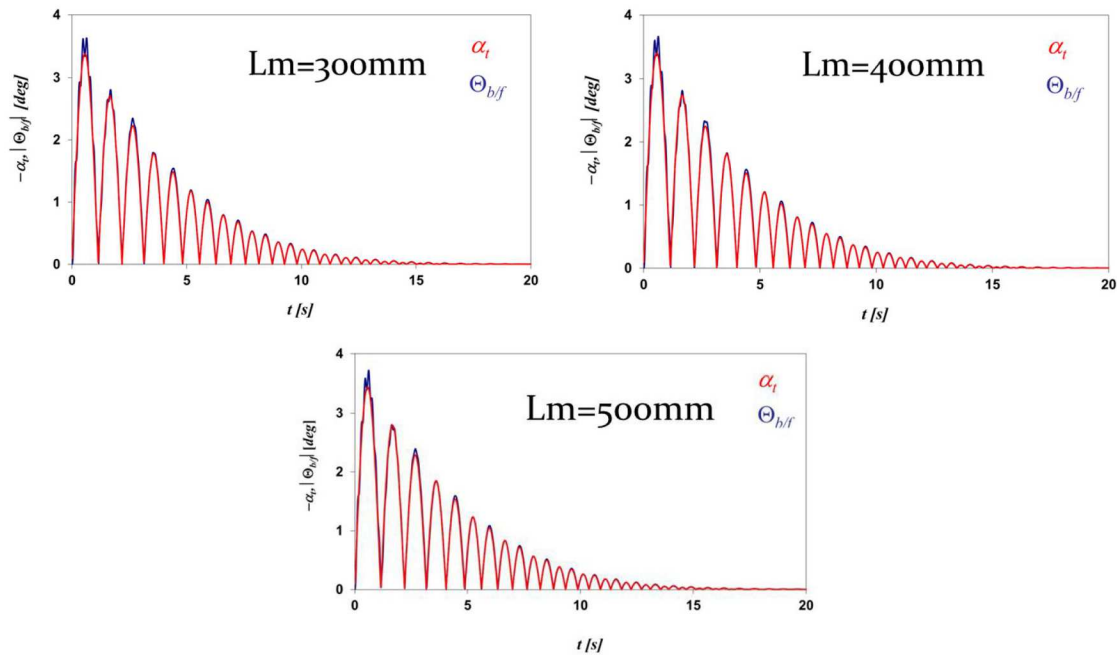
Uwzględniając wymiary konstrukcyjne zaprojektowanego rozwiązania, zbadano wpływ długości wysięgnika, za pomocą którego połączony jest fluger z bombą, na dynamikę układu. W programie symulacyjnym zmieniano długość wysięgnika wartościami odległości środka masy bomby od punktu mocowania flugera, którą oznaczono na schemacie (rys. 4) jako L_m . Do badań wytypowano trzy odległości, które ze względów konstrukcyjnych i technologicznych były do zrealizowania: $L_{m1} = 300$ mm, $L_{m2} = 400$ mm, $L_{m3} = 500$ mm.

W wyniku symulacji otrzymano przebiegi prędkości zmian kąta pochylenia bomby Q względem układu inercyjnego oraz prędkość zmian kąta pochylenia flugera q względem bomby. Dodatkowo, całkując te przebiegi, uzyskano wartości kąta Θ i kąta $\Theta_{b/f}$. Przebiegi oznaczone kolorem niebieskim odpowiadały wartościom długości L_{m1} , czerwonym L_{m2} , a zielonym L_{m3} .

Rys. 4. Badane odległości L_m , L_f i L_a Rys. 5. Przebiegi wartości prędkości zmian kątów θ i $\theta_{b/f}$ oraz wartości tych kątów dla różnych odległości L_m

Otrzymane przebiegi kąta pochylenia flugera względem bomby zestawiono z kątem nutacji bomby. Otrzymane w ten sposób przebiegi pozwalają sprawdzić, czy kąty wychylenia flugera mieszczą się w zakresie pracy jego mocowania.

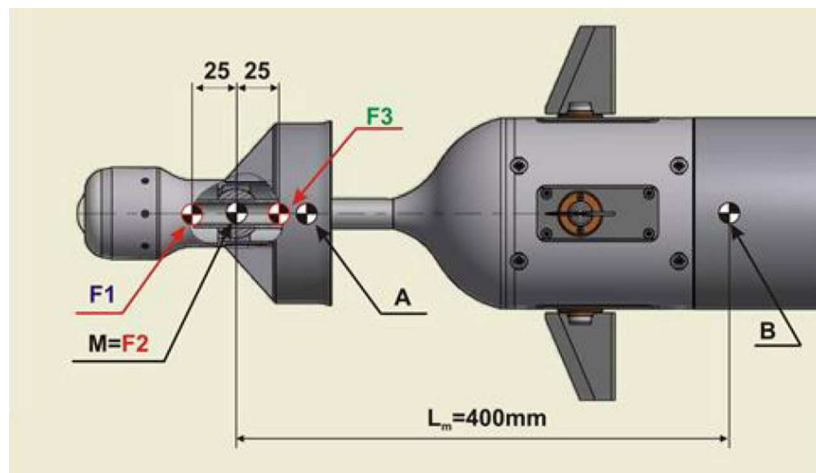
Z otrzymanych wyników można wnioskować, że w badanym zakresie odległości punktu mocowania flugera od środka masy bomby wpływ długości wysięgnika jest niewielki i wszystkie warianty konstrukcyjne są poprawne. Zmiany kąta wychylenia flugera względem bomby oraz kąta nutacji bomby mają tendencje do zmniejszania swojej wartości, co świadczy o prawidłowej pracy układu we wszystkich rozpatrywanych przypadkach. Do dalszych badań przyjęto rozwiązanie najbardziej optymalne konstrukcyjnie, w którym odległość środka masy bomby od punktu zamocowania flugera wynosiła 400 mm.



Rys. 6. Przebiegi wartości kąta nutacji i kąta pochylenia flugera względem bomby dla różnych L_m

3.2. Badanie wpływu położenia środka masy flugera

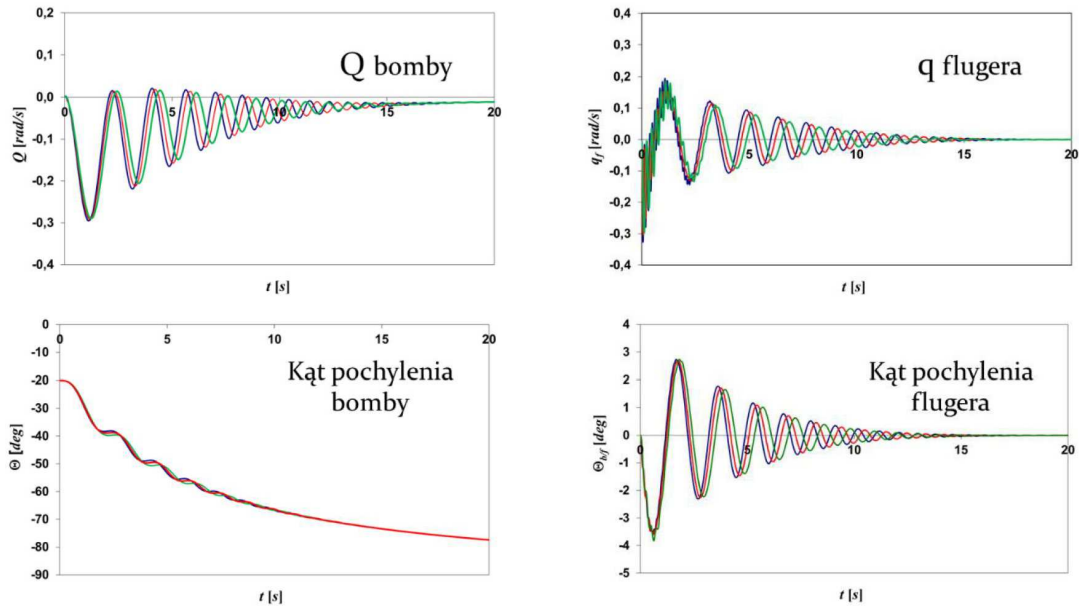
Ze względu na szeroki wachlarz dostępnych rozwiązań konstrukcyjnych elektronicznego układu detekcji promieniowania laserowego oraz różnorodnych materiałów użytych w konstrukcji flugera należało określić optymalne położenie środka masy flugera. Do weryfikacji konstrukcji wytypowano trzy wersje urządzenia z różnymi odległościami środka masy flugera od punktu jego zamocowania na wysięgniku. Rozpatrywane położenia punktów F pokazano na rys. 7.



Rys. 7. Schemat badanych punktów położenia środka masy flugera

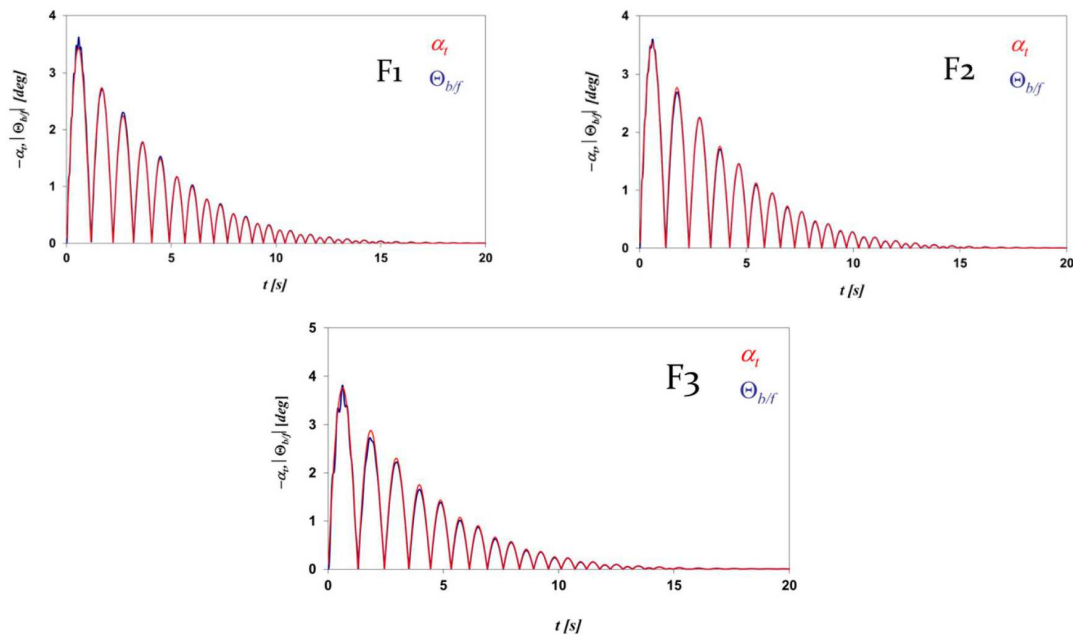
Punkt $F1$ znajdował się 25 mm przed punktem mocowania flugera na bombie i oznaczony był na wykresach kolorem niebieskim. Punkt $F2$ umieszczony był w środku punktu mocowania, a jego przebiegi były koloru czerwonego. W punkcie $F3$ umieszczono środek masy flugera przesunięty do tyłu o 25 mm względem punktu jego zamocowania i jego przebiegi oznaczono na wykresach kolorem zielonym.

Z otrzymanych przebiegów zmian kąta pochylenia bomby na jej torze lotu można wnioskować, że we wszystkich rozpatrywanych przypadkach lot bomby przebiegał prawidłowo i cały



Rys. 8. Przebiegi wartości prędkości zmian kątów Θ i $\Theta_{b/f}$ oraz wartości tych kątów dla różnych położeń środka masy flugera

układ był stateczny. Również prędkość zmian kąta pochylenia bomby na torze lotu dążyła do zera, co wskazuje na stateczność układu. Analizując kąt pochylenia flugera w układzie bomby, można zauważyć, że jego wychylenia względem bomby zmniejszają swoją wartość i mieszczą się w zakresie wychyleń dopuszczalnych konstrukcją. Zwracając uwagę szczególnie na początkową fazę lotu bomby, w pierwszych 3 sekundach można zauważyć, że najkorzystniejszym rozwiązaniem są przebiegi oznaczone kolorem czerwonym. Jest to przypadek, gdzie środek masy flugera pokrywa się z punktem zamocowania. Dla tego rozwiązania widoczne jest, że zmiana prędkości flugera względem bomby ma najbardziej płynny charakter.



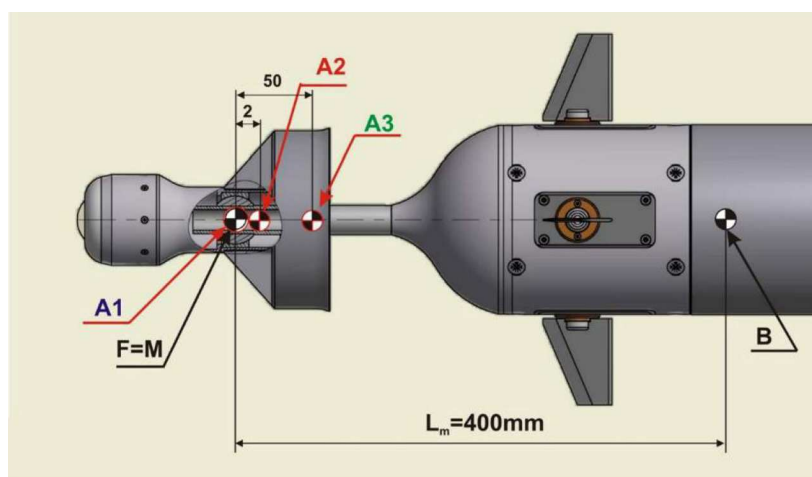
Rys. 9. Przebiegi wartości kąta nutacji i kąta pochylenia flugera względem bomby dla różnych położeń punktu F

Analizując przebiegi zmian kąta nutacji α_t bomby i kąta pochylenia flugera względem bomby $\Theta_{b/f}$, widoczne jest, że we wszystkich przypadkach układ działał prawidłowo. Najkorzystniejszy charakter zmian kąta pochylenia flugera w układzie bomby dotyczy przypadku, w którym środek masy flugera pokrywał się z punktem jego mocowania.

3.3. Badanie wpływu położenia ogniska aerodynamicznego

W celu zapewnienia poprawnej pracy zespołu naprowadzania flugera musi być stateczny dynamicznie. Postanowiono zatem określić, jaki jest wpływ położenia ogniska aerodynamicznego flugera na dynamikę całego układu.

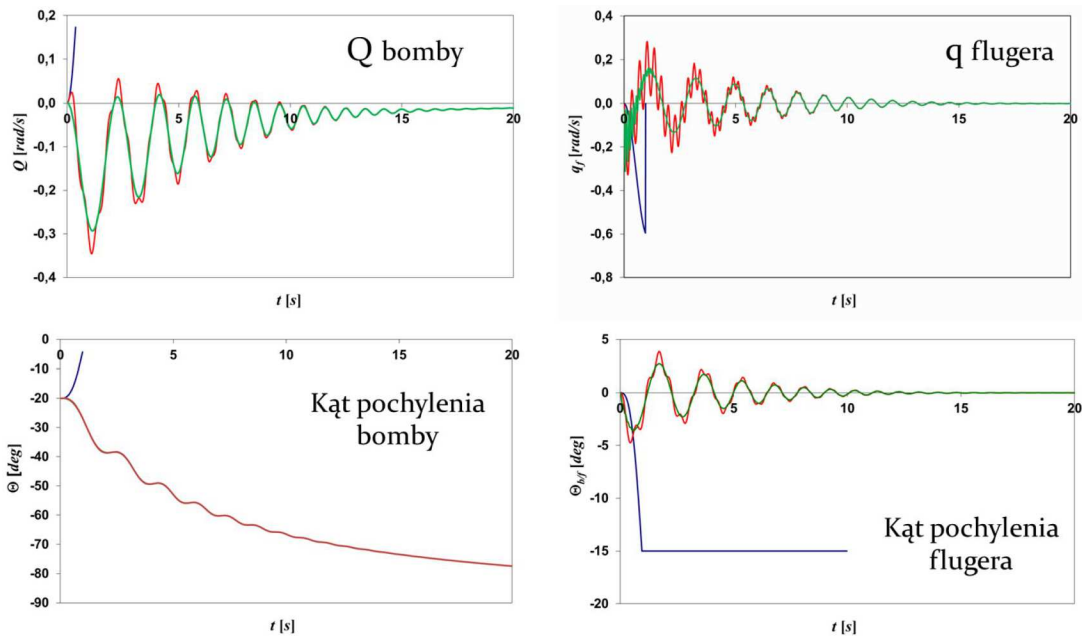
Analizie poddano trzy możliwe punkty umieszczenia ogniska aerodynamicznego w odniesieniu do punktu zamocowania, które przedstawiono na rys. 10. Dla pierwszego przypadku ognisko aerodynamiczne umieszczono w punkcie mocowania flugera i oznaczono ten punkt jako A1 i jego przebiegi przedstawione będą kolorem niebieskim. Druga możliwość to punkt A2, który umiejscowiono w odległości 2 mm za punktem mocowania, a przebiegi dla tego przypadku oznaczano kolorem czerwonym. Trzeci badany przypadek oznaczono A3 i odpowiada on odległości 50 mm za punktem mocowania. W analizie środek masy flugera umieszczono w punkcie jego mocowania na wysięgniku.



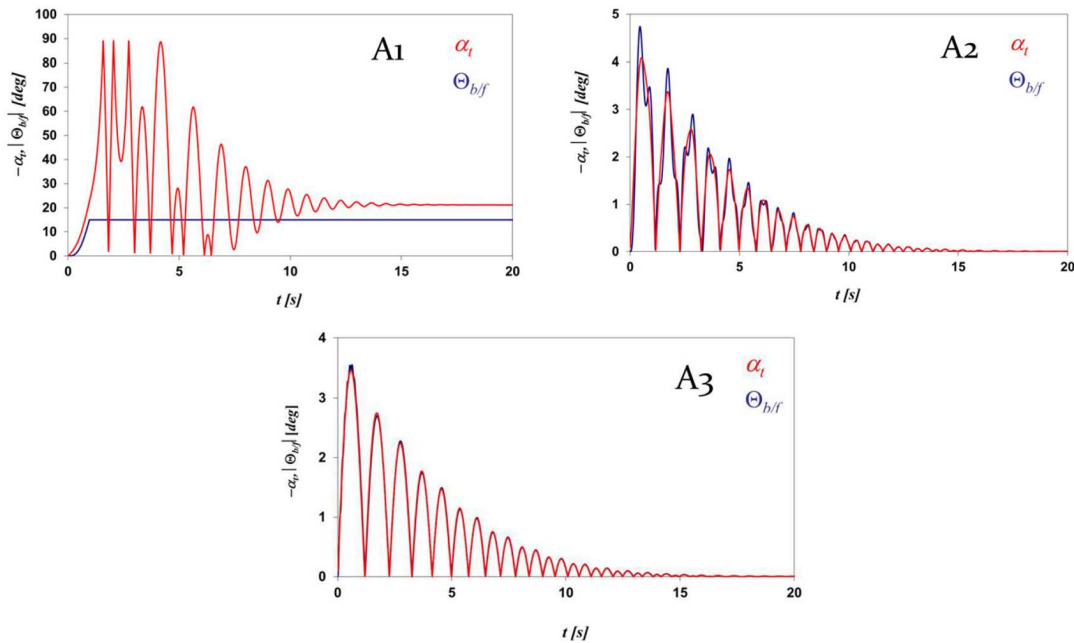
Rys. 10. Schemat badanych punktów położenia ogniska aerodynamicznego flugera

Otrzymane przebiegi wartości kąta pochylenia bomby oraz kąta pochylenia flugera względem bomby (rys. 11) pokazują wyraźnie, że rozpatrywane umiejscowienie ogniska aerodynamicznego w punkcie mocowania jest błędne. Wyniki wskazują, że w tym przypadku fluger nie pracuje prawidłowo, nie jest stateczny aerodynamicznie i wpływa negatywnie na pracę całego układu, wprawiając bombę w duże oscylacje. Ilustruje to również wykres, na którym nałożono przebieg kąta nutacji α_t na wartość bezwzględną kąta pochylenia flugera $\Theta_{b/f}$. Jednak już niewielkie przesunięcie ogniska aerodynamicznego do tyłu do punktu A2 powoduje ustatecznienie flugera oraz ustabilizowanie pracy całego układu bomba-fluger. W tym przypadku lot bomby jest stabilny, jednak oscylacje flugera wskazują na jego pracę na granicy stabilności.

Najlepszymi wynikami charakteryzuje się rozwiązanie, w którym ognisko aerodynamiczne przesunięte jest znacząco do tyłu względem punktu zamocowania. Z uzyskanych przebiegów kąta $\Theta_{b/f}$ widać wyraźnie, że kąt zmienia się w sposób płynny i fluger pracuje w żądanym zakresie kątów, co wskazuje na poprawność rozwiązania. Również pokrycie się przebiegów kąta α_t i kąta pochylenia flugera $\Theta_{b/f}$ wskazuje na prawidłową pracę całego układu.



Rys. 11. Przebiegi wartości prędkości zmian kątów Θ i $\Theta_{b/f}$ oraz wartości tych kątów dla różnych położeń ogniska aerodynamicznego



Rys. 12. Przebiegi wartości kąta nutacji i kąta pochylenia flugera względem bomby dla różnych położeń punktu A

4. Wnioski

Na podstawie przeprowadzonych symulacji można stwierdzić, że stateczność flugera jest zasadnicza dla prawidłowej pracy całego układu bomba-fluger. Dla badanego zakresu nie stwierdzono większego wpływu odległości mocowania flugera od środka masy bomby na dynamikę całego układu. Zaobserwowano również, że położenie ogniska aerodynamicznego flugera ma kluczowy wpływ na jego stateczność i powinno znajdować się w znacznej odległości za punktem

mocowania flugera. Środek masy flugera powinien być umiejscowiony jak najbliżej jego punktu mocowania.

Bibliografia

1. GACEK J., *Balistyka zewnętrzna. Cz. I – Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1999
2. GACEK J., *Balistyka zewnętrzna. Cz. II – Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1999
3. KOWALECZKO G., BULER W., PIETRASZEK M., KLEMBIA T., Model matematyczny układu bomba-fluger, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVIII 2018*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2018
4. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., Estimation of the accuracy of laser guided bomb, *Journal of KONES*, 2016, **23**, 3, 271-279
5. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., OLEJNICZAK E., ŻYLUK A., Evaluation of the possibility of bomb flight control, *Journal of KONES*, 2015, **22**, 3, ISSN: 1231-4005, e-ISSN: 2354-0133, DOI 10.5604/12314005.1165979
6. Polska Norma PN-83/L-01010.00, *Mechanika lotu samolotów i szybowców. Terminologia*
7. Sprawozdanie z realizacji pracy naukowo-badawczej nr PBN/03-084/2017/WAT
8. Sprawozdanie S-14-12/16 *Określenie charakterystyk balistycznych lotniczej bomby z układem korekcji lotu, brzechwy trapezowe*, ITWL, Warszawa, 2016
9. Sprawozdanie *Badania doświadczalne w tunelu aerodynamicznym charakterystyk aerodynamicznych modelu bomby lotniczej z układem korekcji lotu*, WAT, Warszawa, 2017
10. WINCZURA Z., ŻYLUK A., Metoda wyznaczania warunków początkowych swobodnego lotu bomby, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-VIII 1998*, J. Maryniak (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 1998

Investigation of geometric parameters of the bomb-fluger system

The article presents the results of numerical simulations of dropping the bomb-fluger system. This system consists of two rigid bodies – a bomb and a fluger connected by a biaxial joint. In the analysis, an author's program was used to simulate the bomb-fluger dropping. From the analysis, mutual influence system characteristic points were obtained such as: the center of mass of the bomb, the point of mounting the fluger, the center of pressure of the fluger and the center of its mass.

OCENA SKUTECZNOŚCI AKTYWNEGO STEROWANIA BOMBĄ LOTNICZĄ

GRZEGORZ KOWALECZKO, MARIUSZ PIETRASZEK, MIROSLAW WIJASZKA

InstituT Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl; mariusz.pietraszek@itwl.pl; mirek.wijasza@itwl.pl

W artykule zostaną zaprezentowane wyniki numerycznej symulacji lotu bomby korygowanej z wykorzystaniem laserowego systemu naprowadzania. Prototyp takiej bomby został zaprojektowany i wykonany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w ramach modyfikacji jednej z własnych konstrukcji lotniczej bomby ćwiczebnej (zwanej dalej LBĆw). Wykorzystując geometryczne i masowe charakterystyki bomby LBĆw, przeprowadzono obliczenia zrzutów. Charakterystyki aerodynamiczne określono, wykorzystując oprogramowanie komercyjne PRODAŚ. Obliczając siły i momenty aerodynamiczne, uwzględniono oddziaływanie wychyłanych aktywnie sterów. Analizie poddano ruch przestrzenny opisany układem dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych, które uzupełniono prawami sterowania. Podstawowy problem, który analizowano, polegał na określeniu skuteczności przyjętego rozwiązania konstrukcyjnego. W symulacjach zmieniano położenie celu, starając się uzyskać jak największą celność bomby. Realizowano to, testując różne postacie praw sterowania. Badano też wpływ modyfikacji konstrukcyjnych układu detekcji na możliwość skutecznego wykrycia i lokalizacji celu. W artykule przedstawiono przykładowe wyniki obliczeń.

Słowa kluczowe: modelowanie, symulacja numeryczna, aerodynamika, bomba korygowana, balistyka zewnętrzna

1. Wstęp

Bomba z definicji służy do niszczenia obiektów siłą energii wyzwolonej podczas jej detonacji. Celem jej zrzutu jest więc trafienie w obiekt z największą możliwą dokładnością, tak aby energia jej wybuchu w jak największym stopniu oddziaływała na wybrany obiekt. Precyzja trafienia klasyczną bombą zależy od umiejętności pilota i warunków środowiskowych. Aby ją poprawić i zniwelować wpływ powyższych czynników, stosuje się systemy aktywnego sterowania. Jednym ze stosowanych systemów jest półaktywna, laserowa metoda sterowania SAL (*Semi-Active Laser*). W metodzie tej obiekt jest podświetlany z niezależnego źródła laserowego (*target designator*) natomiast system sterowania bomby (SAL) automatycznie naprowadza się na odbite od obiektu echo sygnału podświetlanego. Bomby naprowadzane (korygowane) laserowo LGB (*Laser Guided Bomb*) są stosowane na współczesnym polu walki przez większość armii świata.

Zakład Uzbrojenia Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych prowadzi prace naukowo badawcze mające na celu realizację własnej konstrukcji tej klasy bojowych środków lotniczych.

Prototyp bomby korygowanej został zaprojektowany i wykonany w ramach modyfikacji lotniczej bomby ćwiczebnej. Modyfikacja polegała na zabudowaniu w korpusie bomby laserowego układu korekcji toru lotu oraz układów sterowania. Układ detekcji składa się z czterech rozmieszczonych symetrycznie detektorów. Natomiast układ sterowania to dwie pary skrzydełek, które wychylając się parami, umożliwiają sterowanie bombą w dwóch płaszczyznach.

W artykule został zaprezentowany proces modelowania dynamiki lotu korygowanej bomby lotniczej oraz stosowany w symulacjach model matematyczny bomby lotniczej bazujący na

modelu bryły sztywnej. Główny nacisk został położony na omówienie wpływu parametrów układu detekcji echa sygnału laserowego oraz układu regulacji na rozrzut oraz celność bomby.

2. Model matematyczny bomby korygowanej

Model matematyczny ruchu bomby bazuje na następujących założeniach:

- bomba jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody, stałej masie i momentach bezwładności oraz niezmiennym położeniu środka masy;
- bomba jest obiektem osiowo symetrycznym z płaszczyznami symetrii Oxy i Oxz , które są zarazem płaszczyznami symetrii geometrycznej, masowej i aerodynamicznej pokrywającymi się z płaszczyznami usterzenia;
- pomija się ruch wirowy Ziemi i krzywiznę jej powierzchni.

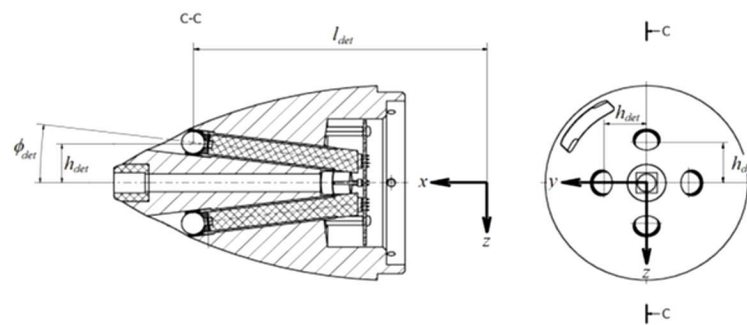
Model ten został przedstawiony w pracy [2], gdzie dokładnie omówiono układ 12 równań różniczkowych zwyczajnych o postaci:

$$\dot{x} = f(x, t, u) \quad (2.1)$$

opisujących ruch przestrzenny bomby.

3. Model detekcji echa sygnału laserowego

Aby opracować laserowy układ korekcji lotu, należało zamodelować detekcję echa sygnału laserowego. W tym celu przyjęto koncepcję przedstawioną na rys. 1.



Rys. 1. Model detekcji echa sygnału laserowego

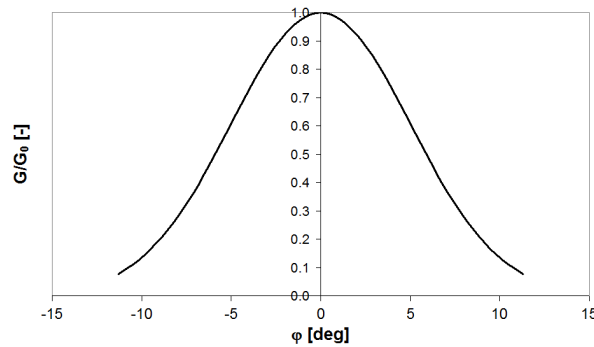
Dwie pary identycznych odbiorników echa sygnału laserowego rozmieszczono symetrycznie względem osi podłużnej bomby w taki sposób, że osie podłużne odbiorników każdej pary leżą w płaszczyznach symetrii bomby. Odbiorniki zostały odchyłone (w płaszczyznach symetrii bomby) od osi podłużnej bomby o kąt zaklinowania $\Phi_{det} = 7^\circ$. Położenie odbiorników w układzie współrzędnych związanym z bombą zostało zamieszczone w tabeli 1.

Tabela 1

Odbiornik	Współrzędne	Wektor jednostkowy
górny	$\mathbf{r}_g = [l_{det}, 0, -h_{det}]$	$\mathbf{w}_g = [\cos \Phi_{det}, 0, -\sin \Phi_{det}]$
dolny	$\mathbf{r}_d = [l_{det}, 0, h_{det}]$	$\mathbf{w}_d = [\cos \Phi_{det}, 0, \sin \Phi_{det}]$
prawy	$\mathbf{r}_p = [l_{det}, h_{det}, 0]$	$\mathbf{w}_p = [\cos \Phi_{det}, \sin \Phi_{det}, 0]$
lewy	$\mathbf{r}_l = [l_{det}, -h_{det}, 0]$	$\mathbf{w}_l = [\cos \Phi_{det}, -\sin \Phi_{det}, 0]$

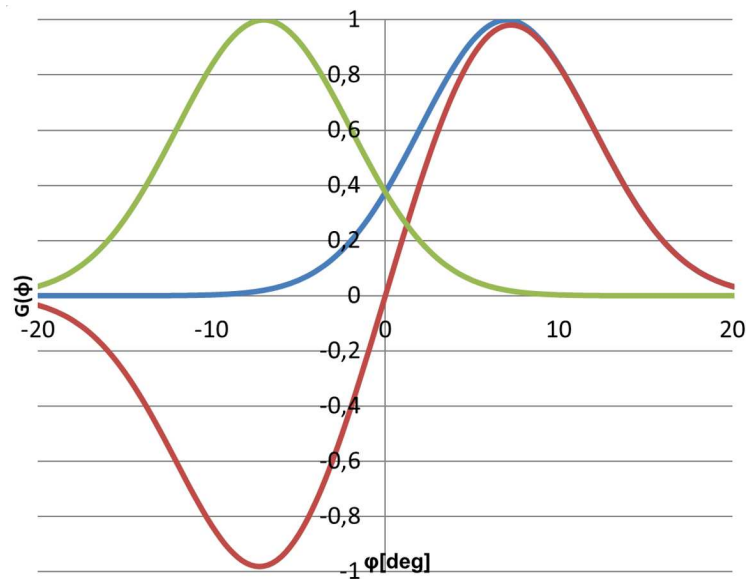
Charakterystyka odbiornika została aproksymowana funkcją rozkładu normalnego, o wartości oczekiwanej $\mu = 0$ oraz odchyleniu standardowym $\sigma = 5$, unormowaną do jedności i opisaną wzorem:

$$\frac{G_i(\varphi_i)}{G_0} = \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi_i}{\sigma}\right)^2\right) \quad (3.1)$$



Rys. 2. 2 Charakterystyka odbiornika

Zaprezentowane powyżej rozmieszczenie odbiorników umożliwiło uzyskanie w każdej z płaszczyzn symetrii bomby, które odpowiadały kanałom sterowania w tych płaszczyznach oraz charakterystyki różnicowej przedstawianej kolorem czerwonym na rys. 3.



Rys. 3. Charakterystyka różnicowa pary odbiorników

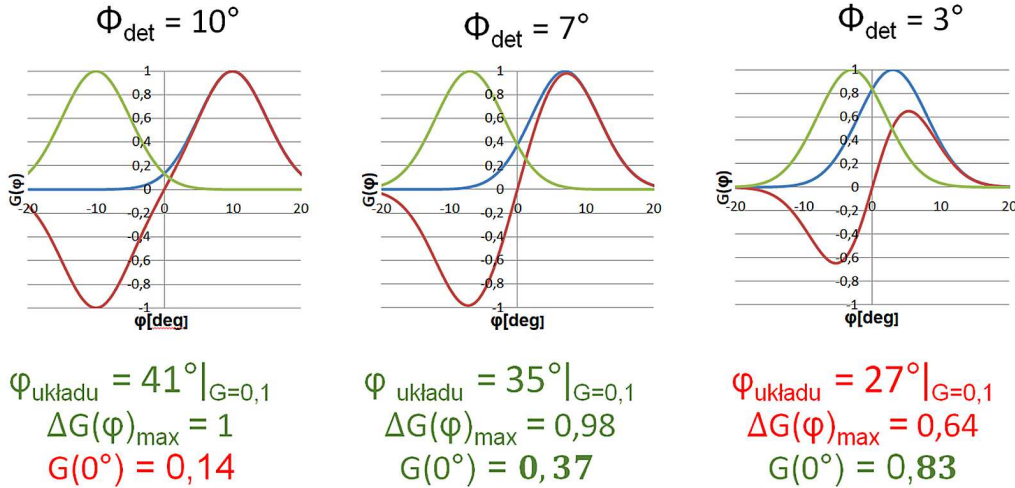
Kolorem zielonym i niebieskim zaznaczono charakterystyki odbiorników położonych w jednej płaszczyźnie symetrii bomby. Zaletą takiego rozwiązania jest występowanie liniowego odcinka charakterystyki w stosunkowo dużym zakresie kąta widzenia układu optycznego oraz punktu dyskryminacji przejścia przez zero o wysokiej rozróżnialności.

Doboru konfiguracji układu detekcji echa sygnału laserowego dokonano w sposób pozwalający uzyskać:

- możliwie najszerszą charakterystykę układu optycznego, przy zachowaniu liniowego odcinka w środkowej jej części;
- maksymalną amplitudę sygnału różnicowego;

- optymalne amplitudy charakterystyk dla zerowej wartości kąta obserwacji celu układu (jednoznaczny punkt detekcji zera).

Analizę przeprowadzono dla trzech różnych kątów zaklinowania detektorów (10° , 7° , 3°), rys. 4.



Rys. 4. Charakterystyki pary odbiorników dla różnych konfiguracji układu detekcyjnego

Na wstępie analizy należy wyjaśnić, iż kryterium optymalności amplitudy charakterystyk dla zerowej wartości kąta obserwacji celu układu polega na uzyskaniu takiej wartości sygnału wyjściowego odbiornika dla $\varphi_{układu} = 0$, która jest jednoznacznie większa od poziomu szumu rzeczywistego odbiornika.

Dla kąta zaklinowania 10° uzyskano najszerszą charakterystykę układu optycznego, największą amplitudę sygnału różnicowego, ale zbyt niską wartość amplitudy charakterystyk dla zerowej wartości kąta obserwacji celu układu.

Dla kąta zaklinowania 3° zarówno szerokość charakterystyki układu optycznego, jak i maksymalna amplituda sygnału różnicowego odbiegają od wartości pożądaných.

Najlepsze rezultaty uzyskano dla kąta 7° i pod takim kątem ostatecznie zamontowano odbiorniki.

Aby obliczyć linię obserwacji celu i dalej kąt obserwacji celu φ_{det} (rys. 5), posłużono się geometrią analityczną (3.2)_{1,2} oraz własnościami iloczynu skalarnego dwóch wektorów (3.2)₃.

Otrzymano następujące relacje:

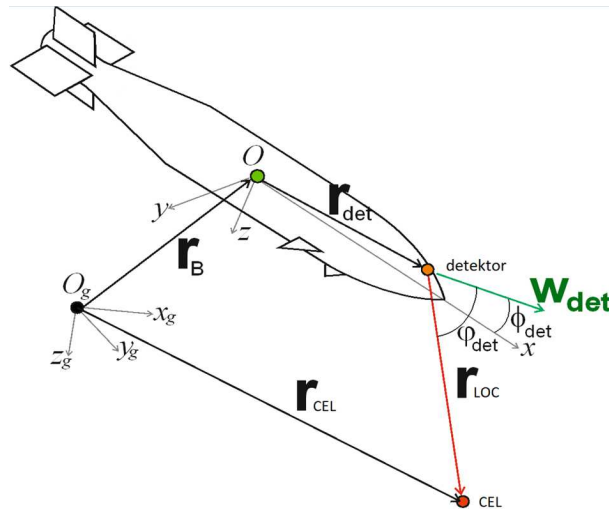
$$\mathbf{r}_B + \mathbf{r}_{det} + \mathbf{r}_{LOC} - \mathbf{r}_{CEL} = \mathbf{0}$$

$$\begin{bmatrix} x_{LOC} \\ y_{LOC} \\ z_{LOC} \end{bmatrix} = L_{b/g} \left(\begin{bmatrix} x_{g,cel} \\ y_{g,cel} \\ z_{g,cel} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_{g,b} \\ y_{g,b} \\ z_{g,b} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} x_{det} \\ y_{det} \\ z_{det} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$\varphi_{det} = \arccos \frac{r_{LOC} w}{|r_{LOC}| |w|} = \arccos \frac{x_{LOC} x_w + y_{LOC} y_w + z_{LOC} z_w}{\sqrt{x_{LOC}^2 + y_{LOC}^2 + z_{LOC}^2} \sqrt{x_w^2 + y_w^2 + z_w^2}}$$

W założonym modelu kąt wychylenia sterów jest funkcją różnicy sygnałów wyjściowych odbiorników jednej płaszczyzny symetrii bomby, a te z kolei są funkcją kąta obserwacji celu:

$$\begin{aligned} \delta_M &= u(\Delta G_{ud}) = u(G_u - G_d) \\ \delta_N &= u(\Delta G_{lr}) = u(G_l - G_r) \end{aligned} \quad (3.3)$$



Rys. 5. Linia obserwacji celu

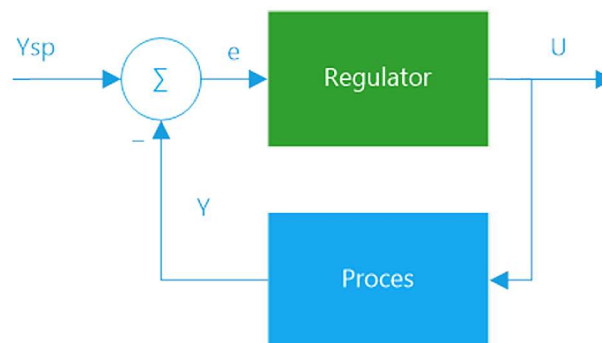
Na podstawie wzorów (3.4) określamy siły i momenty sił sterujących:

$$\begin{aligned} F_{y_ster} &= \frac{1}{2} C_N^\delta V_{aer}^2 S \delta_N & F_{z_ster} &= -\frac{1}{2} C_N^\delta V_{aer}^2 S \delta_M \\ M_{ster} &= -l_{F2} F_{z_ster} & N_{ster} &= l_{F2} F_{y_ster} \end{aligned} \quad (3.4)$$

gdzie: C_N^δ – pochodna współczynnika siły normalnej wytwarzanej przez stery względem kąta nutacji, l_{F2} – odległość między środkiem masy bomby a punktem parcia sterów, V_{aer} – prędkość bomby względem powietrza, S – powierzchnia odniesieniowa bomby.

3.1. Regulator typu PID

W celu zwiększenia efektywności procesu sterowania oraz dopasowania układu regulacji do procesu, jakim jest ruch bomby w przestrzeni, wprowadzono układ regulacji oparty na znanym z literatury i powszechnie stosowanym w automatyce regulatorze typu PID, rys. 6.



Rys. 6. Regulator typu PID

Zadaniem układu regulacji jest minimalizacja sygnału uchybu $e(t)$ w taki sposób, aby sygnał zadany $Y_{sp}(t)$ w jak najmniejszym stopniu różnił się od sygnału wyjściowego $Y(t)$ procesu [10].

Regulator typu PID może składać się z kombinacji członów: proporcjonalnego, całkowego i różniczkowego. Poszczególne człony zależą od uchybu, dając relacje pozwalającą na wyznaczenie sygnału sterującego:

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (3.5)$$

$$e(t) = Y_{sp}(t) - Y(t)$$

Człon proporcjonalny reprezentuje informację o chwilowej wielkości uchybu, człon całkowy mówi nam o poprzednich wartościach uchybu, a człon różniczkowy o charakterze zmian uchybu w czasie. Dobór typu regulatora do danego procesu polega na zestawieniu członów w sposób odpowiedni do danego rozwiązania. Najczęściej stosowane są regulatory typu P, PI, PD, PID.

Ogólne zasady doboru typu regulatora do procesu są następujące [9]:

- dla uzyskania odchyłek statycznych bliskich zeru niezbędny jest człon całkujący I;
- regulator PI zapewnia dobrą jakość regulacji tylko przy zakłóceniach o małych częstotliwościach;
- regulator PD zapewnia szersze pasmo regulacji niż regulator PI, jednak przy zakłóceniach wolnozmiennych wartości wskaźników jakości regulacji są gorsze;
- regulator PID łączy zalety obu poprzednich regulatorów.

Parametrami regulatora są wzmocnienie K_p , czas całkowania T_i oraz czas różniczkowania T_d . Ponieważ parametry regulatorów są bardzo trudne albo wręcz niemożliwe do wyznaczenia w sposób analityczny, stosuje się tzw. eksperymentalne metody doboru nastaw. Należą do nich między innymi:

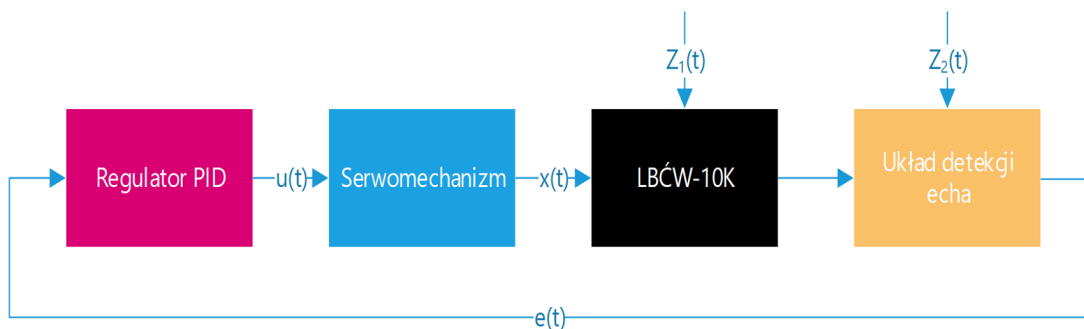
- metoda odpowiedzi skokowej;
- metoda Zieglera-Nicholsa;
- metoda charakterystyk częstotliwościowych.

W pracy przebadano dwa typy regulatorów:

- regulator typu P z $K_p = 1$;
- regulator typu PI z $K_p = 0,32$, $T_i = 1,5$.

Parametry regulatora typu PI dobrano metodą Zieglera-Nicholsa.

Ostatecznie laserowy układ korekcji lotu działa według schematu przedstawionego na rys. 7.

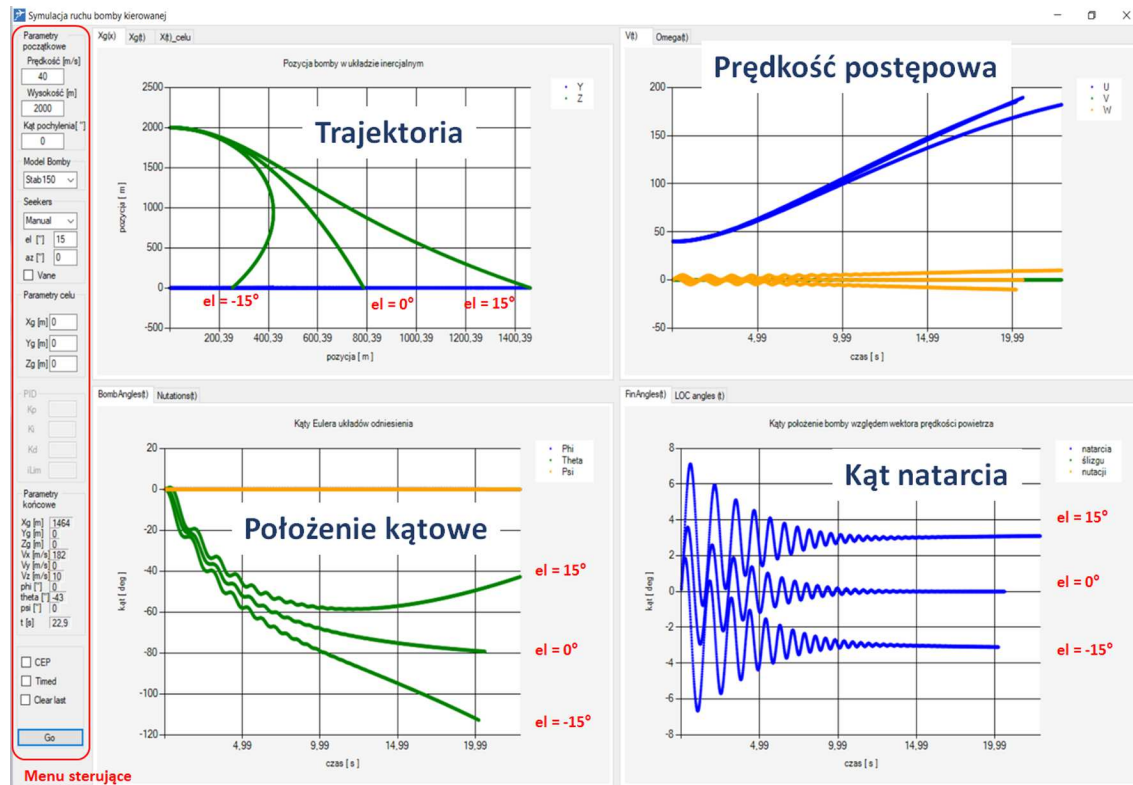


Rys. 7. Schemat działania laserowego układu korekcji lotu

Sygnał uchybu $e(t)$, który jest funkcją różnicy kątów obserwacji celu φ_{det} odbiorników jednej płaszczyzny trafia na wejście regulatora typu PID. Sygnał wyjściowy regulatora $u(t)$ steruje serwomechanizmem, powodując wychylenie sterów. Stery bomby oddziałujące z powietrzem powodują zmianę położenie bomby w przestrzeni. Ponieważ układ detekcji echa sygnału laserowego jest na stałe sprzęgnięty z bombą następuje zmiana kątów obserwacji celu φ_{det} , a co za tym idzie, zmiana uchybu $e(t)$ i cały proces się powtarza.

4. Przykłady symulacji

Na podstawie wcześniej przedstawionego modelu matematycznego ruchu bomby korygowanej oraz modelu układu detekcji echa sygnału laserowego napisano algorytmy obliczeniowe. W ten sposób powstała aplikacja służąca do symulacji ruchu bomby korygowanej. Szatę graficzną aplikacji zaprezentowano na rys. 8. Z lewej strony ekranu występuje pasek menu sterującego. Za jego pomocą można zadać parametry początkowe zrzutu, wybrać model bomby, wybrać model detekcji echa sygnału laserowego, ustawić parametry położenia celu, wybrać parametry regulatora typu PID oraz po wykonaniu symulacji odczytać parametry bomby w momencie upadku.



Rys. 8. Symulacja ruchu bomby korygowanej

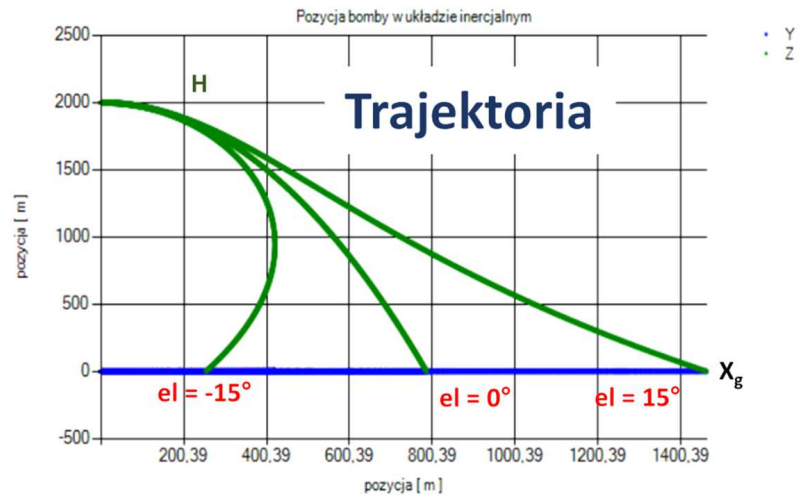
4.1. Zrzut bomby niesterowanej

W celu sprawdzenia działania modelu matematycznego bomby oraz oceny skuteczności działania sterów wykonano symulacje polegającą na trzech zrzutach bomb z niezmiennymi warunkami początkowymi:

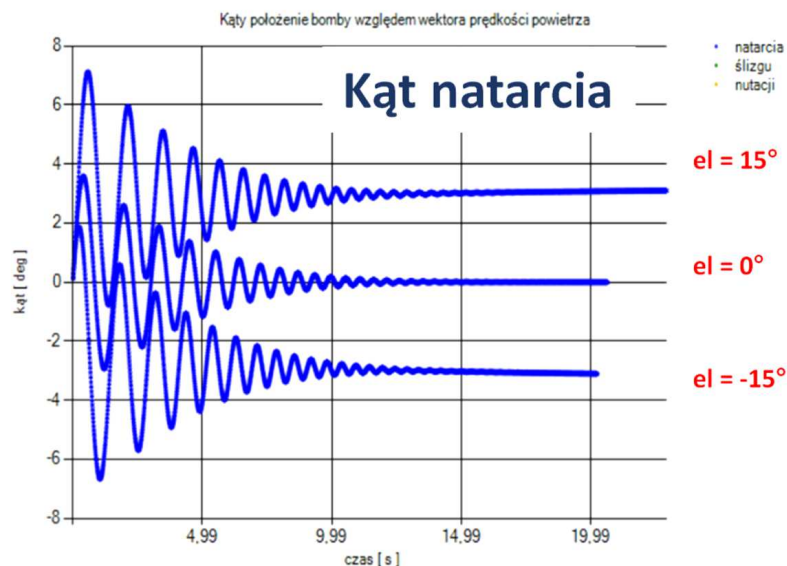
- położenie $X = [0, 0, -2000]$;
- prędkość $V = [40, 0, 0]$;
- pozostałe parametry zerowe.

Każdy zrzut bomby wykonano z innym kątem wychylenia sterów elewacji, tj. 15° , 0° , 15° niezmiennym w czasie lotu. Wyniki symulacji przedstawiono na rys. 9 i 10. Wykres pokazany na rys. 9 przedstawia trajektorie lotu bomby (y_g – niebieski, z_g – zielony) w funkcji odległości liniowej x_g i informuje o efektywności sterowania oraz zakresie donośności bomby.

Wykres na rys. 10 przedstawia zmiany kąta natarcia bomby dla różnych kątów wychylenia sterów. Z wykresu wynika, iż mimo skrajnego wychylenia sterów kąty natarcia bomby pozostają w zakresie liniowych charakterystyk współczynników aerodynamicznych.



Rys. 9. Trajektoria bomby w układzie związanym z ziemią



Rys. 10. Kąt natarcia bomby

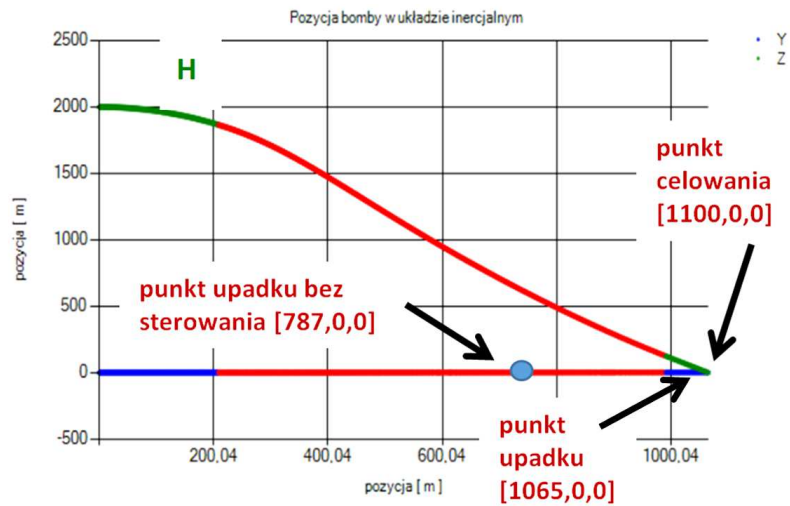
4.2. Zrzut bomby z laserowym układem korekcji lotu

Kolejne symulacje polegały na zrzucie bomby z włączonym laserowym układem korekcji lotu. Symulacje wykonano dla dwóch typów regulatorów – P i PI. Warunki początkowe nie zostały zmienione, punkt celowania ustawiono w pozycji $X_c = [1100, 0, 0]$.

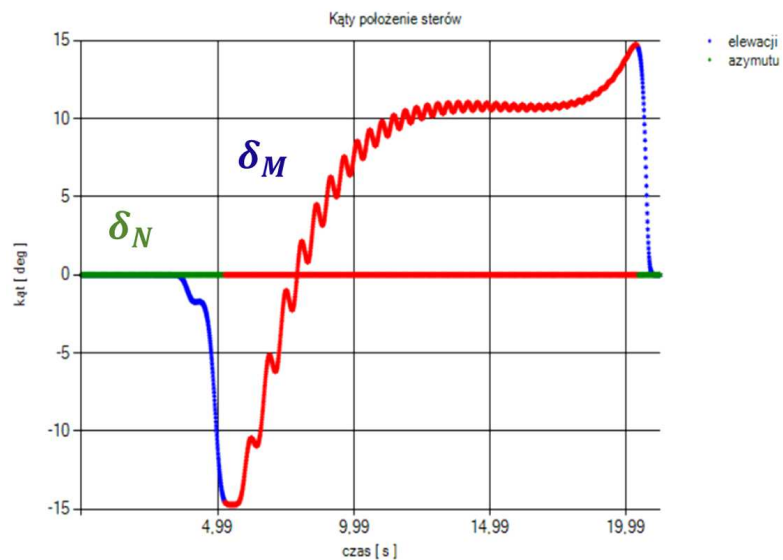
Na rys. 11 przedstawiono trajektorię lotu bomby otrzymaną w wyniku symulacji zrzutu bomby z włączonym laserowym układem korekcji. Zastosowano układ regulacji w postaci regulatora typu P. Upadek bomby nastąpił 35 m przed punktem celowania. Należy tutaj zaznaczyć, iż dla powyższym parametrów początkowych zrzutu i układu z wyłączonym laserowym układem korekcji (stery ustawione w pozycji 0) bomba upadłaby w punkcie $[787, 0, 0]$. Symulacja pokazuje jak bardzo zwiększa się obszar skutecznego oddziaływania bomby.

Na rys. 12 przedstawiono wykres kątów wychylenia sterów w funkcji czasu dla tej samej symulacji. Wyraźnie widać wpływ zmian kąтового położenia bomby na wychylenie sterów.

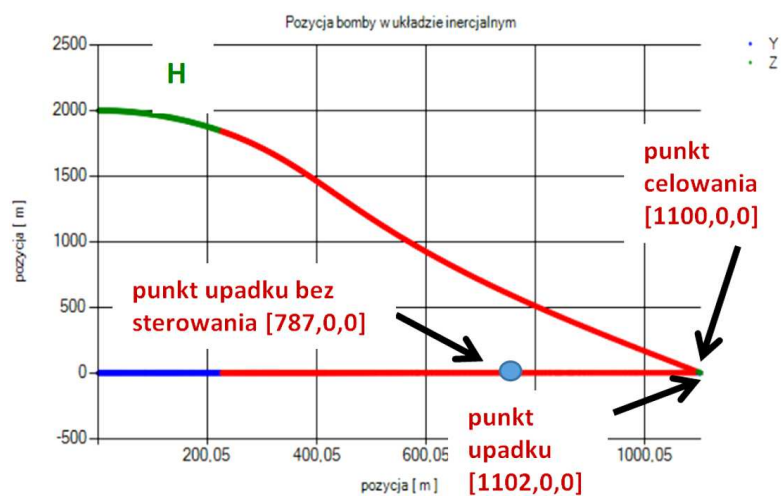
Kolejną symulację wykonano z zastosowaniem regulatora typu PI. Trajektorie lotu bomby przedstawiono na rys. 13. Z wyników symulacji wynika, iż zastosowanie regulatora typu PI znacznie poprawiło precyzję rażenia celu w stosunku do regulatora typu P.



Rys. 11. Trajektoria bomby – regulator typu P

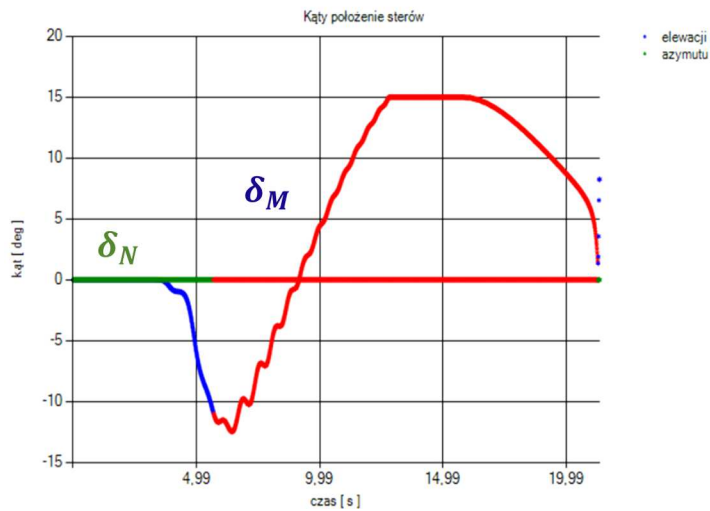


Rys. 12. Kąty wychYLENIA sterów – regulator typu P



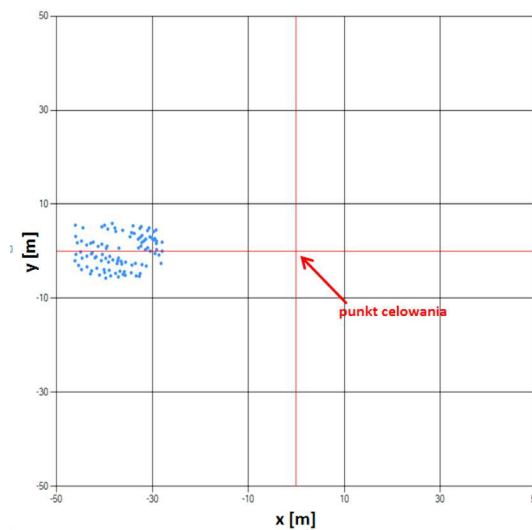
Rys. 13. Trajektoria bomby – regulator typu PI

Jak widać, człon całkujący wprowadził pewną inercję w działaniu regulatora, wskutek czego stery wolniej reagują na zmiany bieżącego kąta obserwacji celu. Dobrze to pokazuje wykres na rys. 14. Można zaobserwować również znaczne ograniczenie wpływu zmian kąтового położenia bomby na wychylenie sterów. Dodatkowo wykres z rys. 14 pokazuje specyfikę działania członu całkującego regulatora. Wartość wychylenia sterów wypracowana przez człon całkujący regulatora była w krótkim przedziale czasu na tyle duża, iż musiała zostać ograniczona do wartości maksymalnego wychylenia sterów, jakie założono dla tego modelu bomby (15°).

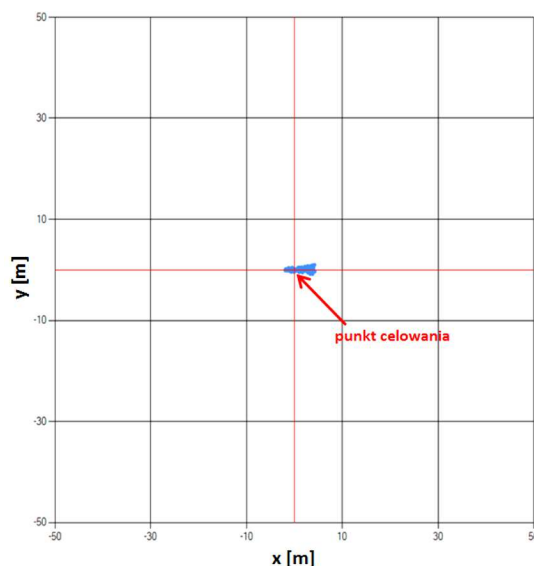


Rys. 14. Kąty wychylenia sterów – regulator typu PI

W celu oceny precyzji rażenia celu przeprowadzono symulacje polegającą na wykonaniu stu zrzutów bomb dla każdego z zastosowanych regulatorów. Dodatkowo warunki początkowe zrzutów zostały zaburzone z wykorzystaniem programowej funkcji losowej. Zakłócenie to miało imitować błąd pilota będący wynikiem wyprzedzenia lub opóźnienia momentu zrzutu w zakresie ± 2 s. Ponieważ prędkość początkowa wynosiła 40 m/s, uzyskano zmianę położenia punktu zrzutu w stosunku do punktu celowania w zakresie ± 80 m w płaszczyźnie xy . Wyniki symulacji zostały przedstawione na rys. 15 i 16.



Rys. 15. Wyniki symulacji dla regulatora typu P



Rys. 16. Wyniki symulacji dla regulatora typu PI

Dla bomby korygowanej z regulatorem typu P średni punkt upadku bomby oddalony jest o około 37 m od punktu celowania. Odchylenia standardowe przeprowadzonych stu zrzutów względem średniego miejsca upadku wynoszą $\sigma_x = 7,2$ m i $\sigma_y = 4,3$ m.

Dla przypadku bomby korygowanej z regulatorem typu PI wyniki symulacji prezentują się znacznie lepiej. Średni punkt upadku bomby oddalony jest o około 2 m od punktu celowania, natomiast odchylenia standardowe przeprowadzonych 100 zrzutów względem średniego miejsca upadku wynoszą $\sigma_x = 2,1$ m i $\sigma_y = 0,5$ m.

5. Wnioski

Na podstawie przeprowadzonych symulacji można stwierdzić, iż zastosowanie w bombach lotniczych laserowego układu korekcji lotu znacznie zwiększa zarówno skuteczny obszar, jak i precyzję rażenia celu. Dla zrzutu bomby z wysokości 2000 m z prędkością 40 m/s obszar skutecznego rażenia zawiera się w przedziale od około 400 m do około 1200 m od punktu zrzutu. Natomiast precyzja rażenia celu, rozumiana jako minimalna odległość punktu celowania od średniego punktu upadku, ściśle zależy od zastosowanych praw sterowania, tj. od jakości dopasowania układu regulacji do procesu ruchu bomby korygowanej.

Mając powyższe na uwadze, należy stwierdzić, iż główny wysiłek dalszych prac powinien się koncentrować na optymalizacji praw sterowania pod kątem precyzji rażenia celu dla różnych parametrów początkowych zrzutu.

Bibliografia

1. GACEK J., *Balistyka zewnętrzna*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1999
2. KOWALECZKO G., BULER W., PIETRASZEK M., GRAJEWSKI K., Model ruchu sterowanej bomby lotniczej w warunkach turbulencji, [In:] *Mechanika w lotnictwie ML-XVIII 2018*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2018
3. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., Estimation of the accuracy of laser guided bomb, *Journal of KONES*, 2016, **23**, 3, 271-279

4. KOWALECZKO G., PIETRASZEK M., OLEJNICZAK E., ŻYLUK A., Evaluation of the possibility of bomb flight control, *Journal of KONES*, 2015, **22**, 3, ISSN: 1231-4005, e-ISSN: 2354-0133, DOI 10.5604/12314005.1165979
5. PRODAS, Arrow Tech Associates, Inc. USA, 2008
6. Sprawozdanie S-14-12/16 *Określenie charakterystyk balistycznych lotniczej bomby z układem korekcji lotu, brzechwy trapezowe*, ITWL, Warszawa, 2016
7. Sprawozdanie *Badania doświadczalne w tunelu aerodynamicznym charakterystyk aerodynamicznych modelu bomby lotniczej z układem korekcji lotu*, WAT, Warszawa, 2017
8. WINCZURA Z., ŻYLUK A., Metoda wyznaczania warunków początkowych swobodnego lotu bomby, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-VIII 1998*, J. Maryniak (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 1998
9. SKUP Z., *Podstawy automatyki i sterowania*, Politechnika Warszawska, Warszawa, 2012
10. BRZÓZKA J., *Regulatory i układy automatyki*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa, 2004

The evaluation of the efficiency of the active control system for an air bomb

The paper presents the results of numerical simulation of a laser-guided bomb which is dropped in calm weather conditions. The prototype of such a bomb was developed at the Air Force Institute of Technology. It was a result of the modification process of the classical training bomb. The modification consisted of building on the board of the bomb a detection system to track targets that were designated by laser and a control system to adjust the bomb glide path to precisely strike the target. The detection system consists of four symmetrically located detectors. The control system was built with two pairs of wings, which allows the bomb to be controlled in two planes.

In the simulation research, geometric and mass characteristics of the classical training bomb were used. Aerodynamic characteristics of the bomb were determined using commercial software PRODAS.

Using the mathematical model of the bomb spatial motion and the model of the laser detection system, a series of simulations was performed. The main goal was to determine the effectiveness of the adopted construction solution. In the simulations, the location of the target was being changed trying to get the most accuracy of the bomb. This was done by testing various parameters of the control laws. The influence of structural modifications of the detection system on the possibility of effective detection and location of the target was also investigated.

In the paper, exemplary results of numerical calculations performed with the author's software are also shown.

WYMAGANIA ZDATNOŚCI DO LOTU WOJSKOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH (EMAR)

SŁAWOMIR KRAJNIEWSKI, STANISŁAW RYMASZEWSKI, FRANCISZEK ZGRZYWA

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: slawomir.krajniewski@itwl.pl

Krajowe organizacje mające w planach projektowanie, produkcję oraz serwisowanie produktów lotniczych o przeznaczeniu wojskowym, sklasyfikowanych jako wyrób lub część i wyposażenie dla potrzeb MON, muszą brać pod uwagę fakt, że implementacja EMAR w krajowych przepisach regulujących zdatność do lotu wojskowych statków powietrznych będzie miała poważne konsekwencje dla ich dalszej działalności. Organizacje te będą musiały spełniać wymagania odpowiednich EMAR, w tym posiadać stosowne certyfikaty.

1. Zdatność do lotu w lotnictwie cywilnym

W lotnictwie cywilnym krajów Unii Europejskiej zdatność do lotu statków powietrznych – zarówno początkowa/projektowa (ang. *initial/continued airworthiness*), jak i nieprzerwana (ang. *continuing airworthiness*) – bazuje na następujących pięciu głównych elementach:

1. Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, podpisanej w Chicago w dniu 7 grudnia 1944 r. – tzw. Konwencji chicagowskiej ICAO;
2. Rozporządzeniu Parlamentu Europejskiego i Rady (WE) nr 216/2008 z dnia 20 lutego 2008 r. w sprawie wspólnych zasad w zakresie lotnictwa cywilnego i utworzenia Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA – European Aviation Safety Agency);
3. Rozporządzeniu Komisji (WE) nr 748/2012 z dnia 3 sierpnia 2012 r. ustanawiającym przepisy wykonawcze dotyczące certyfikacji statków powietrznych i związanych z nimi wyrobów, części i akcesoriów w zakresie zdatności do lotu i ochrony środowiska oraz dotyczącym certyfikacji organizacji projektujących i produkujących;
4. Rozporządzeniu Komisji (UE) nr 1321/2014 z dnia 26 listopada 2014 r. w sprawie ciągłej zdatności do lotu statków powietrznych oraz wyrobów lotniczych, części i wyposażenia, a także w sprawie zatwierdzeń udzielanych organizacjom i personelowi zaangażowanym w takie zadania;
5. Działalności EASA publikującej m.in.: Akceptowalne Środki Spełnienia Wymagań i Wytyczne (ang. *Acceptable Means of Compliance & Guidance Materials – AMC&GM*) do Rozporządzeń Komisji Unii Europejskiej, Specyfikacje Certyfikacyjne (ang. *Certification Specifications – CS*) oraz Dyrektywy Zdatności do Lotu (ang. *Airworthiness Directives – AD*).

W Polsce stosunki prawne z zakresu lotnictwa cywilnego są regulowane przez Ustawę z dnia 3 lipca 2002 r. Prawo lotnicze, (Dz.U. nr 130, poz. 1112 z późn. zm.). Ustawa ta nie obejmuje lotnictwa państwowego, to jest państwowych statków powietrznych (czyli również wojskowych) – mówi o tym art. 1 ust. 1 oraz art. 1 ust. 3 Ustawy.

Wszystkie wymienione powyżej przepisy i wymagania nie mają zastosowania do państwowych statków powietrznych, tj. szerzej również do organizacji i osób projektujących, produkujących, obsługujących, zarządzających ciągłą zdatnością do lotu, a także szkolących personel techniczny na potrzeby lotnictwa wojskowego.

2. Władza lotnictwa państwowego

Z momentem wejścia Polski do struktur NATO nastąpił proces gruntownej nowoczesnej reorientacji mentalnej struktur dowodzenia Polskich Sił Zbrojnych, w tym Sił Powietrznych. Lotnictwo państwowe, szczególnie wojska lotnicze jako współużytkownik światowej przestrzeni powietrznej musiały zmienić sposób postrzegania polskiej przestrzeni powietrznej z synonimu „nasze niebo” na formułę „otwartego nieba” obowiązującego w nowoczesnej pojęciowo lotniczej przestrzeni powietrznej, podlegającej międzynarodowym standardom cywilnym, jak i międzynarodowym standardom lotnictwa państwowego.

Podjęmowane próby ujednoczenia przepisów regulujących funkcjonowanie lotnictwa państwowego ze względu na rozbieżność interesów ULC, MSWiA i MON kończyły się fiaskiem. W ostatnim czasie rozpoczęto prace nad stworzeniem ustawy dla lotnictwa państwowego, która ostatecznie miała uregulować sporne kwestie.

Lotnictwo państwowe, aby w pełni funkcjonować we wspólnej przestrzeni powietrznej, musi uwzględniać w swojej działalności regulacje prawne wynikające z dokumentów normatywnych obowiązujących w lotnictwie cywilnym, a ponadto opracować własne normatywy uwzględniające specyfikę i charakter zadań, do realizacji których lotnictwo państwowe jest przeznaczone. Nie oznacza to, że lotnictwo państwowe nie posiada dokumentów regulujących jego działalność. Takie dokumenty są i funkcjonują, co więcej – są odpowiadające przyjętym międzynarodowym standardom wyrażających się w formule Open Sky.

W ostatnich latach specjaliści i eksperci lotniczy na różnych forach sygnalizują, że regulaminy i instrukcje obowiązujące w lotnictwie wojskowym i w lotnictwie służb porządku publicznego nie są kompatybilne ze względu na specyfikę operacyjną.

Rysuje się coraz to wyraźniej problem braku jednej instytucji, która kompleksowo nadzorowałaby całość lotnictwa państwowego, wprowadzała jednolite standardy, doskonalila przepisy, wykorzystując doświadczenia z realizacji zadań formacji i jednostek tworzących lotnictwo państwowe. Również coraz to bardziej rozwijająca się formacja i struktura bezpilotowych statków powietrznych wykorzystywanych w różnego rodzaju siłach zbrojnych staje się materialem do pilnego uregulowania prawno-organizacyjnego.

Tak więc nadrzędnym celem prowadzonych działań w trosce o podniesienie gotowości operacyjnej i stanu bezpieczeństwa jest ujednoczenie przepisów lotniczych dla całości lotnictwa państwowego.

Podstawowym dokumentem regulującym przepisy lotnicze w wymiarze międzynarodowym, jest Konwencja o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, podpisana 7 grudnia 1944 r. w Chicago, zgodnie z którą funkcjonuje ogólny podział na lotnictwo cywilne i państwowe. Konwencja jest głównym źródłem prawa dla lotnictwa cywilnego, nie reguluje zaś zasad funkcjonowania lotnictwa państwowego. W skali europejskiej podstawowymi dokumentami prawodawczymi dla lotnictwa cywilnego są wspólne przepisy lotnicze: Rozporządzenie Komisji (WE) nr 859/2008 z dnia 20 sierpnia 2008 r. zmieniające rozporządzenie Rady (EWG) nr 3922/91 w odniesieniu do wspólnych wymagań technicznych i procedur administracyjnych mających zastosowanie do komercyjnego transportu lotniczego.

W Polsce podstawowym aktem prawnym jest ustawa z dnia 3 lipca 2002 r. Prawo Lotnicze, a regulacje w niej zawarte niemal w całości dotyczą lotnictwa cywilnego. Tak więc, zgodnie z przywołanymi powyżej dokumentami, lotnictwo cywilne uregulowane jest zarówno w wymiarze międzynarodowym (Konwencja Chicagowska), europejskim, jak i krajowym. W przywołanych powyżej aktach prawnych występuje jasny i ostry podział na lotnictwo cywilne – w Polsce nadzorowane przez Urząd Lotnictwa Cywilnego i państwowe – nadzorowane przez właściwych ministrów. Należy tu wspomnieć o podziale lotnictwa państwowego, w którego skład wchodzi

lotnictwo wojskowe podległe Ministrowi Obrony Narodowej oraz lotnictwo służb porządku publicznego (lotnictwo Policji, Straży Granicznej, Państwowej Straży Pożarnej), które podlega ministrowi właściwemu ds. wewnętrznych.

Postulowana ustawa dla lotnictwa państwowego nie będzie kolidowała z Ustawą Prawo Lotnicze z dnia 3 lipca 2002 r. Należy przez to rozumieć, iż projektowany dokument będzie dotyczył regulacji prawnych tych obszarów, których nie reguluje ustawa lotnictwa cywilnego. Tak więc, nie będzie wpływała w żadnym zakresie na działalność cywilnych podmiotów lotniczych.

Do obecnej chwili nie opracowano jednolitych przepisów prawnych dotyczących lotnictwa państwowego, które pozwoliłyby w pełni uregulować funkcjonowanie tego lotnictwa w warunkach jednolitego prawa dla lotnictwa wojskowego i lotnictwa służb porządku publicznego. Ustawa z dnia 3 lipca 2002 r. Prawo Lotnicze nie reguluje najistotniejszych obszarów działalności lotnictwa państwowego, tj. infrastruktury lotniskowej, certyfikacji i prowadzenia rejestru lotnisk i lądowisk, zasad naboru, certyfikacji (kwalifikacji) i badań lotniczo-lekarskich personelu lotniczego, badania zdatości statków powietrznych do lotu, systemu zarządzania bezpieczeństwem w lotnictwie czy też systemu komunikacji, nawigacji i dozoru (ang. *Communication, Navigation, Surveillance – CNS*).

Inicjatywa utworzenia władzy skupiającej całość lotnictwa państwowego została podjęta pod koniec 2009 r., wówczas to zapoczątkowano wstępne prace koncepcyjne nad przygotowaniem projektu ustawy prawo lotnicze lotnictwa państwowego. Tragiczne wydarzenia z kwietnia 2010 r. w zasadzie zastopowały dalsze prace w tym zakresie, a cały wysiłek został skupiony na realizacji zaleceń wynikających z raportu końcowego z badania katastrofy samolotu Tu-154M.

W trakcie realizacji zadań określonych w „Ramowym programie wdrażania wniosków wynikających z raportu końcowego Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego z badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 samolotu Tu-154M nr 101 zaistniałego w dniu 10 kwietnia 2010 r. w rejonie lotniska Smoleńsk Północny”, wychodząc naprzeciw oczekiwaniom środowiska lotniczego (lotnictwa państwowego), ustalono, iż koniecznym jest podjęcie działań ukierunkowanych na docelowe unormowanie i ujednoczenie zasad oraz przepisów regulujących funkcjonowanie wszystkich podmiotów funkcjonujących w ramach lotnictwa państwowego. W tym celu w 2012 roku opracowano projekt wstępnej „Koncepcji Utworzenia Wojskowej Władzy Lotniczej” (MAA – *Military Aviation Authority*). Należy wyjaśnić, iż użyty zwrot (Wojskowa Władza Lotnicza) został przyjęty jako nazwa robocza zaczerpnięta z języka angielskiego (*Military Aviation Authority*) i nie należy jej wprost przywiązywać do obszaru tylko jednej formacji (lotnictwa wojskowego).

Wspomniana koncepcja została uzupełniona i dopracowana przez zespół autorski, w skład którego weszli przedstawiciele resortów Spraw Wewnętrznych i Obrony Narodowej (lotnictwo państwowe umiejscowione jest w tych resortach), zaś prace zespołu były szeroko konsultowane, m.in. z przedstawicielami Ministerstwa Infrastruktury i Rozwoju, które odpowiada za lotnictwo cywilne.

Kto jest siłą wiodącą w realizowanych pracach? Są to przedstawiciele lotnictwa państwowego, a ponieważ lotnictwo wojskowe stanowi większość tego lotnictwa, to resort Obrony Narodowej przyjął rolę koordynatora tych działań. Spotkało się to z aprobatą wszystkich stron uczestniczących w pracach.

W roku 2014 podjęto kompleksowe działania, efektem których miało być zaproponowanie i przyjęcie rozwiązań formalno-prawnych dotyczących całości lotnictwa państwowego. Działania te polegały na opracowaniu aktu prawnego (ustawy dla lotnictwa państwowego) oraz powołaniu w Polsce instytucji Władzy Lotnictwa Państwowego. Powołanie wspomnianej instytucji pozwoliłoby na rozdzielenie funkcji prawodawczej i nadzorczej od funkcji wykonawczej w lotnictwie państwowym, przy czym przez funkcję prawodawczą należy rozumieć opracowywa-

nie projektów aktów prawnych (nowelizację dokumentów normatywnych już funkcjonujących), zaś funkcja nadzorcza oznacza sprawowanie nadzoru nad prawidłowością wykonywania i przestrzegania ustalonych przepisów procedur przez wykonawców, tj. jednostki, formacje lotnictwa państwowego. W tym miejscu należy podkreślić, że takie rozwiązania od lat funkcjonują już w większości państw europejskich, we Francji, Szwecji, Wielkiej Brytanii, Czechach, Holandii czy Hiszpanii.

Inicjatywa Ministrów Obrony 26 państw członkowskich Unii Europejskiej zrzeszonych w Europejskiej Agencji Obrony (ang. European Defence Agency – EDA), w ramach której decyzją Rady Sterującej EDA z listopada 2008 r. zostało powołane Forum Wojskowych Nadzorów Zdatości do Lotu (ang. Military Air Worthiness Authority – MAWA Forum), powinna znaleźć odzwierciedlenie w polskim dokumencie statuującym instytucję władzy lotniczej właściwej dla polskiego lotnictwa państwowego. Powyższą decyzję wsparli Ministrowie Obrony Narodowej UE poprzez Deklarację Polityczną Ministrów Obrony Narodowej UE z listopada 2009 r. „Declare our political support for national airworthiness authorities to develop and implement the EMARs”.

Prace nad takimi rozwiązaniami wyczerpywałyby polskie zobowiązania konsumujące decyzje kierunkowe zgodne z przyjętymi deklaracjami. Państwa członkowskie Unii Europejskiej, które podjęły intensywne działania ukierunkowane na stworzenie wspólnych przepisów ramowych i uregulowań prawnych w zakresie funkcjonowania lotnictwa państwowego (w obszarze zapewnienia zdatości do lotu statków powietrznych), głównie lotnictwa wojskowego oraz formacji lotnictwa służb porządku publicznego, zadeklarowały potrzebę przyjęcia takiego rozwiązania ze względu na prowadzoną działalność operacyjną. Polska jest jednym z ostatnich państw w UE, które rozpoczęło działania związane z powołaniem instytucji władzy lotniczej właściwej dla lotnictwa państwowego, do dziś nie uwieńczone formułą państwowego aktu prawnego w randze Ustawy.

Wypełniając zobowiązania podjęte na forum krajów UE (EDA, EASA), konieczne jest pilne przygotowanie pakietu dokumentów normatywnych w zakresie funkcjonowania całości lotnictwa państwowego, co będzie zmierzało do powołania instytucji sprawującej funkcję regulacyjną i nadzorczą wobec lotnictwa państwowego.

W lotnictwie wojskowym mamy do czynienia z podwójną odpowiedzialnością, np. w zakresie szkolenia lotniczego nie ma rozdzielania funkcji pomiędzy użytkownikiem i prawodawcą, zaś w zakresie zarządzania ruchem lotniczym nie ma rozdziału funkcji prawodawczej i nadzoru (regulator) od funkcji zapewnienia służb żeglugi powietrznej (ANSP – Air Navigation Service Provider). Należy tu wspomnieć, że w dokumentach NATMC jako organu wykonawczego NATO w zakresie zarządzania ruchem lotniczym podkreśla się dążenie do harmonizacji lotnictwa cywilnego i wojskowego. Harmonizacja lotnictwa cywilnego i wojskowego służyć ma utrzymaniu zdolności, czy też możliwości lotnictwa wojskowego i cywilnego do wykonywania lotów w jednej wspólnej (cywilno-wojskowej) przestrzeni powietrznej, np. codzienne szkolenie lotnicze, działania na rzecz misji NATO, działania w ramach wielonarodowych ugrupowań. Tak więc prowadzone działania pozwolą na formalno-prawne unormowanie wszystkich obszarów, w których funkcjonuje lotnictwo państwowe.

W procesie tym konieczne jest wszechstronne wykorzystanie doświadczeń państw europejskich posiadających regulacje prawne w tym zakresie, wspomnianych już: Francji, Wielkiej Brytanii, Holandii czy Czech. W wymienionych krajach władzę lotniczą lotnictwa państwowego stanowią instytucje, w skład których wchodzi cztery pionki funkcjonalne: operacji lotniczych, zdatości do lotu statków powietrznych, żeglugi powietrznej oraz bezpieczeństwa lotów. Celem działania tak zorganizowanej instytucji jest wprowadzanie uregulowań prawnych dla lotnictwa państwowego oraz sprawowanie nadzoru nad jego funkcjonowaniem. Podobne rozwiązanie powinny się przyjąć w Polsce.

3. EMARs – European Military Airworthiness Requirements

Europejska Agencja Obrony prowadzi działania zmierzające do ujednoczenia w państwach Unii Europejskiej przepisów dotyczących zdatności do lotów wojskowych statków powietrznych (w tym bezpilotowych).

Na spotkaniu ministrów obrony w Brukseli w dniu 17 listopada 2009 r. została przyjęta przez kraje zrzeszone w EDA deklaracja polityczna dotycząca opracowania i implementacji EMAR-ów.

Forum Wojskowych Nadzorów nad Zdatnością do Lotu (MAWA Forum) funkcjonujące w strukturach Europejskiej Agencji Obrony (EDA) obecnie zrzesza wojskowe nadzory wszystkich państw członkowskich UE i prowadzi prace mające na celu stworzenie i zaimplementowanie wspólnych przepisów dotyczących zdatności do lotu, wspólnego procesu certyfikacji, uzgodnień organizacyjnych, przepisów oraz zasad ich wzajemnego uznawania. Równolegle Forum prowadzi działania zmierzające do stworzenia Organizacji Połączonych Europejskich Wojskowych Nadzorów nad Zdatnością do Lotu (European Military Joint Airworthiness Authorities' Organization – EMJAAO).

Przez Europejskie Forum ds. Zdatności do Lotu Wojskowych Statków Powietrznych MAWA Forum opracowywane są projekty przepisów i regulacji związanych z wdrożeniem standardów zdatności do lotu wojskowych statków powietrznych EMAR. Swoim zakresem obejmują one przedsięwzięcia organizacyjne, a także wymagania sprzętowe. Należą do nich:

- EMAR 21 – certyfikacja wojskowych statków powietrznych, ich komponentów, podzespołów, części, wyposażenia i produktów z nimi związanych oraz tryb i sposób certyfikacji instytucji projektowych, produkcyjnych, modernizacyjnych;
- EMAR M – zarządzanie procesem zachowania ciągłej zdatności do lotu wojskowych statków powietrznych;
- EMAR 145 – wymagania dla wojskowych organizacji remontowo-obslugowych;
- EMAR 66 – tryb i metodyka certyfikowania personelu obsługowego oraz ocena jego kompetencji;
- EMAR 147 – organizacja i realizacja zadań przez organizacje i instytucje zajmujące się szkoleniem personelu obsługującego wojskowe statki powietrzne;
- EMACC – europejskie kody wojskowych statków powietrznych (*European Military Aircraft Certification Code*).

Zharmonizowane Europejskie Wojskowe Wymagania Zdatności do Lotu (EMARs) są jedynie wymaganiami, a nie regulacjami prawnymi i każde państwo UE jest odpowiedzialne za implementację tych wymagań do narodowych przepisów zdatności do lotu wojskowych statków powietrznych. Niemniej jednak przyjęcie przedmiotowych regulacji będzie miało znaczący wpływ na zabezpieczenie eksploatacji wojskowych statków powietrznych, głównie ze względu na procesy certyfikacji wyrobów lotniczych.

Niezależnie od działalności MAWA Forum w czerwcu 2010 roku Rada Sterująca Wojskowego Komitetu Zdatności do Lotów (MCASB – Military Committee Airworthiness Steering Board) powołała do życia wyspecjalizowaną komórkę Airworthiness Working Group (AwWG), celem określenia głównych regulacji oraz dokumentów „organizacyjnych w zakresie zdatności do lotów wojskowych statków powietrznych państw NATO”. Na dotychczasowe spotkania AwWG, delegowani byli przedstawiciele z poszczególnych krajów członkowskich NATO, tj. agencji NATO (m.in. NAPMA, NAMSA-NSPA, NAGSMA, NAMA), Dowództwo Sił Wczesnego Ostrzegania i Dowodzenia NATO (NAEW&C FC), a także innych podmiotów (np. Europaen Air Transport Command – EATC, Europaen Air Group – EAG), które opracowują dokumenty standaryzacyjne i ewentualnie wskazują różnice w rozwiązaniach narodowych. By zapobiec dublowaniu wysiłku nad opracowywaniem dokumentów oraz samych dokumentów, AwWG ściśle współpracuje z Forum (MAWA Forum).

Mając na uwadze powyższe, ustalono wyraźny podział kompetencji. Zgodnie z tym AwWG przygotowuje standardy w zakresie zdatności wojskowych statków powietrznych normujące kwestie organizacyjne oraz regulujące wymagania, tzw. *NATO Airworthiness Policy*, natomiast MAWA Forum opracowuje dokumenty wykonawcze i specjalistyczne.

Wytyczne polityczne NATO w zakresie zdatności określają, że wszystkie wyroby lotnicze użytkowane w tzw. „przestrzeni kontrolowanej” powinny być weryfikowane przez odpowiedni nadzór.

Celem działalności stosownych komórek funkcjonalnych dowództwa NATO, prócz przygotowania stosownych dokumentów w zakresie zdatności do lotów wojskowych statków powietrznych, jest również kontrola dotrzymywania tych standardów przez państwa członkowskie. W tym celu planuje się powołać nową instytucję: NAE – NATO Airworthiness Executive, komórkę w ramach struktur NATO, która będzie normowała zakres wymagań w zakresie zdatności do lotów (szczegółowy zakres kompetencji NAE nie jest jeszcze zdefiniowany).

Jednocześnie należy dodać, że zakres prac AwWG nad dokumentami póki co nie obejmuje aspektów związanych z operacjami lotniczymi takich jak: procedury operacyjne, flight standards, operator training, kwalifikacje i licencjonowanie personelu lotniczego oraz kontroli ruchu lotniczego.

Dokumenty EMAR nie są zbiorem przepisów (regulacji prawnych), a jedynie wymaganiami. Każde państwo UE zrzeszone w EDA jest odpowiedzialne za wdrożenie tych wymagań do krajowych przepisów regulujących zdatność do lotu wojskowych statków powietrznych.

Dyrektor Departamentu Polityki Zbrojeniowej, działając z upoważnienia Ministra Obrony Narodowej, podpisał w dniu 18.06.2013 r. Podstawowy Dokument Ramowy (ang. *Basic Framework Dokument – BFD*). Dokument ten nakłada na MON obowiązek uczestnictwa w procesie stanowienia (opracowywania i aktualizacji) wymagań EMAR i dołożenia wszelkich starań, aby zapewnić ekspertów do prac w różnych grupach roboczych/doradczych zaangażowanych w ten proces, oraz implementacji całego zbioru przyszłych EMAR i adaptacji istniejących EMAR jako jedynych przepisów regulujących zdatność do lotu wojskowych statków powietrznych, w najkrótszym możliwym terminie.

Krajowe (polskie) organizacje mające w planach projektowanie, produkcję oraz serwisowanie produktów lotniczych o przeznaczeniu wojskowym, sklasyfikowanych jako wyrób (statek powietrzny, silnik lub śmigło) lub część i wyposażenie (podzespoły niższego poziomu, w tym oprogramowanie), dla potrzeb MON (polskiego i/lub innych krajów UE zrzeszonych w EDA), muszą brać pod uwagę fakt, że implementacja EMAR w krajowych przepisach regulujących zdatność do lotu wojskowych statków powietrznych będzie miała poważne konsekwencje dla ich dalszej działalności. Organizacje te będą musiały spełniać wymagania odpowiednich EMAR, w tym posiadać stosowne certyfikaty.

4. Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych – ITWL

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych realizowane są przygotowania do wystąpienia o certyfikację zdatności do lotu cywilnych statków powietrznych (tzw. Part) oraz – po powołaniu Wojskowej Władzy Lotniczej w Polsce – europejskich wymagań zdatności do lotu wojskowych statków powietrznych (EMAR) według europejskich przepisów. Zorganizowany cykl szkoleń pozwoli ich uczestnikom zgromadzić podstawowy zasób wiedzy na temat przepisów/wymagań zdatności do lotu, niezbędnej do realizacji prac przygotowujących ITWL do spełnienia wymagań EMAR i przepisów Part. Opracowywany projekt „Charakterystyki Organizacji Obsługowej Part 145 dla zakresu zatwierdzenia: klasa D1 (badania NDT)” będzie stanowił jeden z wymaganych przez stosowne instytucje dokumentów w procesie certyfikacji Part. Będzie on również stanowił wzorzec/punkt wyjścia do opracowania analogicznego dokumentu dla potrzeb certyfikacji EMAR.

Bibliografia

1. CWOJDZIŃSKI L., BRYCHCZYŃSKI G., URBANIAK J., *Raport w sprawie propozycji ustanowienia Władzy Lotniczej Lotnictwa Państwowego*, 2016
2. SAJDA K., *Realizacja przedsięwzięć dotyczących uzyskania przez ITWL certyfikatów zgodności z przepisami/wymaganiami zdolności do lotu Part oraz EMAR – etap I*, Warszawa, 2018

European military airworthiness requirements (EMAR)

National organizations that plan to design, manufacture and service military-grade aircraft products classified as a product or a part and equipment for the MoD needs to take into account the fact that the implementation of EMAR in national airworthiness regulations for military aircraft will have serious consequences for their further activities. These organizations will have to meet the requirements of the relevant EMAR, including having appropriate certificates.



INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96
tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313
www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl



Prowadzimy działalność innowacyjną w zakresie:

- Badania naziemne i w locie
- Systemy diagnostyczne dla techniki lotniczej
- Wspomaganie sterowania eksploatacją
- Symulacja i modelowanie
- Awionika
- Uzbrojenie lotnicze
- Systemy rozpoznania, dowodzenia i szkolenia
- Integracja systemów C4ISR
- Bezzałogowe statki powietrzne
- Diagnostyka powierzchni roboczych lotnisk
- Badania paliw i cieczy roboczych
- Testy i certyfikacja wyrobów



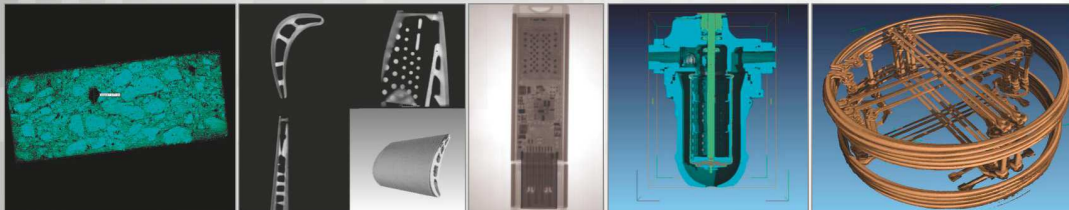
Posiadamy:

- Natowski Kod Podmiotu Gospodarki Narodowej (NCAGE) 0481H
- Wewnętrzny System Kontroli Nr W-45/8/2015 w zakresie naukowo-badawczego wspomaganie eksploatacji lotniczej techniki wojskowej
- Uprawnienia do nadawania tytułu naukowego doktora habilitowanego

ULEPSZYMY KAŻDĄ TECHNOLOGIĘ

Tomograf komputerowy (CT) – badanie nieniszczące NDT

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych oferuje usługi z zakresu badań tomografem komputerowym. Badania prowadzone są na tomografie typu v/tome/x m 300 firmy GE o max. mocy lampy 300kV/500W. Urządzenie posiada również lampę do nanotomografii o mocy 80kV/15W.



Prowadzimy prace badawcze obejmujące swym zakresem materiały takie jak:

- stopy tytanu
- stale
- materiały kompozytowe
- beton
- guma

Urządzenie umożliwia prowadzenie badań z zakresu:

- wykrywania defektów o rozmiarach powyżej 0,5 μm z wykorzystaniem lampy 180 kV
- materiałów o bardzo dużej gęstości (np. łopatki turbin silników lotniczych) z wykorzystaniem lampy o mocy 300 kV
- układy elektroniczne (scalone)
- materiały pirotechniczne
- złożone agregaty lotnicze



Masa badanych elementów do 50 kg.
Wymiary orientacyjne 50x50x60 cm.

Posiadamy wysoko wykwalifikowany, certyfikowany personel.

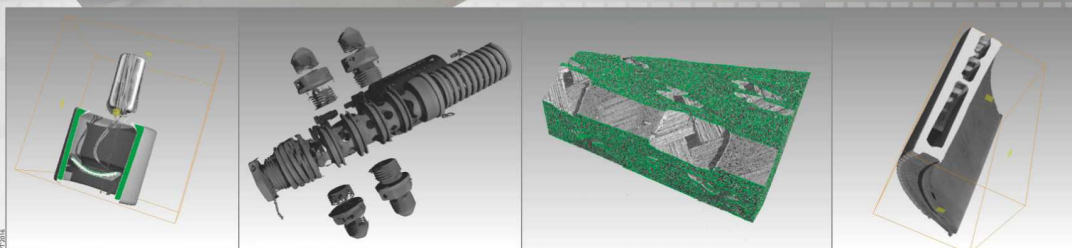
Kontakt bezpośredni:

Zakład Silników Lotniczych

tel.: +48 261 851 334; fax: +48 261 851 338

e-mail: jaroslaw.spychala@itwl.pl

Zapraszamy do współpracy!



INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96

tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313

www.itwl.pl

e-mail: poczta@itwl.pl





WAT Wojskowa Akademia Techniczna

Jest uczelnią państwową kształcąca studentów cywilnych i wojskowych.

Podstawową formą kształcenia są studia stacjonarne. Obok studiów stacjonarnych istnieje możliwość studiowania w systemie studiów niestacjonarnych.

Studia stacjonarne są bezpłatne.

Studia niestacjonarne są studiami odpłatnymi.



Wydział oferuje interdyscyplinarne wykształcenie techniczne z naciskiem na umiejętności absolwentów w zakresie wszechstronnego wykorzystania metod komputerowych w działalności inżynierskiej.

Wydział posiada wysoko wykwalifikowaną kadrę naukową i uprawnienia do nadawania stopni naukowych doktora i doktora habilitowanego w dziedzinie nauk technicznych w zakresie dyscyplin: budowa i eksploatacja maszyn, mechanika oraz wnioskowania o nadanie tytułu profesora.

Zakres badań naukowych wydziału ukierunkowany jest głównie na potrzeby obronności i obejmuje problemy, które są obiektem zainteresowania zarówno Sił Zbrojnych RP, jak i terenowych organów samorządowych oraz podmiotów gospodarczych.

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

WYDZIAŁ MECHATRONIKI I LOTNICTWA

tel.: +48 261 837 601, 261 837 856, 261 839 555

fax: +48 261 837 581

- Instytut Techniki Lotniczej,

tel.: 261 839 046

- Instytut Techniki Uzbrojenia,

tel.: 261 839 956

- Katedra Mechatroniki,

tel.: 261 839 069



Wydział
Mechatroniki
i Lotnictwa



**Prowadzimy
STACJONARNE i NIESTACJONARNE
studia wyższe na trzech kierunkach kształcenia**



Mechatronika



Lotnictwo i Kosmonautyka



Inżynieria Bezpieczeństwa

I stopień - inżynierskie (czas trwania 7 semestrów);
dla osób posiadających świadectwo dojrzałości.

1

2 **II stopień** - magisterskie (czas trwania 3 semestry);
dla osób posiadających tytuł zawodowy inż., licencjata, mgr.

Wydział
Mechatroniki i Lotnictwa

REKRUTACJA od 1 marca

dziekanat.wml@wat.edu.pl
www.wml.wat.edu.pl





MECHATRONIKA

INSTYTUT TECHNIKI UZBROJENIA KATEDRA MECHATRONIKI

Absolwenci kierunku posiadają głęboką wiedzę z zakresu mechatroniki. Potrafią wykorzystywać narzędzia komputerowego wspomagania do projektowania, konstruowania, wytwarzania i eksploatacji specjalistycznych urządzeń technicznych. Po ukończeniu studiów są specjalistami w zakresie projektowania i eksploatacji urządzeń mechatronicznych występujących w: maszynach i pojazdach, urządzeniach i systemach wytwórczych, urządzeniach biomedycznych aparaturze diagnostycznej.



Studia na kierunku mechatronika zapewniają wykształcenie specjalistów odpowiadających potrzebom zmieniającego się rynku pracy i wszechstronnie przygotowanych do roli projektanta, wytwórcy, jak i eksploatatora złożonych urządzeń technicznych. Wykształcenie jest oparte na bazie gruntownej wiedzy z obszaru mechaniki, elektrycznych układów sterowania, wybranych działów informatyki stosowanej oraz opanowaniu umiejętności posługiwania się narzędziami komputerowego wspomagania w projektowaniu wyrobów i procesów wytwarzania oraz ich eksploatacji. Studia umożliwiają uzyskanie wykształcenia odpowiadającego międzynarodowym standardom i wymaganiom oraz aktualnej wiedzy inżynierskiej w zakresie projektowania, wytwarzania i eksploatacji urządzeń i systemów technicznych, charakteryzujących się strukturą realizowaną za pomocą zespołów mechanicznych, pneumatycznych, hydraulicznych, mikromechanicznych, elektrycznych, elektrycznych i optycznych, wraz z układami sterowania opartym o technikę mikroprocesorową. Zajęcia są podporządkowane głównemu celowi, jakim jest wyposażenie inżyniera mechatronika w wiedzę praktyczną, która pozwoli mu na realizowanie projektu konkretnego urządzenia i jego zespołowe wykonywanie.



SPECJALNOŚCI KSZTAŁCENIA:

- ROBOTYKA I AUTOMATYKA PRZEMYSŁOWA - (C)
- W MECHATRONICE - (C)
- INŻYNIERIA SYSTEMÓW MECHATRONICZNYCH - (C)
- KONSTRUKCJA BRONI I AMUNICJI - (C)
- EKSPLOATACJA PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWÓW RAKIETOWYCH - (W)
- RADIOELEKTRONIKA PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWÓW RAKIETOWYCH - (W)
- UZBROJENIE TELEKTRONIKA - (W)
- ARTYLERIA RAKIETOWA - (W)

(C-cywilne, W-wojskowe)

Kierunek posiada akredytację Polskiej Komisji Akredytacyjnej (PKA) oraz Komisji Akredytacyjnej Uczelni Technicznych (KAUT)

Na studiach miejscionarnych zajęcia i sesje egzaminacyjne odbywają się w formie zjazdów (Sobota i Niedziela).



LOTNICTWO i KOSMONAUTYKA

INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ

Absolwenci kierunku są przygotowani do wykonywania zadań w nowoczesnych zakładach przemysłu lotniczego oraz w przedsiębiorstwach eksploatujących statki powietrzne. Posiadają również umiejętności przeniesienia nowoczesnej technologii lotniczej do innych gałęzi przemysłu, aw szczególności do tych zakładów, które realizują zadania dla lotnictwa kosmonautyki. Wiedza z odniesieniem do wszystkich prowadzonych specjalności, obejmuje zarówno nowoczesne technologie oraz środki informacyjne, jak również wymagania międzynarodowych instytucji lotniczych (przepisy EASA PART-66) określających kwalifikacje i zasady przyznawania licencji personalu zatrudnionego w krajowych i zagranicznych technicznych jednostkach obsługujących personel.



Kierunek lotnictwo i kosmonautyka oferuje kształcenie w obszarze techniki lotniczej i kosmicznej. Studia ukierunkowane są na uzyskanie wiedzy i praktycznych umiejętności w zakresie konstruowania, wytwarzania i eksploatacji statków powietrznych oraz obiektów kosmicznych.

Dają możliwość poznania zaawansowanych technologicznie układów konstrukcyjnych, wykorzystujących nowatorskie technologie i rozwiązania techniczne oparte o najnowsze materiały i techniki komputerowe, najnowszą elektronikę oraz rozbudowane systemy diagnostyczne zapewniające bezpieczeństwo i niezawodność obiektów latających. Otrzymane wykształcenie oparte jest na gruntownej wiedzy z obszaru mechaniki, materiałowi technologii lotniczych, podstaw elektroniki, techniki mikroprocesorowej (w tym systemów informatyki stosowanej i zaawansowanych technik komputerowych (w tym systemów CAD/CAM/CAE - UNIGAPHICS, CFD - FLUENT, ANSYS - NASTRAN, COSMOS - MATHLAB itp.).

Perspektywy zatrudnienia:

- krajowy i europejski przemysł lotniczy (konstrukcja, technologia produkcji, kontrola jakości i diagnostyka);
- bazy techniczne linii lotniczych i przedsiębiorstw transportowych (planowanie i organizacja obsługi technicznych);
- ośrodki badawcze i naukowe związane z budową oraz eksploatacją statków powietrznych i obiektów kosmicznych;
- inne gałęzie przemysłu o wysokim nasyceniu nowoczesną technologią, w tym również zakłady zbrojeniowe.

(C-cywilne, W-wojskowe)

SPECJALNOŚCI KSZTAŁCENIA:

- AWIONIKA - (C + W)
- SAMOLOTY I ŚMIGŁOWCE - (C + W)
- NAPIĘTNIKI LOTNICZE - (C)
- UZBROJENIE LOTNICZE - (W)

Kierunek posiada akredytację Polskiej Komisji Akredytacyjnej (PKA) oraz Komisji Akredytacyjnej Uczelni Technicznych (KAUT)

Szczegółowe terminy zjazdów i zajęć podawane są do wiadomości na stronie internetowej, www.wal.edu.pl miesiąc przed rozpoczęciem zajęć.



INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA

INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ

Absolwenci kierunku są przygotowani do uczestnictwa w interdyscyplinarnych zespołach rozwiązujących problemy z zakresu bezpieczeństwa i zagrożenia technicznego, identyfikacji i prognozowania zagrożeń oraz przeciwdziałania wystąpieniu zagrożeń. Studia przygotowują do pracy m.in. w jednostkach administracji terenowej, jednostkach dokonujących oceny stanu technicznego urządzeń, w zespołach badających przyczyny wypadków, w firmach władających i eksploatujących układy bezpieczeństwa, w jednostkach atestujących urządzenia techniczne w zakresie ich bezpieczeństwa, w jednostkach organizujących, wdrażających i eksploatujących techniczne systemy monitorowania bezpieczeństwa.



Inżynieria bezpieczeństwa wyrosła z problemów związanych z koniecznością przeciwdziałania zagrożeniu powstania strat, niszczenia środowiska naturalnego przez katastrofy obiektów technicznych ze wszystkich obszarów techniki (energetyki jądrowej, przemysłu chemicznego, transportu, przemysłu wydobywczego, budownictwa przemysłu zbrojeniowego itd.), zjawiska naturalne oraz umyślnie destrukcyjne działanie ludzi (działania terrorystyczne i akty sabotażu).

Celem inżynierii bezpieczeństwa jest racjonalna maksymalizacja ochrony ludzi, środowiska naturalnego i dóbr cywilizacji. Cel ten jest urzeczywistniany przez kombinację zadań dwóch zasadniczych dziedzin, z których składa się inżynieria bezpieczeństwa: inżynierii bezpieczeństwa technicznego oraz inżynierii bezpieczeństwa cywilnego. Inżynieria bezpieczeństwa technicznego zajmuje się takim zapobiegawaniem,



eksploatacją oraz likwidacją obiektów technicznych, by zminimalizować możliwość i rozmiar ich negatywnego oddziaływania na otoczenie. Inżynieria bezpieczeństwa cywilnego zajmuje się ograniczeniem i usunięciem negatywnych skutków (szkod) wywołanych bezpośrednio przez zjawiska naturalne, katastrofy obiektów technicznych i umyślnie destrukcyjne działanie ludzi, oraz wrażliwość działania inżynierii bezpieczeństwa publicznego. Studia na tym kierunku dają absolwentowi wiedzę w zakresie zagrożeń bezpieczeństwa (naturalnych, cywilizacyjnych i terrorystycznych), problemów bezpieczeństwa maszyn, konstrukcji urządzeń i instalacji technicznych, projektowania układów bezpieczeństwa, systemów ratownictwa oraz funkcjonowania bezpieczeństwa cywilnego kraju.

(C-cywilne, W-wojskowe)

SPECJALNOŚCI KSZTAŁCENIA:

- INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA TECHNICZNEGO - (C)
- INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA PUBLICZNEGO - (C)
- INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA - (W)

! Studia na tym kierunku dają absolwentowi, odpowiedni zakres wiedzy technicznej oraz wiedzę w zakresie zagrożeń bezpieczeństwa (naturalnych, cywilizacyjnych i terrorystycznych)

! Studenci mają możliwość korzystania z odpłatnego zakwaterowania (domy studenckie - liczba miejsc ograniczona) oraz wyżywienia w stołówkach.