

SPIS TREŚCI

Wiesław Barnat, Tadeusz Niezgoda <i>Doświadczalne badanie wpływu geometrii wypełnienia w aspekcie energii zniszczenia tulejek kompozytowych</i>	5
Mariusz Bogdan <i>Symulacja i testowanie algorytmów wykrywania krawędzi na potrzeby lotu wśród kanionu ulicy</i>	9
Stefan Bućko, Henryk Jodłowski <i>Powstawanie odkształceń plastycznych w zginanych belkach w warunkach czystego zginania</i>	16
Yevhen Chaplya, Tomasz Karasiewicz, Julian Polański <i>Opis termodynamiczny niesprężystego zachowania się stopów metali</i>	21
Krzysztof Ciechacki, Tadeusz Szykowny <i>Charakter zniszczenia różnoimiennych złączy spawanych w warunkach obciążeń dynamicznych</i>	27
Ryszard Dindorf, Paweł Łaski, Jakub Takosoglu <i>Rozwój konstrukcji i sterowania pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod</i>	31
Maksymilian Dudyk, Jerzy Madej <i>Wpływ procesów uszlachetniania na krystalizację i jakość odlewów aluminiowych</i>	36
Artur Handke, Władysław Twaróg <i>Korelacja modeli matematycznych parametrów sensorycznych ze strukturą kinematyczną manipulatora typu ręka człowieka HAND-K3</i>	40
Mirosława Kołodziejczyk <i>Estymacja przedziału niepewności aproksymacji dyskretnej nieustalonego zagadnienia wentylacji pomieszczenia mieszkalnego</i>	47
Mirosław Kondratiuk <i>Badania symulacyjne charakterystyk aerodynamicznych bezzałogowego mikro samolotu typu delta z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędzi natarcia</i>	54
Mirosław Kondratiuk, Piotr Kłoskowski <i>Wstępne badania aerodynamiki skrzydła typu delta w skali mikro z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędziach natarcia</i>	60
Andrzej P. Koszewnik <i>Sterowanie ślizgowe mikrosamolotem w oparciu o wyznaczone momenty sił aerodynamicznych</i>	70
Cezary Kownacki <i>Algorytm sterowania lotem mikrosamolotu w kanionie ulic z wykorzystaniem systemu wizyjnego</i>	76
Cezary Kownacki <i>Opracowanie algorytmu sterowania lotem mikrosamolotu w nieznanym terenie miejskim</i>	87
Stanisław Mroziński <i>Wpływ programu obciążenia na właściwości cykliczne stali 30 HGSA</i>	94
Arkadiusz Mystkowski <i>Analiza aerodynamiki układu sterowania mikro-samolotem typu delta z wbudowanymi piezo-generatorami wirów krawędziowych</i>	100
Walenty Osipiuk, Krzysztof Łukaszewicz <i>Ocena przydatności hipotez wyczerpieniowych do przewidywania trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcji</i>	107
Mykhaylo P. Savruk, Andrzej Kazberuk <i>O pewnych zagadnieniach mechaniki pęknięcia ciał z ostrymi i zaokrąglonymi krawędziami V</i>	113

Maciej Ł. Słowik, Daniel Ołdziej

Eksperymentalna weryfikacja parametrów i charakterystyk dalmierza robotowego 124

Marek Szczotka

Modelowanie dynamiki rurociągów offshore instalowanych metodą J-lay 130

Józef Wojnarowski, Jerzy Margielewicz, Wiesław Chladek

Badania modelowe jako narzędzie identyfikacji sił mięśni zwuczowych 138

CONTENTS

Wiesław Barnat, Tadeusz Niezgoda <i>The experimental investigation of influence of kind geometry of fullfilment basic composite structures on energy the destruction</i>	5
Mariusz Bogdan <i>Simulation and testing of edge detection algorithms for flight among street canyon</i>	9
Stefan Bućko, Henryk Jodłowski <i>The initiation of plastic deformations in beams under pure bending</i>	16
Yevhen Chaplya, Tomasz Karasiewicz, Julian Polański <i>The thermodynamical description of inelastic proceeding of solid solutions</i>	21
Krzysztof Ciecchacki, Tadeusz Szykowny <i>Destruction of different name welded joints in dynamic loading conditions</i>	27
Ryszard Dindorf, Paweł Łaski, Jakub Takosoglu <i>Design and control development of a pneumatic parallel manipulator of tripod type</i>	31
Maksymilian Dudyk, Jerzy Madej <i>The influence of purifying processes on crystallization and quality of aluminum casting</i>	36
Artur Handke, Władysław Twaróg <i>Correlation of the sensory parameters' mathematic models with the kinematic structure of the HAND-K3 hand type manipulator</i>	40
Mirosława Kołodziejczyk <i>Estimation of the discretization uncertainty of an unsteady ventilation problem in a habitable room</i>	47
Mirosław Kondratiuk <i>The simulation research on aerodynamic characteristics of the micro delta wing UAV with mechanical barriers located near edges of attack</i>	54
Mirosław Kondratiuk, Piotr Kłoskowski <i>Preliminary investigations on aerodynamics of micro delta wing with mechanical barriers located near edges of attack</i>	60
Andrzej P. Koszewnik <i>Sliding mode control of the MAV with used eralier calculated aerodynamical forces and moments</i>	70
Cezary Kownacki <i>Control algorithm of micro aerial vehicle flight in streets' canyons based on vision system</i>	76
Cezary Kownacki <i>Stydy on flight control algorithm of micro aerial vehicle in unknown urban enviroment</i>	87
Stanisław Mroziński <i>Influence of the programmed loading on the cyclic properties of 30 HGSA steel</i>	94
Arkadiusz Mystkowski <i>Aerodynamics analysis of Micro Air Vehicle (MAV) delta wing with controlled vortex piezo-generators</i>	100
Walenty Osipiuk, Krzysztof Łukaszewicz <i>The estimation strength of materials hypotheses applicability to the fatigue life prediction of construction elements</i>	107
Mykhaylo P. Savruk, Andrzej Kazberuk <i>On selected fracture mechanics problems for bodies with sharp and rounded V-notches</i>	113
Maciej Ł. Słowik, Daniel Ołdziej <i>Experimental verification of parameters and characteristics of robotic rangefinder</i>	124

Marek Szczotka <i>Dynamic analysis of an offshore pipe installation using the J-lay method</i>	130
Józef Wojnarowski, Jerzy Margielewicz, Wiesław Chladek <i>Modelling studying as the tool of the identification forces of mandibular systems muscles</i>	138

ABSTRACTS

Wiesław Barnat, Tadeusz Niezgoda

The experimental investigation of influence of kind geometry of fullfilment basic composite structures on energy the destruction

The opinion of applied fullfilment is on ability the aim of the absorption through composite unit of thin-walled construction the energy weighted down dynamically. Energy-consuming units were executed in KMiIS. It investigations were conducted was on stamina machine engine Intron. The investigations were subjected in figure of muffs the energy-consuming units from additional foam fullfilment. Weight was realized by axial input function kinematic.

Mariusz Bogdan

Simulation and testing of edge detection algorithms for flight among street canyon

In the article the methods for edge detection in the Matlab's software environment were tested and analyzed. The primary focus is placed on the gradient methods. In order to simplify the information comprised in the registered images (frames) an analytical description of the detected edge-obstacles was proposed (Hough's transform).

Stefan Bućko, Henryk Jodłowski

The initiation of plastic deformations in beams under pure bending

The results of experiment on plastic deformation initiation in steel with physical field point under stress gradient action are presented in the work. The authorship method based on using optical interference effect to identify plastic deformations in steels exhibit material instability was applied to the tests. The experiments were carried out on beam specimens made of St3 steel and 45 steel put to the constant moment bending tests. The images of plastic zones distribution and their propagation along the beam height were observed and documented on CCD films. Also the load values correspond to first plastic deformations in the specimen were determined. It was observed that the first plastic deformations are the results of plastic slips distributed discretely along the beam specimen longitude.

Yevhen Chaplya, Tomasz Karasiewicz, Julian Polański

The thermodynamical description of inelastic proceeding of solid solutions

In this article the mathematical models for mechanical processes, thermal conductivity and diffusivity of binary solids with regard to inelastic behavior are presented. Key model equations were derived by applying the methods of thermodynamics unbalance and continuum mechanics. The set of equations was formulated for dislocation function, temperature and concentration of admixture component. The calculated set of equations represent reciprocal influence of deformation, temperature change and the concentration of the material solid components.

Krzysztof Ciechacki, Tadeusz Szykowny

Destruction of different name welded joints in dynamic loading conditions

The basic aim of this work is marking the breaking of different joint welded in both weld and in HAZ (heat affected zone) and defining of breaking character. In microfractographical research the scanning microscopy method SEM was used. In order to define the phase composition and physicochemical steel the diffractational X-ray research were done. Steel of ferritic structure was of X2CrNi12 type was used and austenitic structure of X5CrNi 18-10 type. Welding of GMA method by using three different types of weld was done. The impact tests were done in temperature of -20°C.

Ryszard Dindorf, Paweł Łaski, Jakub Takosoglu

Design and control development of a pneumatic parallel manipulator of tripod type

The paper deals with design and control development of pneumatic parallel manipulator of tripod type. Pneumatic parallel manipulator consists of fixed base, moving platform and three pneumatic linear motions. Kinematic structure of manipulator is composed of three kinematic chains containing universal joint (U), prismatic joint (P) and revolute joints (R). Prismatic joints are pneumatic cylinders used as axis drives. In the first version of manipulator rod pneumatic cylinder was applied. The next version contained rodless pneumatic cylinder. The final version of pneumatic parallel manipulator of 3-UPRR kinematic structure with servo-pneumatic axis consists of: rodless pneumatic cylinder with integral position and velocity transducer, servo-valves, axis interfaces, positioning axis sub-controller and Ethernet/Can Bus interface.

Maksymilian Dudyk, Jerzy Madej

The influence of purifying processes on crystallization and quality of aluminum casting

The research concerned on the influence of purifying and modification as well as filtration processes on the crystallization and the quality of aluminium die-casting from alloys: AK9 (ENAC – AlSi9Mg) and AK11 (ENAC – AlSi11). The metallographic research results show impurities in the casting structure in the form of porosity and oxides, which arose during metallurgic process. Microstructures of filters poured with the researched alloys present the amount and distribution of the impurities stopped (in filters) during casting of resistance samples. Implementing of purifying processes for the mentioned alloy caused significant differences in the shape of crystallization curves received in the graphical record of ATD-AED method. On the example of comparison of hypo-eutectic AK9 alloy and refined alloy it was shown that it is possible to achieve significant improvement in mechanical properties, elongation A_5 and impact resistance and especially R_m resistance. The original research on microstructures of poured ceramic foam filters proved advisability of implementation of filtration processes into the technology of aluminium casting.

Artur Handke, Władysław Twaróg

Correlation of the sensory parameters' mathematic models with the kinematic structure of the HAND-K3 hand type manipulator

This paper refers to functional connection of set of mathematical models of tactile sensor array disposed in groups of each finger phalanx in the prototype manipulator with the configuration of its motor connections in time. Correlation of previously elaborated mathematic model of the sensor array in metacarpus's coordinate system of the manipulator's hand served for conducting series of experiments, measurements and establishing key criteria used in the optimizing process of the hand type manipulator's kinematic structure. The main goal of this work is to generate a set of functions and transformations common in the theory of manipulator's, essential in designating rules in controlling the movement of finger modules in the HAND-K3 hand type manipulator prototype in interaction with examined objects.

Mirosława Kołodziejczyk

Estimation of the discretization uncertainty of an unsteady ventilation problem in a habitable room

This article presents a study of estimation of the numerical uncertainty due to discretization of an unsteady ventilation problem in a habitable room. The numerical results are obtained with the code ANSYS-CFX. Careful considerations are given to selection of the verification procedure for the results being outside the asymptotic range. The results are presented with discretization error bars computed with 95% confidence.

Mirosław Kondratiuk, Piotr Kłoskowski

Preliminary investigations on aerodynamics of micro delta wing with mechanical barriers located near edges of attack

In this paper the idea of micro UAV and preliminary calculations with mechanical barriers implemented near edges of attack were presented. The world-wide investigations on such a problem were shortly described. Air pressure distribution on plane lift surfaces was obtained by means of numerical calculations. Aerodynamics forces and coefficients values were determined. Results of calculations conducted for delta wing without barriers were compared with those obtained for plane with mechanical edge turbulizers. The obtained position and dimensions of the barriers should ensure the best possible aerodynamic forces values modifications. The calculations were conducted with a view to taking advantage of edge mechanical barriers in order to control the MAV flights.

Andrzej P. Koszewnik

Sliding mode control of the MAV with used eralier calculated aerodynamical forces and moments

Nowadays control of MAV progressed in typical way by surface lift vehicle. Sometimes in relative limited possibility structural we may changed way control of MAV. Simultaneously we have changed way appear leading edge vortexes on vehicle. The paper was divided on two stage. In the first step was consider mathematical model of MAV with movable bar mechanical on leading edge. In second step was designed control law for control movable mechanical bar based on sliding controller. Obtained results in simulation was collected and compared.

Cezary Kownacki

Control algorithm of micro aerial vehicle flight in streets' canyons based on vision system

The paper presents a control algorithm of autonomous flight of micro aerial vehicle in streets' canyon using camera as a source of information about surrounding environment. The algorithm structure and the video processing routines were designed in the way which enables possibility of the algorithm realization using available devices such as micro cameras, advanced autopilots and DSP processors. Basing on the designed algorithm model a simulation experiment was conducted. The results confirm the effectiveness of the proposed control algorithm of micro aerial vehicle autonomous flight in streets' canyons. The simulation didn't use the real video signal, but only simplified model of perspective view on street map was employed. That is why the research should be continued including all steps of video processing routine.

Cezary Kownacki

Study on flight control algorithm of micro aerial vehicle in unknown urban environment

The paper describes the idea of autonomous flight control of micro aerial vehicle in streets' canyons, which is based on two laser rangefinders and advanced autopilot. The sensors are mounted so as to create plane V shape of laser beams and they are scanning distance between micro aerial vehicle and buildings creating street canyon. The additional routine realizing conducted algorithm based on PID controllers can be built in the autopilot firmware and it will take charge of flight control when critical distance is detected. To analyze effectiveness of proposed algorithm, the simulation experiment was prepared in MATLAB – SIMULINK software and its results present collision free flight trajectories. So the realization of proposed algorithm allows creating autonomous micro aerial vehicle which will be able to fly in urban environment.

Stanisław Mroziński

Influence of the programmed loading on the cyclic properties of 30 HGSA steel

In the paper there were presented the results of the comparative analysis of cyclic properties of specimens made of 30 HGSA steel under constant – amplitude and programmed loading. The analysis was performed with the use of the hysteresis loop parameters (σ_s , ϵ_{sp} , ΔW_{pl}) in the function of the fatigue failure rate. The performed analysis showed that courses of the cyclic properties changes at the same strain levels were very similar and did not depend on the loading program.

Arkadiusz Mystkowski

Aerodynamics analysis of Micro Air Vehicle (MAV) delta wing with controlled vortex piezo-generators

In the paper, the aerodynamics and flexible structural dynamics investigations of the Micro Air Vehicle (MAV) delta wing with vortex piezo-generators are presented. A numerical methodology coupling Navier-Stokes equations and structural modal equations for predicating vortex generators in 3D delta wing are investigated. The two-way coupled numerical calculations with fluid structure interaction (FSI), where the air in the boundary layer interacts with the solid structure of the vortex generator surface, are applied. The flexible moving surfaces deformations (small plates assembled in the wing surface) driven by controlled piezo-stacks are simulated and their influence on the air flow in the delta boundary layer was calculated. Simulation results which show significant improvements in delta control by the vortex generators are presented.

Walenty Osipiuk, Krzysztof Łukaszewicz

The estimation strength of materials hypotheses applicability to the fatigue life prediction of construction elements

An aim of the work is the analysis of fatigue life experiments results on the INSTRON 8502 machine. For testing applied hour-glass shaped specimens under proportional biaxial cycling loads state (combination tension - torsion). In the paper estimations the usefulness hypotheses Huber, Tresca and Sdobyrev, to define of the fatigue life were worked.

Mykhaylo P. Savruk, Andrzej Kazberuk

On selected fracture mechanics problems for bodies with sharp and rounded V-notches

The review of research in the field of fracture mechanics of solids with V-shaped notches was presented. First, we analyzed methods for solving two-dimensional problems of elasticity for domains with angular points. We considered numerical methods of finite and boundary elements, boundary collocation and method of singular integral equations. Particular attention was paid to a unified approach to solving problems of stress concentration near the sharp and rounded V-notches. This approach is based on applying the method of singular integral equations for elastic domains with rounded corners, i.e. the areas with a smooth border. Using modern computers and new methods of calculating quasi-singular integrals allowed obtaining solutions of problems for very small radii of curvature at the notch apex. Applying limit transition we found the stress intensity factors in sharp V-notch vertices. Some known and new results were obtained by this approach. Then, we considered the fracture criteria of solids with notches. Based on the solution of the problem of rounded V-notch with plastic strip at top a new deformation fracture criterion was proposed.

Maciej Ł. Słowik, Daniel Oldziej

Experimental verification of parameters and characteristics of robotic rangefinder

Sensor equipment of autonomous mobile robot (AMR) significantly influence control process of robot. In the paper authors have surveyed sensors that can be applied to AMR. Infrared rangefinder GP2Y0A0YK is submitted to detailed examination. Measurement path was designed. In next step, static characteristics are examined and compared with those from data sheet given by producer. For dynamical research two sensors are installed on experimental mobile platform. Measurement signals and their mutual interfering for stationary and mobile obstacles were examined.

Marek Szczotka

Dynamic analysis of an offshore pipe installation using the J-lay method

The paper presents mathematical models developed for dynamic analysis of an offshore pipeline installation under wavy sea conditions and currents. The rigid finite element method has been applied in order to discretize the pipeline. Internal forces due to material deformation are treated as the external loads, which allow a nonlinear material characteristics to be taken into account. In order to define the motion of the surface vessel, a kinematic input has been assumed. Typical RAO's of an offshore construction vessel have been applied. The soil-pipe interaction, as well as fluid-pipe interaction are considered in models analysed. In both interactions a semi-empirical formulation have been applied. Fluid-structure interaction is based on the Morison equation for slender members, while the DNV's rules are used for the soil modelling. Numerical simulations have been performed and the results attached show the level of forces during installation. Wave and current loads are investigated, as well as different pipe diameters. Some validation of the programme developed has been presented, too. A planar model of a riser is investigated in the ANSYS environment which forms the basis for indirect verification of the method.

Józef Wojnarowski, Jerzy Margielewicz, Wiesław Chladek

Badania modelowe jako narzędzie identyfikacji sił mięśni żwaczowych

The paper presents a methodology to identify the forces of masticatory muscles. The proposed approach was evaluated masticatory muscle forces, including the impact of the nervous system. This method of research is an alternative model of the problem of balance of masticatory biostatic, with respect to existing methods of calculations. In addition, in carrying out numerical calculations take into account constraints related to the maximum capacity of the individual muscles. The results of numerical calculations are presented in the form of time histories of forces of masticatory muscles and the characteristics of mapping decisions and brokering the impact of application of external load to the arch of the mandible.

DOŚWIADCZALNE BADANIE WPLYWU GEOMETRII WYPEŁNIENIA W ASPEKCIE ENERGII ZNISZCZENIA TULEJEK KOMPOZYTOWYCH

Wiesław BARNAT*, Tadeusz NIEZGODA*

*Katedra Mechaniki i Informatyki Stosowanej, Wydział Mechaniczny,
Wojskowa Akademia Techniczna, ul. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

wbarnat@tlen.pl, t.niezgoda@wme.wat.edu.pl

Streszczenie: W artykule przedstawiono ocenę zastosowanego wypełnienia na zdolność pochłaniania energii przez kompozytowy element konstrukcji cienkościennej obciążonej dynamicznie. Elementy energochłonne wykonano w KMİS. Badania przeprowadzono na maszynie wytrzymałościowej Instron. Badaniom poddano elementy energochłonne w postaci tulejek z dodatkowym wypełnieniem pianowym. Obciążenie realizowano poprzez osiowe wymuszenie kinematyczne.

1. WSTĘP

Elementy energochłonne mają zastosowanie w konstrukcjach, których zadaniem jest ochrona ludzi lub ograniczenie zniszczenia całej konstrukcji pod wpływem obciążenia impulsowego. W wielu publikacjach niektórzy autorzy rozpatrują to zagadnienie w aspekcie lokalnej utraty stateczności i wynikającego stąd progresywnego zniszczenia (Timoszenko, 1972; Dacko i Barnat, 2004). Energochłonne elementy kompozytowe charakteryzują się tym, iż postępujące w miarę równomiernie zniszczenie sprawia, że praca zużyta na zniszczenie elementu energochłonnego powoduje znaczne ograniczenie skutków obciążenia udarowego konstrukcji np. uderzenia śmigłowca o ziemię. Największa względna energie absorpcji (odniesiona do jednostki masy) posiadają kompozytowe elementy energochłonne (Barnat i Niezgoda, 2007).

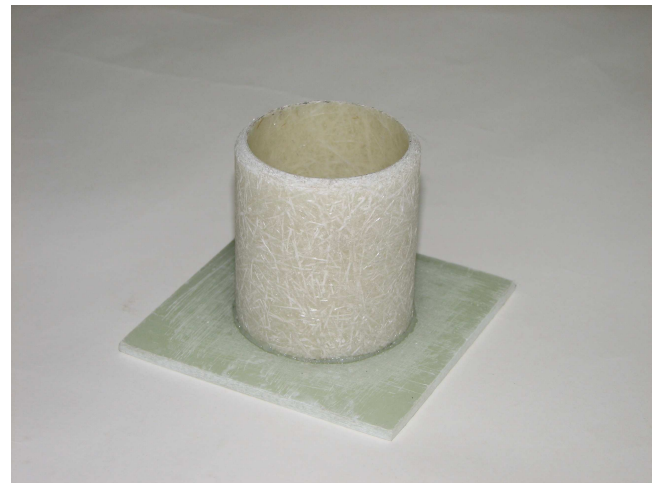
Celem niniejszego artykułu było porównanie wpływu zastosowanego elementu wypełnienia na energię pochłoniętą przez podstawowy element energochłonny w postaci tulejki kompozytowej z różnymi wariantami wypełnienia. Kompozytowe elementy walcowe charakteryzują się większą siłą spęczania inicjującą procesy zniszczenia niż elementy o innej geometrii (np. stożki) (Niezgoda i inni, 2007). Otrzymane wyniki badań eksperymentalnych posłużą do walidacji modeli numerycznych warstw ochronnych.

2. OPIS BADANYCH OBIEKTÓW

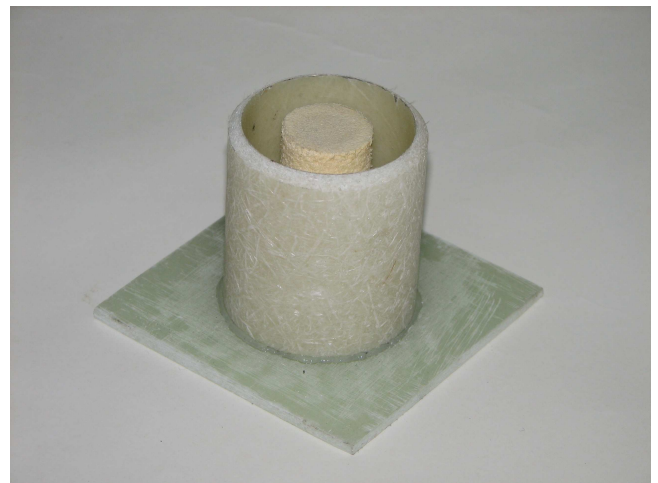
W pracy przedstawiono wybrane wyniki z badań doświadczalnych trzech obiektów energochłonnych, przedstawionych na rys 1 – 3.

Obiekt 1 – (przedstawiony na Rys. 1) – tulejka wykonana z maty szklanej epoksyd o następujących wybranych własnościach: $E_{11}=1,85 \cdot 10^{10}$ Pa, $\nu_{12}=0,158$, $G_{1,2}=3,48 \cdot 10^9$ Pa. Tulejka kompozytowa charakteryzowała się następującymi parametrami geometrycznymi: średnicą wewnętrzną 40mm i wysokością 50mm i grubością ścianki 3mm.

Obiekt 2 – (przedstawiony na Rys. 2) – tulejka kompozytowa z wypełnieniem z polichloru winylu o średnicy 30mm.



Rys. 1. Obiekt 1 - tulejka kompozytowa

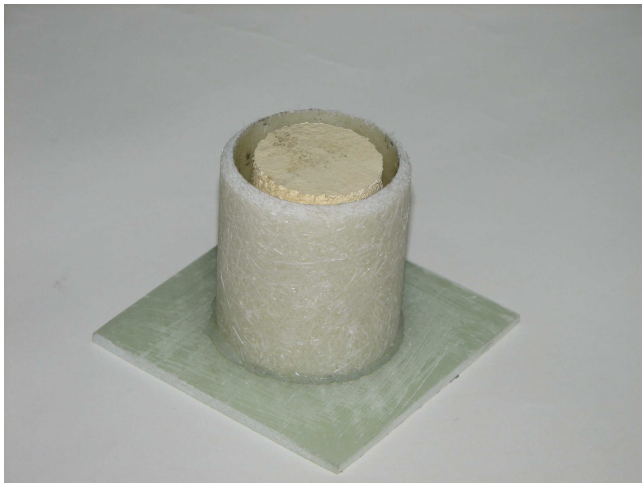


Rys. 2. Obiekt 2 – tulejka kompozytowa z wypełnieniem pianowym o średnicy 20 mm

Obiekt 3 – (przedstawiony na Rys. 3) – tulejka kompozytowa z wypełnieniem z polichlorku winylu o średnicy 20mm.

Ze względu na celowość uzyskania progresywnego sposobu zniszczenia przez badane obiekty (charakteryzującego się stałą siłą niszczącą – spęcznia) wszystkie tulejki posiadały inicjatory zniszczenia w postaci fazy.

Obciążenie obiektów w eksperymencie realizowano kinematycznie na maszynie wytrzymałościowej Instron z prędkością przesuwania górnych szcęk 0,01 m/s.



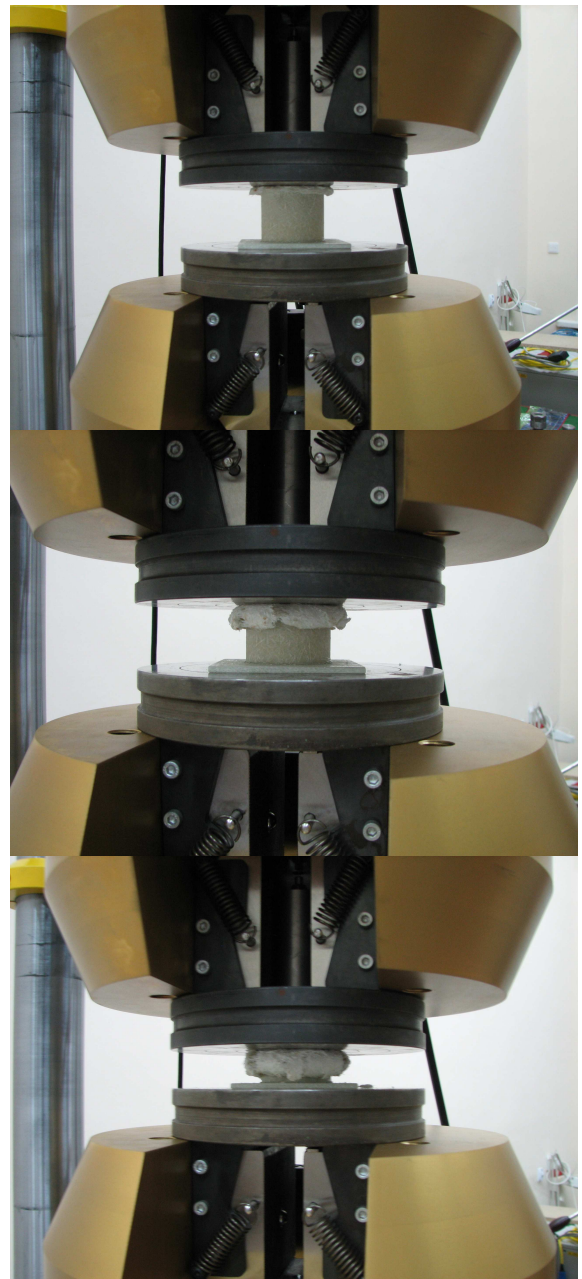
Rys. 3. Obiekt 3 – tulejka kompozytowa z wypełnieniem pianowym o średnicy 30mm

Przedstawione wyniki badań posłużą do walidacji modeli numerycznych i pozwolą na odpowiedź na pytanie jak wpływa niepełne wypełnienie elementu kompozytowego (spienionym polichlorkiem winylu) na energochłonność nadanego układu.

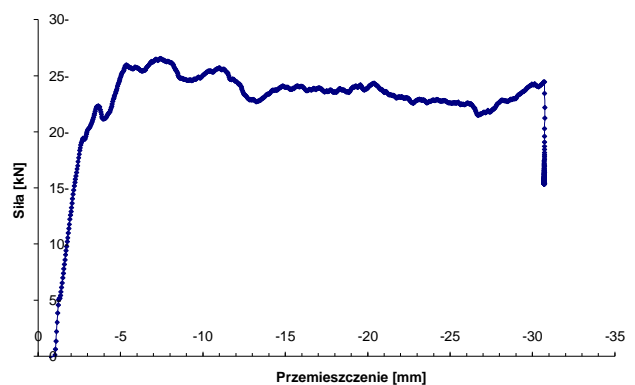
3. WYNIKI BADAŃ DLA OBIEKTU 1 – TULEJKA KOMPOZYTOWA

Jak już wspomniano badania doświadczalne obiektów przeprowadzono na maszynie wytrzymałościowej INSTRON. Zastosowanie inicjatora zniszczenia pozwoliło na uzyskanie progresywnego sposobu niszczenia przedstawionego na Rys.4 (podobnie jak w poprzednich pracach badawczych). Przedstawione progresywne niszczenia ma charakter stały i pozwala na uzyskanie maksymalnej pracy niszczącej (dla elementu kompozytowego).

W wyniku eksperymentu oszacowano całkowitą średnią siłę spęcznienia dla obiektu 1 która wniósła 21,9 kN. Wykres siły niszczącej od przemieszczenia pokazano na rys 5. Skala pionowa wykresu opisuje wielkość reakcji pionowej (kN), a skala pozioma pokazuje przemieszczenie w mm. Analizując ten wykres można zauważyć bardzo dużą sztywność badanego obiektu w początkowym liniowo-sprężystym. Następnie niszczenie badanego obiektu odbywało się ze stałą siłą. W wyniku ściskania tulejki o wysokości 50 mm otrzymano energię absorpcji wynoszącą 1095 J.



Rys. 4. Obiekt 1 – badania eksperymentalne – sposób niszczenia tulejki kompozytowej



Rys. 5. Obiekt 1 – Wykres przyrostu wartości reakcji pionowej uzyskanej eksperymentalnie

4. WYNIKI BADAŃ DLA OBIEKTU 2 – TULEJKA KOMPOZYTOWA Z WYPEŁNIENIEM Ø 20mm

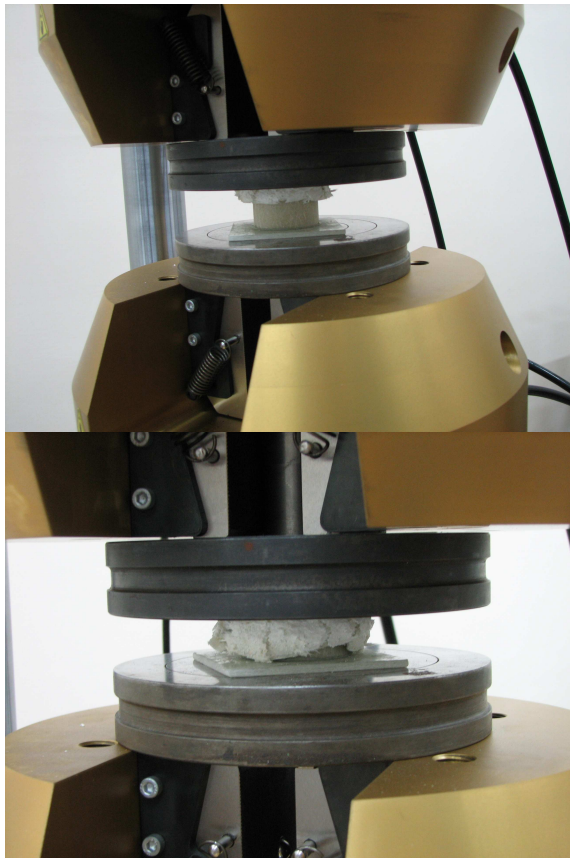
Podobnie jak dla obiektu 1 badania doświadczalne przeprowadzono na maszynie wytrzymałościowej INSTRON. Pomimo zastosowania wypełniacza uzyskano progresywny sposób niszczenia badanego obiektu, przedstawiony na Rys. 6. Taki efekt jest wynikiem zastosowania ścianek tulejki kompozytowej o grubości ścianki 3mm oraz nie pełnego wypełnienia przestrzeni wewnątrz tulejki wypełniaczem. Przedstawione progresywne niszczenia ma charakter stały i pozwala na uzyskanie maksymalnej pracy niszczącej (elementu kompozytowego).

Analogicznie jak w obiekcie 1 zniszczone warstwy kompozytu wywijały się do środka (pomimo zastosowanego wypełnienia) i się na zewnątrz.

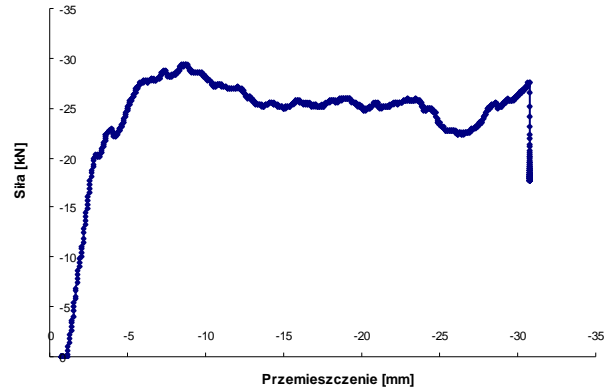
Wykres siły niszczącej (przedstawiony na Rys. 7) można podzielić na dwie części. W pierwszej części odkształcenie obiektu ma charakter sprężysty (wzrost siły), a w drugiej części następuje progresywne niszczenie (ze stałą siłą).

Zastosowanie wypełniacza w postaci walca wykonanego ze spienionego polichlorku winylu (o średnicy 20mm) nieznacznie zwiększyło średnią siłę spęczania o 9,2% (w porównaniu z obiektem 1) która wynosiła 24,13 kN W wyniku badań eksperymentalnych uzyskano wykres siły niszczącej od przemieszczenia pokazano na Rys 7.

W wyniku eksperymenty oszacowano energię absorpcji dla obiektu 2 która wniosła EA=1206,5 J.



Rys. 6. Obiekt 2 – badania eksperymentalne – sposób niszczenia tulejki kompozytowej

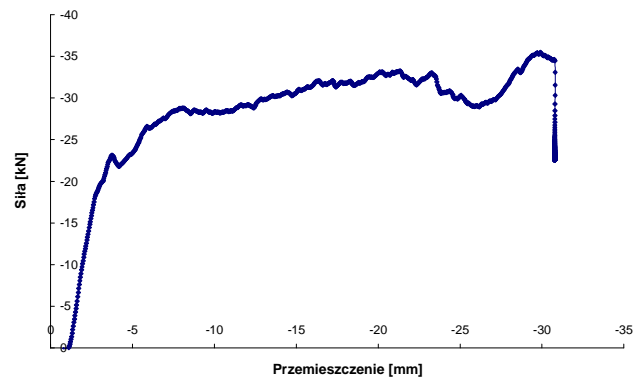


Rys. 7. Obiekt 2 – wykres przyrostu wartości reakcji pionowej uzyskanej eksperymentalnie

5. WYNIKI BADAŃ DLA OBIEKTU 3 – TULEJKA KOMPOZYTOWA Z WYPEŁNIENIEM Ø 30mm

Uzyskane wyniki badań doświadczalnych dla obiektu 3 były podobne jak dla poprzednich przypadków.

Pomimo zastosowania wypełniacza uzyskano progresywny sposób niszczenia badanego obiektu 3.



Rys. 8. Obiekt 3 - wykres przyrostu wartości reakcji pionowej uzyskanej eksperymentalnie parametrów wypełnienia

Tab. 1. Zestawienie wyników eksperymentalnych

Lp.	Struktura	Pśr [kN]	Wysokość [mm]	EA [J]
1.	rurka	21,9	50	1095
2.	rurka z wypełniaczem Ø 20mm	24,13	50	1206,5
3.	rurka z wypełniaczem Ø 30mm	27,3	50	1365

Progresywne niszczenie badanego obiektu ma charakter stały i pozwala na uzyskanie maksymalnej pracy niszczącej elementu kompozytowego z niepełnym wypełnieniem pianowym.

Podobnie jak w poprzednich obiektach zniszczone warstwy kompozytu wywijały się do środka (pomimo zastosowanego wypełnienia) i się na zewnątrz.

Zastosowanie wypełniacza w postaci walca wykonanego ze spienionego polichlorku winylu (o średnicy 30mm) zwiększyło średnią siłę spęczania o 19,7% (w porównaniu z obiektem 1), która wynosiła 27,3 kN. W wyniku badań eksperymentalnych uzyskano wykres siły niszczącej od przemieszczenia, pokazany na Rys 8.

W wyniku eksperymentu oszacowano energię absorpcji dla obiektu 3, większa niż w poprzednich przypadkach, która wniosła $E_A=1365$ J.

6. ZAKOŃCZENIE

W pracy przedstawiono wyniki badań doświadczalnych trzech obiektów energochłonnych. Badania przeprowadzono na maszynie wytrzymałościowej typu Instron w Katedrze Mechaniki i Informatyki Stosowanej Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie.

Kompozytowe elementy walcowe charakteryzują się większą względną energią absorpcji niż inne (Barnat i Niezgoda, 2007) elementy.

Ogólnie względna siła spęczania i energia dla konstrukcji kompozytowych jest większa niż dla konstrukcji stalowych. W badaniach zastosowano elementy kompozytowe z inicjatorem którego brak powoduje katastroficzny model zniszczenia. Zjawisko to w aspekcie energochłonności jest niepożądane. Zastosowanie wypełniacza w postaci piany spowodowało zwiększenie energii absorpcji.

Przedstawione wyniki badań będą miały zastosowanie w kompozytowych panelach ochronnych których dużą zaletą jest ich mała masa. W przypadku rozpatrywania zastosowaniowa elementów ochronnych dla przemysłu lotniczego, oraz pojazdów wojskowych, które niejednokrotnie muszą spełniać masowy warunek wytrzymałościowy celem utrzymania pływalności oraz możliwości strategicznego transportu lotniczego - ma to niemałe znaczenie. Przedstawione wyniki są wstępnymi próbami doboru geometrii wypełniacza elementu energochłonnego i posłużą do walidacji modeli numerycznych.

Na podstawie wstępnej oceny uzyskanych wyników oraz dotychczas wykonywanych badań stwierdzono, iż odpowiednie dobranie materiału wypełniacza pozwoli na uzyskanie większej energii, potrzebnej do zniszczenia badanej konstrukcji energochłonnej. Przyszłe zastosowanie analizy numerycznej usprawni proces zadania optymalizacji w aspekcie uzyskania dużej energochłonności.

LITERATURA

1. **Barnat W., Niezgoda T.** (2007), Badania energochłonności elementów podatnych w aspekcie zastosowanych materiałów, *Journal of Kones Powertrain and Transport*, Vol 14 No 1.
2. **Dacko M. Barnat W.** (2004), Stany Graniczne Cienkich Powłok Osioowo-Symetrycznych SYSTEM, *Journal of Transdisciplinary Systems Science3*, Vol 9.
3. **Nagel G., Thambiratnam D.** (2003), Use of thin-walled frusta energy absorbers in protection of structures under impact loading, *Design and Analysis of Protective Structures against impact/Impulsive/Shock Loads*, Queensland.
4. **Niezgoda T., Barnat W. Ochelski S.** (2007), Numeryczno doświadczalne badanie procesu niszczenia wybranych struktur kompozytowych, *X Jubileuszowa Konferencja Naukowo-Techniczna, Programy MES we Wspomaganiu Analizy, Projektowania i Wytwarzania, 13–16 listopada 2007*, Kazimierz Dolny.
5. **Timoszenko S. P.** (1972), *Teoria stateczności sprężystej*, Arkady, Warszawa.
6. **Zhong Z. H.** (1993), *Finite element procedures for contact-impact problems*, Oxford University Press.

THE EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF INFLUENCE OF KIND GEOMETRY OF FULLFILMENT BASIC COMPOSITE STRUCTURES ON ENERGY THE DESTRUCTION

Abstract: The opinion of applied fullfilment is on ability the aim of the absorption through composite unit of thin-walled construction the energy weighted down dynamically. Energy-consuming units were executed in KMiIS. It investigations were conducted was on stamina machine engine Intron. The investigations were subjected in figure of muffs the energy-consuming units from additional foam fullfilment. Weight was realized by axial input function kinematic.

SYMULACJA I TESTOWANIE ALGORYTMÓW WYKRYWANIA KRAWĘDZI NA POTRZEBY LOTU WŚRÓD KANIONU ULICY

Mariusz BOGDAN*

*Katedra Automatyki i Robotyki, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

m.bogdan@pb.edu.pl

Streszczenie: W artykule testowano i analizowano metody wykrywania krawędzi w środowisku programowym Matlab'a. Skupiono się głównie na metodach gradientowych. W celu uproszczenia informacji zawartej w zarejestrowanych obrazach (klatkach) zaproponowano, także opis analityczny wykrywanych krawędzi – przeszkód (transformata Hough'a).

1. WSTĘP

Obraz wideo (sekwencja obrazów) dostarcza ogromnej ilości informacji. Ilość ta jest zbyt duża, aby system wizyjny w pełni radził sobie z przetwarzaniem wszystkich informacji. W miarę wzrostu rozdzielczości przetworników, gwałtownie rośnie strumień dostępnych danych, a co się z tym wiąże ilość potencjalnych operacji. Konfiguracja sprzętowa mikrosamolotu (głównie miniaturyzacja oraz ograniczona ilość energii zasilającej układy) wymusza pewną konstrukcję systemu wizyjnego (poważne wyzwanie technologiczne). Wszystkie montowane systemy muszą odznaczać się bardzo wysoką skalą integracji, a wiele z nich musi stanowić integralne elementy struktury mikrosamolotu (Sibiński, 2009). Przykładem takiego systemu może być wprowadzenie tak zwanej Aktywnej Wizji (AW, ang. Active Vision). Ideą AW jest selektywne ograniczenie analizowanych obszarów do tych, które są w danej chwili interesujące (np. charakterystyczne punkty otoczenia). Oczywiście informacja o otoczeniu musi być pozyskana w możliwie najszybszy sposób, a także powinna posiadać odpowiednią reprezentację (właściwą formę dla układu podejmującego decyzję). Strumień wideo w postaci nieprzetworzonej nie nadaje się do tego celu – przede wszystkim ze względu na ilość danych. W celu umożliwienia przetwarzania i analizy obrazów w czasie rzeczywistym na platformie mikrosamolotu, wydobycia parametrów wpływających na jego lot, należy zmienić reprezentację danych z rastrowego (gdzie jeden piksel odpowiada uśrednionej jasności danego obszaru obserwowanego przez kamerę) na wektorowy – tj. strukturalny i niezależny od skali opis obserwowanej sceny. Przy czym, i należy to podkreślić, nieodzownym jest uproszczenie procesu przetwarzania, które może polegać na wektoryzacji jedynie obserwowanych krawędzi. Takie podejście jest powszechnie stosowane w wielu systemach wizyjnych ze względu na to, że poprawne odwzorowanie krawędzi pozwala na wydobycie najistotniejszych informacji o kształtach obserwowanych obiektów, przeszkód itp.

2. ALIZA I PRZETWARZANIE OBRAZÓW W MATLABIE

Obraz można traktować jako dwuwymiarową funkcję $L(x, y)$ intensywności oświetlenia, której wartość L (amplituda) we współrzędnych (x, y) określa intensywność (jasność) obrazu w tym punkcie. Ponieważ światło jest formą energii, dlatego wartość funkcji jest nieujemna i skończona. Wartość funkcji intensywności zależy od iluminacji i odbicia (Wiater, 2002):

$$L(x, y) = i(x, y) r(x, y) \quad (1)$$

gdzie: $i(x, y)$ – iluminacja w punkcie (x, y) , $r(x, y)$ – odbicie w punkcie (x, y) .

W celu zmniejszenia złożoności obliczeń, a tym samym ich przyspieszenia, do badań wykorzystywano jedynie obraz monochromatyczny, powstały na wskutek przekształcenia-uproszczenia obrazu barwnego RGB. Intensywność obrazu monochromatycznego wyrażona jest w poziomie szarości L (ang. grey level) a zakres jej zawiera się w granicach $[L_{min}, L_{max}]$. Zakres poziomu szarości wynika z własności rzeczywistego toru wizyjnego, a w szczególności z zakresu zmian sygnału z kamery CCD, wzmocnienia tego sygnału i parametrów przetwornika wizyjnego. W programie Matlab wartości $L_{min} = 0$ odpowiada poziomowi czerni natomiast $L_{max} = 255$ poziomowi bieli. Dla potrzeb cyfrowego przetwarzania obraz jest zatem skwantowany zarówno ze względu na współrzędne, jak również na tak zdefiniowane poziomy szarości. Obraz ten można przedstawić jako tablicę o rozmiarach: liczba wiersz w , liczba kolumn k (N_w, N_k):

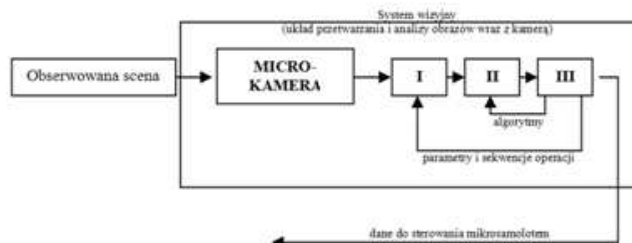
$$L(x, y) = \begin{bmatrix} L(1, 1) & L(1, 2) & \dots & L(1, N_k) \\ L(2, 1) & L(2, 2) & \dots & L(2, N_k) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ L(N_w, 1) & L(N_w, 2) & \dots & L(N_w, N_k) \end{bmatrix} \quad (2)$$

Każdy z elementów tablicy (piksel) przechowuje skwantowany poziom szarości (z zakresu od 0 do $2^B - 1$). Dla potrzeb niniejszego zastosowania tj. przetwarzania i analizy obrazów w czasie rzeczywistym, przyjęto 8-bitową roz-

dzielczość poziomów szarości: $B=8$ (tzn. piksele w sygnale wizyjnym zmieniają się w zakresie 0 – 255). Jest to też najczęściej stosowana rozdzielczość, która w zupełności wystarczy do przetwarzania obrazów przeznaczonych do wspomnienia sterowania mikrosamolotu w czasie rzeczywistym. Źródłem obrazu wizyjnego we współczesnych systemach sensorycznych jest głównie przetwornik CCD (Wiatr, 2002; Piszczek i Rutyna, 2007).

W algorytmach analizy obrazów można wyróżnić kilka poziomów przetwarzania i analizy obrazu. W zależności od czasu przetwarzania na docelowym, dedykowanym układzie wizyjnym zamontowanym na mikrosamolocie testowane będą trzy poziomy przetwarzania i analizy obrazów (Rys. 1):

- (I) Najniższy poziom przetwarzania obrazów. Wstępnie przetwarza sygnał wizyjny (ang. *preprocessing*). Cel: eliminacja zakłóceń, detekcja krawędzi, ustalanie poziomów szarości pikseli należących do obiektu (np. przeszkody na podstawie histogramu, równoważenie histogramu itp.).
- (II) Średni poziom analizy obrazów. Obejmuje on segmentację obrazu, lokalizację obiektów, rozpoznanie kształtu obiektu i wyróżnienie cech charakterystycznych tego kształtu.
- (III) Najwyższy poziom. Przeprowadza analizę złożonej sceny w sensie analizy ruchu obiektu i na bieżąco steruje obiektem oraz pozostałymi poziomami systemu wizyjnego (zadaje algorytmy oraz parametry i sekwencje operacji).



Rys. 1. Poziomy przetwarzania i analizy obrazów systemu wizyjnego czasu rzeczywistego (Wiatr, 2002)

Przedstawiona na Rys. 1 struktura systemu wizyjnego ukazuje ponadto występujące powiązania (sprzężenia) pomiędzy różnymi poziomami systemu wizyjnego. Wyniki (II) i (III) etapu przetwarzania obrazu mogą mieć wpływ na kolejność wykonywanych operacji na (I) najniższym poziomie oraz na algorytmy przetwarzania na (II) poziomie. Przetwarzania i analizy sekwencji obrazów dokonano w Matlabie (schemat blokowy w simulinku, oraz w m-plikach). Dane wejściowe to plik wideo pochodzący z kamery zamontowanej na samochodzie (docelowo strumień wideo rejestrowany za pomocą kamery zamontowanej na samolocie). Rozmiar to 640x480 (30 FPS). Zakłada się także możliwość redukcji liczby klatek na sekundę, lub rozdzielczości, tak by późniejsza implementacja działała w czasie rzeczywistym. Ponadto algorytm ma działać w oparciu jedynie o sąsiednie klatki (podejście bezpośrednie – brak wyliczania konkretnych cech). Zbadano także możli-

wość wykorzystania transformaty Hougha w celu określenia (wyznaczenia) bezkolizyjnego lotu wśród kanionu ulicy.

3. OBRAZY WIDEO PODDAWANE TESTOWANIU I ANALIZIE

Testowaniu i analizie poddano plik wideo (Tab. 1). Przedstawia on sekwencję obrazów zarejestrowanych za pomocą kamery umieszczonej na samochodzie (Rys. 2). Ruch kamery odbywa się równoległe do powierzchni drogi. Opisany powyżej przypadek posłuży do opracowania i testowania uniwersalnej metody wspomaganie lotu poprzez wykorzystanie informacji zawartej w obrazach (strumień wideo), rejestrowanych za pomocą mikrokamery umieszczonej na mikrosamolocie - nawigacja mikrosamolotu podczas lotu wśród budynków – „kanionu ulicy”.



Rys. 2. Wybrane klatki z analizowanego wideo

Tab. 1. Parametry wideo

Ustawienia wideo	Plik_2
Kodek	mpeg4
Rozdzielczość	320x240
Bitrate(bitów/sek)	768
FPS (klatek/sek)	30
czas trwania (sek)	22

Badania symulacyjne przeprowadzono zarówno przy użyciu skryptów pisanych w Matlabie (m-plików) oraz w Simulinku w Video and Image Processing Blockset (schematy blokowe). Video and Image Processing Blockset zapewnia możliwość szybkiego projektowania, symulacji oraz weryfikacji algorytmów i systemów przetwarzania obrazów. Z punktu widzenia uniwersalności modelowania współpracuje on z Real-Time Workshop (automatyczna generacja kodu ANSI/ISO C).

Ponadto tworzenie kodu zarówno w środowisku Simulinka oraz Matalaba (m-pliki) ułatwić może znacznie proces implementacji opracowanych algorytmów na docelowy układ przetwarzania i analizy obrazów na potrzeby nawigacji mikrosamolotu (testowanie oraz modyfikacje). W przypadku m-plików istnieje dodatkowo możliwość częściowego wykorzystania kodu. Ze względu na charakter przetwa-

rzanej informacji parametry symulacji określono na: fixed-step (stało-krokową) oraz discrete - no continuous state (dyskretną).

3.1. Wykrywanie krawędzi

Detekcja krawędzi stanowi istotny element w operacjach przygotowawczych do procesu głębszej analizy obrazu. Przekształcony obraz do postaci wyróżnionych krawędzi znacznie ułatwia logiczną interpretację obrazu (Piszczek i Rutyna, 2007; Tadeusiewicz, 1997). Celem tego przekształcenia jest znalezienie granic obiektów (przeszkód) znajdujących się na scenie (Rys. 3).

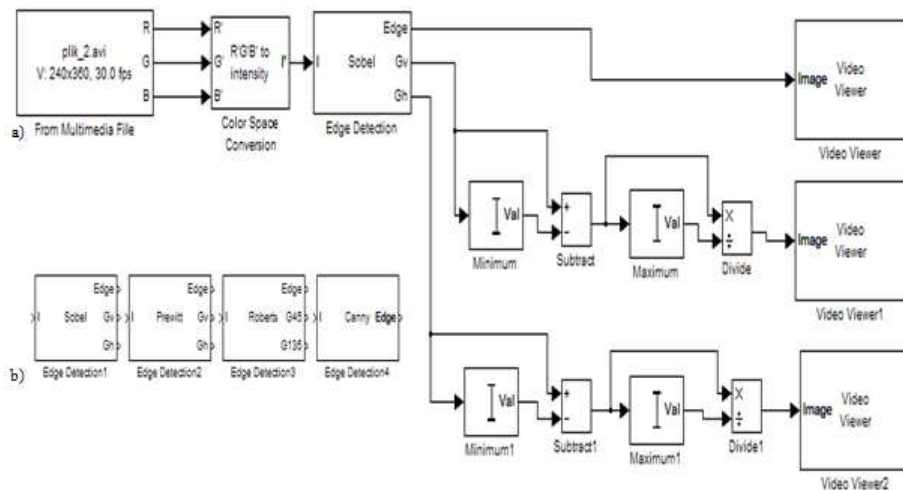
Na schemacie z Rys. 3a można wyróżnić następujące kroki:

1. Blok („From multimedia file”) - wczytany plik video z katalogu, typ danych wyjściowych - dane typu double.
2. Sekwencja obrazów barwnych (model RGB) przekształcona zostaje na obrazy intensywności (odcieni szarości - obrazy monochromatyczne) wg wzoru: $0.2989 * \text{rgb_img}(:, :, 1, n) + 0.5870 * \text{rgb_img}(:, :, 2, n) + 0.1140 * \text{rgb_img}(:, :, 3, n)$; n – poszczególne klatki – dla danego pliku $0.2989 * \text{plik_2}(:, :, 1, n) + 0.5870 * \text{plik_2}(:, :, 2, n) + 0.1140 * \text{plik_2}(:, :, 3, n)$;

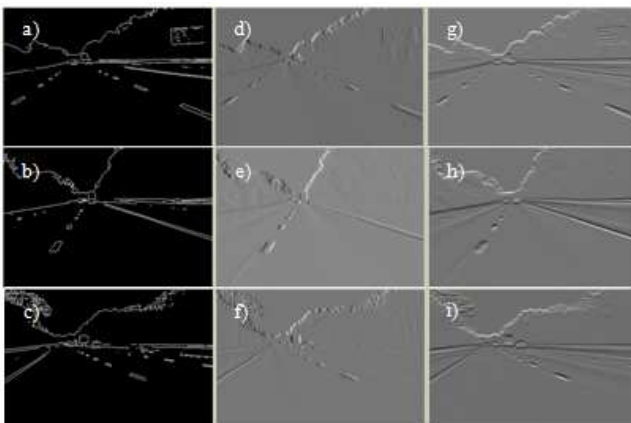
3. Do wykrywania krawędzi obiektów wykorzystano blok „Edge Detection” (Rys. 3b). Blok ten znajduje piksele w miejscach, w których wielkość gradientu intensywności jest większa niż wartość progowa. Miejsca te zazwyczaj występują na granicach obiektów.

Parametry bloku wykrywania krawędzi metodą Sobel'a:

- Output type - Binary image and gradient components - jako dane wyjściowe zwracany jest obraz binarny (0 – tło, 1 – obiekt – krawędź) oraz komponenty (części) gradientu (Gv – w kierunku pionowym i Gh – w kierunku poziomym; wartości są tego samego typu jak w przypadku macierzy wejściowej); wymiar macierzy Gv i Gh oraz Edge jest identyczny jak macierzy wejściowej;
- Select the Edge thinning check box - zmniejszenie grubości krawędzi na obrazie wyjściowym. Opcja ta wymaga dodatkowego czasu przetwarzania i zasobów pamięci.



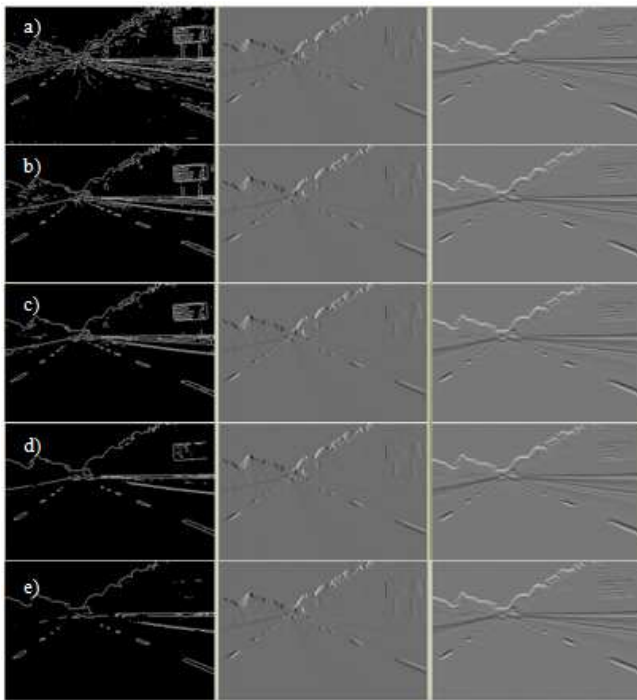
Rys. 3. Schemat blokowy wykrywania krawędzi (a); b) bloki detekcji krawędzi metodą gradientową: Sobel'a, Prewitt'a, Roberts'a, Canny'ego (MATLAB Users' Guide)



Rys. 4. Detekcja krawędzi metodą Sobel'a. Czas trwania symulacji: początek symulacji – a), d), g); 5 sekund – b), e), h); 10 sekund – c), f), i). Wyniki dla macierzy: „Edge” – a), b), c); Gv – d), e), f); Gh – g), h), i)

Na Rys. 4 pokazano rezultaty wykrywania krawędzi metodą Sobel'a. Natomiast na Rys. 5 przedstawiono wyniki symulacji dla różnych wartości mnożnika; parametru służącego do automatycznego, przy użyciu średniej wielkości kwadratu gradientu obrazu, wyznaczania wartości progowej odcięcia.

Na podstawie badań symulacyjnych określono zalety i wady stosowania metod gradientowych do wykrywania krawędzi. Do niewątpliwych zalet należy zaliczyć brak uwidocznienia zakłóceń (przeciwieństwo filtracji górnoprzepustowej). Jednak w obrazach o małej kontrastowości mogą pojawić się kłopoty z interpretacją wyników.



Rys. 5. Zmiana wartości mnożnika: a) 0.1; b) 0.5; c) 1; d) 4; e) 10

4. TRANSFORMACJA HOUGH'A

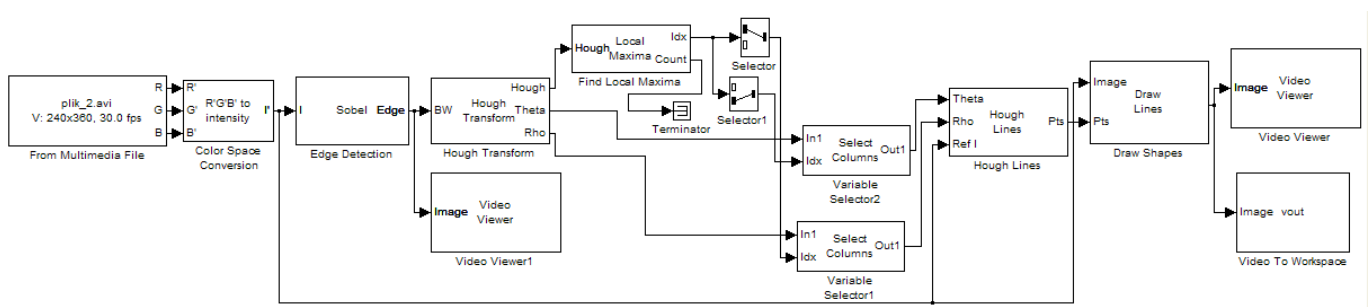
Transformacja Hougha jest metodą detekcji współliniowych punktów leżących na prostej. Każda prosta może być jednoznacznie przedstawiona za pomocą dwóch parametrów. Przestrzeń tych parametrów nosi nazwę przestrzeni Hougha. Najczęściej wykorzystywanymi parametrami są współczynniki rho, theta opisujące równanie prostej w postaci normalnej (Doros, 2003; Kyewook, 2006, Li i inni, 2004; Yu i Jain, 1997):

$$\rho = x \cdot \cos(\theta) + y \cdot \sin(\theta) \tag{3}$$

gdzie: rho – promień wodzący, theta – kąt tworzony przez rho z osią OX.

Do własności transformaty Hougha należy zaliczyć (MATLAB Users' Guide; Kyewook, 2006):

- prostej w przestrzeni kartezjańskiej odpowiada punkt w przestrzeni Hougha;
- punktowi w przestrzeni kartezjańskiej odpowiada krzywa sinusoidalna w przestrzeni Hougha;
- punkty leżące na tej samej prostej (w przestrzeni kartezjańskiej) korespondują z sinusoidami przechodzącymi przez wspólny punkt w przestrzeni Hougha.



Rys. 6. Schemat blokowy do wyznaczenia wartości prostej dla każdej klatki filmu

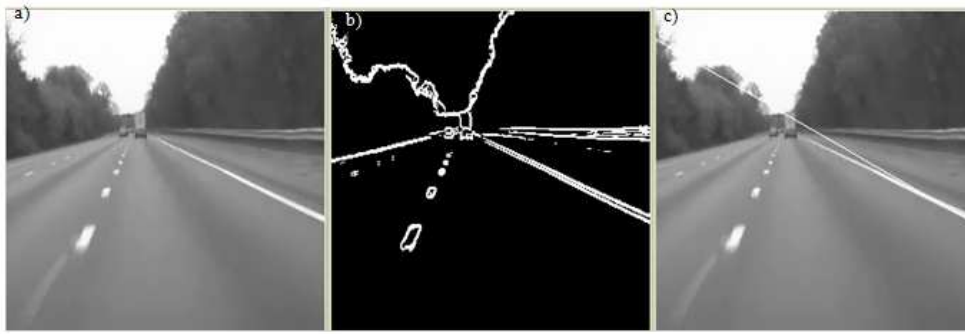
Metoda wyliczania transformaty Hougha składa się z następujących kroków:

- przez każdy badany (różny od zera) punkt obrazu prowadzony jest pęk prostych przechodzących przez ten punkt;
- każda z tych prostych transformowana jest do przestrzeni Hougha i tworzy tam punkt o współrzędnych rho, theta w ten sposób, że każdy punkt obrazu pierwotnego (pęk prostych) jest odwzorowany w sinusoidalną krzywą w przestrzeni Hougha;
- przestrzeń Hougha jest przestrzenią akumulacyjną tzn. punkty sinusoidalnych krzywych, wygenerowanych dla różnych punktów obrazu pierwotnego, dodają się w miejscach, w których krzywe te przecinają się. Powstałe w ten sposób (w przestrzeni Hougha) maksima odpowiadają zbiorom punktów, należących do jednej prostej. Wartość maksimum odpowiada ilości współliniowych punktów;
- współrzędne rho, theta tego maksimum jednoznacznie określają położenie prostej na obrazie pierwotnym.

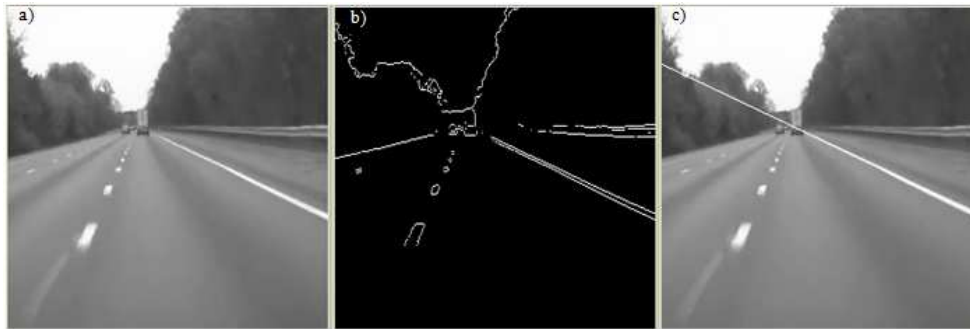
Opis i testowanie schematu Rys. 6:

- Blok („From multimedia file”) - wczytany plik video z katalogu, typ danych wyjściowych - dane typu double;
- Sekwencja obrazów barwnych (model RGB) przekształcona zostaje na obrazy intensywności (odcieni szarości - obrazy monochromatyczne) wg wzoru: $0.2989 \cdot \text{rgb_img}(:, :, 1, n) + 0.5870 \cdot \text{rgb_img}(:, :, 2, n) + 0.1140 \cdot \text{rgb_img}(:, :, 3, n)$; n - poszczególne klatki – dla danego pliku $0.2989 \cdot \text{plik_2}(:, :, 1, n) + 0.5870 \cdot \text{plik_2}(:, :, 2, n) + 0.1140 \cdot \text{plik_2}(:, :, 3, n)$;
- Do wykrywania krawędzi wykorzystano metodę gradientową Sobel'a;
- Początkowo testowano znalezienie jednej - głównej prostej (blok „Find Local Maxima” – parametr poszukuje jednego maksimum) – wynik symulacji przedstawiono na Rys. 7.

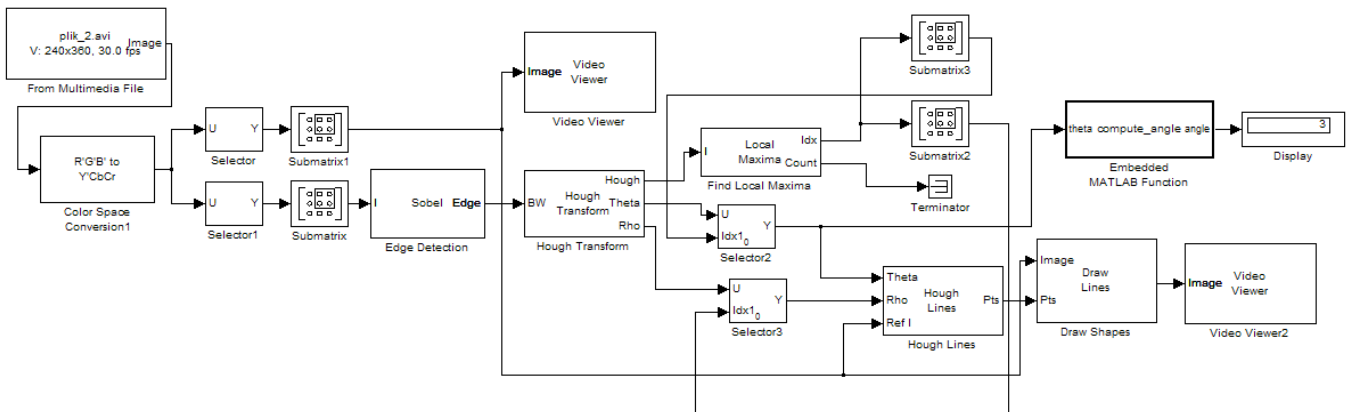
Zmiany parametrów bloków (testowanie różnych ustawień) ze schematu przedstawionego na Rys. 7 doprowadziły do poprawy dopasowania prostej do krawędzi. Podwyższono wartość mnożnika (parametr służący do obliczenia wartości progu odcięcia) a tym samym (Rys. 8b) zmniejszono liczbę punktów opisujących krawędzie.



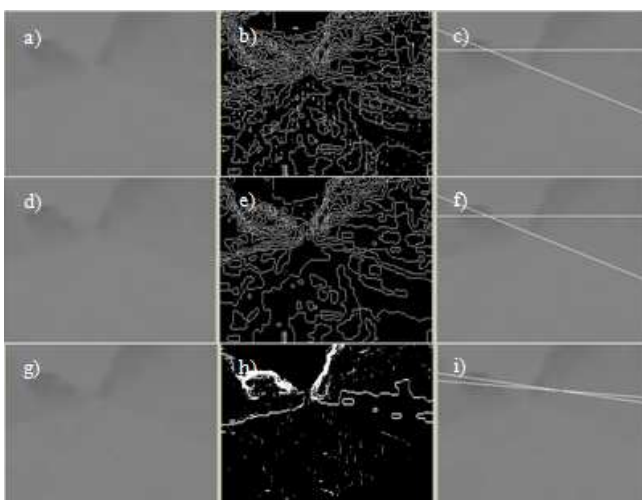
Rys. 7. Przykład poszukiwania prostej dla obrazu: a) klatka w 5 sekundzie trwania wideo; b) wykryte krawędzie; c) wykryta prosta



Rys. 8. Przykład poprawy dopasowania prostej: a) klatka w 5 sekundzie trwania wideo; b) wykryte krawędzie; c) wykryta prosta



Rys. 9. Schemat blokowy do wyznaczenia wartości dwóch prostych dla każdej klatki filmu



Rys. 10. Przykład dopasowania dwóch prostych dla obrazu (klatka w 5 sekundzie trwania wideo: a), d), g) składowa Y; b), e), h) wykryte krawędzie dla składowej Cb; c), f), i) dwie proste

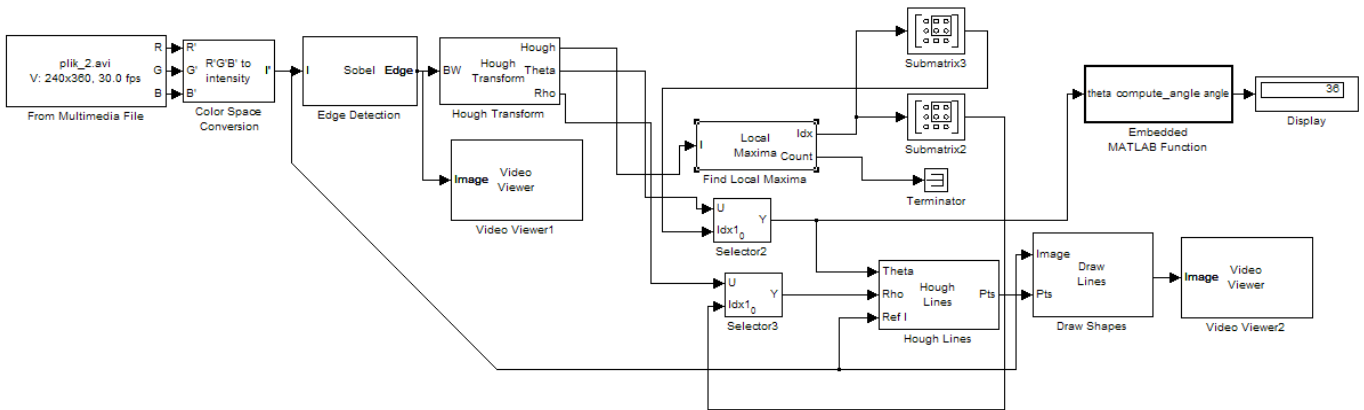
Można zatem stwierdzić, że na jakość dopasowania prostych reprezentujących krawędzie wydatnie wpływa próg odcięcia. Podobne podejście zaprezentowano na schemacie przedstawionym na Rys. 9, z tą różnicą, że wczytane wideo (a dokładniej jego klatki) zamieniano na model barwny YCbCr, dodatkowo zwiększono liczbę poszukiwanych maksimów (prostych) do 2.

Model YCbCr (przestrzeń kolorów) używany jest do cyfrowego przesyłania oraz przechowywania obrazów i wideo. Wykorzystuje on do tego trzy typy danych: Y – składową luminancji, Cb – składową różnicową chrominancji Y-B, stanowiącą różnicę między luminancją a kolorem niebieskim, oraz Cr – składową chrominancji Y-R, stanowiącą różnicę między luminancją a kolorem czerwonym. YCbCr nie jest bezwzględną przestrzenią kolorów, jest sposobem na opisanie informacji na podstawie danych o kolorze w postaci RGB. Wartość YCbCr można określić tylko na podstawie tych danych. Celem zabiegu przedstawionego na Rys. 9 było oddzielenie informacji

o jaskrawości od informacji o kolorze poprzez wykorzystanie bloków „Selector” oraz „Selector1” – separacja Y (luminancji) i Cb (chrominancji) z sygnału głównego.

Na Rys. 10 pokazano wyniki poszukiwania (wyznaczenia) dwóch prostych w oparciu o schemat blokowy przed-

stawiony na Rys. 9. Przykładowa klatka została wyznaczona w 5 sekundzie trwania wideo. Wykrywania krawędzi dokonano dla wartości mnożnika równej 0,1 – Rys. 10b, 1 – Rys. 10e, 4 – Rys. 10h.



Rys. 11. Schemat blokowy do wyznaczenia wartości dowolnej liczby prostych opisujących krawędzie dla każdej klatki filmu

W przypadkach przedstawionych na Rys. 10, o kącie nachylenia prostych decyduje wartość mnożnika (ustalenie wartości progu odcięcia przy wyznaczaniu krawędzi obrazów).

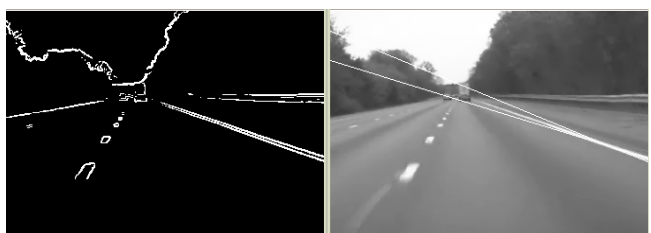
Na Rys. 11 przedstawiono schemat dający możliwość wyznaczenia dowolnej liczby prostych oparty na modelu RGB – jest to pewna modyfikacja schematu z Rys. 9.

Określenie wartości parametrów wpływających na dokładność i jakość odwzorowania krawędzi odbyło się poprzez testowanie schematu blokowego z Rys. 11 i polegało głównie na zmianie wartości mnożnika oraz redukcji grubości krawędzi. Rezultaty przedstawiono na poniższych rysunkach:

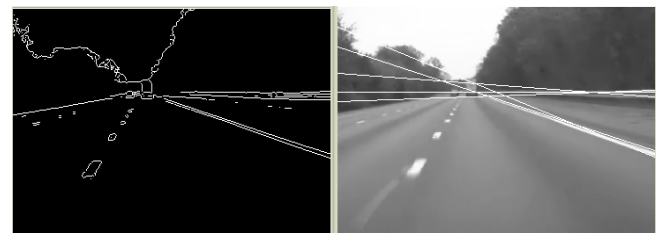
- wartość mnożnika 0,1 – bez opcji redukcji grubości krawędzi (blok „Edge detection”), poszukiwane 2 maksima (2 proste);



- wartość mnożnika 4 – bez opcji redukcji grubości krawędzi (blok „Edge detection”), poszukiwane 2 maksima (2 proste);



- wartość mnożnika 4 – z opcją redukcji grubości krawędzi (blok „Edge detection”), poszukiwane 5 maksima (5 prostych);



5. PODSUMOWANIE

Celem zaprezentowanego w artykule podejścia do przetwarzania obrazów na potrzeby lotu wśród kanionu ulic jest znaczne uproszczenie obrazu, które pozwoli na przetwarzanie go w czasie rzeczywistym. Ponadto umożliwi wydobywanie tylko tej informacji, która będzie przydatna w czasie lotu mikrosamolotu. Przy opisie analitycznym wykrytych krawędzi istotną rolę odgrywa proces zamiany obrazu monochromatycznego na obraz binarny (piksele z przedziału 0 – 255 przekształcane są na wartości 0, 1; gdzie 1 reprezentuje krawędź). Zależy on głównie od jakości rejestrowanego obrazu. Ponadto zastosowano transformację Hougha do znajdowania najdłuższych linii występujących w obrazie rastrowym. Celem takiego podejścia było sprowadzenie każdej klatki wideo do postaci łatwo interpretowanej (linie proste). Ponadto bardziej złożona implementacja transformacji Hough’a (moduł wizyjny oparty na regułach, współpracujący z autopilotem) umożliwi wyznaczenie bezkolizyjnego obszaru lotu poprzez wykrycie i uwzględnienie w czasie lotu fragmentów ścian, krawędzi ulic - przeszkód (w rozważaniach przyjęto, że mikrosamolot będzie poruszał się po ulicy otoczonej budynkami).

LITERATURA

1. **Doros M.** (2003), *Przetwarzanie obrazów*, Wyd. Wyższej Szkoły Informatyki i Zarządzania, Warszawa.
2. **Kyewook L.** (2006), *Application of the Hough Transform. Report*, University of Massachusetts, Lowell.
3. **Li Q., Zheng N., Cheng H.** (2004) Springrobot: A prototype autonomous vehicle and its algorithms for lane detection, *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, No. 5(4), 300-308.
4. **Piszczyk M., Rutyna K.** (2007), Potencjał informacyjny obrazów pozyskiwanych z bezpilotowej platformy latającej, *PAK 2007 nr 9bis*, 173-176.
5. **Sibiński K.** (2009), Mikroelektromechaniczne latające roboty - dziś i jutro, *XLVIII Sympozjon - Modelowanie w mechanice*, Wisła.
6. **Tadeusiewicz R.** (1997), *Komputerowa analiza i przetwarzanie obrazów*, Wyd. Fundacji Postępu Telekomunikacji, Seria: Społeczeństwo Globalnej Informacji, Kraków.
7. **Wiatr K.** (2002), *Sprzętowe implementacje algorytmów przetwarzania obrazów w systemach wizyjnych czasu rzeczywistego*, AGH, Kraków.
8. **Yu B., Jain, A. K.** (1997) Lane boundary detection using a multiresolution Hough transform, *International Conference on Image Processing (ICIP'97)* Vol. 2, 748-756, Washington.
9. **MATLAB** Users' Guide

SIMULATION AND TESTING OF EDGE DETECTION ALGORITHMS FOR FLIGHT AMONG STREET CANYON

Abstract: In the article the methods for edge detection in the Matlab's software environment were tested and analyzed. The primary focus is placed on the gradient methods. In order to simplify the information comprised in the registered images (frames) an analytical description of the detected edge-obstacles was proposed (Hough's transform).

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

POWSTAWANIE ODKSZTAŁCEŃ PLASTYCZNYCH W BELKACH PODDANYCH CZYSTEMU ZGINANIU

Stefan BUĆKO, Henryk JODŁOWSKI*

*Katedra Mechaniki Doświadczalnej i Biomechaniki, Instytut Mechaniki Stosowanej, Wydział Mechaniczny,
Politechnika Krakowska, al. Jana Pawła II 37, 30 -864 Kraków

s_bucko@mech.pk.edu.pl, abies@mech.pk.edu.pl

Streszczenie: W pracy przedstawiono wyniki badań doświadczalnych nad inicjacją odkształceń plastycznych w stali z wyraźną granicą plastyczności w warunkach występowania gradientu naprężeń. W badaniach stosowano autorską metodę wykorzystującą interferencję optyczną do identyfikacji odkształceń plastycznych w stalach wykazujących tę właściwość. Badania wykonywano na zginanych belkach stało-momentowych wykonanych z stali St3 i stali45. Uzyskano obrazy stref plastycznych oraz ich propagacji po wysokości belek, co zostało udokumentowane na filmach CCD. Wyznaczono również wartości obciążenia odpowiadającego pierwszym odkształceniom plastycznym. Zaobserwowano, że pierwsze odkształcenia plastyczne są wynikiem poślizgów plastycznych rozłożonych dyskretnie po długości belki, co nie przystaje do założeń klasycznej teorii zginania sprężysto plastycznego.

1. WPROWADZENIE

Wieloletnie prace badawcze nad zachowaniem się stali z wyraźną granicą plastyczności nie dały dotychczas jasnej odpowiedzi na pytanie o początek odkształceń plastycznych w warunkach występowania gradientu naprężeń. W literaturze przedstawiane są kształty stref plastycznych wokół otworów, szczelin i w belkach zginanych nie poparte zazwyczaj pełnym rzeczywistym eksperymentem. Nawet jeśli autorzy prowadzili badania doświadczalne to wynikiem pomiarów było wyznaczenie przemieszczeń względnie odkształceń bez weryfikacji ich sprężystości. Podobna metodyka stosowana jest przy wyznaczaniu stref plastycznych wokół czoła szczeliny. Granice stref plastycznych wyznaczane są już analitycznie z warunku plastyczności i są w związku z tym podobne do wykresów naprężeń dla zakresu sprężystego silnie zależne od postaci przyjętego warunku plastyczności. Stosowane dotychczas metody badawcze nie pozwalają na identyfikację odkształceń plastycznych w ich stadium początkowym w czynnym procesie obciążenia.

W ostatnich latach rozwinęły się badania zmierzające do wykrywania mikroślizgów plastycznych w skali jednego bądź kilku ziaren, które to poślizgi miałyby być świadectwem wystąpienia odkształceń plastycznych odpowiadających wyraźnej granicy plastyczności. Koncepcja ta budzi wątpliwości wobec faktu, że mikroślizgi w skali jednego lub kilku ziaren obserwowane były w zakresie naprężeń i odkształceń uważanych powszechnie za sprężyste – leżący znacznie poniżej wyraźnej granicy plastyczności. Należy przy tym pamiętać, że pojęcie wyraźnej granicy plastyczności odnosi się do stanu, w którym poślizgi plastyczne występują masowo w ziarnach o różnej orientacji a towarzyszące im odkształcenia są często o rząd większe od maksymalnych odkształceń sprężystych.

W prezentowanej pracy przedstawiono wyniki badań procesu powstawania stref plastycznych w elementach wykonanych z dwóch gatunków stali z wyraźną granicą plastyczności przy zastosowaniu nowej, opracowanej przez autorów, metody identyfikacji makroodkształceń plastycznych opartej na wykorzystaniu interferencji optycznej (Bućko i Jodłowski, 2006; Jodłowski, 2007). Przedstawione badania obejmują weryfikację metody w statycznej próbie rozciągania, oraz identyfikację odkształceń plastycznych w dwóch belkach wykonanych z tych samych stali poddanych czystemu zginaniu. Dla wszystkich wymienionych eksperymentów pokazano wykresy zmierzonych odkształceń oraz obrazy stref plastycznych w początkowej fazie ich powstawania.

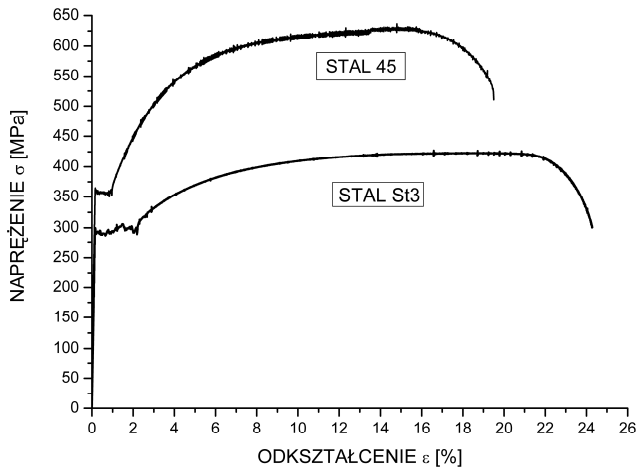
2. POWSTAWANIE I PROPAGACJA STREFY PLASTYCZNEJ NA PRZYKŁADZIE STATYCZNEJ PRÓBY ROZCIĄGANIA

2.1. Próbki i metoda badań

Istotą stosowanej metody identyfikacji odkształceń plastycznych w czynnym procesie obciążania jest wykorzystanie zjawiska interferencji optycznej światła monochromatycznego, a mianowicie: rozpoczęcie procesu powstawania makroodkształceń plastycznych w próbce z wyraźną granicą plastyczności powoduje w strefie plastycznej zanik zjawiska interferencji optycznej występującej wcześniej na wypolerowanej powierzchni próbki, co oznacza zanik prążków interferencyjnych.

Wykorzystanie zjawiska interferencji optycznej narzuca konieczność stosowania próbek z płaskimi powierzchniami, w rozpatrywanych eksperymentach były to próbki o prze-

okroju prostokątnym przy stosunku boków 2:1. W celu eliminacji wpływu obróbki oraz ujednorodnienia struktury, próbki przed obróbką wykańczającą wygrzewano w temperaturze 700°C i chłodzono z piecem. Próby przeprowadzono z bardzo małą prędkością odkształcania równą $1,67 \times 10^{-5}$ 1/s dla odległości początkowej między szczękami 100mm. Stosowanie tak małej prędkości wydłużania związane jest z gwałtownością procesu uplastyczniania (poślizgów plastycznych), które chciano rejestrować kamerą cyfrową. Wykresy rozciągania przedstawione na Rys. 1, natomiast charakterystyczne parametry badanych stali zestawiono w Tab. 1.



Rys. 1. Wykresy rozciągania badanych stali, $V_r = 1,67 \times 10^{-5}$ 1/s

Tab. 1. Zestawienie podstawowych własności wytrzymałościowych badanych stali

Gatunek stali	Moduł Younga E	Granica Plastyczności Re	Wytrzymałość na zerwanie Rm	Odształcenie przy zerwaniu ϵ_u
	GPa	MPa	MPa	%
St3	198	295	425	24
45	207	375	625	19

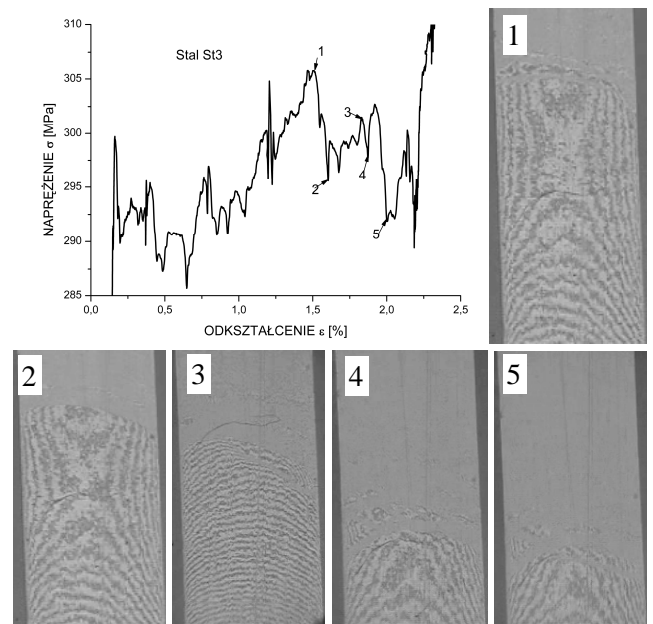
ϵ_u – odkształcenie bazy pomiarowej ekstensometru (50 mm) przy zerwaniu

Próbkę rozciągania obu stali wykonywano na maszynie wytrzymałościowej INSTRON model 8511.20 rejestrując odkształcenie ekstensometrem o bazy pomiarowej 50mm oraz rejestrując obrazy prążków interferencyjnych kamerą cyfrową z zachowaniem synchronizacji czasowej zapisu obu przebiegów, co stwarza możliwość przyporządkowania punktom krzywej rozciągania odpowiadających im obrazów prążków interferencyjnych.

2.2. Zestawienie i charakterystyka wyników badań

Typowy przebieg platform plastycznych stali St3 i 45 z zaznaczeniem zjawisk występujących przy przejściu materiału próbek ze stanu sprężystego w stan plastyczny przedstawia Rys. 2 i Rys. 3, gdzie kolejnymi numerami fotografii przedstawiających obrazy prążków interferencyjnych oznaczono punkty na wykresie $\sigma = f(\epsilon)$. Cechą charakterystyczną wykresu rozciągania stali St3 jest stosunkowo duża platforma plastyczna z występującymi na niej znacznymi waha-

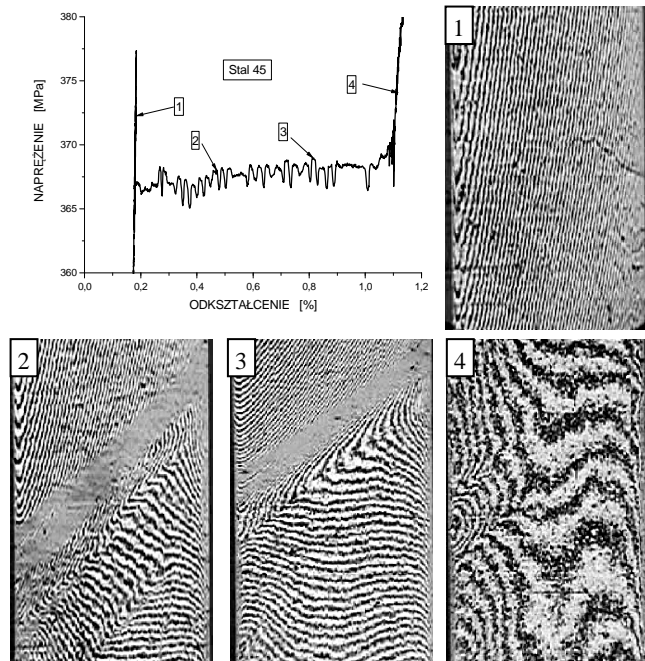
niami napiężeń (do 20MPa). Skorelowanie czasów nagrywania filmów video i realizacji wykresu rozciągania umożliwiło dokładne przyporządkowanie rejestrowanego obrazu prążków współrzędnym wykresu rozciągania. Pozwoliło to na sformułowanie kilku spostrzeżeń dotyczących propagacji stref plastycznych w stalach niskowęglowych w jednorodnym stanie napiężeń. Wielkość wahań napiężeń na platformie plastycznej związana jest z odległością nowej warstwy poślizgów od istniejącej już strefy plastycznej. Im większa ta odległość tym większy przyrost napiężeń. Zapoczątkowanie nowych warstw poślizgów następuje przy lokalnym maksimum obciążenia i napięcia. Przejście oddzielonych od strefy sprężystej obszarów jeszcze sprężystych w stan plastyczny następuje najintensywniej, gdy wartość napięcia spada i osiąga lokalne minimum. Niezależnie od wymienionych wcześniej zjawisk na styku obu stref w sposób ciągły występuje zanikanie strefy sprężystej. Powstawanie warstw poślizgów w płaszczyznach prostopadłych do poślizgów już istniejących, następuje przy wzrastających napięciach średnich platformy plastycznej, co zwykle ma miejsce w drugiej jej połowie. Nie stwierdzono jednoczesnego występowania poślizgów w dwu prostopadłych płaszczyznach.



Rys. 2. Platformy plastyczne stali St3 z zaznaczonymi współrzędnymi $\sigma - \epsilon$ i odpowiadającymi im obrazami prążków interferencyjnych (opis w tekście)

Objętość próbki, w której zachodzą procesy uplastycznienia jest zmienna w czasie. Wymiar tej strefy mierzony po długości próbki waha się od około 1mm do 10mm i wydaje się, że jest związana z wymiarami poprzecznymi próbki. W tych wymiarach na platformie plastycznej skumulowane jest całe przemieszczenie końca próbki wywołując na tak krótkim odcinku odkształcenie równe odkształceniu platformy i powodując jednocześnie zmniejszenie przekroju poprzecznego próbki. Powoduje to zapewne początki wzmocnienia plastycznego wygładzającego powierzchnię; które nie wystarcza jednak do przywrócenia zjawiska interferencji. Próby rejestracji interferencji w procesie wzmocnienia plastycznego statycznej próby rozciągania stali St3

nie powiodły się. Pofalowanie, zwichrzenie powierzchni powstałe w chwili uplastycznienia jest zbyt duże, aby później następujące wzmocnienie plastyczne mogło przywrócić jej oznaki gładkości.



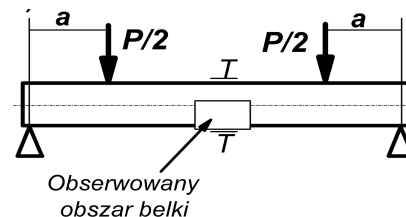
Rys. 3. Platformy plastyczne stali 45 z zaznaczonymi współrzędnymi $\sigma - \epsilon$ i odpowiadającymi im obrazami prążków interferencyjnych (opis w tekście)

Proces powstawania i propagacji strefy plastycznej w stali węglowej o zawartości węgla powyżej 0,4% wykazuje odmienne cechy, a w szczególności większą regularność. Na rys.3 przedstawiono platformę plastyczną stali gatunku 45 (zawartość węgla $0,4 \pm 0,5\%$) z zaznaczonymi współrzędnymi $\sigma - \epsilon$ i odpowiadającymi im obrazami prążków interferencyjnych. Propagacja odkształceń plastycznych występuje tutaj płynnie w bardzo małych częściach objętości próbki. Niewielkie pulsacje naprężeń o wartościach do 2MPa utrzymują w przybliżeniu stałą prędkość rozprzestrzeniania się strefy plastycznej po długości próbki. Skumulowanie przemieszczeń końca próbki na $2 \div 3\text{mm}$ jej długości z jednoczesnym zmniejszeniem w tej strefie jej przekroju porzecznego, powoduje wzmocnienie plastyczne, co skutkuje ponownym wygładzeniem powierzchni i w konsekwencji przywróceniem zjawiska interferencji. Nowo powstałe prążki interferencyjne są inaczej ukształtowane niż prążki w strefie sprężystej. Prążki posiadają teraz drobne nieciągłości odzwierciedlające pojawiające się z rzadka na powierzchni krótkie linie Lüdersa. Kształt prążków normalnie związany jest z płaskością powierzchni próbki kształtowaną przypadkowo w procesie ręcznego polerowania; tutaj uplastycznienie zmienia rzeźbę powierzchni i prążki przyjmują kształty otrzymane, których jest mało prawdopodobne przez ręczne polerowanie. Dalszy wzrost obciążenia próbki, powodujący wzrost zgniotu plastycznego, wywołuje rozmywanie się prążków a następnie ich zanik.

3. POWSTAWANIE I PROPAGACJA UPLASTYCZNIENIA NA PRZYKŁADZIE ZGINANIA BELKI

3.1. Wprowadzenie i metodyka badań

Cechą charakterystyczną zginania jest nierównomierny rozkład naprężeń; w przekroju poprzecznym belki po jego wysokości. Inaczej ujmując występuje tutaj gradient naprężeń. Przyjmuje się powszechnie, że uplastycznienie materiału następuje wskutek poślizgów. W przypadku równomiernego rozkładu naprężeń poślizgi plastyczne mogą się dowolnie rozprzestrzeniać w płaszczyznach występowania τ_{max} , jak to ma miejsce w jednoosiowym stanie naprężenia opisanym w p. 2. W rozważanym przypadku wytrzymałościowym, rozpoczęcie poślizgu w nowej płaszczyźnie wymaga nadwyżki energii. Występowanie gradientu naprężeń powoduje, że przekroczenie w danym punkcie ciała granicy plastyczności nie skutkuje natychmiastowym powstaniem poślizgu, ponieważ w punktach sąsiednich granica plastyczności nie została osiągnięta. Poślizg w takim przypadku wymaga pewnej objętości, w której musi zostać zgromadzona konkretna nadwyżka energii sprężystej, konieczna do jego zainicjowania. Badania przeprowadzono w przypadku zginania, na belkach stało-momentowych wykonanych ze stali St3 i 45, rys.4.



Rys. 4. Rysunek belki do badania początków i propagacji stref plastycznych

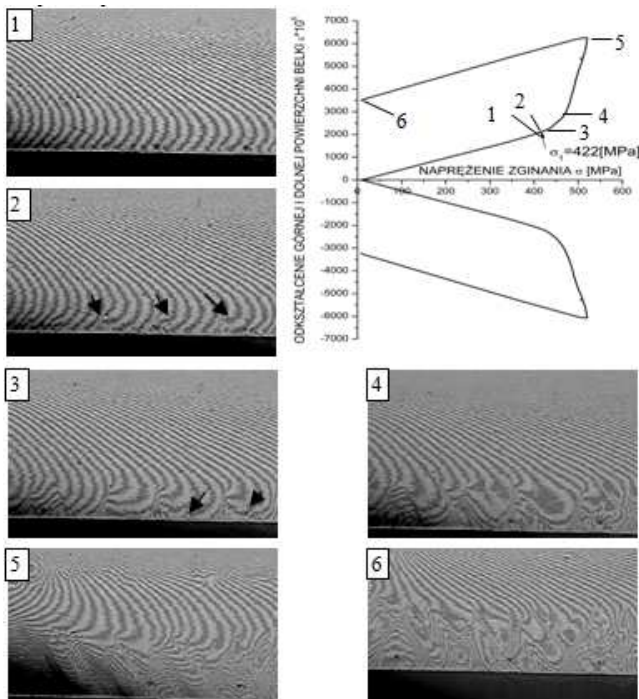
Na górnej i dolnej powierzchni badanych belek naklejono tensometry elektrooporowe T. Umożliwiło to kontrolę zależności między naprężeniem nominalnym a ekstremalnym odkształceniem. Sposób i metoda wyznaczenia oraz rejestracji prążków interferencyjnych były analogiczne, jak przy rozciąganiu próbek omówionym w p. 2.

3.2. Opis zjawisk towarzyszących uplastycznieniu belek zginanych

Zarejestrowane, zsynchronizowane w czasie obciążenie belki, czyli również naprężenie zginania, odkształcenie wskazane przez tensometr i towarzyszące im obrazy prążków interferencyjnych przedstawiają rys. 5 i 7. Na przedstawionych wykresach zależności odkształcenia skrajnych włókien belek od obliczonego naprężenia nominalnego zaznaczono kolejnymi numerami punkty odpowiadające pokazanym obrazom prążków interferencyjnych.

Przedstawione obrazy obejmują obszar belki nad dolnym tensometrem T, gdzie występuje dodatnie naprężenie, rys. 5.

Wraz ze zmianą ugięcia belki widoczna jest ciągła zmiana położenia jej dolnej krawędzi wywołana przemieszczeniem względem płytki interferencyjnej w płaszczyźnie zginania. Zmianie ugięcia belki towarzyszy zmiana gęstości prążków interferencyjnych na wysokości belki, wywołana zmianą jej przekroju poprzecznego, a tym samym zmianą odległości między płytką a belką. Obraz 2 na rys. 5 przedstawia pierwsze poślizgi, których wynikiem są nieciągłości prążków na głębokość $\frac{1}{6} - \frac{1}{5}$ wysokości belki od jej dolnej krawędzi, co zaznaczono strzałkami. Obraz 1 przedstawia ten sam obszar belki, lecz o sekundę wcześniej. Poślizgi występują równomiernie w przedziale stałego momentu zginającego belkę w odległościach, co $\frac{1}{2} - \frac{2}{3}$ wysokości belki zarówno po jej stronie rozciąganej, jak i ściskanej. Poślizgi widoczne jako nieciągłości prążków interferencyjnych początkowo są prostopadłe do powierzchni zewnętrznych belki, później uzupełniane są o poślizgi nachylone pod kątem. Na skrajnych powierzchniach zewnętrznych belki, po stronie rozciągania i ściskania jako sygnały wystąpienia pierwszych poślizgów pojawiają się równoległe linie Lüdersa, nachylone pod kątem 45° do krawędzi belki. Zarejestrowane naprężenie zginania w tym momencie wynosiło 418MPa, która to wartość przewyższa górną wyraźną granicę plastyczności z próby rozciągania o 11,5%. Dopiero nieco później, gdy naprężenie zginania wzrosło o dalsze 20÷40MPa w połowie odległości między wcześniej powstałymi poślizgami powstają uzupełniające poślizgi (rys. 5 obraz 3), których odzwierciedleniem na powierzchniach zewnętrznych belki są linie Lüdersa prostopadłe do już istniejących. Sprawia to, że linia ugięcia belki pozostaje krzywą płaską i płaszczyzna zginania belki pokrywa się z płaszczyzną obciążenia.



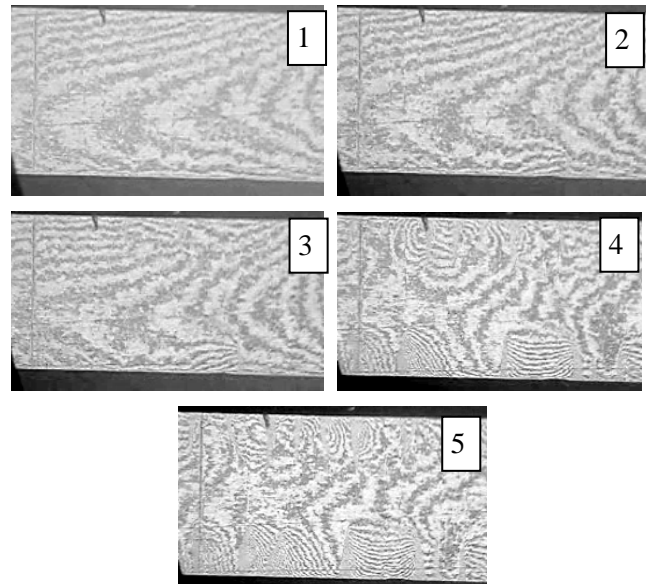
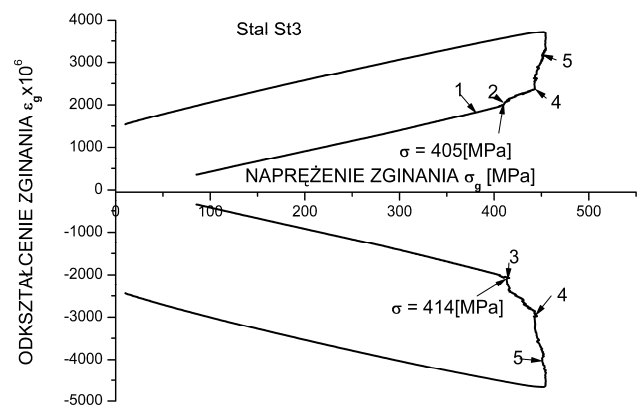
Rys. 5. Propagacja strefy plastycznej w belce zginanej. Stal 45. (opis w tekście)

Zastosowane tensometry pomiarowe o bazie 1,5mm nie zareagowały na zaistniały stan odkształcenia, ponieważ

poślizgi wystąpiły poza ich bazą pomiarową. Odnotowały tylko późniejszy rozrost poślizgów, co objawia się nieproporcjonalnym zwiększeniem odkształceń – obrazy 3, 4, 5. Obraz 6 przedstawia prążki interferencyjne po odciążeniu belki. Widok tych samych poślizgów plastycznych na belce po odciążeniu przedstawia fotografia na rys.6. Widoczne jest wyraźne rozgraniczenie stref plastycznych i strefy sprężystej. W strefie rozciągania odkształcenia plastyczne widoczne są jako zapadnięcia powierzchni, a w strefie ściskania jako jej uwypuklenia.



Rys. 6. Poślizgi plastyczne w belce zginanej stałym momentem



Rys. 7. Propagacja strefy plastycznej w belce zginanej. Stal St3. (opis w tekście)

Na rys. 7 przedstawione są obrazy prążków interferencyjnych obejmujące odcinek belki wykonanej ze stali St3 na całej wysokości przekroju. Pojawiające się pierwsze poślizgi występują w miarę równomiernie w przedziale stałego momentu zginającego belkę w odległościach, co $1 - \frac{5}{4}$ wysokości belki. Obraz 2 na rys.7 przedstawia pierwsze poślizgi na części rozciąganej belki, które są widoczne jako

nieciągłość prążków na głębokość do $\frac{1}{6} - \frac{1}{5}$ wysokości belki od jej dolnej krawędzi, co zaznaczono strzałką. Naprężenie zginania w tym momencie wynosi 414MPa i przekracza górną granicę plastyczności o 42%. Pierwsze poślizgi w części ściskanej belki pojawiają się nieznacznie później, co zaznaczono strzałką (obraz 3 na rys.7). Od tej chwili następuje nieproporcjonalny wzrost odkształceń mierzonych tensometrami elektrooporowymi. Na obrazie prążków interferencyjnych poślizgi są widoczne w postaci nieciągłości prążków. Nieciągłości te na powierzchniach bocznych są prostopadłe do krawędzi zewnętrznych belki.

W tym momencie na powierzchniach górnych i dolnych obu belek, badanych gatunków stali pojawiają się pierwsze linie Lüdersa nachylone pod kątem 45° do krawędzi belek są odzwierciedleniem nieciągłości prążków interferencyjnych na ich powierzchniach bocznych. Powstające w belce pierwsze odkształcenia plastyczne są wynikiem poślizgów plastycznych rozłożonych w sposób dyskretny po długości belki, co nie przystaje do założeń klasycznej teorii zginania sprężysto-plastycznego.

4. PODSUMOWANIE

Przeprowadzone badania wykazały, że proces powstawania odkształceń plastycznych w stałomomentowej zginanej belce z materiału z wyraźną granicą plastyczności przebiega w sposób dyskretny oraz „lawinowy”, tj. istotnie odmienny od schematów przyjętych w fenomenologicznej teorii plastyczności.

Można przypuszczać, że wartość naprężeń granicznych (inicjujących odkształcenia plastyczne) związana jest z gradientem naprężeń i długością platformy plastycznej badanej stali.

Uzyskane wyniki potwierdzają wcześniej uzyskane przez autorów rezultaty dla stanów naprężenia z gradientem, np. wokół otworu w rozciąganej tarczy, gdzie również inicjacja pierwszych odkształceń plastycznych występowała dla naprężeń przekraczających wyraźną granicę plastyczności.

Można oczekiwać, że kontynuacja badań tego typu pozwoli na wyznaczenie bądź oszacowanie wartości bariery energetycznej niezbędnej do uruchomienia poślizgów plastycznych.

LITERATURA

1. **Bućko S., Jodłowski H.** (2006), Powstawanie stref plastycznych w materiałach z fizyczną granicą plastyczności w świetle nowych metod badawczych, *Materiały X Krajowej Konferencji Wytrzymałości i Badania Materiałów*, Kudowa Zdrój.
2. **Jodłowski H.** (2007), Doświadczalne wyznaczanie stref plastycznych w stalach z wyraźną granicą plastyczności. *Badania Eksperymentalne w Mechanice Ciała Stałego*, Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, *Mechanika*, z. 217.

THE INITIATION OF PLASTIC DEFORMATIONS IN BEAMS UNDER PURE BENDING

Abstract: The results of experiment on plastic deformation initiation in steel with physical field point under stress gradient action are presented in the work. The authorship method based on using optical interference effect to identify plastic deformations in steels exhibit material instability was applied to the tests. The experiments were carried out on beam specimens made of St3 steel and 45 steel put to the constant moment bending tests. The images of plastic zones distribution and their propagation along the beam height were observed and documented on CCD films. Also the load values correspond to first plastic deformations in the specimen were determined. It was observed that the first plastic deformations are the results of plastic slips distributed discretely along the beam specimen longitude.

OPIS TERMODYNAMICZNY NIESPRĘŻYSTEGO ZACHOWANIA SIĘ STOPÓW METALI

Yevhen CHAPLYA^{*,**}, Tomasz KARASIEWICZ^{***}, Julian POLAŃSKI^{***}

*Instytut Mechaniki Środowiska i Informatyki Stosowanej, Wydział Matematyki, Fizyki i Techniki,
Uniwersytet Kazimierza Wielkiego w Bydgoszczy, ul. Chodkiewicza 30, 85-064 Bydgoszcz

**Centrum Modelowania Matematycznego, Instytut Problemów Stosowanych Mechaniki Matematyki im. J. S. Pidstryhacza,
PAN Ukrainy, ul. J. Dudajewa 15, 79005 Lwów

***Instytut Techniki, Wydział Matematyki, Fizyki i Techniki,
Uniwersytet Kazimierza Wielkiego w Bydgoszczy, ul. Chodkiewicza 30, 85-064 Bydgoszcz

chaplya@ukw.edu.pl, tomakara@ukw.edu.pl, julian.polanski@vp.pl

Streszczenie: W artykule przedstawiono model matematyczny procesów mechanicznych, przewodnictwa ciepła i dyfuzji dla binarnego ciała stałego z uwzględnieniem niesprężystego zachowania się materiału. Wyjściowe równania modelu otrzymano przez wykorzystanie metod termodynamiki procesów nierównowagowych i mechaniki ośrodków ciągłych. Układ równań sformułowano dla funkcji przemieszczenia, temperatury i koncentracji składnika rozpuszczonego. Otrzymany układ równań opisuje wzajemny wpływ odkształceń, zmian temperatury i koncentracji składników ciała.

1. WPROWADZENIE

Analiza termodynamiczna niesprężystego zachowania się roztworów stałych wymaga oceny wzajemnego wpływu procesów o różnej naturze fizycznej oraz jego uwzględnienia w modelach matematycznych (Maruszewski i inni, 2004).

Rozważany jest układ składający się z dwóch składników tworzących roztwór stały. Przyjęto, że układ zajmuje obszar (V) ograniczony przez powierzchnie zamkniętą (Σ) w trójwymiarowej przestrzeni Euler'a z prostokątnym układem współrzędnych x^α ($\alpha = 1, 2, 3$). Objętość obszaru V i pole powierzchni Σ spełniają warunki ograniczoności $0 < V < \infty$ i $0 < \Sigma < \infty$. Oddziaływania zewnętrzne wywołują w układzie procesy mechaniczne, przewodnictwa ciepła i dyfuzji. W przypadku ogólnym układ znajduje się w niejednorodnym stanie nierównowagowym.

W opisie makroskopowym każdemu składnikowi odpowiada kontinuum K_i ($i = 1, 2$), a układu w całości – kontinuum centrum mas K_c . Procesy nierównowagowe, które rozważamy, opisujemy z wykorzystaniem charakterystyk kinematycznych kontinuum K_c . Przez dyfuzję rozumie się ruch punktów kontinuum K_i ($i = 1, 2$) względem punktów kontinuum K_c .

Charakterystyki kinematyczne określamy stosując układ współrzędnych ζ^α ($\alpha = 1, 2, 3$) związany z materialnymi punktami kontinuum K_c (Gyarmati, 1970; Sedov, 1976). Przyjmujemy, że w początkowej chwili czasu ($\tau = 0$) współrzędne ζ^α i kartezjańskie współrzędne x^α spełniają warunek $\zeta^\alpha = x^\alpha$ ($\alpha = 1, 2, 3$). Wtedy w dowolnej chwili czasu τ położenie wybranego punktu materialnego $\bar{r}_0 = \zeta^\alpha \bar{i}_\alpha$ kontinuum K_c znajdujemy z równania ruchu

$$\bar{r} = \bar{r}(\bar{r}_0, \tau), \quad (1)$$

gdzie \bar{r} jest wektorem wodzącym punktu w dowolnej chwili τ (w chwili $\tau = 0$ oznaczonego przez \bar{r}_0), \bar{i}_α – wektor bazowy kartezjańskiego układu współrzędnych ($\alpha = 1, 2, 3$). Przyjęto, że we wzorach po powtarzających się symbolach greckich dokonuje się sumowania.

Przyjmujemy, że $\bar{r}_0 = \bar{r}(\bar{r}_0, 0)$ i z zależności (1) możemy wyznaczyć położenie punktu w początkowej chwili czasu

$$\bar{r}_0 = \bar{r}_0(\bar{r}, \tau). \quad (2)$$

Prędkość punktu materialnego \bar{r}_0 kontinuum K_c wyraża się wzorem

$$\bar{v} = \frac{\partial \bar{r}(\bar{r}_0, \tau)}{\partial \tau} = \bar{v}(\bar{r}_0, \tau). \quad (3)$$

Wykorzystując zależność (2) prędkość $\bar{v}(\bar{r}_0, \tau)$ może być zapisana jako funkcja punktów w przestrzeni Euler'a zależnością $\bar{v} = \bar{v}(\bar{r}, \tau)$.

Definiując wektor przemieszczenia $\bar{u} = \bar{r} - \bar{r}_0$ jako wektor łączący wybrany punkt kontinuum K_c w początkowej chwili czasu $\tau = 0$ i aktualnej τ , tensor odkształcenia zapisujemy w postaci (Sedov, 1976)

$$\hat{\varepsilon}^e = \frac{1}{2} \left[\bar{\nabla} \otimes \bar{u} + (\bar{\nabla} \otimes \bar{u})^T - \bar{\nabla} \otimes \bar{u} \cdot (\bar{\nabla} \otimes \bar{u})^T \right], \quad (4)$$

gdzie $\bar{\nabla}$ jest operatorem Hamiltona.

Odpowiednio w liniowym przybliżeniu mamy

$$\hat{\varepsilon}^e = \frac{1}{2} \left[\bar{\nabla} \otimes \bar{u} + (\bar{\nabla} \otimes \bar{u})^T \right], \quad (5)$$

gdzie symbol \otimes oznacza iloczyn tensorowy, T – transponowanie.

Zaznaczmy, że tensor odkształcenia (4) spełnia warunek $Jnk\hat{\varepsilon} \equiv \vec{\nabla} \times (\vec{\nabla} \times \hat{\varepsilon}) = 0$, gdzie symbolem \times oznaczono iloczyn wektorowy.

2. RÓWNANIE STANU

Rozważamy takie oddziaływania układu z otoczeniem, że spełniona jest hipoteza o lokalnej równowadze termodynamicznej (Prigogine, 1955; De Groot, Mazur, 1984). Stan lokalny określamy przez sprzężone parametry termodynamiczne:

$$T - s, \quad \sigma_e^{\alpha\beta} - \varepsilon_{\alpha\beta}^e \quad (\alpha, \beta = 1, 2, 3), \quad \mu_i - C_i \quad (i = 1, 2),$$

gdzie T – temperatura bezwzględna, s – gęstość masowa entropii; $\sigma_e^{\alpha\beta}$ – składowe tensora naprężenia Cauchy’ego; $\varepsilon_{\alpha\beta}^e$ – składowe tensora odkształceń sprężystych; μ_i – potencjał chemiczny, C_i – koncentracja masowa składników układu.

Przez wymienione parametry zapisujemy zmianę gęstości energii wewnętrznej u wykorzystując równanie Gibbsa (The collected works of J. Willard Gibbs, 1948; Gumiński, 1983)

$$du = Tds + \frac{1}{\rho} \sigma_e^{\alpha\beta} d\varepsilon_{\alpha\beta}^e + \mu dC, \quad (6)$$

gdzie ρ – gęstość całkowita układu, $\mu = \mu_2 - \mu_1$ – względny potencjał chemiczny, $C = C_2$ – koncentracja masowa składnika, który rozważamy jako składnik rozpuszczany. Przy tym z warunku normowania koncentracji $C_1 + C_2 = 1$ znajdujemy $C_1 = 1 - C$.

Dla gęstości swobodnej energii Helmholtza $f = u - Ts$ równanie Gibbsa (6) przyjmuje postać

$$df = -sdT + \frac{1}{\rho} \sigma_e^{\alpha\beta} d\varepsilon_{\alpha\beta}^e + \mu dC. \quad (7)$$

Jeśli przyjmujemy, że znana jest zależność funkcjonalna $f = f(T, \varepsilon_{\alpha\beta}^e, C)$, to z równania (7) określamy ogólną postać równań stanu

$$s = - \left(\frac{\partial f}{\partial T} \right)_{\varepsilon_{\alpha\beta}^e, C} = s(T, \varepsilon_{\alpha\beta}^e, C),$$

$$\sigma_e^{\alpha\beta} = \rho \left(\frac{\partial f}{\partial \varepsilon_{\alpha\beta}^e} \right)_{T, C} = \sigma_e^{\alpha\beta}(T, \varepsilon_{\alpha\beta}^e, C),$$

$$\mu = \left(\frac{\partial f}{\partial C} \right)_{T, \varepsilon_{\alpha\beta}^e} = \mu(T, \varepsilon_{\alpha\beta}^e, C), \quad (8)$$

gdzie indeksy dolne obok nawiasu oznaczają stałość odpowiednich parametrów przy obliczeniu pochodnej.

Rozwijając funkcję $f = f(T, \varepsilon_{\alpha\beta}^e, C)$ w szereg Taylora w otoczeniu stanu początkowego: $T_0 - s_0$; $\sigma_e^{\alpha\beta} = 0$, $\varepsilon_{\alpha\beta}^e = 0$; $\mu_0 - C_0$, z ogólnej postaci równań

stanu (8) otrzymujemy liniowe równania stanu dla układu izotropowego (Nowacki, 1986; Burak i inni, 2006)

$$\delta s = \frac{c_v}{T_0} \delta T + \beta_t \frac{K}{\rho} \varepsilon^e + d_t \delta C,$$

$$\sigma_e^{\alpha\beta} = \left[\left(K - \frac{2}{3} G \right) \varepsilon^e - K (\beta_t \delta T + \beta_c \delta C) \right] \delta_{\alpha\beta} + 2G \varepsilon_{\alpha\beta}^e,$$

$$\delta \mu = d_t \delta T + \beta_c \frac{K}{\rho} \varepsilon^e + d_c \delta C, \quad (9)$$

gdzie $\delta s = s - s_0$, $\delta T = T - T_0$, $\delta C = C - C_0$, $\varepsilon^e = \varepsilon_{\alpha\alpha}^e$ – małe odchylenia parametrów sprzężonych od ich wartości w stanie początkowym;

$$c_v = T_0 \left(\frac{\partial s}{\partial T} \right)_0, \quad K = \frac{1}{3} \left(\frac{\partial \sigma_e}{\partial \varepsilon^e} \right)_0,$$

$$G = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \sigma_e^{\alpha\beta}}{\partial \varepsilon_{\alpha\beta}^e} \right)_{0, \alpha \neq \beta}, \quad \beta_t = \frac{1}{3K} \left(\frac{\partial \sigma_e}{\partial T} \right)_0,$$

$$\beta_c = \frac{1}{3K} \left(\frac{\partial \sigma_e}{\partial C} \right)_0, \quad d_c = \left(\frac{\partial \mu}{\partial C} \right)_0, \quad d_t = \left(\frac{\partial \mu}{\partial T} \right)_0$$

– stałe materiałowe ($\sigma_e = \sigma_e^{\alpha\alpha}$); dolny indeks zero oznacza stan początkowy.

3. RÓWNANIA BILANSU

Prawo zachowania masy zapiszemy w postaci

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v}) = 0, \quad \rho \frac{dC}{d\tau} + \vec{\nabla} \cdot \vec{J}_M = 0, \quad (10)$$

gdzie \vec{v} – prędkość punktów kontinuum centrum masy K_c , \vec{J}_M – strumień dyfuzyjny cząsteczek domieszkowych, $d/d\tau = \partial/\partial\tau + \vec{v} \cdot \vec{\nabla}$ – pochodna materialna. Podkreślmy, że kropką między wielkościami wektorowymi lub tensorowymi oznaczono iloczyn skalarny.

Przy pominięciu wpływu pola grawitacyjnego i oddziaływań elektromagnetycznych, równanie bilansu pędu przybiera postać

$$\rho \frac{d\vec{v}}{d\tau} = \vec{\nabla} \cdot \hat{\sigma}, \quad (11)$$

gdzie $\hat{\sigma} = \sigma^{\alpha\beta} \vec{i}_\alpha \otimes \vec{i}_\beta$ – tensor naprężeń Cauchy’ego, $\sigma^{\alpha\beta}$ – składowe tensora naprężeń w procesie rzeczywistym ($\sigma^{\alpha\beta} \neq \sigma_e^{\alpha\beta}$).

Mnożąc skalarnie równanie (11) przez prędkość \vec{v} otrzymujemy równanie bilansu energii kinetycznej

$$\rho \frac{d}{d\tau} \left(\frac{v^2}{2} \right) = \vec{\nabla} \cdot (\vec{v} \cdot \hat{\sigma}) - \hat{\sigma} : \vec{\nabla} \otimes \vec{v}. \quad (12)$$

Prawo zachowania energii całkowitej zapiszemy w postaci

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \tau} = -\vec{\nabla} \cdot \vec{J}_\varepsilon, \quad (13)$$

gdzie $\varepsilon = \rho(u + v^2/2)$ – energia całkowita.

Wówczas jej strumień będzie

$$\vec{J}_\varepsilon = \rho(u + v^2/2)\vec{v} + \vec{J}_Q - \hat{\sigma} : \vec{v} + \mu \vec{J}_M,$$

gdzie \vec{J}_Q – strumień ciepła.

Wykorzystując równanie bilansu energii kinetycznej (12), z prawa zachowania energii całkowitej (13), znajdujemy równanie bilansu energii wewnętrznej

$$\rho \frac{du}{d\tau} = -\vec{\nabla} \cdot \vec{J}_Q - \vec{\nabla} \cdot (\mu \vec{J}_M) + \hat{\sigma} : \vec{\nabla} \otimes \vec{v}. \quad (14)$$

4. RÓWNANIE BILANSU ENTROPII

Dla otrzymania równania bilansu entropii równanie Gibbs'a (6) zapiszemy w postaci substancjonalnej

$$\rho \frac{du}{d\tau} = T\rho \frac{ds}{d\tau} + \sigma_e^{\alpha\beta} \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}^e}{d\tau} + \mu\rho \frac{dC}{d\tau}. \quad (15)$$

Podkreślmy, że równanie (15) otrzymuje się z równania bilansu energii wewnętrznej (14) przy rozważaniu powyższych procesów w przybliżeniu kwasystatycznym (Burak i inni, 2006).

Jeżeli w wyrażeniu (15) wykorzystamy równania bilansu (14) i (10), to po przekształceniach otrzymamy równanie bilansu entropii

$$\rho \frac{ds}{d\tau} = -\vec{\nabla} \cdot \vec{J}_s + \sigma_s, \quad (16)$$

gdzie $\vec{J}_s = \vec{J}_Q/T$ – strumień entropii, a

$$\sigma_s = \frac{1}{T} \left(-\vec{J}_Q \cdot \frac{\vec{\nabla} T}{T} - \vec{J}_M \cdot \vec{\nabla} \mu + \hat{\sigma} : \vec{\nabla} \otimes \vec{v} - \sigma_e^{\alpha\beta} \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}^e}{d\tau} \right)$$

– źródło entropii.

Ponieważ wyrażenie $\hat{\sigma} : \vec{\nabla} \otimes \vec{v}$ może być zapisane w postaci (Gyarmati, 1970)

$$\hat{\sigma} : \vec{\nabla} \otimes \vec{v} = \sigma^{\alpha\beta} \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}}{d\tau},$$

to różnicę

$$\sigma^{\alpha\beta} \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}}{d\tau} - \sigma_e^{\alpha\beta} \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}^e}{d\tau}$$

zapiszemy jako sumę

$$\left(\sigma^{\alpha\beta} - \sigma_e^{\alpha\beta} \right) \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}^e}{d\tau} + \sigma^{\alpha\beta} \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}^n}{d\tau},$$

gdzie $\varepsilon_{\alpha\beta}^n = \varepsilon_{\alpha\beta} - \varepsilon_{\alpha\beta}^e$ – składniki odkształcenia niesprężystego.

Jeśli pominiemy efekty dynamiczne i odkształcenia niesprężyste są przed osiągnięciem progu płynięcia, to wtedy możemy przyjąć $\sigma^{\alpha\beta} \cong \sigma_e^{\alpha\beta}$. Wówczas źródło entropii we wzorze (16) przybierze postać

$$\sigma_s = \frac{1}{T} \left(-\vec{J}_Q \cdot \frac{\vec{\nabla} T}{T} - \vec{J}_M \cdot \vec{\nabla} \mu + \sigma^{\alpha\beta} \frac{d\varepsilon_{\alpha\beta}^n}{d\tau} \right). \quad (17)$$

Określając odpowiednio siłę i strumienie termodynamiczne:

$\vec{X}_Q = -\vec{\nabla} T/T$ – siła termodynamiczna sprzężona do strumienia ciepła \vec{J}_Q ,

$\vec{X}_M = -\vec{\nabla} \mu$ – siła termodynamiczna sprzężona do strumienia masy \vec{J}_M ,

$J_{\alpha\beta}^n = d\varepsilon_{\alpha\beta}^n/d\tau$ – termodynamiczny strumień energii mechanicznej,

źródło entropii (17) zapiszemy następująco

$$\sigma_s = \frac{1}{T} \left(\vec{J}_Q \cdot \vec{X}_Q + \vec{J}_M \cdot \vec{X}_M + J_{\alpha\beta}^n \sigma^{\alpha\beta} \right). \quad (18)$$

Zgodnie z drugą zasadą termodynamiki źródło entropii σ_s winno być nieujemne i spełniać warunek $\sigma_s \geq 0$. Z warunku tego i zasady Curie dla izotropowego układu mamy (De Groot, Mazur, 1984)

$$\vec{J}_Q \cdot \vec{X}_Q + \vec{J}_M \cdot \vec{X}_M \geq 0, \quad J_{\alpha\beta}^n \sigma^{\alpha\beta} \geq 0. \quad (19)$$

Względem nierówności $J_{\alpha\beta}^n \sigma^{\alpha\beta} \geq 0$ możemy mówić, że równość zachodzi w przypadku odwracalnych procesów odkształcenia, kiedy $\varepsilon_{\alpha\beta}^n = 0$ lub $d\varepsilon_{\alpha\beta}^n = 0$ i $\varepsilon_{\alpha\beta}^n = const$.

Zatem równanie powierzchni obszaru sprężystego D_e w przestrzeni naprężeń określimy zależnością

$$J_{\alpha\beta}^n \sigma^{\alpha\beta} = 0. \quad (20)$$

Zaznaczmy, że powyższe rozważania często są utożsamiane z postulatem Drucker'a (Jakowluk, 1993).

5. RÓWNANIA KINETYCZNE

Założmy, że strumienie termodynamiczne są funkcjami sił termodynamicznych $\vec{J}_Q = \vec{J}_Q(\vec{X}_Q, \vec{X}_M, \hat{\sigma})$,

$$\vec{J}_M = \vec{J}_M(\vec{X}_Q, \vec{X}_M, \hat{\sigma}), \quad \hat{J}^n = \hat{J}^n(\vec{X}_Q, \vec{X}_M, \hat{\sigma}).$$

W takim przypadku źródło entropii σ_s również jest funkcją sił termodynamicznych $(\vec{X}_Q, \vec{X}_M, \hat{\sigma})$, czyli $\sigma_s = \sigma_s(\vec{X}_Q, \vec{X}_M, \hat{\sigma})$. Wówczas różniczkę zupełną wielkości

$$\sigma'_s = T\sigma_s = \vec{J}_Q \cdot \vec{X}_Q + \vec{J}_M \cdot \vec{X}_M + J_{\alpha\beta}^n \sigma^{\alpha\beta}, \quad (21)$$

zwaną w literaturze prędkością dyssypacji entropii (De Groot, Mazur, 1984; Gyarmati, 1970), zapiszemy w postaci (Burak i inni, 2006)

$$\begin{aligned} d\sigma'_s = & \left(\bar{X}_Q \cdot \frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \bar{X}_Q} + \bar{X}_M \cdot \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \bar{X}_Q} + \hat{\sigma} : \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \bar{X}_Q} + \bar{J}_Q \right) \cdot d\bar{X}_Q + \\ & + \left(\bar{X}_Q \cdot \frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \bar{X}_M} + \bar{X}_M \cdot \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \bar{X}_M} + \hat{\sigma} : \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \bar{X}_M} + \bar{J}_M \right) \cdot d\bar{X}_M + \\ & + \left(\bar{X}_Q \cdot \frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \hat{\sigma}} + \bar{X}_M \cdot \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \hat{\sigma}} + \hat{\sigma} : \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \hat{\sigma}} + \hat{J}^d \right) : d\hat{\sigma}, \quad (22) \end{aligned}$$

gdzie w kartezjańskim układzie współrzędnych odpowiednie pochodne są określone następująco

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{J}}{\partial \bar{X}} & \equiv \bar{i}^\alpha \otimes \frac{\partial \bar{J}}{\partial X^\alpha}, \quad \frac{\partial \hat{J}}{\partial \bar{X}} \equiv \bar{i}^\alpha \otimes \frac{\partial \hat{J}}{\partial X^\alpha}, \\ \frac{\partial \hat{J}}{\partial \hat{\sigma}} & \equiv \bar{i}^\alpha \otimes \bar{i}^\beta \otimes \frac{\partial \hat{J}}{\partial \sigma^{\alpha\beta}} \quad (23) \end{aligned}$$

oraz $\bar{X} = X^\alpha \bar{i}_\alpha$, $\hat{\sigma} = \sigma^{\alpha\beta} \bar{i}_\alpha \otimes \bar{i}_\beta$, $\alpha, \beta = 1, 2, 3$.

Zatem fizycznie małą wielkość $\delta\Pi$ definiujemy przez wyrażenie

$$\begin{aligned} \delta\Pi & \equiv d\sigma'_s - \\ & - \left(\bar{X}_Q \cdot \frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \bar{X}_Q} + \bar{X}_M \cdot \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \bar{X}_Q} + \hat{\sigma} : \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \bar{X}_Q} \right) \cdot d\bar{X}_Q - \\ & - \left(\bar{X}_Q \cdot \frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \bar{X}_M} + \bar{X}_M \cdot \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \bar{X}_M} + \hat{\sigma} : \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \bar{X}_M} \right) \cdot d\bar{X}_M + \\ & - \left(\bar{X}_Q \cdot \frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \hat{\sigma}} + \bar{X}_M \cdot \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \hat{\sigma}} + \hat{\sigma} : \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \hat{\sigma}} \right) : d\hat{\sigma}. \quad (24) \end{aligned}$$

Porównując wyrażenia (22) i (24) otrzymamy

$$\delta\Pi = \bar{J}_Q \cdot d\bar{X}_Q + \bar{J}_M \cdot d\bar{X}_M + \hat{J}^n : d\hat{\sigma}. \quad (25)$$

Jeśli spełnione są warunki wzajemności Onsagera

$$\frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \bar{X}_M} = \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \bar{X}_Q}, \quad \frac{\partial \bar{J}_Q}{\partial \hat{\sigma}} = \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \bar{X}_Q}, \quad \frac{\partial \bar{J}_M}{\partial \hat{\sigma}} = \frac{\partial \hat{J}^n}{\partial \bar{X}_M}, \quad (26)$$

to wtedy istnieje funkcja

$$\Pi = \Pi(\bar{X}_Q, \bar{X}_M, \hat{\sigma}), \quad (27)$$

która jest zwaną w literaturze potencjałem kinetycznym (Podstrygacz, Szewic, 1978). Różniczka zupełna tej funkcji będzie

$$d\Pi = \bar{J}_Q \cdot d\bar{X}_Q + \bar{J}_M \cdot d\bar{X}_M + \hat{J}^n : d\hat{\sigma}. \quad (28)$$

Jeżeli zależność (27) jest znana, to ogólna postać równań kinetycznych będzie

$$\begin{aligned} \bar{J}_Q & = \left(\frac{\partial \Pi}{\partial \bar{X}_Q} \right)_{\bar{X}_M, \hat{\sigma}} = \bar{J}_Q(\bar{X}_Q, \bar{X}_M, \hat{\sigma}), \\ \bar{J}_M & = \left(\frac{\partial \Pi}{\partial \bar{X}_M} \right)_{\bar{X}_Q, \hat{\sigma}} = \bar{J}_M(\bar{X}_Q, \bar{X}_M, \hat{\sigma}), \\ \hat{J}^n & = \left(\frac{\partial \Pi}{\partial \hat{\sigma}} \right)_{\bar{X}_Q, \bar{X}_M} = \hat{J}^n(\bar{X}_Q, \bar{X}_M, \hat{\sigma}) \end{aligned} \quad (29)$$

Ograniczmy się do przypadku, kiedy materiał układu jest izotropowym jak względem równań stanu, tak i związków pomiędzy termodynamicznymi strumieniami i siłami. Rozwijając funkcję $\Pi = \Pi(\bar{X}_Q, \bar{X}_M, \hat{\sigma})$ w szereg Taylora w otoczeniu stanu początkowego, w którym $\bar{X}_Q = 0$, $\bar{X}_M = 0$ i $\hat{\sigma} = 0$, z ogólnej postaci równań kinetycznych (29) otrzymamy liniowe równania kinetyczne

$$\begin{aligned} \bar{J}_Q & = L_{QQ} \bar{X}_Q + L_{QM} \bar{X}_M, \\ \bar{J}_M & = L_{MQ} \bar{X}_Q + L_{MM} \bar{X}_M, \quad \hat{J}^n = L_n \hat{\sigma}, \quad (30) \end{aligned}$$

gdzie L_{QQ} , L_{QM} , L_{MQ} , L_{MM} , L_n – współczynniki kinetyczne.

Wówczas z warunków Onsagera (26) mamy $L_{QM} = L_{MQ}$ oraz z nierówności $\sigma_s \geq 0$ i warunków (19) wynika $L_{QQ} \geq 0$, $L_{MM} \geq 0$, $L_n \geq 0$.

6. RÓWNANIA WYJŚCIOWE

Pełny układ równań modelu składa się z: równań stanu (8) (lub ich liniowej postaci (9) dla ośrodka izotropowego); równań bilansu (10), (11) i (16); równań kinetycznych (29) (lub ich liniowego przybliżenia (30) dla układów izotropowych) oraz związku kinematycznego (4) (lub jego liniowego przybliżenia (5)).

Część z wymienionych równań są relacjami funkcjonalnymi. Do nich należą równania stanu i równania kinetyczne.

Natomiast równanie różniczkowe $\partial\rho/\partial\tau + \bar{\nabla} \cdot (\rho\bar{v}) = 0$ całkując bezpośrednio otrzymujemy się związek $\rho = J\rho_0$, gdzie J jest jacobianem przy odkształcaniu, ρ_0 – gęstość w stanie początkowym (Gyarmati, 1970; Sedov, 1976).

Wówczas możemy zmniejszyć liczbę poszukiwanych funkcji termodynamicznego opisu rozważanego układu. Dla sformułowania odpowiednich zagadnień fizyki matematycznej jako funkcję rozwiązujące (kluczowe) przyjmujemy wektor przemieszczenia \bar{u} , temperaturę bezwzględną T i koncentrację cząsteczek domieszkowych C . Wtedy układ równań wyjściowych modelu ośrodka składa się z równań (10), (11) i (16), zapisanych względem wybranych funkcji kluczowych.

Taki układ równań w przypadku ogólnym jest nieliniowym. Nieliniowe efekty geometryczne związane są z ruchem materialnych punktów kontinuum centrum masy K_c ,

głównie przez wykorzystanie pochodnej materialnej, oraz nieliniowość fizyczną występują w równaniach stanu i równaniach kinetycznych.

7. RÓWNANIA WYJŚCIOWE W PRZYBLIŻENIU LINIOWYM

Dalej ograniczmy się analizą ośrodków izotropowych w przybliżeniu liniowym. Pomijając efekty nieliniowości fizycznej można współczynniki (charakterystyki materialne) w równaniach stanu (9) i równaniach kinetycznych (30) przyjmując jako stałe.

Do równań kinetycznych (30) podstawiamy wyrażenia na siły termodynamiczne i wykorzystujemy równania stanu (9). Po przekształceniach, dla strumienia ciepła \vec{J}_Q , masy \vec{J}_M i strumienia energii mechanicznej \hat{J}^n otrzymamy

$$\begin{aligned} \vec{J}_Q &= -\kappa \vec{\nabla} t + q \vec{J}_M, \\ \vec{J}_M &= -\rho_0 D_t \vec{\nabla} T - \rho_0 D \vec{\nabla} C + \rho_0 D_\varepsilon \vec{\nabla} \varepsilon, \end{aligned} \quad (31)$$

$$\hat{J}^n = L_n \left[\left(K - \frac{2}{3} G \right) \varepsilon - K(\beta_t \delta T + \beta_c \delta C) \right] \hat{I} + 2L_n G \hat{\varepsilon},$$

gdzie $\kappa = \frac{1}{T} (L_{QQ} - qL_{MQ})$ – współczynnik przewodnictwa ciepła; wielkość q określamy przez wyrażenie $L_{QM} = qL_{MM}$ i traktujemy jako ciepło przenoszone

w wyniku procesu dyfuzji; $D_t = \frac{1}{\rho_0} \left(d_t L_{MM} + \frac{L_{MQ}}{T} \right)$ – współczynnik określający wpływ pola temperatury na strumień dyfuzyjny \vec{J}_M ; $D = \frac{1}{\rho_0} d_c L_{MM}$ – współczynnik

dyfuzji; $D_\varepsilon = \frac{K}{\rho_0^2} \beta_c L_{MM}$ – współczynnik określający

wpływ pola odkształceń na strumień dyfuzyjny \vec{J}_M .

Podstawimy wyrażenie dla \vec{J}_M z równań kinetycznych (31) do równania dla koncentracji (10). Do prawa zachowania pędu (11) podstawimy wyrażenie dla tensora naprężeń z równań stanu (9). Uwzględniając, że $\vec{J}_s = \vec{J}_Q/T$, a wyrażenie dla \vec{J}_Q określone wzorem (31), podstawimy odpowiednie wyrażenie dla \vec{J}_s do równania bilansu entropii (16), w którym źródło entropii σ_s określone przez (18). Oprócz tego skorzystamy z zależności dla gęstości entropii s od funkcji \bar{u} , T i C podanej równaniem stanu (9).

Zakładamy, że współczynniki D_t , D i D_ε w równaniach kinetycznych (31) dla strumienia ciepła \vec{J}_Q i masy \vec{J}_M nie zależą do współrzędnych i są stałe. Podobnie, zakładamy, że są stałe wielkości κ/T i q/T . Wtedy otrzymujemy układ równań kluczowych o postaci

$$\rho \frac{dC}{d\tau} = \rho_0 D \Delta C + \rho_0 D_t \Delta T + \rho_0 D_\varepsilon \Delta \varepsilon,$$

$$\rho \frac{d^2 \bar{u}}{d\tau^2} = \vec{\nabla} \cdot \left\{ \left[\left(K - \frac{2}{3} G \right) \varepsilon - K(\beta_t \delta T + \beta_c \delta C) \right] \hat{I} + 2G \hat{\varepsilon} \right\},$$

$$\rho c_v T_0^{-1} \frac{dT}{d\tau} + \rho q_c \frac{dC}{d\tau} - \beta_t K \frac{d\varepsilon}{d\tau} = \kappa T^{-1} \Delta T + \delta Q_H, \quad (32)$$

gdzie $q_c = d_t + q/T$, $\delta Q_H = \sigma_s(\bar{u}, T, c)$ – źródło entropii zapisane przez poszukiwane funkcji (ciepło nie skompensowane), $\Delta = \vec{\nabla} \cdot \vec{\nabla}$ – operator Laplace'a.

Jeśli pochodne substancjonalne zamienimy pochodnymi lokalnymi (pomijamy nieliniowość geometryczną), to powyższy układ równań upraszcza się i przyjmie postać

$$\begin{aligned} \frac{\partial C}{\partial \tau} &= D \Delta C + D_t \Delta T + D_\varepsilon \Delta \varepsilon, \\ \rho_0 \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \tau^2} &= \vec{\nabla} \cdot \left\{ \left[\left(K - \frac{2}{3} G \right) \varepsilon - K(\beta_t \delta T + \beta_c \delta C) \right] \hat{I} + 2G \hat{\varepsilon} \right\}, \\ \rho_0 \left(\frac{c_v}{T_0} \frac{\partial T}{\partial \tau} + q_c \frac{\partial C}{\partial \tau} - \beta_t \frac{K}{\rho_0} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \tau} \right) &= \frac{\kappa}{T} \Delta T + \delta Q_H. \end{aligned} \quad (33)$$

Dalsza linearyzacja otrzymanych równań opiera się na założeniu $(T - T_0)/T_0 \ll 1$ i polega na zamianie T na T_0 .

Ostatecznie, uwzględniając (5) w układzie (33), znajdziemy równania

$$\frac{\partial C}{\partial \tau} = D \Delta C + D_t \Delta T + D_\varepsilon \Delta (\vec{\nabla} \cdot \bar{u}), \quad (34)$$

$$\rho_0 \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \tau^2} = G \Delta \bar{u} + \left(K + \frac{1}{3} G \right) \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla} \cdot \bar{u}) - K \vec{\nabla} \cdot (\beta_t T + \beta_c C),$$

$$\rho_0 \left(\frac{c_v}{T_0} \frac{\partial T}{\partial \tau} + q_c \frac{\partial C}{\partial \tau} - \beta_t \frac{K}{\rho_0} \frac{\partial (\vec{\nabla} \cdot \bar{u})}{\partial \tau} \right) = \frac{\kappa}{T} \Delta T + \delta Q_H,$$

w których występują tylko poszukiwane funkcje: przemieszczenie \bar{u} , temperatura bezwzględna T i koncentracja cząsteczek domieszkowych C .

Podkreślmy, że ostatecznie równanie kinetyczne (31) całkujemy bezpośrednio.

8. WARUNKI POCZĄTKOWE I BRZEGOWE

Jako warunki początkowe dla poszukiwanych funkcji \bar{u} , T i C , możemy przyjąć ich wartości w stanie wyjściowym, mianowicie

$$\bar{u} = 0, \quad \frac{d\bar{u}}{d\tau} = 0; \quad T = T_0, \quad C = C_0. \quad (35)$$

Zapiszemy warunki brzegowe na powierzchni rozdziału ciała z otoczeniem. Założymy, że na powierzchni rozdziału zadano zewnętrzne obciążenie siłowe, którego intensywność definiuje się przez wektor \vec{p}_a . Wtedy wektor mechanicznych naprężeń $\vec{\sigma}^{(n)} = \vec{\sigma} \cdot \vec{n}$, gdzie \vec{n} – zewnętrzny jednostkowy wektor normalny do powierzchni ciała, winien być zrównoważony przez wektor obciążeń zewnętrznych \vec{p}_a , tzn.

$$\bar{\sigma}^{(n)} = \bar{p}_\alpha. \quad (36)$$

Zwróćmy uwagę, że zamiast warunku (36) możemy zadawać wartość wektora przemieszczenia \bar{u}_Σ punktów powierzchni albo formułować mieszane warunki brzegowe.

Jako warunki brzegowe wymiany ciepła układu termodynamicznego z otoczeniem przyjmujemy warunki pierwszego, drugiego i trzeciego rodzaju. Warunki te po uwzględnieniu równań kinetycznych (31) zapiszemy następująco

$$T = T_c, \quad \frac{\partial T}{\partial n} = \kappa^{-1} q J_M^{(n)} + \tilde{J}_Q, \quad (37)$$

$$\frac{\partial T}{\partial n} - h_0(T - T_0) = \kappa^{-1} q J_M^{(n)},$$

gdzie T_c – temperatura bezwzględna zewnętrznego otoczenia, $J_M^{(n)} = \bar{J}_M \cdot \bar{n}$ – składowa normalna strumienia masowego na powierzchni ciała (Σ), \tilde{J}_Q – znana funkcja punktów powierzchni (Σ) (źródła ciepła), h_0 – względny współczynnik wymiany ciepła.

W przypadku warunków wymiany masy na powierzchni ciała (Σ) będziemy uważać, że są określone wartości potencjału chemicznego lub koncentracji masowych, tzn.

$$\mu = \mu^\Sigma, \quad C = C^\Sigma, \quad (38)$$

gdzie μ_i^Σ i C_i^Σ są wiadome funkcje punktów powierzchni (Σ) i czasu τ .

Jeżeli powierzchnia ciała jest izolowana masowo, to warunki (38) należy zmienić na

$$\bar{J}_M \cdot \bar{n} = 0. \quad (39)$$

Jeśli rozważane ciało (1) kontaktuje się z innym ciałem (2) o podobnej naturze, wtedy na powierzchni kontaktu wymagamy spełnienia warunków

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}^{(1)} \cdot \bar{n} &= \bar{\sigma}^{(2)} \cdot \bar{n}, \quad \bar{u}^{(1)} = \bar{u}^{(2)}; \\ T^{(1)} &= T^{(2)}, \quad \bar{J}_Q^{(1)} \cdot \bar{n} = \bar{J}_Q^{(2)} \cdot \bar{n}; \\ \mu^{(1)} &= \mu^{(2)}, \quad \bar{J}_M^{(1)} \cdot \bar{n} = \bar{J}_M^{(2)} \cdot \bar{n}, \end{aligned} \quad (40)$$

gdzie \bar{n} jest jednostkowym wektorem normalnym do powierzchni kontaktu ciał i skierowany jest do ciała (2).

9. WNIOSKI

Zaproponowany model matematyczny procesów mechanicznych oraz transportu ciepła i masy dla binarnego roztworu stałego daje możliwość uwzględnienia wzajemnego wpływu rozważanych procesów. Dla oceny odpowiednich stałych materiałowych ciała, określających ten wpływ, zaletą jest to, że wzajemny związek pól wektora przemieszczenia, temperatury i koncentracji występuje w równaniach

lokalnego równowagowego stanu układu oraz w równaniach kinetycznych. Szczególnie dla opisu niesprężystego zachowania się materiału w pewnych przypadkach można bezpośrednio wykorzystać równania kinetyczne (31), mając rozwiązanie odpowiedniego zagadnienia dla układu (34).

LITERATURA

1. **Burak J. J., Chaplya Y. Y., Chernukha O. J.** (2006), *Kontinuum-termodynamiczne modele mechaniki roztworów stałych*, Naukowa Dumka, Kijów.
2. **De Groot S. R., Mazur P.** (1984), *Non-equilibrium thermodynamics*, Dover publications, New York.
3. **Gibbs J. W.** (1948), *In two volumes*, Longmans, Green and Co., New York.
4. **Gumiński K.** (1983), *Termodynamika procesów nieodwracalnych*, PWN, Warszawa.
5. **Gumiński K.** (1983), *Termodynamika*, PWN, Warszawa.
6. **Gyarmati I.** (1970), *Non-equilibrium thermodynamics. Field theory and variational principles*, Springer-Verlag, Berlin – Heideberg – New York.
7. **Jakowluk A.** (1993), *Procesy pęczania i zmęczenia w materiałach*, WNT, Warszawa.
8. **Maruszewski B. T., Muschik W., Radowicz A.** (editors), (2004), *Proceeding of the International Symposium on Trends in Continuum Physics*, Publishing House of Poznan University of Technology, Poznań.
9. **Nowacki W.** (1986), *Thermoelectricity*, PWN, Warszawa.
10. **Podstrygacz J. S., Szwiec R. N.** (1978), *Termosprężystość cienkich powłok*, Naukowa Dumka, Kijów.
11. **Prigogine I.** (1955), *Introduction to thermodynamics of irreversible processes*, Thomas, New York.
12. **Sedov L. I.** (1976), *Mechanika spłoszonej sredy: W dwóch tomach*, Nauka, Moskwa.

THE THERMODYNAMICAL DESCRIPTION OF INELASTIC PROCEEDING OF SOLID SOLUTIONS

Abstract: In this article the mathematical models for mechanical processes, thermal conductivity and diffusivity of binary solids with regard to inelastic behavior are presented. Key model equations were derived by applying the methods of thermodynamics unbalance and continuum mechanics. The set of equations was formulated for dislocation function, temperature and concentration of admixture component. The calculated set of equations represent reciprocal influence of deformation, temperature change and the concentration of the material solid components.

CHARAKTER ZNISZCZENIA RÓŻNOIMIENNYCH ZŁĄCZY SPAWANYCH W WARUNKACH OBCIĄŻEŃ DYNAMICZNYCH

Krzysztof CIECHACKI*, Tadeusz SZYKOWNY*

*Katedra Inżynierii Materiałowej, Wydział Mechaniczny,
Uniwersytet Technologiczno-Przyrodniczy, ul. Prof. S. Kaliskiego 7, 85-796 Bydgoszcz

krzysztof.ciechacki@atr.bydgoszcz.pl, tadeusz.szykowny@utp.edu.pl

Streszczenie: Podstawowym celem pracy jest wyznaczenie udarności różnoimiennych złączy spawanych w spoinie jak również w strefie wpływu ciepła (SWC) oraz określenie charakteru przelomu. W badaniach mikrofraktograficznych posłużono się metodą mikroskopii skaningowej SEM. W celu określenia składu fazowego i stanu fizykochemicznego faz wykonano badania dyfrakcyjne rentgenowskie. Do badań przyjęto stal o strukturze ferrytycznej gatunku X2CrNi12 i stal o strukturze austenitycznej gatunku X5CrNi 18-10. Spawanie wykonano metodą GMA przy zastosowaniu trzech różnych gatunków spoiwa. Próby udarności przeprowadzono w temperaturze -20°C .

1. WPROWADZENIE

Bardzo wysoki, ciągle rosnący koszt niklu uzasadnia ze względów ekonomicznych spawanie stali kwasoodpornej austenitycznej ze stalą odporną na korozję o strukturze ferrytycznej (Dunn i Bergstrom, 2003). Na bezpieczeństwo stalowych konstrukcji spawanych ma duży wpływ odpowiedni dobór materiałów zarówno stali jak i składu chemicznego spoiwa. Materiały konstrukcyjne powinny wykazywać dużą wytrzymałość i równocześnie posiadać dobre własności plastyczne (Hudson i Mc Keown, 1982; Lancaster, 1986; Węgrzyn, 1992; Album, 1988). Praca łamania spoin wg CEN (norm europejskich) powinna wynosić 47J w temperaturze 0°C , a w najbardziej odpowiedzialnych nawet 60J w temp. -60°C . Należy ograniczać dodatki stopowe pogarszające własności eksploatacyjne spawanych połączeń i równocześnie wprowadzać pierwiastki poprawiające własności plastyczne zwłaszcza w ujemnych temperaturach. Celem badań jest przeanalizowanie wpływu rodzaju spoiwa na własności dynamiczne i charakter zniszczenia różnoimiennych złączy spawanych blachy o strukturze ferrytycznej (gat. X2CrNi12) z blachą o strukturze austenitycznej (gat. X5CrNi18-10) wykonanych metodą MAG.

2. MATERIAŁ, PROGRAM I METODYKA BADAŃ

Do badań przyjęto dwa gatunki stali wysokostopowych o składzie chemicznym podanym w tabeli 1. Blachy o grubości 5mm ukosowane na V spawano trzema rodzajami spoiwa A, B, C. W dalszym ciągu pracy obowiązuje oznaczenie poszczególnych złączy zgodnie z ww rodzajami spoiwa.

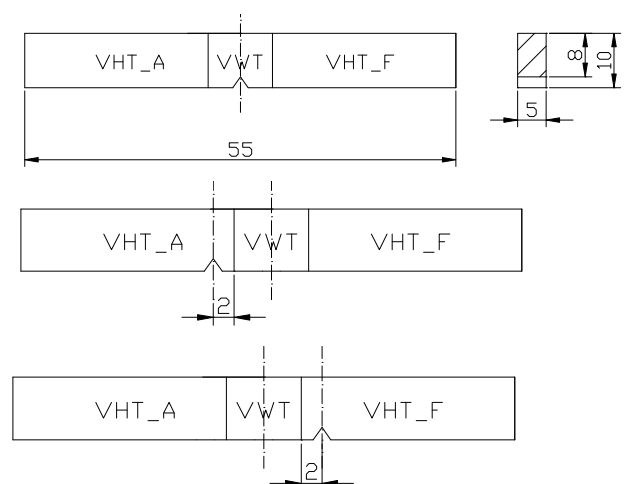
Doczołowe złącza spawane blach wykonano w dwóch przejściach. Spawanie prowadzono metodą MAG.

Z blach spawanych wycięto próbki do badań udarności sposobem Charpy'ego, z karbem V. Badania wykonano na próbkach o pomniejszonym przekroju o grubości 5mm.

Temperatura badania wynosiła $-20^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$. Czas wytrzymywania w ośrodku oziębiającym wynosił 10 min. Badanie udarności wykonano w strefie środkowej złączy oraz w strefach wpływu ciepła materiału o strukturze austenitycznej i ferrytycznej. Umieszczenie nacięcia karbu przedstawia Rys. 1. Skład chemiczny zastosowanego spoiwa podano w Tab. 2.

Tab. 1. Skład chemiczny materiałów podstawowych, % mas

Gatunek	C	Cr	Mn	Ni	P	Si
X2CrNi12	0,020	11,240	0,540	0,350	0,021	0,660
X5CrNi 18-10	0,017	18,112	1,797	8,070	0,028	0,292



Rys. 1. Usytuowanie nacięcia karbu w próbce udarnościowej, VWT – (V – karb Charpy V, W – karb w spoinie, T – nacięty na grubości); VHT_F – (V – karb Charpy V, H – karb w SWC, T – nacięty na grubości, F- blacha o strukturze ferrytycznej); VHT_A – (V – karb Charpy V, H – karb w SWC, T – nacięty na grubości, A- blacha o strukturze austenitycznej)

Tab. 2. Skład chemiczny spoiwa, % mas

Ozn.	Gatunek	C	Cr	Mn	Ni	P	Si
A	309L-Si	0,020	23,200	1,900	13,800	0,016	0,780
B	307/ G18 8 Mn	0,079	19,223	6,737	8,816	0,002	0,817
C	OK. Tubrot 14.27	0,030	22,000	0,900	9,000	-	0,900

Badania jakościowe mikrofraktograficzne przelomów przeprowadzono na przelomach w poszczególnych strefach przy pomocy mikroskopii skaningowej SEM.

Za pomocą dyfrakcji rentgenowskiej określono skład fazowy z powierzchni usytuowania karbu wg Rys. 1.

3. WYNIKI BADAŃ

Udarność różnoimiennych połączeń spawanych określona w poszczególnych strefach złączy przedstawia Tab. 1.

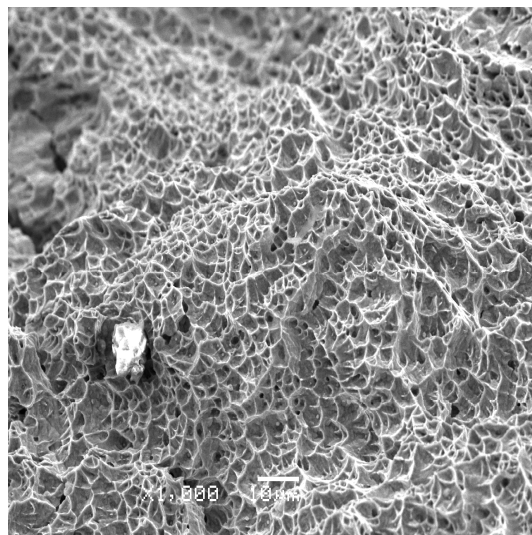
Tab. 3. Udarność różnoimiennych połączeń spawanych

Spoiwo	Usytuowanie karbu	Przekrój próbki S	Udarność KCV300/5	Średnia udarność KCV300/5
		cm ²	J/cm ²	J/cm ²
A	VHT_ F	0,403	80,3	65,7
		0,403	68,2	
		0,403	48,7	
	VWT	0,401	112,7	122,5
		0,401	122,5	
		0,401	132,3	
VHT_ A	0,402	185,5	175,7	
	0,402	165,9		
	0,402	175,7		
B	VHT_ F	0,403	14,6	17,1
		0,403	17,1	
		0,403	19,5	
	VWT	0,402	117,3	118,1
		0,402	122,2	
		0,402	114,8	
	VHT_ A	0,403	199,9	195,0
		0,403	195,0	
		0,403	190,1	
C	VHT_ F	0,402	17,1	17,9
		0,402	19,5	
		0,042	17,1	
	VWT	0,401	63,6	64,4
		0,401	61,2	
		0,401	68,5	
	VHT_ A	0,402	131,8	138,3
		0,402	131,8	
		0,402	151,3	

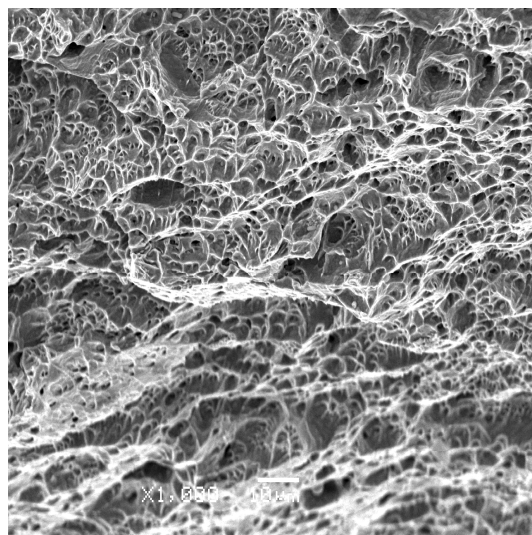
¹⁾ A,B,C rodzaj spoiwa wg Tab. 3

Przełom w osi spoiny ma w przypadku każdego złączy charakter ciągły z nielicznymi elementami przełomu łupliwego. Przykładowo ilustrują to Rys. 2÷4.

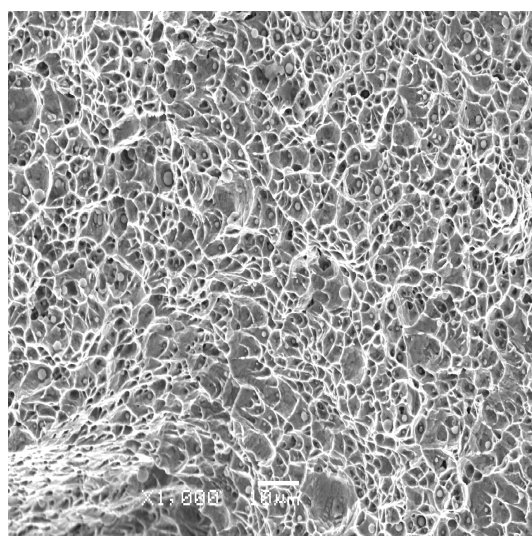
Przykładowe dyfraktogramy w charakterystycznych obszarach złączy przedstawiają Rys. 5÷13.



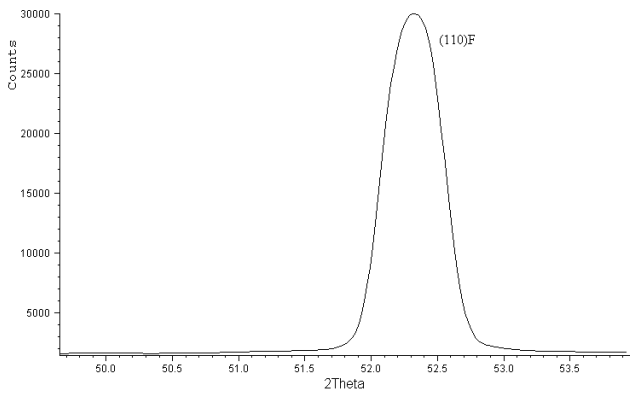
Rys. 2. Mikrofraktografia złącza spawanego – spoiwo A



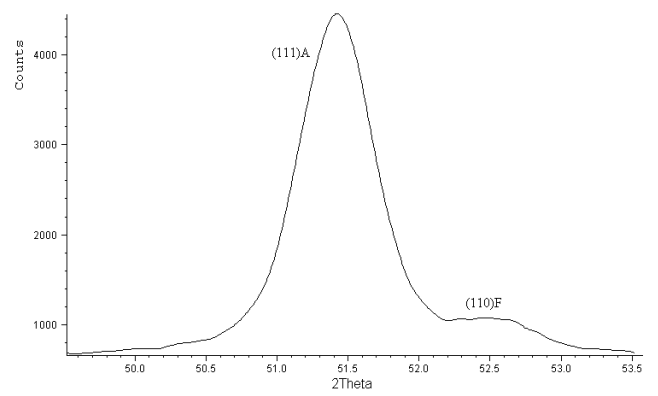
Rys. 3. Mikrofraktografia złącza spawanego – spoiwo B



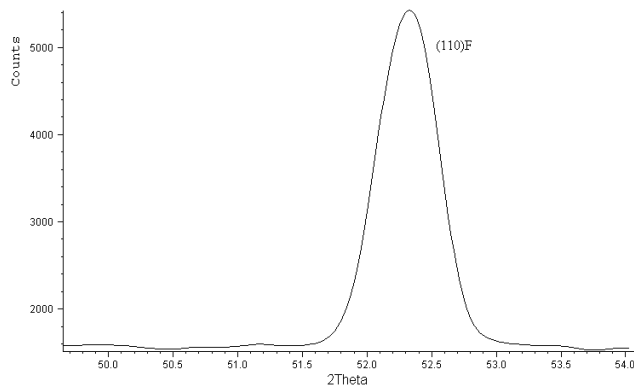
Rys. 4. Mikrofraktografia złącza spawanego – spoiwo B



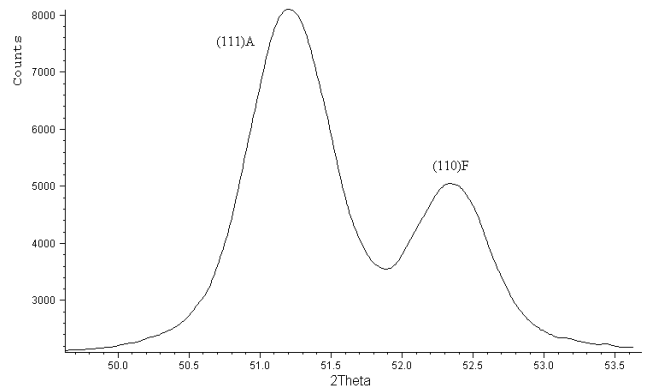
Rys. 5. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu po stronie stali o strukturze ferrytycznej – spoiwo A



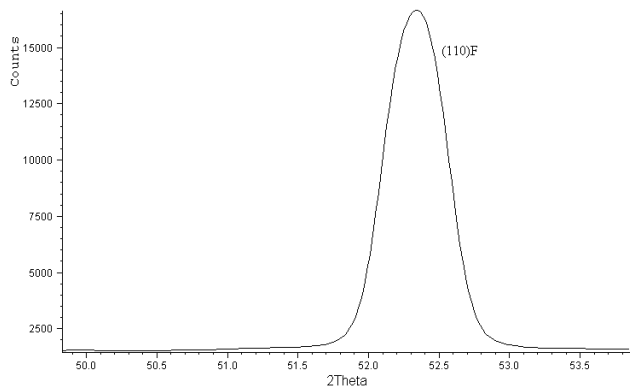
Rys. 9. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu w osi spoiny – spoiwo B



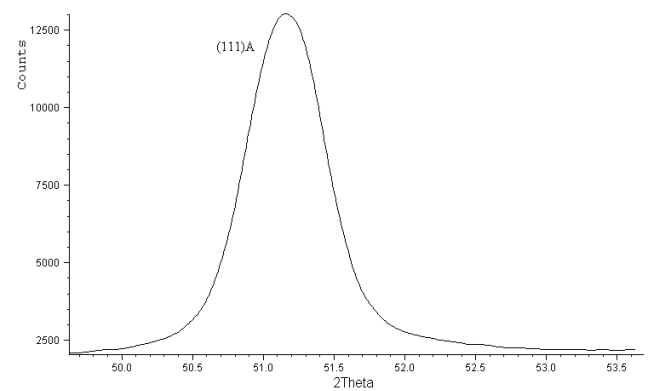
Rys. 6. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu po stronie stali o strukturze ferrytycznej – spoiwo B



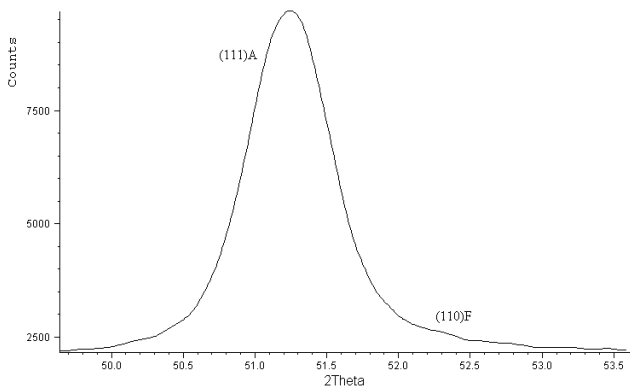
Rys. 10. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu w osi spoiny – spoiwo C



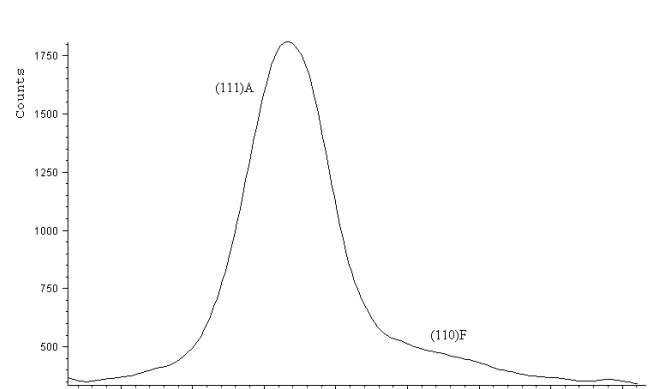
Rys. 7. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu po stronie stali o strukturze ferrytycznej – spoiwo C



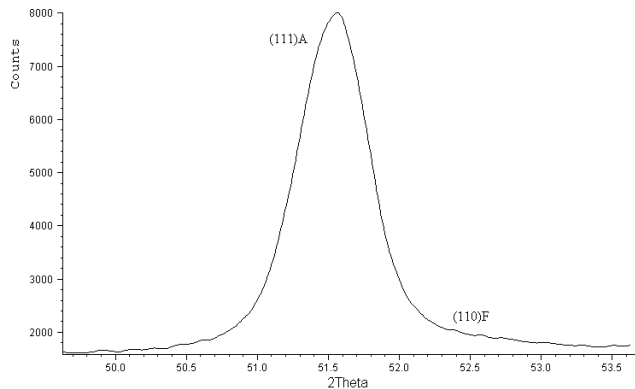
Rys. 11. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu po stronie stali o strukturze austenitycznej – spoiwo A



Rys. 8. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu w osi spoiny – spoiwo A



Rys. 12. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu po stronie stali o strukturze austenitycznej – spoiwo B



Rys. 13. Dyfraktogram z powierzchni usytuowania karbu po stronie stali o strukturze austenitycznej – spoiwo C

4. ANALIZA WYNIKÓW BADAŃ

Badania udarności wykazują strefą o najniższej udarności jest strefa spoiny sąsiadująca ze stalą o strukturze ferrytycznej. Strefa ta cechuje się najmniejszą udarnością. Spośród zastosowanych spoiw najkorzystniejsze okazuje się spoiwo A o największej zawartości niklu. Udarność w SWC złącza A jest około 4-krotnie wyższa od pozostałych (Tab. 3).

Na podstawie dyfraktogramów z obszaru SWC od strony stali o strukturze ferrytycznej stwierdza się iż parametr sieciowy dla wszystkich złączy jest jednakowy i wynosi 0,28707nm. Szerokość połówkowa ferrytu w złączu A jest najniższa i wynosi 0,255°, natomiast w złączach B i C szerokość ta jest większa i wynosi 0,2655°. Większa wartość szerokości połówkowej świadczy o większym zdefektowaniu mikrostruktury i obecności makronaprężeń (Rusakom, 1977).

Udarność określona w środkowej strefie spoiny w próbkach A i B jest porównywalna natomiast w próbce C niemal dwukrotnie mniejsza (Tab. 3) Otrzymane wyniki można zinterpretować jako skutek składu fazowego. Złącza A i B cechuje mała zawartość ferrytu (Rys. 8,9). Natomiast w złączu C zawartość ferrytu jest znacząca (Rys. 10). Z doświadczeń autorów zwiększony udział fazy ferrytycznej obniża własności dynamiczne stali o strukturze austenityczno-ferrytycznej.

Na podstawie dyfraktogramów z obszaru SWC od strony stali o strukturze austenitycznej stwierdza się iż najmniejsza udarność w złączu C może wynikać ze zwiększonej względem złączy A i B zawartości ferrytu (Rys. 13).

5. PODSUMOWANIE

Udarność różnoimiennych złączy spawanych zależy od miejsca usytuowania karbu jak również od rodzaju zastosowanego spoiwa. Newralgicznym obszarem złącza różnoimiennego okazuje się strefa wpływu ciepła po stronie blachy o strukturze ferrytycznej. Największą udarność w tym obszarze ma złącze spawane przy użyciu spoiwa A o największej zawartości niklu. Udarność złącza w tym obszarze jest około 3-krotnie większa od udarności pozostałych złączy i wynosi 65,7 J/cm².

Udarność złączy w osi spoiny jest porównywalna dla spoiwa A i B i wynosi około 120 J/cm² natomiast w przypadku spoiwa C jest dwukrotnie niższa. Powyższe wyniki uzasadniają badania dyfrakcyjne rentgenowskie, które w złączu ze spoiwem C wykazały najwyższy udział ferrytu. Mikrofraktograficzne badania przełomów w osi spoiny wykazały w każdym przypadku przełom o charakterze ciągliwym z elementami przełomu transkrystalicznego łupliwego.

Udarność złączy w strefie wpływu ciepła od strony blachy o strukturze austenitycznej niższa jest w przypadku spoiwa C i wynosi 138,3 J/cm² gdy w przypadku pozostałych złączy udarność wynosi od 175,7 J/cm² dla złącza A oraz 195,0 J/cm² dla złącza B. Na powyższy wynik rzutuje skład fazowy jak również stan fizykochemiczny faz. W przypadku złącza C dyfrakcyjnie stwierdza się niewielką zawartość ferrytu. Parametr sieciowy austenitu jak i szerokość połówkowa linii jest podwyższona względem pozostałych złączy.

Wymagania stawiane odpowiedzialnym złączom, pod względem udarności w temperaturze 0°C, spełnia wg norm europejskich złącze wykonane przy użyciu spoiwa o najwyższej zawartości niklu (spoiwo A).

LITERATURA

1. **Allum C. J.**, (1988), Nitrogen absorption from welding arc, *IIW Doc. II-1115-88*
2. **Dunn J. J., Bergstrom D.S.**, (2003), *Development of new "lean" duplex stainless steel, AL2003 Alloy (UNS S32003)*, Stainless Steel World December
3. **Judson P., Mc Keown D.**, (1982), *Advances in the control of weld metal toughness*, Offshore welded structures proceedings, London, V2
4. **Lancaster J.F.**, (1986), *Physics of Welding*, Pergamon Press
5. **Rusakov A.A.**, (1977), *Rentgenografia Metallov*, Moskva, Atomizdat
6. **Węgrzyn T.**, (1992), *Oxygen and nitrogen in low carbon basic electrode weld metal deposits*, *IIW Doc. II-A-1181-92*

DESTRUCTION OF DIFFERENT NAME WELDED JOINTS IN DYNAMIC LOADING CONDITIONS

Abstract: The basic aim of this work is marking the breaking of different joint welded in both weld and in HAZ (heat affected zone) and defining of breaking character. In microfractographical research the scanning microscopy method SEM was used. In order to define the phase composition and physicochemical steel the diffractal X-ray research were done. Steel of ferritic structure was of X2CrNi12 type was used and austenitic structure of X5CrNi 18-10 type. Welding of GMA method by using three different types of weld was done. The impact tests were done in temperature of -20°C.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI I STEROWANIA PNEUMATYCZNEGO MANIPULATORA RÓWNOLEGŁEGO TYPU TRIPOD

Ryszard DINDORF*, Paweł ŁASKI**, Jakub TAKOSOGLU**

*Akademia Górniczo-Hutnicza, AL. Mickiewicza 30, 31-059 Kraków

**Politechnika Świętokrzyska, al. Tysiąclecia Państwa Polskiego 7, 25-314 Kielce

dindorf@agh.edu.pl, pawell@tu.kielce.pl, qba@tu.kielce.pl

Streszczenie: W pracy przedstawiono rozwój konstrukcji i sterowania pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod. Pneumatyczny manipulator równoległy składa się z podstawy, platformy roboczej i trzech pneumatycznymi napędów liniowych. Strukturę kinematyczną manipulatora tworzą trzy łańcuchy kinematyczne złożone z: uniwersalnego przegubu Kardana (U), przegubu pryzmatycznego (P) oraz przegubów obrotowych (R). Przegubami pryzmatycznymi są siłowniki pneumatyczne zastosowane jako osie napędowe. W pierwszej wersji manipulatora wykorzystano pneumatyczne siłowniki tłoczyskowe. Kolejna wersja manipulatora zbudowana została z pneumatycznych siłowników beztłoczyskowych. Ostateczna wersja pneumatycznego manipulatora równoległego o kinematyce 3-UPRR zbudowana została z trzech osi serwo-pneumatycznych złożonych z: siłowników beztłoczyskowych zintegrowanych z przetwornikami położenia i prędkości, serwozaworów, interfejsów osi, regulatora pozycjonowania i interfejsu Ethernet/CanBus.

1. WPROWADZENIE

W pracy przedstawiono etapy rozwoju prototypu pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod, zbudowanego w Zakładzie Mechatroniki Politechniki Świętokrzyskiej w Kielcach. Pneumatyczny manipulator typu 3-UPRR składa się z podstawy umieszczonej na konstrukcji nośnej, ruchomej platformy roboczej, trzech osi serwo-pneumatycznych tworzących aktywne połączenia pryzmatyczne P, przegubów uniwersalnych Kardana U i przegubów obrotowych R. Zaproponowana struktura kinematyczna pneumatycznego manipulatora równoległego rozszerza dość liczną już architekturę tzw. przesuwanych manipulatorów równoległych (TPM, ang. *Translational Parallel Manipulator*) o trzech stopniach swobody (3-DoF, ang. *Degree of Freedom*). Uzyskane wyniki badań będą podstawą do budowy także innych struktur kinematycznych pneumatycznych manipulatorów równoległych typu tripod, hexapod, nanopod oraz szeregowo-równoległych typu tricept, których człony napędowe tworzyć będą osie serwo-pneumatyczne. Pneumatyczny manipulator równoległy typu tripod ma zastosowanie w manipulatorach i robotach montażowych oraz w manipulatorach rehabilitacyjnych i fizjoterapeutycznych. Na bazie platformy *Stewart-Gough'a* powstało wiele struktur kinematycznych równoległych (tripod i hexapod) oraz szeregowo-równoległych tzw. hybrydowych (tricept). Nazwy struktur kinematycznych manipulatorów równoległych wynikają z liczby stopni swobody oraz rodzaju połączeń par kinematycznych. W grupie manipulatorów równoległych o dwóch, trzech, czterech i sześciu stopniach swobody spotyka się architektury kinematyczne złożone z typowych połączeń przegubów: U (uniwersalny Kardana), R (obrotowy), P (pryzmatyczny), C (cylindryczny), S (sferyczny) i E (płaski). W grupie manipulatorów przesuwanych o trzech stopniach swobody 3-DoF TMP najczęściej spotka się struktury kinematyczne przestrzenne typu: 3-PUU,

3-UPU, 3-UPS, 3-CPU, 3-PUS, 3-PCRR oraz struktury kinematyczne płaskie typu: 3-RPR, 3-RRR, 3-PPR. Z przeglądu dostępnej literatury wynika, że występuje ponad 160 różnych rozwiązań kinematycznych manipulatorów równoległych (Merlet, 2000, Tsai, 1999).

Do obliczania liczby stopni swobody manipulatorów równoległych stosuje się następujący wzór (Dindorf, 2006, Łaski, 2006):

$$f = 6(l - n - 1) + \sum_{i=1}^n d_i \quad (1)$$

Korzystając ze wzoru (1) obliczono liczbę stopni swobody pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod:

$$f = 6(l - n - 1) + \sum_{i=1}^n d_i = 6(8 - 9 - 1) + 15 = 3 \quad (2)$$

gdzie: f – liczba stopni swobody manipulatora, l – liczba ruchomych członów manipulatora,

$$l = l_{po} + l_{pl} + l_{si} (l_{wz} + l_{ko}) = 1 + 1 + 3(1 + 1) = 8 \quad (3)$$

l_{po} – liczba podstaw, $l_{pl} = 1$, l_{pl} – liczba platform, $l_{si} = 3$, l_{wz} – liczba wózków na prowadnicy siłownika, $l_{wz} = 1$, l_{ko} – liczba przesuwanych korpusów siłownika, $l_{ko} = 1$, n – liczba połączeń przegubów i członów napędowych manipulatora,

$$n = l_{si} + l_{ppo} + l_{ppo} = 3 + 3 + 3 = 9 \quad (4)$$

l_{ppo} – liczba przegubów podstawy, $l_{ppo} = 3$, l_{ppl} – liczba przegubów platformy, $l_{ppl} = 3$, d – liczba odebranych stopni swobody,

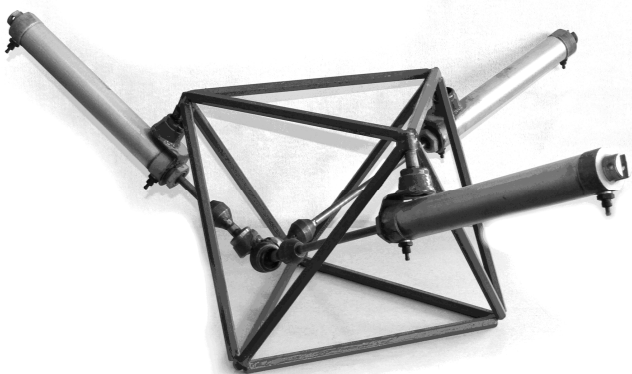
$$\sum_{i=1}^n d_i = l_{kpo} i_{ka} + l_{si} i_{si} + l_{opo} i_{ob} = 3 \cdot 2 + 3 \cdot 1 + 6 \cdot 1 = 15 \quad (5)$$

l_{kpo} – liczba przegubów kardana w podstawie, $l_{kpo} = 3$, i_{ka} – liczba stopni swobody przegubu kardana, $i_{ka} = 2$,

i_{si} – liczba stopni swobody siłownika, $i_{si} = 1$, l_{opl} – liczba przegubów obrotowych w platformie, $l_{opl} = 6$, i_{ob} – liczba stopni swobody przegubu obrotowego, $i_{ob} = 1$.

2. PROTOTYP PNEUMATYCZNEGO MANIPULATORA RÓWNOLEGŁEGO

W Zakładzie Mechatroniki Politechniki Świętokrzyskiej w Kielcach prowadzone były prace konstrukcyjne nad budową pneumatycznego manipulatora równoległego. Pierwszy zbudowany prototyp manipulatora o trzech stopniach swobody wykonany został z siłowników pneumatycznych tłoczyskowych połączonych z konstrukcją nośną przegubami sferycznymi. Konstrukcję nośną wykonana została z prętów w kształcie krawędzi bocznych ośmiościanu foremego. Widok prototypu tego manipulatora przedstawiono na Rys. 1. Wersja uproszczona manipulator nie miała możliwości kontroli położenia punktu końcowego platformy roboczej, dlatego jego sterowanie było możliwe tylko przez teleoperatora. Te ograniczenia uniemożliwiały dalszy rozwój konstrukcji takiego manipulatora, ale jest on wykorzystywany do celów dydaktycznych.



Rys. 1. Widok prototypu pneumatycznego manipulatora równoległego z siłownikami tłoczyskowymi

2.1. Manipulator typu 3-UPU

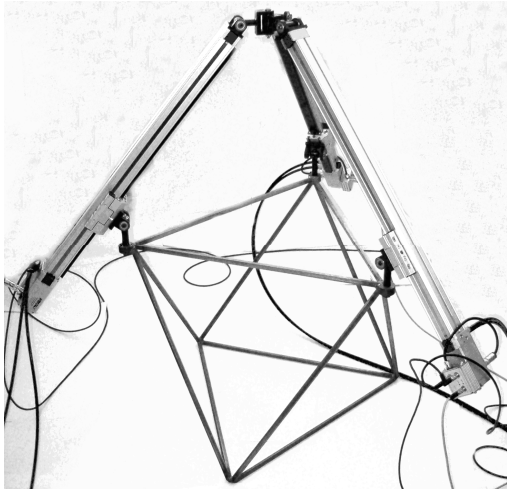
Podjęto prace nad kolejnym prototypem manipulatora równoległego typu tripod zbudowanego z siłowników bez-tłoczyskowych z wewnętrznym pomiarem położenia, połączonych z podstawą i platformą roboczą przegubami Kardana. Suwaki przesuwne siłowników zostały połączone z podstawą, natomiast końce siłowników połączone zostały z platformą roboczą za pomocą przegubów uniwersalnych Kardana. Utworzona w ten sposób konstrukcja ma strukturę kinematyczną równoległą typu 3-UPU (gdzie: U - przegub uniwersalny Kardana, P – przegub pryzmatyczny). Platforma robocza utworzona z przegubów Kardana przemieszcza się równoległe do podstawy. Na Rys. 2 przedstawiona została konstrukcja takiego prototypu manipulatora zbudowanego z pneumatycznych siłowników bez-tłoczyskowych jako osi napędowych. Konstrukcja tego manipulatora oparta została na lekkiej i sztywnej konstrukcji w postaci krawędzi bocznych ośmiościanu foremego.



Rys. 2. Prototyp pneumatycznego manipulatora równoległego typu 3-UPU

2.2. Manipulator typu 3-UPRR

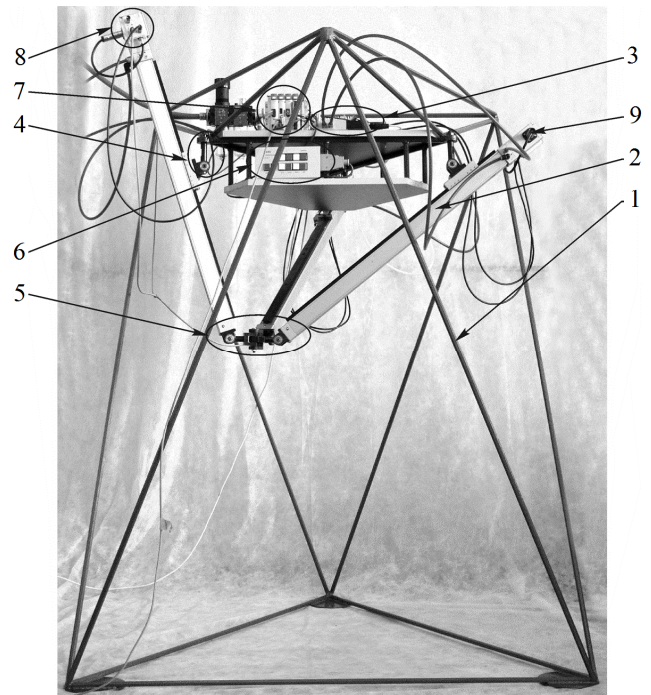
Konstrukcja pneumatycznego manipulatora równoległego typu 3-UPU nie spełniła oczekiwań ze względu na problem z kontrolą obrotu platformy względem jej pionowej osi. Wobec tego podjęto dalsze prace nad usprawnieniem konstrukcji manipulatora równoległego. Konstrukcja ta została zmodyfikowana przez zmianę struktury kinematycznej platformy roboczej po zastosowaniu wspólnej osi obrotu za pomocą przegubów obrotowych R. W wyniku zmian konstrukcyjnych manipulatora trzy przeguby Kardana U (o dwóch stopniach swobody) zastąpiono czterema przegubami obrotowymi R (o jednym stopniu swobody) (Łaski i inni, 2005, 2006, 2007). Manipulator z tak zaprojektowaną platformą roboczą przedstawiono Rys. 3, przy czym konstrukcja nośna (podstawa) nie uległa zmianie. Ostateczną wersję konstrukcji prototypu manipulatora równoległego typu tripod o strukturze kinematycznej 3-UPRR przedstawiono na Rys. 4. Prototyp pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod składa się z podstawy umieszczonej na konstrukcji nośnej, ruchomej platformy roboczej, trzech osi serwopneumatycznych tworzących aktywne połączenia pryzmatyczne P, przegubów uniwersalnych Kardana U i przegubów obrotowych R (Dindorf i inni, 2002, 2005, 2006). Jeden serwonapęd manipulatora tworzą: bez-tłoczyskowy siłownik pneumatyczny DGPIL zintegrowany z magnetostrykcyjnym pomiarem położenia typu MTS Temposonic, serwowawór proporcjonalny 5/3 typu MPYE-5-1/8-HF, interfejs SPC-AIF-MTS sieci komunikacyjnej CAN-BUS oraz regulator osi ze sterownikiem programowalnym SPC-200. Do sterowania osi serwopneumatycznych manipulatora równoległego zastosowano przemysłowy sterownik SPC-200, a do akwizycji danych pomiarowych wykorzystano program *WinPisa*.



Rys. 3. Prototyp pneumatycznego manipulatora równoległego typu 3-UPRR

Sterownik SPC-200 z programem *WinPisa* należą do standardowego wyposażenia serwonapędów pneumatycznych firmy Festo. Sterowniki SPC-200 realizują regulację ze sprzężeniem od zmiennych stanu, ich struktura znacznie utrudnia samoidentyfikację serwonapędów pneumatycznych i automatyczny dobór nastaw regulatora. Sterownik SPC-200 ma ograniczone możliwości sterowania pneumatycznym manipulatorem równoległym, ograniczony tylko do sterowania od punktu do punktu PTP (ang. Point to Point). W konsekwencji prowadzi to do ograniczenia zakresu ruchu, mniejszej dokładności pozycjonowania i niezadowalających właściwości dynamicznych manipulatora równoległego. Program *WinPisa* uniemożliwia w prosty sposób zapisanie danych eksperymentalnych i ich dalszą analizę z użyciem innych programów komputerowych. Utrudniło to w znaczny sposób analizę wyników badań doświadczalnych manipulatora równoległego oraz ich porównanie z wynikami symulacyjnymi. Ponieważ w wieloosiowych manipulatorach pneumatycznych występują problemy z dokładnością pozycjonowania punktu TCP (ang. Tool Center Point), dlatego istnieje potrzeba zastosowania ich kompleksowego sterowania przy wykorzystaniu wyrafinowanych metod obliczeniowych.

W programie *SolidWorks* zbudowano model bryłowy manipulatora, który posłużył do jego analizy geometrycznej i kinematycznej. Badania symulacyjne manipulatora przeprowadzono na modelu zastępczym wykonanym przy wykorzystaniu biblioteki *SimMechanics* w środowisku programu *Matlab-Simulink*. Badania modelowe ukierunkowane zostały na wyznaczenie położenia i orientacji oraz odwzorowania trajektorii ruchu punktu środkowego TCP platformy roboczej manipulatora równoległego na podstawie przemieszczeń beztłoczkowych siłowników pneumatycznych sterowanych serwowaworami. Analizując animację ruchu manipulatora równoległego wielokrotnie zmieniano i modyfikowano jego konstrukcję w celu uzyskania możliwie jak największej przestrzeni roboczej oraz unikania kolizji elementów napędowych – siłowników pneumatycznych. Badania przeprowadzone na modelach wirtualnych pozwoliły na wyciągnięcie wniosków dotyczących optymalizacji konstrukcji, własności kinematycznych i dynamicznych oraz regulacji manipulatora równoległego.



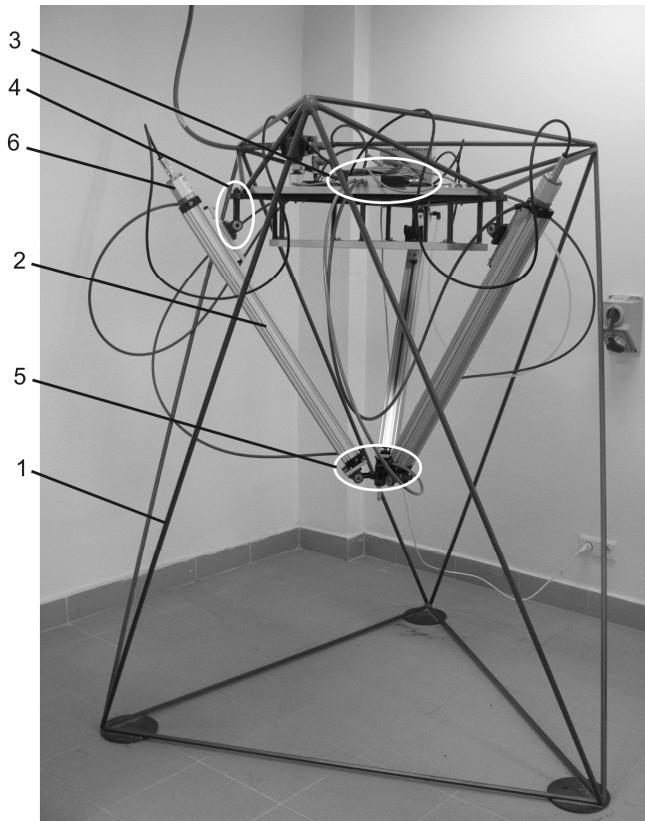
Rys. 4. Konstrukcja i sterowanie pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod o kinematyce 3-UPRR:
1 – podstawa, 2 – pneumatyczny siłownik beztłoczkowy, 3 – zawory proporcjonalne, 4 – przeguby Kardana, 5 – platforma robocza, 6 – panel sterowania, 7 – sterownik SPC-200, 8 – interfejs komunikacji sieciowej

2.3. Manipulator typu 3-UPRR z systemem sterowania dSPACE i procesorem DSP

Efektom końcowym rozwoju konstrukcji i sterowania manipulatora pneumatycznego typu tripod jest prototyp z siłownikami beztłoczkowymi z bezpośrednim wewnętrznym pomiarem położenia i prędkości tłoka oraz z układem sterowania opartym na systemie dSPACE i procesorze sygnałowym DSP (Dindorf i inni, 2010). Na Rys. 5 przedstawiono widok ogólny ostatecznego prototypu manipulatora równoległego typu tripod z nowymi serwowpneumatycznymi osiami napędowymi. Jednostki napędowe manipulatora stanowią beztłoczkowe siłowniki pneumatyczne typu D32x600 b/tł ZS sp firmy Prema. W celu poprawy jakości sterowania wewnątrz siłowników beztłoczkowych zabudowano przetworniki bezpośredniego pomiaru położenia i prędkości tłoka siłownika firmy Balluff. Układ sterowania w czasie rzeczywistym stanowi zaawansowany system czasu rzeczywistego dSPACE do szybkiego prototypowania i symulacji HIL (ang. Hardware-in-the-Loop). Głównym celem technologii szybkiego prototypowania jest synteza i testowanie projektowanych algorytmów regulacji zanim regulator zostanie zrealizowany sprzętowo.

Na etapie prototypowania funkcje regulatora spełnia specjalna architektura sprzętowa dSPACE. Na Rys. 6 przedstawiono widok ogólny systemu czasu rzeczywistego dSPACE. System dSPACE składa się z głównej karty DS1006 Processor Board przeznaczonej do złożonych i czasochłonnych operacji w czasie rzeczywistym, karty 32 wejść analogowych DS2002 Multi Channel A/D Board,

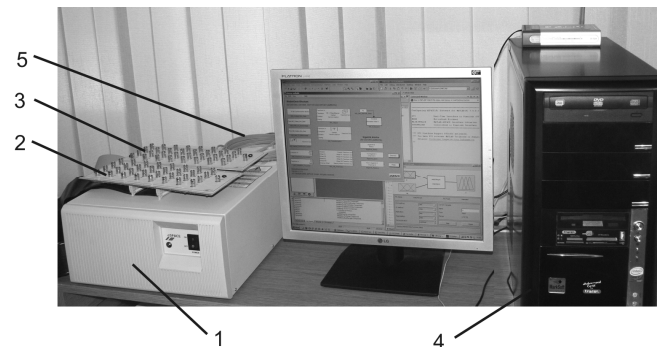
karty 32 wyjść analogowych DS2103 Multi Channel D/A Board. Wszystkie karty (moduły) mieszczą się w obudowie PX10 Expansion Box, która wyposażona jest w zasilacz oraz światłowodową kartę komunikacyjną DS814 z komputerem PC, gdzie budowany jest algorytm sterowania np. w środowisku Matlab/Simulink.



Rys. 5. Elementy konstrukcji manipulatora typu tripod:
1 – podstawa, 2 – siłowniki, 3 – serwozawory 5/3,
4 – przeguby Kardana, 5 – platforma robocza, 6 – przetwornik pomiaru położenia i prędkości tłoka siłownika

Do kart wejść i wyjść analogowych przeznaczone są panele przyłączeniowe służące do fizycznego podłączenia urządzeń i czujników sterowanych systemem dSPACE. W ten sposób skonfigurowany system dSPACE można będzie w przyszłości rozszerzyć o dodatkowe moduły np. wejść i wyjść cyfrowych, interfejsy komunikacji CAN, szeregowy np. typu RS, PROFIBUS, FlexRay. Karty dSPACE mogą być instalowane w komputerach PC, komputerach przemysłowych oraz w obudowach zwanych „autobox”, dołączonych do szyn ISA, PCI, ME lub poprzez sieć CAN-BUS, Ethernet i inne. Program symulacyjny czasu rzeczywistego i obsługa interfejsów są realizowane przez oprogramowanie zbudowane z karty prototypowej. Zmiany algorytmu sterowania odbywają się na zasadzie wymiany programu sterującego kartą dSPACE. Program sterujący przygotowuje się w środowisku Matlab-Simulink lub innym na podstawie schematów blokowych. Działające w otoczeniu Matlaba-Simulinka zintegrowane oprogramowanie i sprzęt dSPACE tworzą uniwersalne środowisko do szybkiego prototypowania (ang. rapid prototyping): dSPACE Control Development System, MLIB (Matlab

DSP Interface Library), MTRACE – Realtime data acquisition directly from MATLAB, RTI-Real-Time Interface/Multiprocessor. Przetworniki położenia i prędkości oraz przetworniki zaworów proporcjonalnych są fizycznie podłączone do systemu dSPACE. Algorytm sterowania wraz z interpolatorem zbudowano w środowisku Matlab-Simulink. Skompilowany algorytm sterowania dzięki dostarczonemu kompilatorowi systemu dSPACE jest wysyłany do głównej karty DS1006 Processor Board. Tak przygotowany system stanowi system sterowania czasu rzeczywistego trójosiowego pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod.



Rys. 6. System sterowania manipulatora typu tripod: 1 – stacja bazowa dSPACE, 2 – panel wejść, 3 – panel wyjść, 4 – komputer z oprogramowaniem dSPACE oraz Matlab/Simulink, 5 – przewód światłowodowy kart komunikacyjnych

3. PODSUMOWANIE

W Zakładzie Mechatroniki Politechniki Świętokrzyskiej w Kielcach prowadzone są prace naukowo-badawcze dotyczące rozwoju równoległych struktur kinematycznych w manipulatorach pneumatycznych sterowanych serwonapędami pneumatycznymi. W ramach tych prac analizowano możliwości zastosowania przemysłowych serwonapędów pneumatycznych jako czynnych osi napędowych w wieloosiowych manipulatorach pneumatycznych o kinematyce szeregowej (manipulatorach kartezyjskich jedno- dwu- i trójosiowych) oraz o kinematyce równoległej (manipulatorach typu tripod, hexapod). W ramach przeprowadzonych prac badawczych opracowano oryginalne rozwiązanie konstrukcyjne oraz zbudowano prototyp pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod, który charakteryzuje się nową strukturą kinematyczną 3-UPRR. Zaproponowana struktura kinematyczna pneumatycznego manipulatora równoległego rozszerza dość liczną już architekturę tzw. przesuwnych manipulatorów równoległych o trzech stopniach swobody. W projekcie badawczym przeprowadzono badania modelowe, symulacyjne i doświadczalne manipulatora równoległego typu tripod z serwonapędami pneumatycznymi. Wykonano analizę dynamiki, badania symulacyjne oraz badania eksperymentalne pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod. Osie serwonapędowe były sterowane sterownikiem SPC-200 z oprogramowaniem *WinPisa*, regulatora rozmytym PLC oraz układem sterowania opartym na systemie dSPACE i procesorze

sygnałowym DSP. Badano odporność manipulator na zmiany masy ruchomej obciążającej efektor manipulatora w szerokim zakresie zadanych położeni i prędkości siłowników pneumatycznych, analizowano także możliwość realizacji dowolnych trajektorii ruchu efektora platformy roboczej (Dindorf i inni, 2010). Prototyp pneumatycznego manipulatora równoległego typu tripod o kinematyce 3-UPRR prezentowany był na Międzynarodowych Targach Poznańskich ITM Polska 2006 – „Innowacje Technologie Maszyny Polska”, w salonie ENERGIA i parku tematycznym PNEUMA – „Pneumatyka dla przemysłu” oraz był tematem licznych publikacji krajowych i zagranicznych.

LITERATURA

1. **Dindorf R., Łaski P., Takasoglu J.** (2005), Control of electro-pneumatic 3-DOF parallel manipulator using fuzzy logic, *Hydraulika a Pneumatyka* (Slovak Republic), No. 1-2.
2. **Dindorf R., Łaski P., Takasoglu J.** (2006), Vývoj prototypů pneumatických paralelních manipulator. (Prototyping of pneumatic parallel manipulator), *AUTOMA – Časopis pro Automatizační Techniku* (Czech Republic), No. 1.
3. **Dindorf R., Łaski P.** (2002), Manipulatory z kinematyką równoległą, *Pneumatyka*, nr 6.
4. **Dindorf R., Łaski P.** (2005), Badania modelowe prototypu pneumatycznego manipulatora równoległego, *Mechanik*, nr 8-9.
5. **Dindorf R., Łaski P., Takasoglu J.** (2010), Raport końcowy z projektu badawczego nr N50203032/2350 finansowanego przez MNiSW. Politechnika Świętokrzyska, Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn, Kielce 2010.
6. **Łaski P., Dindorf R.** (2007), Prototype of pneumatic parallel manipulator, *Hydraulika a Pneumatika* (Slovak Republic), No. 1.
7. **Łaski P.** (2006), Badanie własności kinematycznych i dynamicznych wieloosiowego manipulatora elektropneumatycznego o strukturze platformy Stewarta, *Praca doktorska*, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2006.
8. **Łaski P., Dindorf R.** (2005), Badanie modelowe manipulatora elektropneumatycznego typu tripod, *KKA'2005 - XV Krajowa Konferencja Automatyki*, Warszawa 27-30 czerwca 2005, t.II.
9. **Merlet J. P.** (2000), *Parallel robot*, Springer, Verlag, New York, London.
10. **Tsai L-W.** (1999), *Robot Analysis: The Mechanics of Serial and Parallel Manipulators*, John Wiley & Sons, New York.

DESIGN AND CONTROL DEVELOPMENT OF A PNEUMATIC PARALLEL MANIPULATOR OF TRIPOD TYPE

Abstract: The paper deals with design and control development of pneumatic parallel manipulator of tripod type. Pneumatic parallel manipulator consists of fixed base, moving platform and three pneumatic linear motions. Kinematic structure of manipulator is composed of three kinematic chains containing universal joint (U), prismatic joint (P) and revolute joints (R). Prismatic joints are pneumatic cylinders used as axis drives. In the first version of manipulator rod pneumatic cylinder was applied. The next version contained rodless pneumatic cylinder. The final version of pneumatic parallel manipulator of 3-UPRR kinematic structure with servo-pneumatic axis consists of: rodless pneumatic cylinder with integral position and velocity transducer, servo-valves, axis interfaces, positioning axis sub-controller and Ethernet/Can Bus interface.

WPŁYW PROCESÓW USZLACHTNIANIA NA KRYSZALIZACJĘ I JAKOŚĆ ODLEWÓW ALUMINIOWYCH

Maksymilian DUDYK*, Jerzy MADEJ**

*Katedra Technologii Maszyn i Automatykacji, Wydział Budowy Maszyn i Informatyki,
Akademia Techniczno - Humanistyczna, ul. Willowa 2, 43-300 Bielsko-Biała

**Katedra Podstaw Konstrukcji Maszyn, Wydział Budowy Maszyn i Informatyki,
Akademia Techniczno - Humanistyczna, ul. Willowa 2, 43-300 Bielsko-Biała

mdudyk@ath.bielsko.pl, juma@ath.bielsko.pl

Streszczenie: Badania dotyczyły wpływu procesów uszlachetniania - rafinacji i modyfikacji oraz filtracji na krystalizację i jakość odlewów aluminiowych ze stopów (AK9), ENAC – AlSi9Mg i (AK11), ENAC – AlSi11 odlewanych do kokil. Otrzymane wyniki badań metalograficznych, wykazały występowanie w strukturze stopu zanieczyszczeń w postaci porowatości i tlenków, powstałych w przetwórstwie hutniczym (gąskach). Mikrostruktury zalanych filtrów badanymi stopami ilustrują wielkości i rozmieszczenie zatrzymanych (w filtrze) zanieczyszczeń, podczas procesu odlewania próbek wytrzymałościowych. Zastosowane dla wymienionego stopu procesy uszlachetniania, spowodowały w porównaniu ze stopem nieuszlachetnionym znaczne różnice w kształcie krzywych krystalizacji, otrzymanych w zapisie graficznym metody ATD-AED. Wykazano na przykładzie podeutektycznego stopu AK9 w porównaniu ze stopem rafinowanym, możliwość uzyskania bardzo znacznej poprawy właściwości mechanicznych, wydłużenia A5 i udarności KCV a w szczególności wytrzymałości Rm. Oryginalne badania mikrostruktur zalanych piankowych filtrów ceramicznych, wykazały celowość wprowadzania procesów filtracji do technologii wytwarzania odlewów aluminiowych.

1. WPROWADZENIE

Stopy aluminium są bardzo często stosowane w wielu gałęziach przemysłu na odlewane części maszyn. Konstruktorzy i użytkownicy odlewanych części maszyn stawiają wysokie wymagania wytrzymałościowe, technologiczne i użytkowe dla wytwarzanych odlewów.

Do głównych przyczyn szybkiego zużywania się i mechaniki zniszczenia odpowiedzialnych części maszyn należy między innymi jakość przygotowanego metalurgicznie stopu aluminium (Dudyk i inni, 2003; Dudyk, 2006a)

Wysokie właściwości mechaniczne i technologiczne stopów aluminium uzyskuje się poprzez zastosowanie odpowiednich procesów uszlachetniania. Uszlachetnianie stopów aluminium poprzez zabiegi metalurgiczne - rafinację i modyfikację oraz filtrację (w czasie odlewania) powoduje otrzymywanie bardzo korzystnej makro i mikro struktury odlewów (Pietrowski, 2001; Dudyk, 2007).

Zastosowane procesy modyfikacji zmieniają niekorzystną płytkową postać krzemu eutektycznego na uszlachetnioną - drobną i sferyczną. Modyfikacja pierwotna zmienia niekorzystną dendrytyczną postać fazy α na uszlachetnioną i rozdrobnioną oraz bardzo rozgałęzioną (Dudyk i inni, 2008).

Procesy rafinacji i filtracji pozwalają na bardzo znaczne ograniczenie porowatości gazowej i skurczowej oraz wtrąceń niemetalicznych w strukturze odlewanych części maszyn (Dudyk, 2005).

Wymienione zabiegi uszlachetniania zasadniczo wpływają na przebieg procesów krystalizacji i stygnięcia odlewu, co w efekcie końcowym decyduje o jakości wytwarza-

nych części maszyn (Dudyk, 2008).

Modyfikacja głównych faz strukturalnych oraz rodzaj i rozmieszczenie wad wewnętrznych wpływa na mechanikę zniszczenia odlewów aluminiowych (Madej, 2005).

2. METODYKA I WYNIKI BADAŃ

Badania wpływu procesów uszlachetniania na jakość odlewów aluminiowych przeprowadzono na przykładzie stopów z przetwórstwa hutniczego (AK9), ENAC - AlSi9Mg i (AK11), ENAC - AlSi11

Topienie a następnie przeprowadzanie zabiegów rafinacji i modyfikacji strontem wykonywano w piecu elektrycznym oporowym. Otrzymanym po roztopieniu z gąsek hutniczych stopem AK9 i AK11 oraz po zastosowanych procesach uszlachetniania (rafinacji, modyfikacji i filtracji) odlewano próbki do dalszych badań wytrzymałościowych, porowatości, metalograficznych i składu chemicznego.

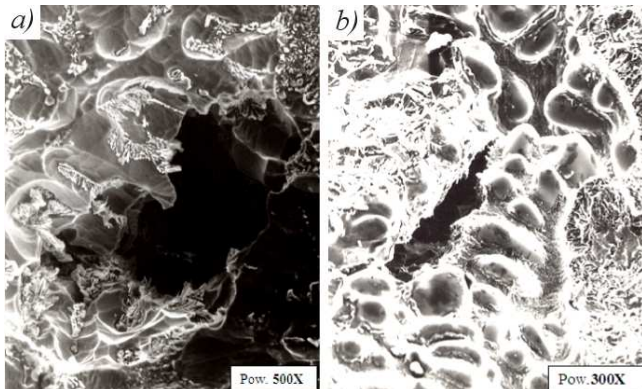
Jednocześnie dla tego samego stopu AK9 i AK11 wykonywano badania procesów krystalizacji metodą Analizy Termicznej - Derywacyjnej i Elektro - Derywacyjnej (ATD - AED) (Dudyk, 2006b).

Na Rys. 1 przedstawiono mikrostruktury stopu AK9 bezpośrednio przetopionego z gąsek hutniczych. Stop ten nie był poddany zabiegom uszlachetniania.

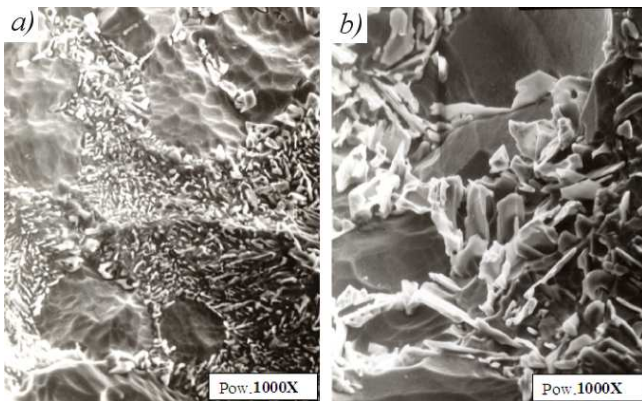
Widoczne wady wewnętrzne (Rys.1) powstałe w odlanych próbkach, świadczą o niezadowalającej jakości odlewów wykonanych ze stopów bez zastosowania procesów ich uszlachetniania. Przeprowadzone zabiegi metalurgiczne polegające na rafinacji rafinatorem Alraf 1 oraz modyfikacji

zaprawą strontową spowodowały uszlachetnienie struktury badanych stopów.

Mikrostruktury stopu AK9 otrzymane po jego uszlachetnieniu, przedstawiono na Rys. 2.



Rys. 1. Mikrostruktury stopu AK9 z wadami wewnętrznymi:
a – porowatość gazowa, b – porowatość skurczowa



Rys. 2. Mikrostruktury stopu AK9: a – stop rafinowany,
b – stop modyfikowany Sr

Otrzymane mikrostruktury różnią się między sobą postacią krzemu w eutektyce $\alpha + \text{Si}$. Widoczny w postaci grubych płytek krzem eutektyczny w stopie rafinowanym (Rys. 2a), został bardzo rozdrobniony po modyfikacji zaprawą strontową (Rys. 2b).

Kształty i rozmieszczenie porowatości w ściankach odlewów aluminiowych, które to zasadniczo wpływają na mechanikę zniszczenia części maszyn, badano na Gazymetrze Odlewniczym G2.

Widok stanowiska badania porowatości stopów aluminium przedstawiono na Rys. 3.

Otrzymałą porowatość stopów aluminium zilustrowano na wzdłużnych przekrojach odlanych próbek i zamieszczono na Rys. 4. Przeprowadzone procesy rafinacji i modyfikacji ograniczyły skłonność stopów aluminium do powstawania porowatości gazowej i skurczowej (Rys. 4b, c) w porównaniu ze stopem odlanym bezpośrednio z gąsek hutniczych (Rys. 4a).

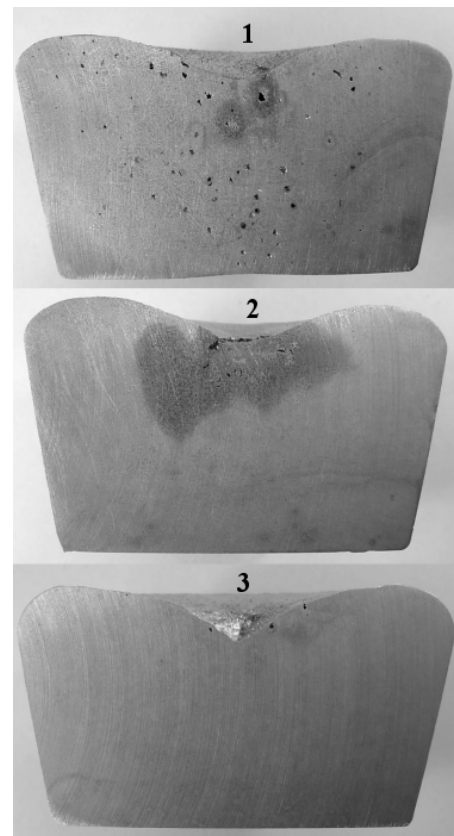
Prawidłowo przeprowadzone procesy uszlachetniania badanych stopów spowodowały uzyskanie odpowiedniej struktury odlewów, która zapewnia wysoką jakość wytwarzanych części maszyn.



Rys. 3. Stanowisko do badania porowatości stopów aluminium:
1 – widok gazymetru, 2 – kokila, 3 – gazymetr przygotowany do badań, 4 – odlana próbka

Do badania kinetyki krystalizacji stopów aluminium i powstawania faz tworzących strukturę odlewu zastosowano jednoczesną Analizę Termiczną - Derywacyjną i Elektro - Derywacyjną (ATD - AED).

Zapis graficzny procesów krystalizacji stopu AK9 metodą ATD - AED przedstawiono na Rys. 5.



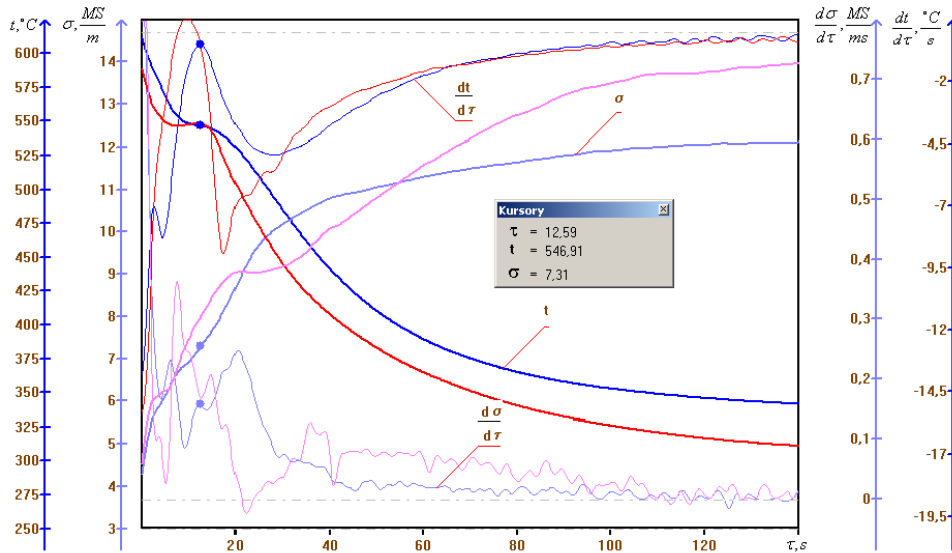
Rys. 4. Porowatość stopu AK11: 1 – przetopionego z gąsek hutniczych, 2 – rafinowanego, 3 – rafinowanego i modyfikowanego oraz filtrowanego

Przeprowadzone procesy rafinacji i modyfikacji ograniczyły skłonność stopów aluminium do powstawania porowatości gazowej i skurczowej (Rys. 4b,c) w porównaniu ze stopem odlanym bezpośrednio z gąsek hutniczych (Rys. 4a).

Prawidłowo przeprowadzone procesy uszlachetniania badanych stopów spowodowały uzyskanie odpowiedniej struktury odlewów, która zapewnia wysoką jakość wytwarzanych części maszyn.

Do badania kinetyki krystalizacji stopów aluminium i powstawania faz tworzących strukturę odlewu zastosowano jednoczesną Analizę Termiczną - Derywacyjną i Elektro - Derywacyjną (ATD – AED). Zapis graficzny procesów krystalizacji stopu AK9 metodą ATD – AED przedstawiono na Rys. 5.

W kolejnym etapie badań wpływu procesów uszlachetniania na poprawę jakości odlewanych części maszyn przeprowadzono filtrację ciepłego stopu, wlewanego do formy odlewniczej. Filtrację stopów AK9 i AK11 wykonywano za pomocą piankowych filtrów ceramicznych.

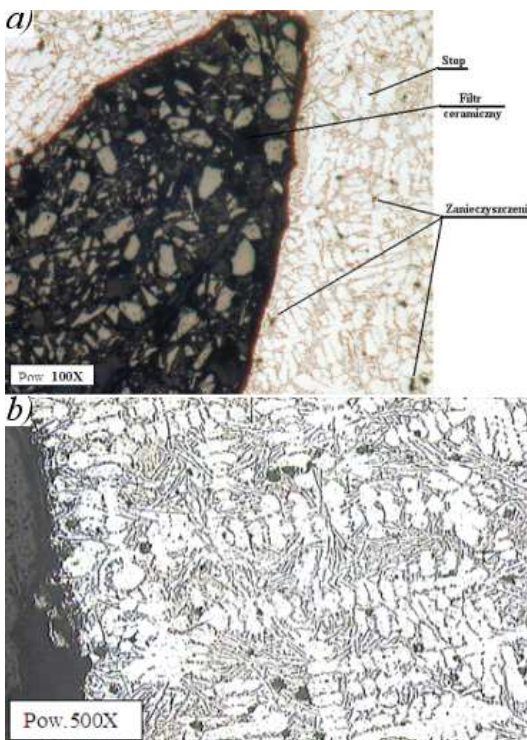


Rys. 5. Krzywe krystalizacji stopu AK9 po rafinacji i modyfikacji Sr

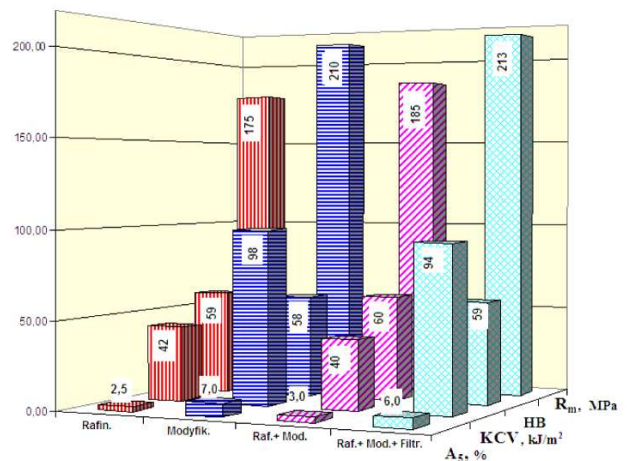
Korzystny wpływ uszlachetniania stopów aluminium poprzez ich filtrację przedstawiono na Rys. 6. Rysunek ten ilustruje rozmieszczenie i postać zatrzymanych zanieczyszczeń w zalanych kanalikach (porach) filtra, badanym stopem.

Bardzo korzystny wpływ procesów uszlachetniania stopów aluminium przedstawiają zmiany właściwości mechanicznych.

Na Rys. 7 przedstawiono zbiorcze wykresy słupkowe zmian właściwości mechanicznych po zastosowanych procesach uszlachetniania badanych stopów aluminium.



Rys. 6. Mikrostruktury zalanych filtrów z zanieczyszczeniami: a – stop AK9, b – stop AK11



Rys. 7. Zmiany właściwości mechanicznych stopu AK9 po zastosowanych procesach uszlachetniania

3. PODSUMOWANIE

Przeprowadzone badania metalograficzne stopów AK9 i AK11 bezpośrednio przetopionych z gąsek hutniczych, wykazały występowanie w odlewach porowatości gazowej

i skurczowej.

Wykonane w badaniach procesy rafinacji i modyfikacji oraz filtracji zmieniły morfologię podstawowych faz (fazy α i eutektyki $\alpha + \text{Si}$) występujących w strukturze odlewów aluminiowych. Po zastosowanej filtracji w czasie odlewania badanych stopów do kokili, w porach filtrów ceramicznych zostały zatrzymane wtrącenia niemetaliczne.

Rozgałęzione dendryty fazy α i rozdrobnione ziarna krzemu eutektycznego oraz usunięte zanieczyszczenia niemetaliczne i tlenki zwiększyły odporność badanych stopów aluminium na mechanizm zniszczenia.

Korzystny wpływ uszlachetniania struktury odlewów aluminiowych został potwierdzony zmianami kształtów krzywych krystalizacji: temperatury – t i przewodności elektrycznej – α , oraz ich pierwszych pochodnych dt/dt i $d\sigma/dt$ w zapisie graficznym metody ATD – AED, w porównaniu ze stopami tylko po przeprowadzonej rafinacji.

Otrzymane wyniki badań właściwości mechanicznych R_m , A_5 , HB i KCV, po zastosowanych procesach uszlachetniania, zostały zilustrowane w postaci wykresów słupkowych. Uzyskane wysokie właściwości mechaniczne odlewanych części maszyn spełniają wymagania stawiane przez konstruktorów i użytkowników.

LITERATURA

1. **Dudyk M.** (2005), Filtracja stopu AlSi9Mg (AK9), *Archives of Foundry*, Vol. 5, No17.
2. **Dudyk M.** (2006a) Ścieralność stopów i kompozytów aluminiowych. Nauka i Technologia, *IX Międzynarodowa Konferencja Naukowo-Techniczna Metali Nieżelaznych*, AGH, Kraków.
3. **Dudyk M.** (2006b), Diagnostowanie procesów krystalizacji metali nieżelaznych stosowanych w budowie maszyn, *Archiwum Odlewnictwa*, Rocznik 6, No18 (1/2), PAN Katowice.
4. **Dudyk M., Aslanowicz J., Ościłowski L.** (2008), Influence of melting and filtration properties of aluminium alloys, *Archives of Foundry Engineering*, Vol.83, No3, PAN Katowice.
5. **Dudyk M., Kosibór K.** (2003), Krystalizacja, struktura oraz właściwości technologiczne stopów i kompozytów aluminiowych, *Archiwum Odlewnictwa*, Rocznik 3 No7, PAN Katowice.
6. **Dudyk M.** (2007). Forming of Technological and Mechanical Properties of Casted Aluminium Machine Parts, *Advances in Manufacturing Science and Technology*, Vol. 31, No4.
7. **Madej J.** (2005), Thermograms of damages, *Mechanics Research Communication*, 32, Elsevier.
8. **Pietrowski S.** (2001), *Siluminy*, Wydawnictwo Politechniki Łódzkiej, Łódź.

THE INFLUENCE OF PURIFYING PROCESSES ON CRYSTALLIZATION AND QUALITY OF ALUMINUM CASTING

Abstract: The research concerned on the influence of purifying and modification as well as filtration processes on the crystallization and the quality of aluminium die-casting from alloys: AK9 (ENAC – AlSi9Mg) and AK11 (ENAC – AlSi11). The metallographic research results show impurities in the casting structure in the form of porosity and oxides, which arose during metallurgic process. Microstructures of filters poured with the researched alloys present the amount and distribution of the impurities stopped (in filters) during casting of resistance samples. Implementing of purifying processes for the mentioned alloy caused significant differences in the shape of crystallization curves received in the graphical record of ATD-AED method. On the example of comparison of hypo-eutectic AK9 alloy and refined alloy it was shown that it is possible to achieve significant improvement in mechanical properties, elongation A_5 and impact resistance and especially R_m resistance. The original research on microstructures of poured ceramic foam filters proved advisability of implementation of filtration processes into the technology of aluminium casting.

KORELACJA MODELI MATEMATYCZNYCH PARAMETRÓW SENSORYCZNYCH ZE STRUKTURĄ KINEMATYCZNĄ MANIPULATORA TYPU RĘKA CZŁOWIEKA HAND-K3

Artur HANDKE*, Władysław TWARÓG*

*Zakład Teorii Maszyn i Układów Mechatronicznych, Instytut Konstrukcji i Eksploatacji Maszyn, Wydział Mechaniczny, Politechnika Wrocławska, ul. Łukasiewicza 7/9, 50-371 Wrocław

artur.handke@pwr.wroc.pl, wladyslaw.twarog@pwr.wroc.pl

Streszczenie: Praca dotyczy funkcyjnego powiązania zbioru modeli matematycznych sieci czujników nacisku rozmieszczonych w grupach na modułach palców manipulatora, z konfiguracją jego połączeń ruchowych w czasie. Opracowane modele matematyczne wyprowadzonych parametrów sensorycznych, w układzie współrzędnych ustalonego środka części dłoniowej manipulatora, posłużyły do przeprowadzania serii pomiarów i doświadczeń oraz wyznaczenia kluczowych kryteriów wykorzystanych przy optymalizacji struktur kinematycznych manipulatorów typu ręka człowieka. Celem pracy jest stworzenie zbioru funkcji i przekształceń znanych zależności z zakresu teorii manipulatorów, koniecznych do wyznaczenia reguł sterowania ruchem modułów palców prototypu manipulatora typu ręka człowieka HAND-K3 w kontakcie z badanymi obiektami.

1. WPROWADZENIE

Ludzka kończyna górna jest narzędziem manipulacyjnym o bardzo dużej ruchliwości palców, wynikającej ze złożonej i rozbudowanej struktury. Wyposażenie palców we własności mechaniczne i sensoryczne czyni ją nieocenionym manipulatorem.

W przedstawionej pracy podjęto kontynuację badań związanych z wieloparametryczną optymalizacją manipulatora typu ręka człowieka opartego na fizycznym modelu pięciopalczastej dłoni. Optymalizacja tego typu manipulatorów ma na celu przede wszystkim określenie optymalnej liczby czujników przypadających na określone stopnie swobody, rodzaj oraz liczby aktywnych połączeń ruchowych, pozwalających na wykonanie bardzo złożonych konfiguracji m. in. sferycznych.

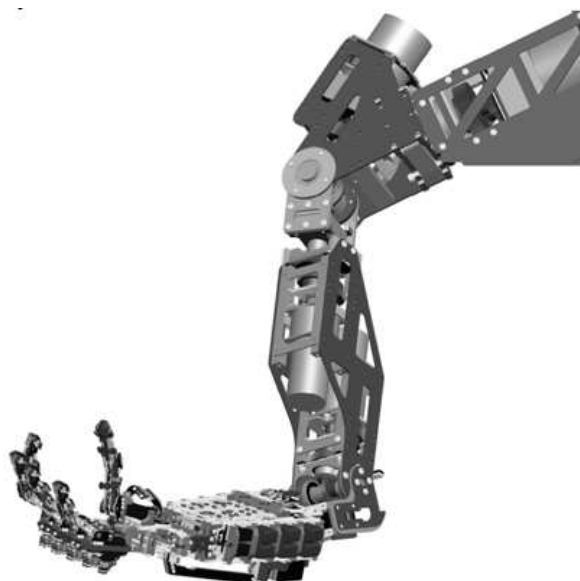
Zaprojektowany nowy prototyp manipulatora typu ręka człowieka jest zbliżony budową i ruchliwością do ludzkiej kończyny górnej.

Jego struktura kinematyczna składa się z 28 par obrotowych, z których wyróżnić można najliczniejszą grupę – stawy zginane w liczbie 15, po 3 na każdy moduł palca. Dodatkowo moduły wyposażone zostały w pojedynczy staw ruchu przywodzenia, a sprzężona rotacja śródręcza pozwala ustawiać palce w konfiguracji sferycznej (Morecki i Knapczyk, 1999). Ponadto staw nadgarstka posiada możliwość zginania oraz przywodzenia. W stawie łokciowym możliwe jest zginanie oraz rotacja wokół osi przedramienia. Ostatnie stopnie swobody w liczbie 3 znajdują się w stawie ramiennym.

Celem niniejszej pracy jest wyprowadzenie zależności wiążących – korelacji parametrów sensorycznych z przyjętym schematem kinematycznym przedmiotowego manipulatora HAND-K3, niezbędnych dla określenia kształtu chwytanego przedmiotu oraz siły nacisku palców na przedmiot. Zależności te powinny również umożliwić optymalizację liczby sensorów i określić miejsce ich mocowania.

1.1. Manipulator HAND-K3

Manipulator HAND-K3 obecnie jest obiektem prowadzonych badań nad optymalizacją struktur oraz własności sensorycznych tego typu manipulatorów, został zaprojektowany i wykonany na bazie wcześniejszej wersji z zachowaniem przyjętej koncepcji przenoszenia napędu (Handke i Krysztoforski, 2007). Obecna wersja została rozbudowana do pełnego ramienia odpowiadającego strukturą kinematyczną ludzkiej ręce od części dłoniowej aż do stawu barkowego, co pozwoliło na zwiększenie powtarzalności pomiarów, ponieważ pierwszy napęd stawu barkowego mógł zostać uznany za stały punkt odniesienia. Konstrukcja została ujednoczona pod względem technologii wykonania modelu fizycznego oraz zostały zmodyfikowane użyte źródła napędu. Model wirtualny manipulatora przedstawia Rys. 1.



Rys. 1. Wirtualny model prototypu manipulatora HAND-K3

1.2. Sieć sensoryczna

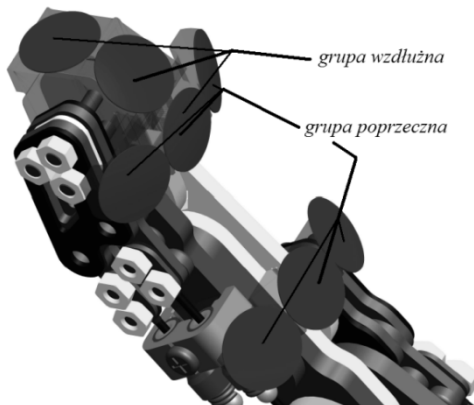
Najważniejszą modyfikacją w przedstawionej wersji manipulatora, jest obecność czujników nacisku, ułożonych w środkowych częściach każdego segmentu palca:

- trzy czujniki na segmencie pierwszym i środkowym;
- pięć czujników na segmencie ostatnim.

Zbiory tych sensorów tworzą zmodyfikowane matryce dotykowe (Heo, Chung, Lee, 2006).

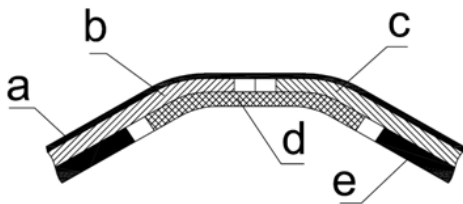
Do sieci sensorycznej manipulatora włączono również pięć czujników na powierzchni śródreżca, co sumarycznie daje 60 czujników nacisku.

Na Rys. 2 pokazano jak zostały zorientowane czujniki na środkowych oraz ostatnich segmentach każdego modułu palca.



Rys. 2. Układ czujników w grupie segmentu środkowego i dalszego modułu palca manipulatora

Ustawienie czujników na skośnie-bocznych płaszczyznach segmentu pozwala dokładniej odczytać kształt chwytanych przedmiotów oraz zabezpiecza układ mechaniczny przed niepożądaną kolizją poszczególnych elementów. Na rys. 3 pokazano uproszczony schemat rozmieszczenia czujników w płaszczyźnie poprzecznej dowolnego segmentu ruchowego modułu palca.



Rys. 3. Schemat rozmieszczenia czujników w płaszczyźnie poprzecznej segmentu ruchowego (a) powłoka kontaktowa, b),c) czujniki boczne, d) czujnik środkowy, e) podstawa grupy sensorycznej)

2. MODELE MATEMATYCZNE SIECI SENSORYCZNEJ UWZGLĘDNIAJĄCE STRUKTURĘ KINEMATYCZNĄ PROTOTYPU MANIPULATORA

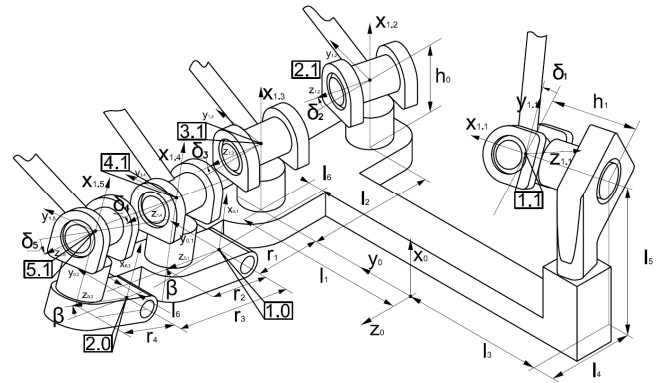
Do modeli opisujących powiązanie informacji pochodzących z sieci sensorycznej, istotnych dla określenia me-

tody optymalizacji manipulatorów typu ręka człowieka, należą:

- model oceniający kształt chwytanego obiektu;
- model umożliwiających detekcję poślizgu poprzecznego;
- model oceniający podatność chwytanego obiektu;
- model określający stopień uchwycenia obiektu danym palcem.

2.1. Określenie kształtu chwytanego przedmiotu

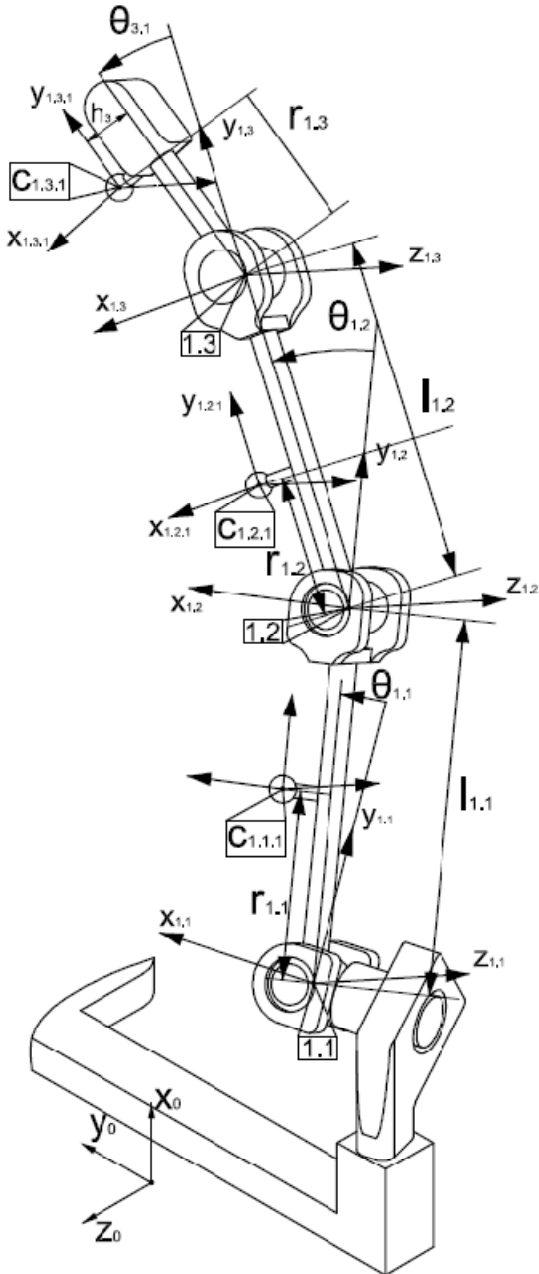
W celu wygenerowania przestrzeni zarejestrowanych miejsc kontaktu części chwytanych prototypu manipulatora z utrzymywanym obiektem, konieczne jest znalezienie funkcyjnej zależności pomiędzy współrzędnymi czujników względem globalnego układu współrzędnych środka modułu śródreżca (układ 0 na Rys. 4), a danymi zebranymi z sieci sensorycznej. Dlatego też, stworzono macierz wyrażającą wektory przemieszczeń czujników w przyjętym globalnym układzie współrzędnych.



$$\begin{bmatrix} c_{i.1.k} \\ 1 \end{bmatrix} = A_{i.1} \begin{bmatrix} p_{i.1.k,i.1} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

gdzie $p_{i.1.k,i.1}$ - wektor pozycji czujnika k segmentu 1 względem stawu bliższego modułu palca i

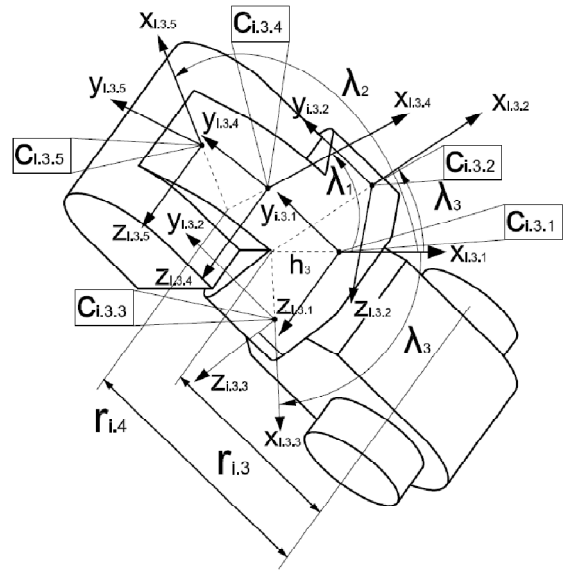
Wykorzystując macierze przekształceń jednorodnych dotyczących przesunięć i obrotów oraz współrzędne Denavit-Hartenberga (Morecki i Knapczyk, 1999), znaleziono potrzebne macierze przejścia z układu globalnego do układu osi przywodzenia – macierze $A_{i.1}$.



Rys. 5. Pozycje $\theta_{1,j}$ stawów zginanych modułu pierwszego palca

Ponieważ dla każdego czujnika poszukiwany jest jedynie jego wektor pozycji, z tego względu macierz przejścia z układu osi przywodzenia do pozycji danego czujnika, otrzymana jest przez połączenie macierzy jednorodnych przesunięć i obrotów względem osi stawów zginanych

(kąty θ_{ij}) z wektorami pozycji danego czujnika względem ostatniego stawu przed daną grupą czujników.



Rys. 6. Pozycje czujników $i.3.1 \div i.3.5$

Na Rys. 5 i 6 przedstawiono rozłożenie układów współrzędnych określających położenie czujników w danych segmentach.

Wyznaczając wektory pozycji czujników segmentu pierwszego i -tego modułu palca ($i.1.1 \div i.1.3$) wykorzystano zależności (2, 3).

$$C_{i.j.2} \xrightarrow{s(\lambda_3) \rightarrow -s(\lambda_3)} C_{i.j.3} \quad (3)$$

Wektor pozycji dla czujnika $i.j.3$ otrzymano z wektora $C_{i.j.2}$ przy wykorzystaniu nieparzystości funkcji sinusa kąta λ_3 (Rys. 6, wzór 3).

Na tej podstawie wyznaczono wektory pozycji czujników pierwszego segmentu dla piątego modułu palca.

$$c_{5.1.1} = \begin{bmatrix} c2\beta d_{5.1.1} + a_{5.1}d_{5.1.2} + A_1 \\ c\delta_5 d_{5.1.2} + l_1 - 2l_6 \\ a_{5.3}d_{5.1.2} - s2\beta d_{5.1.1} + A_2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$A_1 = h_0 c2\beta + r_4 s2\beta + r_3 s\beta,$$

$$A_2 = -h_0 s2\beta + r_4 c2\beta + r_3 c\beta + r_1,$$

gdzie:

$$a_{i.1} = s2\beta s\delta_i,$$

$$a_{i.2} = s2\beta c\delta_i,$$

$$a_{i.3} = c2\beta s\delta_i,$$

$$a_{i.4} = c2\beta c\delta_i,$$

$$d_{i,j.1} = h_3 c\theta_{i,j} + r_{i,j} s\theta_{i,j},$$

$$d_{i,j.2} = r_{i,j} c\theta_{i,j} - h_3 s\theta_{i,j}$$

$$c_{5.1.2} = \begin{bmatrix} c2\beta d_{5.1.4} + a_{5.1}d_{5.1.3} + a_{5.2}A_3 + A_1 \\ c\delta_5 d_{5.1.3} - s\delta_5 A_3 + l_1 - 2l_6 \\ -s2\beta d_{5.1.4} + a_{5.3}d_{5.1.3} + a_{5.4}A_3 + A_2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

gdzie:

$$A_3 = h_3 s\lambda_3,$$

$$d_{i,j.3} = r_{i,j} c\theta_{i,j} - h_3 s\theta_{i,j} c\lambda_3,$$

$$d_{i,j.4} = h_3 c\theta_{i,j} c\lambda_3 + r_{i,j} s\theta_{i,j}$$

$$\begin{bmatrix} c_{i,2,k} \\ 1 \end{bmatrix} = A_{i,1} A_{i,2,i,1} \begin{bmatrix} p_{i,2,k,i,2} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} c_{i,3,k} \\ 1 \end{bmatrix} = A_{i,1} A_{i,2,i,1} A_{i,3,i,2} \begin{bmatrix} p_{i,3,k,i,3} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

W przypadku segmentu drugiego oraz trzeciego konieczne jest uwzględnienie macierzy przejścia $A_{i,2,i,1}$ z osi pierwszego stawu zginanego do osi stawu poprzedzającego wybrany segment – wzór (6,7).

Przykładowa postać wektorów pozycji czujników segmentu drugiego dla piątego modułu palca określają wzory poniżej.

$$c_{5,2,1} = \begin{bmatrix} b_{5,1,4} c_{5,2} + a_{5,1} e_{5,1} - b_{5,1,3} d_{5,2} + A_1 \\ c \delta_5 e_{5,1} + l_1 - 2l_6 \\ b_{5,1,1} d_{5,2} + a_{5,3} e_{5,1} - b_{5,1,2} c_{5,2} + A_2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$b_{i,j,1} = s2\beta s\theta_{i,j},$$

$$\text{gdzie: } b_{i,j,2} = s2\beta c\theta_{i,j},$$

$$b_{i,j,3} = c2\beta s\theta_{i,j},$$

$$b_{i,j,4} = c2\beta c\theta_{i,j}$$

$$e_{i,1} = h_3(s\theta_{i,1} - \theta_{i,2}) + r_{i,2}c(\theta_{i,1} - \theta_{i,2}) + l_{i,1}$$

$$c_{5,2,2} = \begin{bmatrix} a_{5,1} e_{5,2} + b_{5,1,4} d_{5,2,4} - b_{5,1,3} d_{5,2,3} + A_3 a_{5,2} + A_1 \\ c \delta_5 e_{5,2} - A_3 s \delta_5 + l_1 - 2l_6 \\ a_{5,3} e_{5,2} - b_{5,1,2} d_{5,2,4} + b_{5,1,1} d_{5,2,3} + A_3 a_{5,4} + A_2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\text{gdzie: } e_{i,2} = h_3 c \lambda_3 s(\theta_{i,1} - \theta_{i,2}) + r_{i,2} c(\theta_{i,1} - \theta_{i,2}) + l_{i,1}$$

Segment ostatni w odróżnieniu od poprzedzających go, posiada pięć czujników rozmieszczonych w dwóch płaszczyznach, ale podobnie jak w przypadku drugiego i trzeciego czujnika opisanych już segmentów, czujniki z grup 3.4 i 3.5 podobnie jak czujniki z grup 3.2 i 3.3, różnią się jedynie jednym parametrem λ_1, λ_2 (11).

$$c_{(3,4)} \xrightarrow{\lambda_1 \rightarrow \lambda_2} c_{(3,5)} \quad (10)$$

Postać wektora pozycji czujnika z pierwszej grupy trzeciego segmentu i -tego modułu palca określa zależność (11).

$$c_{5,3,1} = \begin{bmatrix} c2\beta f_{5,1} + a_{5,1} f_{5,2} + g_{5,1} l_{5,2} + A_1 \\ c \delta_5 (f_{5,2} + c\theta_{5,1} l_{5,2}) + l_1 - 2l_6 \\ -s2\beta f_{5,1} + a_{5,3} f_{5,2} + g_{5,2} l_{5,2} + A_2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\text{gdzie: } \begin{aligned} f_{i,1} &= h_3 c (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) - r_{i,3} s (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}), \\ f_{i,2} &= h_3 s (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) + r_{i,3} c (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) + l_{i,1}, \\ g_{i,1} &= s2\beta s \delta_5 c \theta_{i,1} - c2\beta s \theta_{i,1}, \\ g_{i,2} &= s2\beta s \theta_{i,1} + c2\beta s \delta_5 c \theta_{i,1} \end{aligned}$$

Postać pozostałych wektorów pozycji czujników trzeciego segmentu dla piątego modułu palca określają wzory (12),(13).

$$c_{5,3,2} = \begin{bmatrix} -c2\beta f_{5,4} + a_{5,1} f_{5,3} + g_{5,1} l_{5,2} + A_3 a_{5,2} + A_1 \\ c \delta_5 (f_{5,3} + c\theta_{5,1} l_{5,2}) - s \delta_5 A_3 + l_1 - 2l_6 \\ s2\beta f_{5,4} + a_{5,3} f_{5,3} + g_{5,2} l_{5,2} + A_3 a_{5,4} + A_2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\text{gdzie: } \begin{aligned} f_{i,3} &= h_3 c \lambda_3 s (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) + r_{i,3} c (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) + l_{i,1}, \\ f_{i,4} &= r_{i,3} s (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) - h_3 c \lambda_3 c (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) \end{aligned}$$

$$c_{5,3,4} = \begin{bmatrix} c2\beta h_{5,2} + a_{5,1} h_{5,1} + g_{5,1} l_{5,2} + A_1 \\ c \delta_5 h_{5,1} + c \theta_{5,1} l_{5,2} + l_1 - 2l_6 \\ s2\beta h_{5,2} + a_{5,1} h_{5,1} + g_{5,2} l_{5,2} + A_2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\text{gdzie: } \begin{aligned} h_{i,1} &= h_3 s (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3} + \lambda_2) + r_{i,4} c (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - c\theta_{i,3}) + l_{i,1}, \\ h_{i,2} &= r_{i,4} s (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3}) - h_3 c (\theta_{i,1} + \theta_{i,2} - \theta_{i,3} + \lambda_2) \end{aligned}$$

Posiadając zależne w czasie informacje o zarejestrowanych kolizjach grup czujników z powierzchnią obiektu oraz ich pozycję w przyjętym globalnym układzie współrzędnych, można utworzyć przestrzenną siatkę reprezentującą miejsca styku segmentów modułów palców z chwytanym przedmiotem. Porównując zebrane informacje z określonym kształtem przedmiotów z grupy kontrolnej, zostanie ustalone kryterium oceniające stopień określenia kształtu dla zarejestrowanej grupy aktywnych czujników.

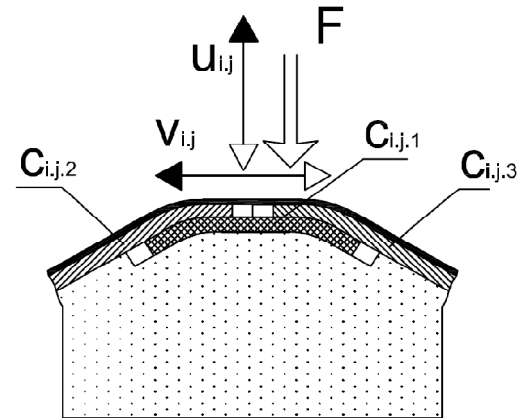
2.2. Detekcja poślizgu poprzecznego w module palca

Ocena poślizgu poprzecznego na powierzchni kontaktowej poszczególnych modułów palca manipulatora jest konieczna ze względu na potrzebę określenia skuteczności uchwycenia obiektu przez i -ty palec. W oparciu o rozmieszczenie w płaszczyźnie czołowej j -tego segmentu ruchowego czujników z grup $j.1 \div j.3$ (Rys. 7), przyjęto kierunek v propagacji punktowego kontaktu segmentu z obiektem podczas trwania poślizgu poprzecznego.

$$f_{i,j,k} = H(F_{i,j,k} - F_0) \cdot F_{i,j,k} \quad (14)$$

gdzie: h - funkcja skokowa Heaviside'a

W celu określenia zwrotu poślizgu wprowadzona została funkcja $f_{i,j,k}$ (14) odwzorowująca odczytaną wartość z danego czujnika, uwzględniając wartość progową siły F_0 w funkcji skoku jednostkowego, umożliwiając tym samym określenie czułości układu pomiarowego.



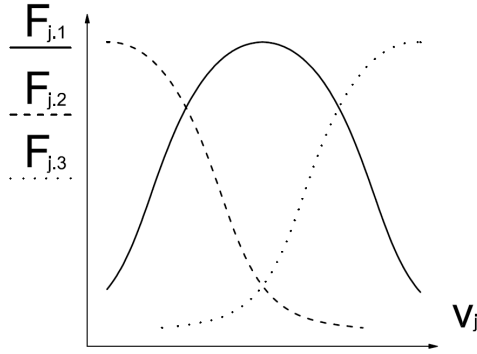
Rys. 7. Schemat modelu poślizgu poprzecznego

Następnie uwzględniając charakterystykę zmian wielkości mierzonej na czujniku w stosunku do siły nacisku, utworzono przybliżone przebiegi zmian odczytów z sensorów względem propagacji punktu nacisku (Rys. 8). Prze-

biegi te odzwierciedlają rozłożenie czujników w grupie poprzecznej – ułożenie zakładkowe.

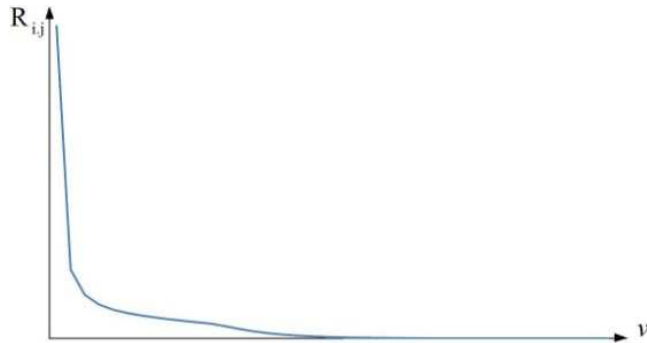
$$R_{i,j} = \left(\frac{f_1 f_2}{f_3} \right)_{ij} \quad (15)$$

Na ich podstawie możliwa była synteza zebranych informacji podczas akwizycji danych z grupy sensorów danego segmentu, określona według zależności (15).



Rys. 8. Przybliżone przebiegi odczytanych wartości sił z czujników $c_{i,j,1} \div c_{i,j,3}$ mierzone w kierunku przemieszczenia v

Przedstawiony na Rys. 9 przebieg obrazuje wyznaczoną zależność (15). Charakterystyka jest malejąca dla dodatniego zwrotu propagacji punktu nacisku przyjętego w kolejności od czujnika $c_{i,j,2}$ do $c_{i,j,3}$ (Rys. 7).



Rys. 9. Przebieg parametru $R_{i,j}$ w funkcji przemieszczenia v

W oparciu o przebieg z rysunku 9, utworzono zależność wyznaczającą współczynnik κ_{v_i} (16), którego wartość stanowi średnia zmian parametru $R_{i,j}$ dla wszystkich segmentów ruchowych każdego palca.

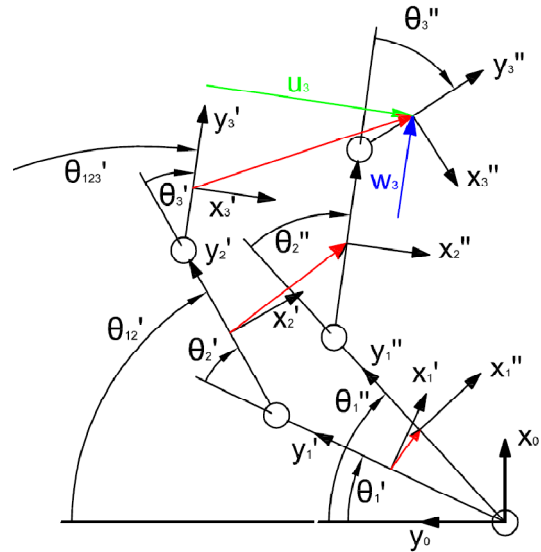
$$\kappa_{v_i} = \sum_{j=1}^3 \frac{[2H(\Delta R_{i,j}) - 1]}{3} \quad (16)$$

Poprzez zmodyfikowanie funkcji skoku jednostkowego, zmiany parametru $R_{i,j}$ mogą przyjąć wartości całkowite ze zbioru $\{-1;0;1\}$, dzięki czemu względem znaku współczynnika κ_{v_i} (17) można stwierdzić wystąpienie oraz zwrot poślizgu na danym module palca.

$$\kappa_{v_i} = \begin{cases} > 0 \Rightarrow v \rightarrow \\ < 0 \Rightarrow v \leftarrow \\ = 0 \Rightarrow v = 0 \end{cases} \quad (17)$$

2.3. Wyznaczenie podatności chwytanego przedmiotu

Podatność chwytanego obiektu można określić podczas śledzenia zmian mierzonej siły na czujnikach z grupy $c_{i,j,1}$ względem przemieszczenia w kierunku u , prostopadłym do powierzchni czujnika środkowego z danego segmentu palca (Rys. 10).



Rys. 10. Schemat modułu i palca w chwili $t_1(\cdot)$ i $t_2(\cdot)$

Do wyznaczenia kierunku przemieszczenia $u_{i,j}$ konieczne jest utworzenie macierzy przejścia z układu $i,j(t_2)$ do $i,j(t_1)$, gdyż przemieszczenie jest różnicą między pozycją w kierunku x w układzie pierwszego czujnika danego j -tego segmentu w czasie t_1 , a pozycją wynikającą z ruchu połączeń modułu palca po ustalonym odstępnie czasu $dt = t_2 - t_1$.

Korzystając z macierzy przekształceń jednorodnych (18) otrzymano zależności pozwalające wyznaczyć przemieszczenie w kierunku u dla każdego z 3 segmentów ruchowych modułu palca (19).

$$A_{1(t_2),1(t_1)} = A_{0,1(t_1)} A_{1(t_2),0} = B_{1(t_2),1(t_1)} \begin{bmatrix} u_{1(t_2),1(t_1)} \\ w_{1(t_2),1(t_1)} \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$A_{2(t_2),2(t_1)} = A_{1(t_1),2(t_1)} A_{1(t_2),1(t_1)} A_{2(t_2),1(t_2)} = B_{2(t_2),2(t_1)} \begin{bmatrix} u_{2(t_2),2(t_1)} \\ w_{2(t_2),2(t_1)} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$A_{3(t_2),3(t_1)} = A_{2(t_1),3(t_1)} A_{2(t_2),2(t_1)} A_{3(t_2),2(t_2)} = B_{3(t_2),3(t_1)} \begin{bmatrix} u_{3(t_2),3(t_1)} \\ w_{3(t_2),3(t_1)} \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}
 u_1 &= -l_{i,01}s(\Delta\theta_1) \\
 u_2 &= -l_{i,02}s(\Delta\theta_{12}) - l_1s(\theta'_2 + \Delta\theta_1) + l_1s\theta'_2 \\
 u_3 &= -l_{i,03}s(\Delta\theta_{123}) - l_2s(\theta'_3 + \Delta\theta_{12}) + \\
 & -l_1s(\theta'_{23} + \Delta\theta_1) + l_1s\theta'_{23} + l_2s\theta'_3
 \end{aligned} \tag{19}$$

gdzie: $\theta'_j - \theta''_j = \Delta\theta_j$,
 $\theta'_j = \theta_j(t_1), \theta''_j = \theta_j(t_2)$

Poprzez informację zawartą w przemieszczeniu i zmianach w zebranych sygnałach czujników z grupy 1, możliwe jest ocenienie w czasie, czy w danym segmencie nastąpiła kolizja z przedmiotem. Dopiero od momentu zetknięcia określonej grupy czujników z obiektem można oszacować podatność obiektu w obszarze kontaktu z modułem palca manipulatora. Czas, w którym następuje kolizja, jest informacją pozwalającą zmienić częstotliwość próbkowania podczas generowania sygnałów sterujących napędami modułu palca i liczby odczytanych danych z sieci sensorycznej. Jeżeli spełniony jest warunek (20), obiekt zostanie uznany za podatny, w sytuacji odwrotnej gdy zachodzi zależność (21), dany obiekt można uznać za niepodatny.

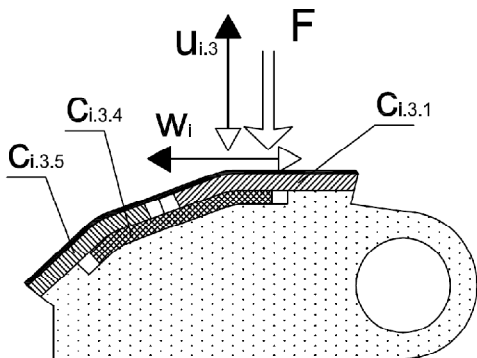
$$\Delta F_{i,j,1} \xrightarrow{u_{i,j,1} > 0} 0 \tag{20}$$

$$u_{i,j,1} \xrightarrow{\Delta F_{i,j,1} > 0} 0 \tag{21}$$

Informacja ta jest kluczowa dla kryterium zdolności chwytanych manipulatora. Liczba aktywowanych czujników w wyniku kontaktu z obiektem, jest istotną informacją użytą podczas podejmowania decyzji o zatrzymaniu bądź poruszeniu danym segmentem modułu palca.

2.4. Stopień uchwycenia obiektu przez palec manipulatora

Sytuacja dotycząca uchwycenia obiektu, wymaga określenia relacji pomiędzy propagacją punktu nacisku na trzecim segmencie każdego modułu palca, a przemieszczeniem w , którego dodatni zwrot ustalono zgodnie z ustawieniem czujników $c_{i,3,1} - c_{i,3,5}$ (Rys. 11).



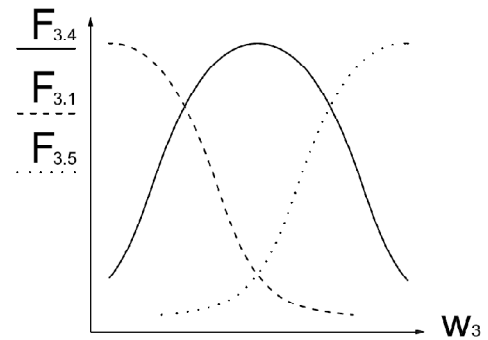
Rys. 11. Schemat modelu poślizgu wzdłużnego – wysunięcia

Korzystając z zależności (21) i postępując analogicznie jak w przypadku parametru R_{ij} , wyznaczono zależność określającą parametr P_i (22), w sposób pozwalający na uzyskanie przebiegu malejącego jak na Rys. 9, przy założeniu dodatniego kierunku propagacji punktu nacisku ostatniego segmentu na obiekt, zgodnie z kierunkiem w_3 na Rys. 11.

$$P_i = \left(\frac{f_1 f_4}{f_5} \right)_{ij} \tag{22}$$

Podobnie jak w przypadku poślizgu poprzecznego, wyznaczony został współczynnik κ_{w_i} (23), dla każdego modułu i -tego palca, korzystając ze zmodyfikowanej funkcji skoku jednostkowego.

$$\kappa_{w_i} = 2H(\Delta P_{i,j}) - 1 \tag{23}$$



Rys. 12. Przybliżone przebiegi odczytanych wartości sił z czujników $c_{i,3,1}; c_{i,3,4}; c_{i,3,5}$ mierzone w kierunku przemieszczenia w .

Korzystając z macierzy (18), określono przemieszczenia w_i (24) względem układu współrzędnych, zgodnie z kierunkiem propagacji punktu nacisku ostatniego segmentu na chwytany obiekt.

$$\begin{aligned}
 w_1 &= l_{i,01}c(\Delta\theta_1) - l_{i,01} \\
 w_2 &= l_{i,02}c(\Delta\theta_{12}) + l_1c(\theta'_2 + \Delta\theta_1) - l_1c\theta'_2 - l_{i,02} \\
 w_3 &= l_{i,03}c(\Delta\theta_{123}) + l_2c(\theta'_3 + \Delta\theta_{12}) + l_1c(\theta'_{23} + \Delta\theta_1) + \\
 & -l_1c\theta'_{23} - l_2c\theta'_3 - l_{i,03}
 \end{aligned} \tag{24}$$

$$\kappa_{w_i} = \begin{cases} 1 \Rightarrow \text{wysunięcie} \\ 0 \Rightarrow \text{utrzymanie} \\ -1 \Rightarrow \text{wsunięcie} \end{cases} \tag{25}$$

Bazując na współczynniku κ_{w_i} przy znanym przemieszczeniu grupy czujników $w_{i,3}$ danego palca, względem ustawienia połączeń ruchowych, możliwe jest ustalenie kryterium stopnia uchwycenia przedmiotu. Opierając się na wartościach wyznaczonego współczynnika κ_{w_i} (25), możliwe jest określenie stopnia utrzymania w uchwycie manipulatora, danego przedmiotu, a dodatkowy fakt zarejestrowanego wysuwania się przedmiotu względem ostatniego segmentu modułu palca, jest istotną informacją wykorzystaną w sterowaniu pozycjami połączeń ruchowych.

3. PODSUMOWANIE MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA KORELACJI MODELU SIECI SENSORYCZNEJ ZE STRUKTURĄ MANIPULATORA HAND-K3

Na podstawie przyjętych modeli matematycznych, opisujących cztery wyszczególnione parametry, dotyczące interakcji części chwytanych manipulatora z obiektem, zostanie przeprowadzona seria eksperymentów. Opierając się na uzyskanych wynikach zostanie ustalona metoda optymalizacji określonego typu manipulatorów względem przyjętych kryteriów optymalizacji. Wynikiem przedstawionej pracy będzie możliwość ustalenia faktycznej liczby czynnych, niesprężonych ruchów modułów palców, jak i liczby oraz rozmieszczenia elementów sensorycznych, na powierzchni segmentów ruchowych. Kryteria przeprowadzanej optymalizacji bazują w głównej mierze na wyznaczonych relacjach pomiędzy modelami sieci sensorycznej, a przyjętą strukturą kinematyczną badanej grupy manipulatorów.

W oparciu o modele poślizgu poprzecznego i wzdłużnego, czyli detekcji wysunięcia obiektu względem ostatniego segmentu, zostanie zmodyfikowana implementacja algorytmów sterujących pracą napędów w prototypie manipulatora, zapewniając w ten sposób stabilną manipulację chwytanego przedmiotu. Dodatkową zaletą wynikającą z zastosowania zwykłych czujników nacisku, jest eliminacja konieczności stosowania modułowych czujników poślizgu (Cotton i inni, 2008).

Bazując z kolei na modelu określającym podatność obiektu w obszarze kontaktu z danym segmentem palca, możliwe jest wprowadzenie dodatkowego zabezpieczenia układu mechanicznego przed niepożądanym uszkodzeniem, wynikającym z przekroczenia doraźnej wytrzymałości elementów przekazujących napęd. Informacja dotycząca podatności chwytanego przedmiotu jest warunkiem decydującym o wyborze sekwencji aktywujących poszczególne połączenia ruchowe.

Przy znanej pozycji każdego z czujników w danej chwili czasu, możliwe jest uzyskanie wystarczającej informacji do zamodelowania percepcji dotyku, a następnie określenie przybliżonego kształtu chwytanego obiektu.

Dla spełnionego minimum aktywnych punktów kontaktu segmentów modułów palców manipulatora, względem których obiekt nie zmienia pozycji, możliwe jest dalsze rozwinięcie opracowywanej metody optymalizacji manipulatorów typu ręka człowieka, dotyczącej sposobów zadawania pozycji połączeń ruchowych modułów palców.

Wszystkie modele sieci sensorycznej tego prototypu, usprawniają sterowanie manipulatorem w układzie za-

mkniętym, pozwalając przede wszystkim na pominięcie dokładności pozycjonowania źródeł napędu.

Wynikiem ostatecznym omawianej optymalizacji jest minimalizacja ilości sygnałów bądź komend sterujących, pochodzących z elementu zadającego położenie do sterowników napędów manipulatora, przy ustalonych kryteriach optymalizacji. Możliwe staje się również zrealizowanie niezależnego sterowania każdym modułem palca bądź w wydzielonych grupach modułów w układzie równoległym (Liu i inni, 2007).

LITERATURA

1. Cotton D. P.J., Chappell P.H., Cranny A., White N.M., Beeby S.P.. (2008) *A novel thick-film piezoelectric slip sensor for a prosthetic hand*, Sensors-01390
2. Handke A., Krysztoforski K. (2007), Koncepcja współczesnego biomanipulatora typu ręka człowieka, *XIV Konferencja Biomechaniki i Inżynierii Biomedycznej*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2007
3. Handke A., Krysztoforski K., Będziński R. (2008), Problematyka i optymalizacja współczesnych manipulatorów typu ręka człowieka, *Roboty medyczne*, Zabrze.
4. Heo J., Chung J., Lee J. (2006), Tactile sensor arrays using fiber Bragg grating sensors, *Sensors and Actuators A* 126, 312–327
5. Liu H., Meusel P., Seitz N., Willberg B., Hirzinger G., Jin M.H., Liu Y.W., Wei R., Xie Z.W., (2007), The modular multisensory DLR-HIT-Hand, *Mechanism and Machine Theory*, 42, 612–625.
6. Morecki A., Knapczyk J. (1999), *Podstawy Robotyki Teoria i elementy manipulatorów i robotów*, WNT Warszawa, 54-63.

CORRELATION OF THE SENSORY PARAMETERS' MATHEMATIC MODELS WITH THE KINEMATIC STRUCTURE OF THE HAND-K3 HAND TYPE MANIPULATOR

Abstract: This paper refers to functional connection of set of mathematical models of tactile sensor array disposed in groups of each finger phalanx in the prototype manipulator with the configuration of its motor connections in time. Correlation of previously elaborated mathematic model of the sensor array in metacarpus's coordinate system of the manipulator's hand served for conducting series of experiments, measurements and establishing key criteria used in the optimizing process of the hand type manipulator's kinematic structure. The main goal of this work is to generate a set of functions and transformations common in the theory of manipulator's, essential in designating rules in controlling the movement of finger modules in the HAND-K3 hand type manipulator prototype in interaction with examined objects.

WYZNACZANIE PRZEDZIAŁU NIEPEWNOŚCI APROKSYMACJI DYSKRETNEJ NIEUSTALONEGO ZAGADNIENIA WENTYLACJI POMIESZCZENIA MIESZKALNEGO

Mirosława KOŁODZIEJCZYK*

*Zakład Techniki Ciepłej i Chłodnictwa, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka,
ul Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

mirka@pb.edu.pl

Streszczenie: Praca poświęcona jest oszacowaniu przedziału niepewności aproksymacji dyskretnej nieustalonego zagadnienia wentylacji pomieszczenia mieszkalnego. Obliczenia numeryczne przeprowadzono z wykorzystaniem programu ANSYS-CFX. Szczegółowa analiza wykazała, że ich wyniki znajdują się poza przedziałem zbieżności asymptotycznej. Na ich przykładzie zbadano przydatność istniejących metod weryfikacji w różny sposób uwzględniających nieasymptotyczność rozwiązań. Przedział niepewności wyznaczono dla przyjętego poziomu ufności 0.95.

1. WPROWADZENIE

W literaturze naukowej ostatnich lat pojawiło się wiele publikacji dotyczących wykorzystania numerycznej mechaniki płynów w rozwiązywaniu zadań inżynierskich. Fakt ten został spowodowany szybkim rozwojem komercyjnych programów obliczeniowych, które w znacznym stopniu poszerzyły dotychczasowe możliwości obliczeń zagadnień praktycznych. Właściwe ich wykorzystanie w praktyce inżynierskiej, zwłaszcza projektowej, wymaga przeprowadzenia oceny niepewności otrzymanych wyników. Z tego względu w obliczeniach numerycznych dąży się do prezentowania wyników obliczeń łącznie z przedziałem niepewności określonym na poziomie ufności 0.95 – na wzór badań doświadczalnych (Johnson i inni, 2006).

Na jakość obliczeń numerycznych mają wpływ liczne czynniki: założenia modelowe, aproksymacja dyskretna równań bilansowych, niedokładność odwzorowania geometrii, niepewności spowodowane niedokładnym zadaniem lub nieznanymi warunkami początkowymi i brzegowymi, wreszcie fakt iteracyjnego rozwiązywania zdyskretyzowanego zagadnienia ciepłno-przepływowego oraz właściwości oprogramowania i dostępnego sprzętu komputerowego.

W przypadku estymacji przedziału niepewności spowodowanej aproksymacją dyskretną podstawę większości metod stanowi uogólniona ekstrapolacja Richardsona. Jest ona ceniona za prostotę, elegancję i efektywność. Jej dodatkowe zalety to niezależność od metody rozwiązania zagadnienia numerycznego i możliwość przeprowadzenia po zakończeniu obliczeń. Wadą jest konieczność wykonania obliczeń na przynajmniej dwu lub trzech sukcesywnie zagęszczanych siatkach oraz wymóg asymptotycznej zbieżności wszystkich badanych rozwiązań. Oznacza to, że wszystkie siatki muszą być wystarczająco gęste. W ostatnich latach problem ten stanowił temat wielu artykułów naukowych (Celik i inni, 2006; Eca i Hoekstra, 2006; 2009; Johnson i inni, 2006; Stern i inni, 2004; Roache, 1997).

Uzyskanie asymptotycznej zbieżności wszystkich rozwiązań jest w praktycznych obliczeniach inżynierskich, odznaczających się skomplikowaną geometrią obszaru przepływu oraz dużą złożonością procesów fizycznych i chemicznych, trudno osiągalne. Z tego względu na szczególną uwagę zasługują prace naukowców badających wyniki obliczeń znajdujące się poza ścisłym przedziałem zbieżności asymptotycznej. Określanie przedziału niepewności takich rozwiązań zajmowali się m.in. Eca i Hoekstra (2006, 2009) oraz Stern i inni (2004).

Jednym z problemów obliczeniowych, w których trudno jest uzyskać rozwiązania asymptotyczne jest zagadnienie wentylacji pomieszczenia mieszkalnego, odznaczające się dużą złożonością geometryczną i fizyczną, spowodowaną obecnością wielu źródeł ciepła, koniecznością uwzględnienia w modelu fizycznym zjawiska konwekcji naturalnej, wymiany ciepła przez promieniowanie oraz wilgotności powietrza. Tematem niniejszej pracy jest badanie zbieżności rozwiązania numerycznego nieustalonego zagadnienia wentylacji pomieszczenia mieszkalnego oraz próba estymacji przedziału niepewności numerycznej spowodowanej aproksymacją dyskretną zagadnienia ciągłego. Rozwiązanie numeryczne uzyskano z wykorzystaniem programu ANSYS-CFX.

2. NIEPEWNOŚĆ APROKSYMACJI DYSKRETNEJ

Analizę błędów dyskretyzacji można przeprowadzić dla dowolnych istotnych zmiennych. W przypadku siatek niestrukturalnych, stosowanych m.in. z powodu konieczności odwzorowania skomplikowanej geometrii obszaru przepływu, zaleca się jej wykonanie dla wynikowych wielkości całkowitych ϕ , kluczowych dla danego zagadnienia i wrażliwych na zagęszczenie siatki (ANSYS-CFX Release 11.0, Johnson i inni, 2006; Roache, 1997).

Uogólnioną ekstrapolację Richardsona stosuje się do rozwiązań uzyskanych w wyniku obliczeń przeprowa-

dzonych według schematu numerycznego o dowolnym, znanym (formalnym) rzędzie dokładności p na dwu lub trzech podobnych geometrycznie siatkach o sukcesywnie rosnącym zagęszczeniu. Niech ϕ_3 oznacza rozwiązanie uzyskane na siatce o największym rozmiarze oczka h_3 , ϕ_2 – rozwiązanie uzyskane na siatce pośredniej (oczko h_2) i ϕ_1 – rozwiązanie na siatce o największym zagęszczeniu (oczko h_1). Stosunki wielkości oczek siatek (współczynniki zagęszczenia siatek) wyznacza się ze wzorów:

$$r_{21} = h_2 / h_1, \quad r_{32} = h_3 / h_2. \quad (1)$$

W przypadku siatek niestrukturalnych „oczkami” siatek są średnie liniowe wymiary objętości kontrolnych, obliczane jako :

$$h_i = \left(\frac{1}{N_i} \sum_{j=1}^{N_i} (\Delta V_j) \right)^{1/D}, \quad (2)$$

gdzie $\sum_{j=1}^{N_i} (\Delta V_j)$ jest objętością obszaru przepływu, N_i liczbą

węzłów (objętości kontrolnych ΔV_j) „i-tej” siatki a D oznacza wymiarowość rozpatrywanego zagadnienia.

Symulacje numeryczne procesów nieustalonych wprowadzają do analizy błędów dyskretyzacji jeszcze jedną zmienną – czas, który w obliczeniach z zastosowaniem równań Reynoldsa RANS traktuje się jako dodatkowy wymiar siatki (Celik i inni, 2006; Johnson i inni, 2006). Oznacza to konieczność zmodyfikowania średniego liniowego wymiaru objętości kontrolnej tak, by uwzględniał krok czasowy. Celik i inni (2006) przedstawiają następujący sposób uogólnienia wymiaru liniowego:

$$h_i = (\Delta x \cdot \Delta y \cdot \Delta z \cdot \Delta x_t)^{1/4}, \quad (3)$$

gdzie Δx , Δy , Δz to wymiary objętości kontrolnych w poszczególnych kierunkach przestrzennych, $\Delta x_t = u_{ch} \Delta t$; u_{ch} jest prędkością charakterystyczną a Δt krokiem czasowym.

Warunek asymptotycznej zbieżności rozwiązań ϕ_1 , ϕ_2 i ϕ_3 oznacza, że wymiar h_i musi być wystarczająco mały, by członem dominującym w rozwinięciu rozwiązania numerycznego ϕ_i w szereg Taylora wokół rozwiązania dokładnego ϕ_{ext} był człon h^p , co pozwala na przedstawienie ich w postaci:

$$\begin{aligned} \phi_1 &= \phi_{ext} + g_p h_1^p, \\ \phi_2 &= \phi_{ext} + g_p (r_{21} h_1)^p, \\ \phi_3 &= \phi_{ext} + g_p (r_{32} r_{21} h_1)^p. \end{aligned} \quad (4)$$

Każda para rozwiązań może służyć jako podstawa do wyznaczenia ekstrapolowanego rozwiązania poprawionego ($p+1$) rzędu dokładności, np.:

$$\phi_1^{21} = \frac{\phi_1 r_{21}^p - \phi_2}{r_{21}^p - 1}, \quad \phi_2^{32} = \frac{\phi_2 r_{32}^p - \phi_3}{r_{32}^p - 1}. \quad (5)$$

Ekstrapolacja Richardsona pozwala również na oszacowanie bezwzględnego błędu dyskretyzacji jako:

$$\phi_1 - \phi_{ext} = \frac{\phi_2 - \phi_1}{r^p - 1}, \quad (6)$$

gdzie p oznacza formalny lub obserwowany rząd zbieżności metody.

Obserwowany na podstawie rozwiązań rząd schematu numerycznego p powinien być równy rzędowi formalnemu metody. Brak zgodności oznacza, że otrzymane rozwiązania znajdują się poza zakresem zbieżności asymptotycznej i tym samym poza zakresem obowiązywania metody szacowania niepewności rozwiązania opartej wyłącznie na ekstrapolacji Richardsona.

Wyznaczenie obserwowanego p wymaga przeprowadzenia obliczeń na przynajmniej trzech siatkach o różnym zagęszczeniu. Wyznacza się go iteracyjnie jako rozwiązanie równania:

$$\frac{\phi_3 - \phi_2}{r_{32}^p - 1} = r_{21}^p \left(\frac{\phi_2 - \phi_1}{r_{21}^p - 1} \right) \quad (7)$$

wynikającego z rozwinięć (4).

Roache (1997) udowodnił, że błąd względny dyskretyzacji rozwiązania na siatce o największej gęstości można wyrazić jako:

$$\left| \frac{\phi_{ext} - \phi_1}{\phi_{ext}} \right| = \left| \frac{\phi_{ext} - \phi_1}{\phi_1} \right| = \left| \frac{\phi_2 - \phi_1}{\phi_1} \right| / (r_{21}^p - 1) \quad (8)$$

oraz zaproponował estymację przedziału niepewności aproksymacji dyskretnej za pomocą indeksu zbieżności siatkowej (grid convergence index):

$$GCI_1^{21} = \frac{F_s}{r_{21}^p - 1} \left| \frac{\phi_2 - \phi_1}{\phi_1} \right| \quad (9)$$

gdzie F_s jest współczynnikiem bezpieczeństwa.

Współczynnik bezpieczeństwa F_s dobiera się w zależności od liczby siatek zastosowanych do wyznaczenia GCI oraz wartości obserwowanego p . Wartość $F_s = 1.25$ przyjmuje się, gdy rząd dokładności p określono biorąc za podstawę rozwiązania na trzech siatkach i jest on równy formalnemu rzędowi schematu numerycznego, tzn. wszystkie rozwiązania znajdują się w zakresie zbieżności asymptotycznej; $F_s = 3$ stosuje się, gdy użyto tylko dwu siatek lub gdy obserwowany i formalny rząd aproksymacji nie są sobie równe.

Większość ze stosowanych obecnie sposobów szacowania przedziału niepewności numerycznej wykorzystuje w ten czy inny sposób wskaźnik GCI modyfikując jedynie wartość współczynnika bezpieczeństwa F_s w zależności od rodzaju zbieżności rozwiązania i wielkości obserwowanego p . GCI z przedstawionym powyżej sposobem doboru współczynnika bezpieczeństwa F_s jest polecany m.in. przez ASME Journal of Fluid Engineering do oceny zbieżności i oszacowania przedziału niepewności aproksymacji dyskretnej (<http://journaltool.asme.org/Templates/JFENumAccuracy.pdf>).

Dysponując trzema rozwiązaniami niektórzy autorzy (Stern i inni, 2004) definiują zbieżność lub rozbieżność rozwiązania numerycznego współczynnikiem zbieżności:

$$R = (\phi_2 - \phi_1) / (\phi_3 - \phi_2), \quad (10)$$

czyli stosunkiem różnicy rozwiązań z „sąsiednich” siatek, który może przyjmować następujące wartości: $0 < R < 1$, oznaczającą zbieżność monotoniczną; $-1 < R < 0$, wskazującą na zbieżność oscylacyjną lub $|R| > 1$, oznaczającą rozbieżność rozwiązań. Eca i Hoekstra (2006, 2009) zbieżność oceniają na podstawie wartości p wyznaczonego metodą najmniejszych kwadratów z rozwiązań uzyskanych dla przynajmniej czterech siatek.

Większość autorów nie przeprowadza rachunku błędów dla rozwiązań rozbieżnych. Eca i Hoekstra (2006) w przypadku obliczeń wykonanych z zastosowaniem zweryfikowanego oprogramowania oczekują uzyskania rozwiązań zbieżnych. Otrzymana w takim wypadku formalna rozbieżność świadczy według nich o pozostawaniu rozwiązania poza przedziałem zbieżności asymptotycznej i o konieczności szacowania niepewności takiego rozwiązania innymi metodami. Dla wyników nie wykazujących zbieżności monotonicznej zalecają następujące oszacowanie niepewności bezwzględnej U :

$$U = 3 \cdot \max|\phi_i - \phi_j|, \quad (11)$$

gdzie $\max|\phi_i - \phi_j|$ oznacza maksymalną różnicę pomiędzy uzyskanymi rozwiązaniami, a i, j to numery siatek.

W przewodnikach ASME Journal of Fluid Engineering (<http://journaltool.asme.org/Templates/JFENumAccuracy.pdf>) oraz Idaho National Laboratory (Johnson i inni, 2006) niezgodność formalnego i obserwowanego rzędu dyskretyzacji nie jest sprecyzowana liczbowo.

Eca i Hoekstra (2006, 2009) wprowadzają następujący schemat określenia przedziału niepewności bezwzględnej U dla aproksymacji drugiego rzędu dokładności i zbieżności monotonicznej w zależności od wartości obserwowanego p :

$$\begin{aligned} \text{dla } 0 < p < 0.95: U &= \min(1.25(\phi_1 - \phi_1^{12}), 1.25 \max|\phi_i - \phi_j|), \\ \text{dla } 0.95 \leq p < 2.05: U &= 1.25(\phi_1 - \phi_{ext}); \\ \text{dla } p > 2.05: U &= \max(1.25(\phi_1 - \phi_1^*), 1.25 \max|\phi_i - \phi_j|), \end{aligned} \quad (12)$$

gdzie ϕ_1^* – to rozwiązanie poprawione z użyciem formalnego (drugiego) rzędu aproksymacji; i, j oznaczają numery siatek.

Stern i inni (2004) wprowadzili współczynnik korekcji C_1 współczynnika bezpieczeństwa F_s mierzący dystans, jak dalece uzyskane rozwiązanie jest odległe od rozwiązań asymptotycznych:

$$C_1 = \frac{r_{21}^p - 1}{r_{21}^q - 1}; \quad (13)$$

q oznacza tu formalny rząd schematu numerycznego.

Zaproponowali również dwa sposoby uzależnienia współczynnika bezpieczeństwa F_s od C_1 . Prostszy z nich ma postać (Stern i inni, 2004):

$$F_{s,c} = \begin{cases} 9.6(1 - C_1)^2 + 1.1 & |1 - C_1| < 0.125 \\ 2|1 - C_1| + 1 & |1 - C_1| \geq 0.125 \end{cases}. \quad (14)$$

Najtrudniejsze w ocenie są rozwiązania zbieżne oscylacyjnie. W zaleceniach ASME Journal of Fluid Engineering (<http://journaltool.asme.org/Templates/JFENumAccuracy.pdf>) oraz Idaho National Laboratory (Johnson i inni, 2006) nie czyni się różnicy pomiędzy rozwiązaniami zbieżnymi monotonicznie i oscylacyjnie wyznaczając w jednym i drugim przypadku indeks GCI . Eca i Hoekstra (2006) konsekwentnie dla rozwiązań nie wykazujących zbieżności monotonicznej stosują zależność (11). Stern i inni (2004) estymują przedział niepewności U rozwiązania oscylacyjnego w następujący sposób:

$$U = (\phi_{\max} - \phi_{\min}) / 2, \quad (15)$$

gdzie ϕ_{\max} oznacza maksimum oscylacji a ϕ_{\min} minimum, zalecając przeprowadzenie obliczeń na przynajmniej jeszcze jednej siatce w celu sprawdzenia tych wartości.

W analizie niepewności numerycznych dąży się do wykorzystania metod statystycznych na wzór badań doświadczalnych. W przewodniku Idaho National Laboratory (Johnson i inni, 2006) niepewność numeryczną δ estymuje się jako wartość średnią z GCI_1^{21} (9) oraz różnic względnych rozwiązań z „sąsiednich” siatek e^{21} , e^{32} i e_1^{21} (czyli różnicy względnej rozwiązania ϕ_1 i rozwiązania ekstrapolowanego ϕ_1^{21}) zdefiniowanych w następujący sposób:

$$\begin{aligned} e^{21} &= |(\phi_1 - \phi_2) / \phi_1|, \\ e^{32} &= |(\phi_2 - \phi_3) / \phi_2|, \\ e_1^{21} &= \left| \frac{\phi_1^{21} - \phi_1}{\phi_1^{21}} \right|, \end{aligned} \quad (16)$$

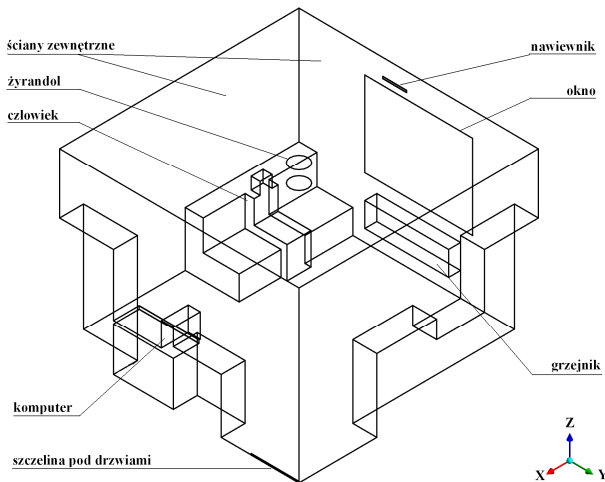
traktując je jako wielkości statystyczne, z przedziałem ufności ($\delta - t_{\alpha/2}s$, $\delta + t_{\alpha/2}s$), gdzie s – jest odchyleniem standardowym a $t_{\alpha/2}$ odczytuje się z tablic dla rozkładu t-Studenta przy założeniu $\alpha=0.05$ dla trzech stopni swobody. Przedział ufności wyznaczany jest więc z prawdopodobieństwem 95%.

3. MODELOWANIE NUMERYCZNE NIEUSTALONEGO ZAGADNIENIA WENTYLACJI POMIESZCZENIA MIESZKALNEGO

Geometria badanego pomieszczenia została pokazana na Rys.1. Kształt zarówno elementów wyposażenia, jak i sylwetka człowieka zostały uproszczone ze względu na konieczność ograniczenia liczby węzłów siatki. Obliczenia przeprowadzono dla warunków zimowych, przy następujących parametrach powietrza zewnętrznego: -5°C i wilgotności względnej 100%. Czynnikiem roboczym było powietrze wilgotne, modelowane jako mieszanina powietrza suchego traktowanego jako gaz doskonały i pary wodnej, której parametry pobrano z wbudowanej w ANSYS-CFX biblioteki IAPWS IF97.

Gabaryty pomieszczenia wynosiły: 4mx4mx2.8m. Powietrze dostawało się do pomieszczenia przez widoczny na Rys. 1 nawiewnik okienny o wymiarach 40cmx3cm. Drzwi do pomieszczenia były zamknięte, przepływ powietrza (napływ lub wypływ) możliwy był jednak przez szczelinę

pod drzwiami (Rys. 1). Powietrze napływające z dalszej części mieszkania miało temperaturę 20°C i wilgotność 40%. Wymiary szczeliny były równe 80cmx2cm.



Rys. 1. Geometria badanego pomieszczenia

W obliczeniach wzięto pod uwagę następujące wewnętrzne źródła ciepła: grzejnik (700W), komputer (150W), żyrandol (150W) oraz człowieka odpoczywającego na siedząco, który generował strumień ciepła (85W) i pary wodnej (41 g/h) (Fanger, 1974). Uwzględniono przenikalność ścian zewnętrznych ze współczynnikiem przenikania dla budynków budowanych w latach 1976÷1983 równym 1,163 W/(m²K) oraz przenikalność okna ze współczynnikiem przenikania 1,1 W/(m²K). Nie uwzględniano natomiast zysków ciepła od promieniowania słonecznego.

Obliczenia przeprowadzono w programie ANSYS-CFX z wykorzystaniem równań Reynoldsa URANS (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes) i modelu turbulencji RNG $k-\epsilon$, ze skalowalną funkcją ścianki. W modelu fizycznym uwzględniono oddziaływanie grawitacyjne Ziemi oraz model promieniowania Discrete Transfer, polecany przez dokumentację ANSYS-CFX do tego typu obliczeń (ANSYS-CFX Release 11.0).

Wstępne testy obliczeniowe wykazały, że w symulacji ustalonej nie uda się osiągnąć zamierzonej iteracyjnej zbieżności residualnej RMS na poziomie nie wyższym niż 10⁻⁴. Z tego względu zdecydowano się na przeprowadzenie czasochłonnych symulacji nieustalonych, w których taką zbieżność iteracyjną uzyskano dla wszystkich rozwiązywanych równań stosując schematy numeryczne formalnie drugiego rzędu dokładności (Second Order Backward Euler dla aproksymacji dyskretnej względem czasu oraz High Resolution przy dyskretyzacji w przestrzeni).

Symulację podzielono na dwa etapy. Etap pierwszy stanowiła symulacja nieustalona konwekcji naturalnej, wywołanej przez nagłe „włączenie” wewnętrznych źródeł ciepła w nieruchomym powietrzu o temperaturze 20°C i wilgotności względnej 40%. W etapie drugim, po 10s od „uruchomienia” źródeł ciepła, został otwarty nawiewnik okienny, umożliwiając tym samym napływ powietrza z zewnątrz ze stałą prędkością 0,3 m/s, normalną do powierzchni wlotu, z turbulencją o intensywności równej 5%.

Wielkościami wynikowymi ϕ , na podstawie których ba-

dano globalną zbieżność siatkową, były: ilość ciepła Q przenikająca w jednostce czasu przez ściany zewnętrzne (Rys. 1) oraz średnia w badanym pomieszczeniu temperatura wynikowa DRT (Dry Resulant Temperature), zdefiniowana wzorem (Awbi, 2003):

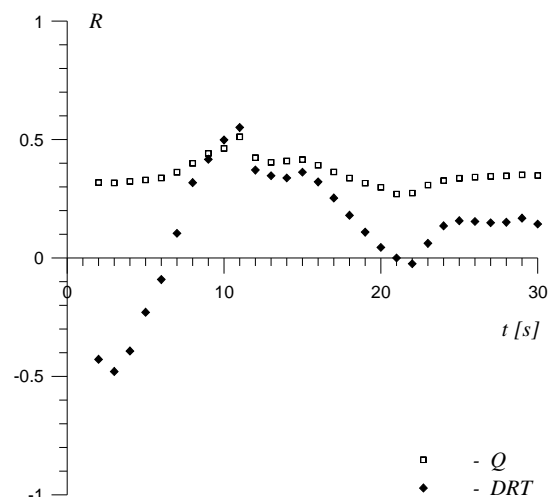
$$DRT = \frac{t_{mrt} + 3.17t \sqrt{v}}{1 + 3.17\sqrt{v}} [^{\circ}\text{C}], \quad (17)$$

gdzie t_{mrt} – średnia temperatura promieniowania [^oC], wyznaczona na podstawie prawa Stefana – Boltzmana, t – temperatura [^oC] i v – prędkość powietrza [m/s].

4. WYNIKI OBLICZEŃ

Zagadnienie numeryczne zostało rozwiązane dla trzech siatek przestrzennych o różnym stopniu zagęszczenia utworzonych w środowisku ANSYS-Workbench z niestrukturalnych elementów czworosiecznych: siatki C o najmniejszej liczbie węzłów $N_3=64215$ i dla kroku czasowego $\Delta t=0,1s$, siatki B średniej gęstości o liczbie węzłów $N_2=128660$ i $\Delta t=0,05s$ oraz siatki A o największej liczbie węzłów $N_1=205867$ i $\Delta t=0,025s$.

Średni liniowy wymiar objętości kontrolnej „ i -tej” siatki wyznaczono wg wzoru (3), przyjmując prędkość charakterystyczną równą prędkości napływu powietrza w nawiewniku okiennym. Wyniosły one odpowiednio: dla siatki A $h_1=0,0350m$, dla siatki B $h_2=0,0469m$ i $h_3=0,0662m$ dla siatki C. Wartość prędkości charakterystycznej nie miała wpływu na współczynniki zagęszczenia siatek, które wyniosły: $r_{21}=1,337$ – współczynnik zagęszczenia siatki A względem B oraz $r_{32}=1,415$ – współczynnik zagęszczenia siatki B względem C.

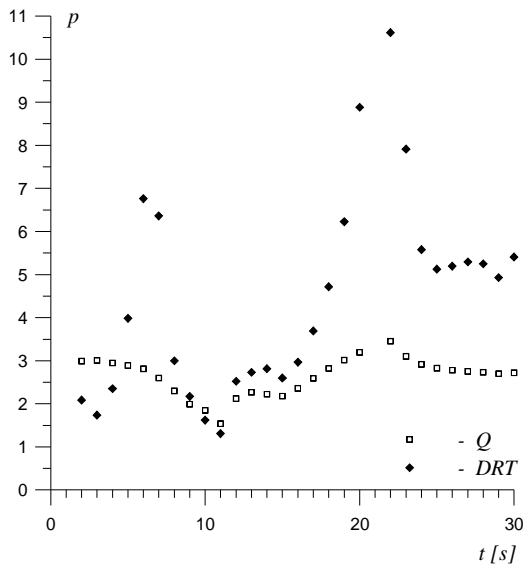


Rys. 2. Współczynnik zbieżności R dla Q i DRT

Zbieżność iteracyjną na poziomie residuum RMS poniżej 10⁻⁴ uzyskano dla wszystkich rozwiązań. Obliczenia nieustalone są bardzo czasochłonne. Jedynie dla siatki B o średnim zagęszczeniu i kroku $\Delta t = 0,05s$ obliczenia doprowadzono do $t = 175s$; ich szczegółowe wyniki dotyczące wskaźników lokalnych komfortu cieplnego zostały przed-

stawione w pracy Bohojło i Kołodziejczyk (2009). Z analizy wyników obliczeń wynika, że w badanym przedziale czasu parametry przepływu nie osiągnęły jeszcze stanu ustalonego. W niniejszej pracy badanie zbieżności rozwiązania przeprowadzono do osiągnięcia $t = 30s$.

Na Rys. 2 przedstawiono wartości współczynników zbieżności R (10) dla wielkości wynikowych Q i DRT w analizowanym przedziale czasu. Wielkości Q i DRT zdefiniowano w punkcie poprzednim pracy. Zgodnie z przyjętą klasyfikacją rodzajów zbieżności, uzyskane rozwiązania dla ciepła Q są zbieżne monotonicznie. W przypadku średniej temperatury DRT w 21% chwil czasowych rozwiązanie DRT wykazuje zbieżność oscylacyjną (dla ujemnych wartości R). W pozostałych momentach czasu zbieżność DRT jest monotoniczna.

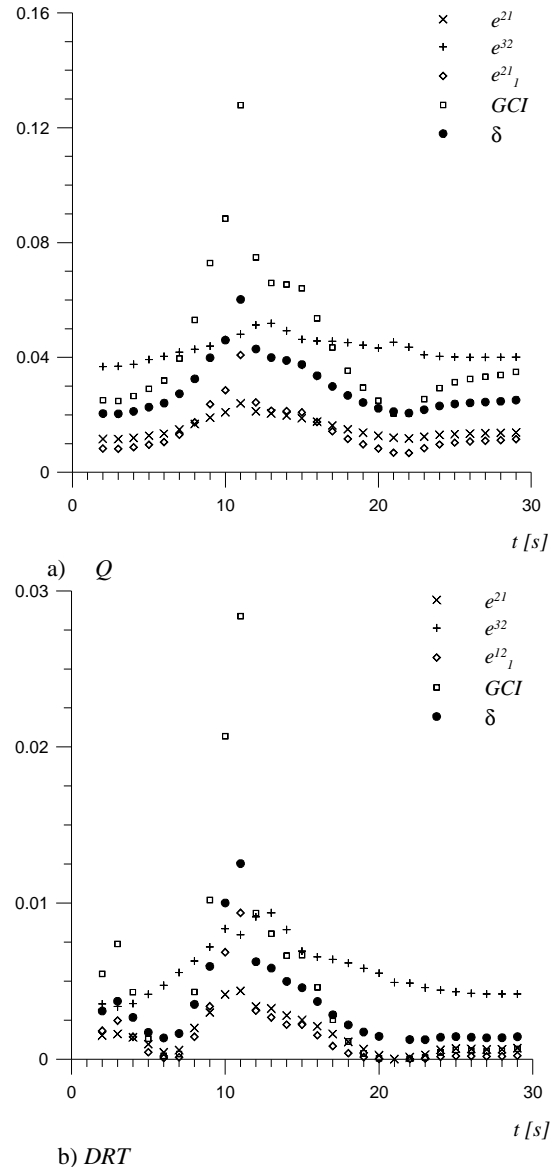


Rys. 3. Obserwowany rząd p dla Q i DRT

Rys. 3 prezentuje obserwowany rząd aproksymacji dyskretnej p . W przypadku obu wielkości analizowane rozwiązania wykazują tzw. superzbieżność, ponieważ rząd obserwowany jest większy niż rząd formalny metody równy 2. Dla ciepła Q wartość średnia p wyniosła 2,7, natomiast dla temperatury DRT 4,4. Niezgodność obserwowanego i formalnego rzędu aproksymacji oznacza, że badane rozwiązania znajdują się poza zakresem zbieżności asymptotycznej. W związku z tym zachodzi wątpliwość czy ekstrapolacja Richardsona jest właściwym narzędziem oceny zbieżności badanych rozwiązań. W punkcie drugim niniejszej pracy przedstawiono trzy podejścia do problemu oceny rozwiązań zbieżnych monotonicznie lub oscylacyjnie w różny sposób uwzględniające nieasymptotyczność rozwiązań: metodę stosowaną przez Eca i Hoekstra (2006, 2009) metodę Sterna (Stern i inni, 2004) i metodę zalecaną przez Idaho National Laboratory (Johnson i inni, 2006). W niniejszej pracy zdecydowano się na sprawdzenie ich działania w badanym zagadnieniu wentylacji pomieszczenia.

Rys. 4 przedstawia zależność różnic względnych e^{21} , e^{32} i e_1^{21} (16), indeksu GCI_1^{21} (9) ze współczynnikiem bezpieczeństwa F_s równym 3 oraz wynikowej niepewności średniej δ , zdefiniowaną w punkcie drugim pracy. Widoczny na

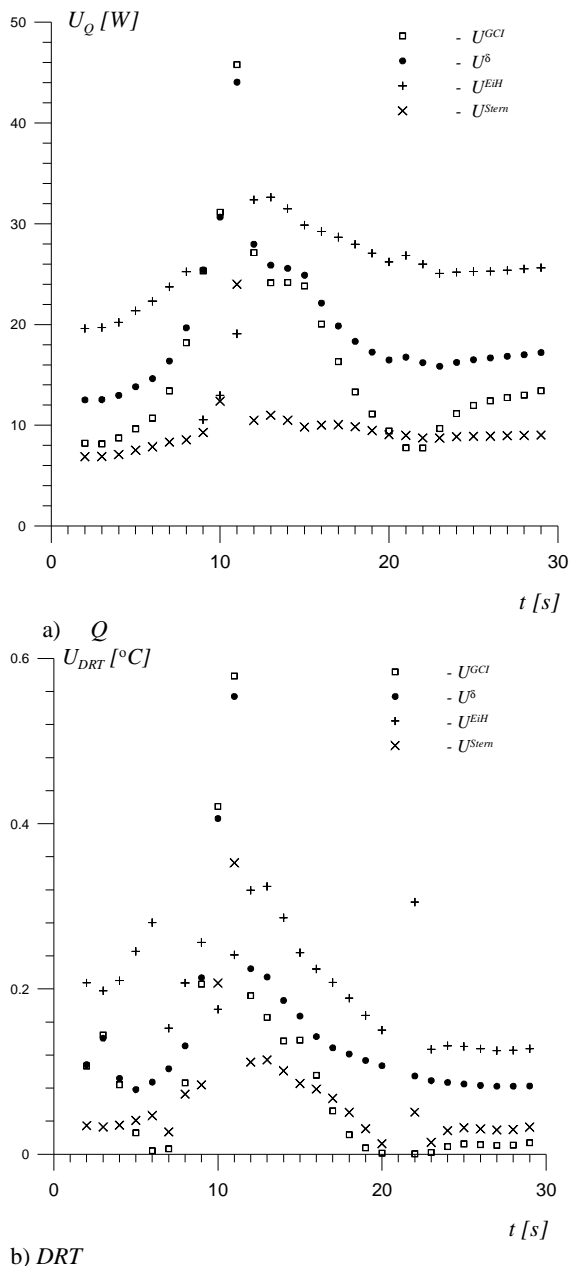
wykresach skok wartości błędów spowodowany jest głównie chwilowym wzrostem błędów iteracji na początku drugiego etapu symulacji. Najwyższą wartością indeksu GCI_1^{21} w przypadku ciepła Q jest 12,8%; wartość średnia w analizowanym przedziale czasu jest równa 4,4%. Dla temperatury DRT analogiczne wartości są równe: wartość maksymalna – 2,84% i wartość średnia – 0,46%.



Rys. 4. Różnice względne e^{21} , e^{32} i e_1^{21} , indeks GCI_1^{21} oraz niepewność średnia δ dla Q i DRT

Na Rys. 5 przedstawiono niepewności bezwzględne U_Q i U_{DRT} ciepła Q i temperatury wynikowej DRT . Niepewności oznaczone symbolem U^{GCI} wyznaczono z iloczynu $U = GCI_1^{21} \cdot \phi_1$, gdzie ϕ_1 jest równe odpowiednio Q_1 lub DRT_1 . W podobny sposób wyznaczono niepewności oznaczone jako U^{Stern} , według Sterna, dla rozwiązań zbieżnych monotonicznie. Niepewności wg Idaho National Laboratory oznaczone na rysunkach 5 jako U^δ wyznaczono z zależności $U^\delta = (\delta + t_{\alpha s}) \phi_1$; s jest odchyleniem standardowym wielkości średniej δ a t_α odczytuje się z tablic rozkładu t-Studenta dla trzech stopni swobody przy założeniu $\alpha=0,05$. Tak więc z prawdopodobieństwem 95% błędy

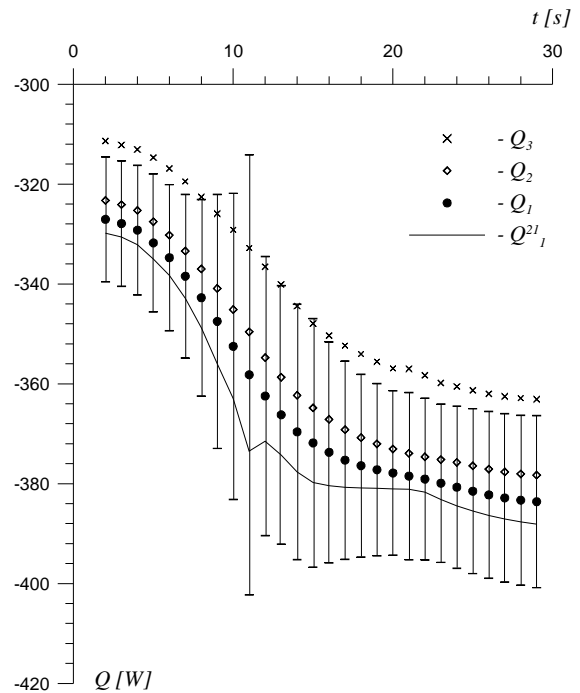
bezwzględne dla obu wielkości Q i DRT są mniejsze niż wyznaczone wartości niepewności U_Q^δ i U_{DRT}^δ odpowiednio. Niepewności oznaczone na Rys. 5 jako U^{EiH} (według Eca i Hoekstra) wyznaczono wg wzoru (11).



Rys. 5. Niepewności bezwzględne U dla Q i DRT

Otrzymane wyniki wskazują, że sposób szacowania niepewności rozwiązania numerycznego proponowany przez Sterna (Stern i inni, 2004) jest najmniej zachowawczy. Dla wyników Q niezbyt odległych od przedziału zbieżności asymptotycznej niepewności U^{Stern} są niemal wszędzie mniejsze od U^{GCI} ze względu na wartość współczynnika bezpieczeństwa $F_s < 3$. W przypadku temperatury DRT duża wartość współczynnika bezpieczeństwa F_s , spowodowana znacznym oddaleniem rozwiązania od przedziału asymptotycznego rozwiązań, daje w wyniku wzrost U^{Stern} ponad wartość U^{GCI} . Błąd względny e^{2l} ma wtedy bardzo

małą wartość i to ona warunkuje małą w porównaniu z innymi metodami niepewność U^{Stern} , pomimo dużej wartości współczynnika bezpieczeństwa F_s . W metodzie tej dla wyników monotonicznych wykorzystuje się w sposób jawny wyłącznie rozwiązania ϕ_1 i ϕ_2 uzyskane na siatkach o największym i średnim zagęszczeniu. Rozwiązanie ϕ_3 na siatce o najmniejszej gęstości służy jedynie do określenia rzędu zbieżności p . Prowadzi to do niedoszacowania niepewności

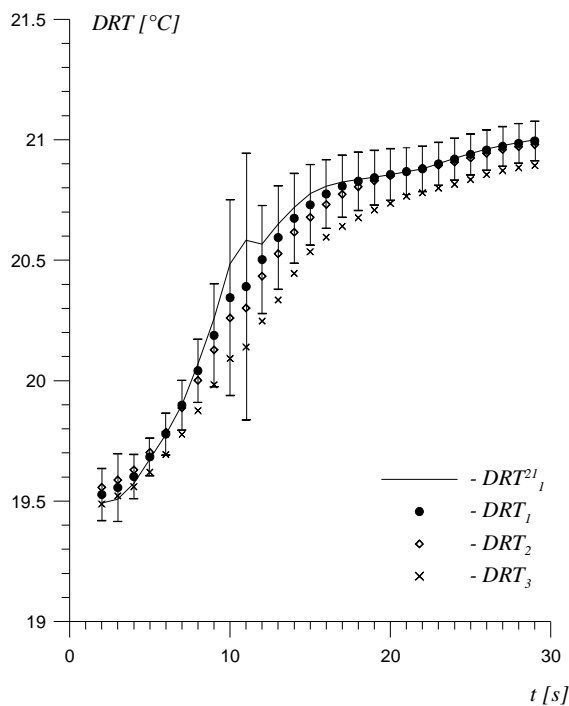


Rys. 6. Wykres zmienności Q w zależności od czasu

Sposób estymacji niepewności według Eca i Hoekstra (2006, 2009) jest najbardziej konserwatywny. Zarówno w przypadku Q jak i DRT , U^{EiH} niemal w całym analizowanym przedziale czasu osiągają wartości większe od niepewności liczonych innymi metodami, z wyjątkiem chwil w pobliżu $t=10s$, gdy w krytycznym okresie symulacji (początek drugiego etapu) wyraźnie i nieoczekiwanie się zmniejszają. Przyczyną takiego zjawiska jest zastosowany przez nich mały współczynnik bezpieczeństwa dla rozwiązań wykazujących największą zgodność formalnego i obserwowanego rzędów aproksymacji ($0.95 < p < 2,05$) (Eca i Hoekstra, 2006). Dla wyników bardziej odległych od przedziału zbieżności asymptotycznej ($p > 2,05$) niepewności U^{EiH} wyznaczane są z maksymalnych różnic pomiędzy rozwiązaniami, tzn. $|\phi_1 - \phi_3|$. Metoda ta wykorzystuje wtedy rozwiązanie pośrednie ϕ_2 wyłącznie do określenia rzędu zbieżności p . Z tego względu poza przedziałem zbieżności ściśle asymptotycznej przeszacowuje wartość niepewności U oraz wykazuje pewną niespójność dla granicznego $p=2,05$.

Sposób estymacji niepewności δ , zaproponowany przez Idaho National Laboratory (Johnson i inni, 2006), daje wartości pośrednie, ponieważ wykorzystuje rozwiązania uzyskane na wszystkich trzech siatkach. Wprowadza również współczynnik rozszerzenia, wyznaczany z rozkładu t-Studenta, pozwalający na estymację niepewności rozwiązania z prawdopodobieństwem 95%. Metodę tę wybrano

ostatecznie do wyznaczenia przedziału niepewności przedstawianych w pracy wyników obliczeń.



Rys. 7. Wykres zmienności temperatury DRT w zależności od czasu

Rys. 6 i 7 przedstawiają wykresy zmienności wyników obliczeń $Q_1 \pm U_Q^\delta$ oraz $DRT_1 \pm U_{DRT}^\delta$ uzyskanych na siatce A wraz z naniesionymi wartościami niepewności. Rzeczywista wartość Q i DRT zawiera się wewnątrz przedstawionych przedziałów niepewności z prawdopodobieństwem 95%. Szerokość przedziału niepewności stopniowo rośnie aż do momentu otwarcia nawiewnika w chwili $t=10s$. Największą wartość osiąga na początku drugiego etapu symulacji, gdy rozwiązania wykazują jeszcze słabą zbieżność iteracyjną, a później stopniowo maleje. Na Rys. 6 i 7 naniesiono również wyniki uzyskane na siatkach B (Q_2 i DRT_2) oraz C (Q_3 i DRT_3) o średniej i najmniejszej liczbie węzłów oraz rysowane linią ciągłą rozwiązania poprawione z wykorzystaniem ekstrapolacji Richardsona (Q_1^{21} , DRT_1^{21}). Wyniki uzyskane na siatce C o największym liniowym rozmiarze oczka znalazły się poza wyznaczonymi przedziałami niepewności.

5. PODSUMOWANIE

W praktycznych obliczeniach inżynierskich odznaczających się skomplikowaną geometrią oraz skomplikowanymi procesami fizycznymi i chemicznymi często spotkać się można z sytuacją, gdy otrzymane rozwiązania leżą poza przedziałem zbieżności asymptotycznej; uzyskanie rozwiązań asymptotycznych wykracza bowiem poza możliwości dostępnych komputerów. Ocena zbieżności takich rozwiązań i określenie przedziału niepewności aproksymacji dyskretnej jest rzeczą trudną. Nie istnieje jeszcze spójna teoria, która pozwoliłaby na jej przeprowadzenie. Tematem niniejszej pracy była próba oszacowania przedziału niepewności numerycznej spowodowanej aproksymacją dyskretną takich właśnie wyników obliczeń zagadnienia wentylacji pomiesz-

czenia mieszkalnego. Po analizie istniejących sposobów estymacji ocenę zbieżności i oszacowanie niepewności dyskretyzacji przeprowadzono ostatecznie metodą proponowaną przez Idaho National Laboratory (Johnson i inni, 2006), opartą na ekstrapolacji Richardsona i uzupełnioną o wartości różnic względnych.

Przeprowadzona analiza niepewności obliczeniowych może budzić wiele wątpliwości. Zarówno z powodu zastosowania ekstrapolacji Richardsona do rozwiązań nieasymptotycznych, jak i z powodu potraktowania różnic względnych i indeksu GCI_1^{21} , uważanych za wielkości deterministyczne, jako wielkości statystycznych. W obliczeniach numerycznych dąży się jednak obecnie do prezentowania wyników obliczeń łącznie z przedziałem niepewności określonym z poziomem ufności równym 0.95 (na wzór badań doświadczalnych). Być może wkrótce pojawi się bardziej spójna teoria pozwalająca na przeprowadzenie oceny zbieżności siatkowej rozwiązań nieasymptotycznych w sposób nie budzący podobnych wątpliwości.

LITERATURA

1. ANSYS-CFX Release 11.0: Theory, 2006
2. Awbi H. B. (2003), Ventilation of Buildings, Taylor & Francis.
3. Bohojtlo A., Kołodziejczyk M. (2009), Modelowanie numeryczne parametrów lokalnych komfortu cieplnego w pomieszczeniu mieszkalnym, Acta mechanica et automatica, Vol.3, No. 1, 14-23.
4. Celik I., Klein M., Freitag M., Janicka J. (2006), Assessment measures for URANS/DES/LES: an overview with applications, Journal of Turbulence, Vol.7, No.48, 1-27.
5. Eca L., Hoekstra M. (2006), On the influence of the iterative error in the numerical uncertainty of ship viscous flow calculations, 26th Symposium on Naval Hydrodynamics, Rome, Italy, 17-22 September 2006.
6. Eca L., Hoekstra M. (2009), Evaluation of numerical error estimation based on grid refinement studies with the method of manufactured solutions, Computers and Fluids, doi: 10.1016/j.compfluid.2009.01.003.
7. Fanger O., Komfort cieplny, Wyd. Arkady, Warszawa, 1974.
8. <http://journaltool.asme.org/Templates/JFENumAccuracy.pdf>
9. Johnson R. W., Schultz R. R., Roache P. J., Celik I. B., Pointer W. D., Hassan Y. A. (2006), Processes and procedures for Application of CFD to Nuclear Reactor Safety Analysis, Idaho National Laboratory.
10. Roache P. J., (1997), Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics, Annu. Rev. Fluid Mech., 29: 123-60.
11. Stern F., Wilson R., Shao J. (2004), Quantitative V&V of CFD simulations and certification of CFD codes with examples, Proceedings of CHT-04, ICHMT International Symposium on Advances in Computational Heat Transfer, Norway.

ESTIMATION OF THE DISCRETIZATION UNCERTAINTY OF AN UNSTEADY VENTILATION PROBLEM IN A HABITABLE ROOM

Abstract: This article presents a study of estimation of the numerical uncertainty due to discretization of an unsteady ventilation problem in a habitable room. The numerical results are obtained with the code ANSYS-CFX. Careful considerations are given to selection of the verification procedure for the results being outside the asymptotic range. The results are presented with discretization error bars computed with 95% confidence.

BADANIA SYMULACYJNE CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH BEZZAŁOGOWEGO MIKROSAMOLOTU TYPU DELTA Z BARIERAMI MECHANICZNYMI UMIESZCZONYMI PRZY KRAWĘDZIACH NATARCIA

Miroslaw KONDRATIUK*

*Katedra Automatyki i Robotyki, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

m.kondratiuk@pb.edu.pl

Streszczenie: W niniejszym artykule przedstawiono badania symulacyjne sił, momentów i współczynników aerodynamicznych bezzałogowego mikrosamolotu z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędzi natarcia. Wymiary mechanicznych turbulizatorów zostały określone we wcześniejszych badaniach. Na drodze obliczeń MES wyznaczono i porównano wartości współczynników aerodynamicznych dla różnych konfiguracji barier. Przedstawiono zależność pomiędzy charakterystykami mikrosamolotu i liczbą Reynoldsa. Na tej podstawie można wstępnie wnioskować o zakresie prędkości umożliwiającym stosowanie krawędziowych turbulizatorów mechanicznych. W rezultacie obliczeń przedstawiono wstępną koncepcję sterowania lotem mikrołatowca z barierami mechanicznymi umieszczonymi po obu stronach powierzchni nośnych skrzydła typu delta.

1. WSTĘP

Dotychczasowe badania i obliczenia przeprowadzone na symulacyjnych modelach mikrołatowców typu delta wskazały na potencjalną możliwość sterowania lotem przy wykorzystaniu barier mechanicznych przy krawędziach natarcia (Kondratiuk i Kłoskowski, 2010). Zgodne jest to z koncepcjami przedstawionymi w literaturze (Colonius i inni, 2005; Deng i inni, 2007; Erickson, 2002; Evgrafov, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chug, 2007; Weier i inni, 2000; Yarusevych i inni, 2003). Zdecydowano, że przed dalszym etapem prac eksperymentalnych, powinny zostać poprzedzone jeszcze wnikliwsze badania symulacyjne. Numeryczne obliczenia opływu powietrza wokół obiektu zostały opisane w innym artykule (Kondratiuk i Kłoskowski, 2010). Omówiono także wpływ barier mechanicznych na parametry aerodynamiczne łatowca. Przedstawiono wyniki badań i wysunięto wstępne wnioski dotyczące koncepcji sterowania łatowcem przy pomocy barier mechanicznych umieszczonych przy krawędzi natarcia. W niniejszym artykule przedstawiono badania nowego modelu łatowca w kształcie delta. Został on dostosowany do potrzeb obliczeń momentów sił aerodynamicznych.

Poprzez wprowadzenie mechanicznych barier w okolicy krawędzi natarcia może zostać wywołana zmiana wektora siły aerodynamicznej i możliwe staje się sterowanie ruchem łatowca. Orientacja w przestrzeni może być zmieniona poprzez wprowadzenie odpowiednich momentów obracających samolot wokół jego podstawowych osi. Podjęto próbę wyznaczenia wartości tych momentów. W oparciu o uzyskane wyniki wyciągnięto wstępne wnioski co do konfiguracji wspomnianych barier celem sterowania ruchem i orientacją małego samolotu w przestrzeni. Badania zmian charakterystyk przy różnych liczbach Reynoldsa przyniosły

wstępne obserwacje zakresu prędkości, przy których bariery mechaniczne spełniają swoje funkcje.

2. BADANY OBIEKT

Badanym obiektem był zdalnie sterowany latający model BULLIT 02039 przedstawiony na Rys. 1. Parametry łatowca przedstawiono w Tab. 1.

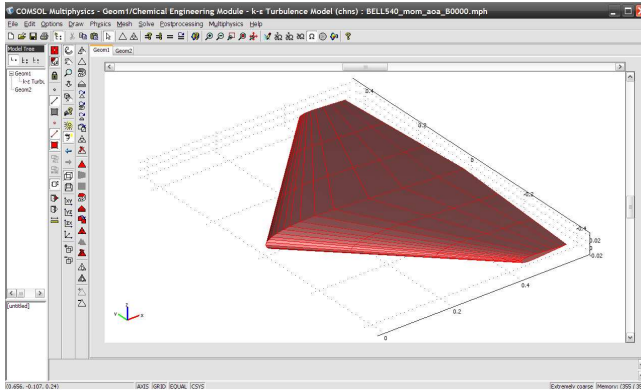


Rys. 1. Zdalnie sterowany samolot czeskiej firmy TOPMODEL CZ-BULLIT 02039

Tab. 1. Podstawowe parametry samolotu BULLIT 02039 (BULLIT 02039; <http://worldofkrauss.com/foils/1100>, Profil NACA 23015, The NACA airfoil series)

Parametr	Wartość
Rozpiętość skrzydeł	840 mm
Długość cięciwy	580 mm
Typ profilu	BELL540
Waga	0,9-1,2 kg
Powierzchnia nośna	29,5 dm ²

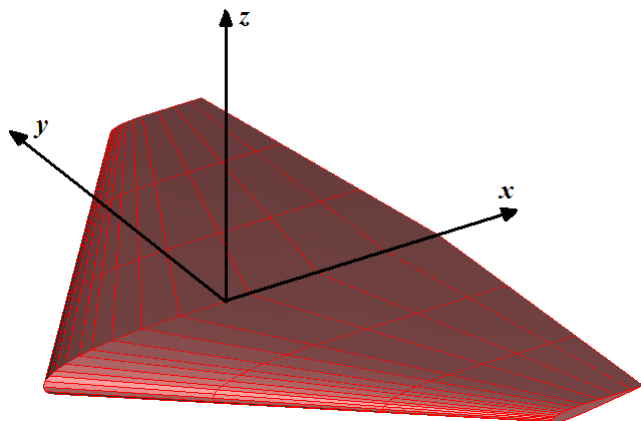
Obiekt został odwzorowany w środowisku 3D programu COMSOL Multiphysics (Bischel i Wittwer, 2007; Dube i inni, 2008; <http://worldofkrauss.com/foils/1100>, Georgescu i inni, 2007; Osman i Ismail, 2007; Wager i Zawacki, 2008). Model przedstawiono na Rys. 2.



Rys. 2. Model 3D badanego obiektu w środowisku CAD COMSOL Multiphysics

3. OPIS METODY OBLICZEŃ

Powierzchnie modelowanego skrzydła zostały podzielone na 158 płyt, z których każdy został opisany przez współrzędne środka geometrycznego. Początek układu współrzędnych umieszczono w środku geometrycznym całego modelu. Orientacja układu została pokazana na Rys. 3. Zwroty osi zostały przyjęte w celu łatwiejszego modelowania obiektu w środowisku CAD.



Rys. 3. Układ współrzędnych przyjęty do wyznaczania momentów sił aerodynamicznych (niestandardowy zwrot osi z został przyjęty w celu ułatwienia obliczeń MES)

Następnie wyznaczono składowe siły oddziałujących na skrzydło. Dla każdej wyodrębnionej i ponumerowanej powierzchni wyznaczono sumę momentów sił względem poszczególnych osi. Poniższe równania opisują ten krok:

$$M_x = \sum_{i=1}^{158} [F_y(i)z(i) + F_z(i)y(i)] \quad (1)$$

$$M_y = \sum_{i=1}^{158} [F_x(i)z(i) + F_z(i)x(i)] \quad (2)$$

$$M_z = \sum_{i=1}^{158} [F_y(i)x(i) + F_x(i)y(i)] \quad (3)$$

gdzie: $F_x(i)$, $F_y(i)$, $F_z(i)$ – składowe siły aerodynamicznej dotyczące i-tego płyta, [N]; $x(i)$, $y(i)$, $z(i)$ – odległości i-tego płyta od odpowiednich osi, [m].

Dalszy etap prac stanowiło wyznaczenie współczynników momentów według poniższych wzorów (Borgeson, 2002):

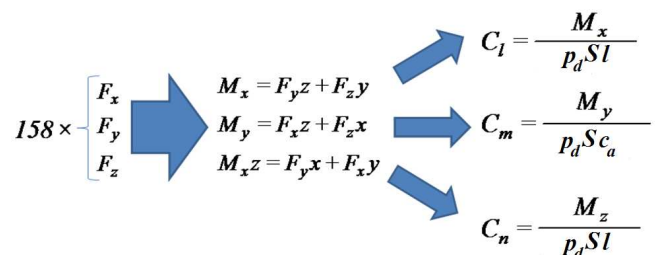
$$C_l = \frac{M_x}{p_d S l} \quad (4)$$

$$C_m = \frac{M_y}{p_d S c_a} \quad (5)$$

$$C_n = \frac{M_z}{p_d S l} \quad (6)$$

gdzie C_l , C_m , C_n to odpowiednio moment przechylający (rolling moment), moment pochylający (pitching moment) i moment odchylający (yawing moment), a parametry to: $\rho = 1,226$ – gęstość powietrza, [kg/m³]; $c_a = 0,435$ – długość cięciwy aerodynamicznej, [m]; $l = 0,84$ – rozpiętości skrzydeł, [m]; $S = 0,614$ – powierzchnia nośna płatowca, [m²]; $v = 10$ – prędkość powietrza, [m/s]; $p_d = 0,5\rho v^2$ – ciśnienia dynamiczne, [Pa], gdzie, w celach porównawczych, cięciwę aerodynamiczną przyjęto jako 75% długości cięciwy geometrycznej profilu znajdującego się na pionowej płaszczyźnie symetrii płatowca.

Wyżej opisany tok prac może zostać zobrazowany przez poniższy diagram.



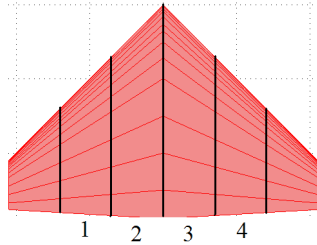
Rys. 4. Schemat obliczeń

Celem łatwej interpretacji wyników wprowadzono specjalne nazewnictwo w modelu. Rys. 5 i 6 są pomocne w objaśnieniu nomenklatury.

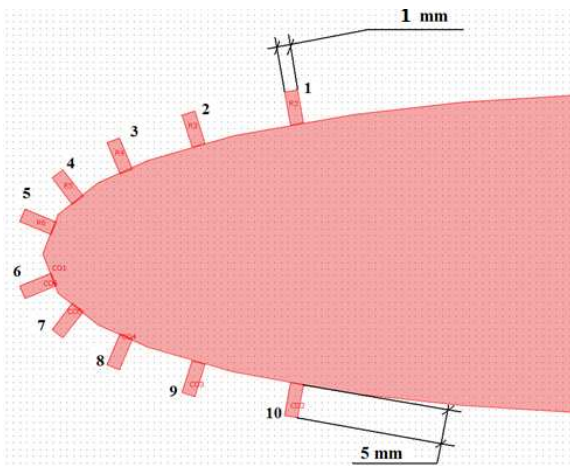
Konfiguracja modelu jest opisana czterema cyframi, z których pierwsze dwie dotyczą lewego skrzydła, a dwie następne prawego. Cyfry pierwsza i trzecia mówią o położeniu bariery w odpowiedniej sekcji skrzydła (Rys. 5). Cyfry druga i czwarta mówią o położeniu bariery na profilu (Rys. 6). Przykładowo jeżeli model określony zostanie symbolem 2437, oznacza to, że ma on dwie bariery mechaniczne, z których jedna z nich jest położona w drugiej sekcji lewego skrzydła w położeniu 4 (Rys. 6), a druga z nich jest

umiejscowiona na prawym skrzydle w sekcji czwartej w siódmym położeniu. Analogicznie w przykładowym modelu oznaczonym 0042 jest tylko jedna bariera na prawym skrzydle (czwarta sekcja) w drugim położeniu (Rys. 6).

Takie oznaczenia dają się łatwo przełożyć na konfigurację barier, przez co ułatwiają interpretację osiągniętych wyników.



Rys. 5. Podział skrzydeł na sekcje

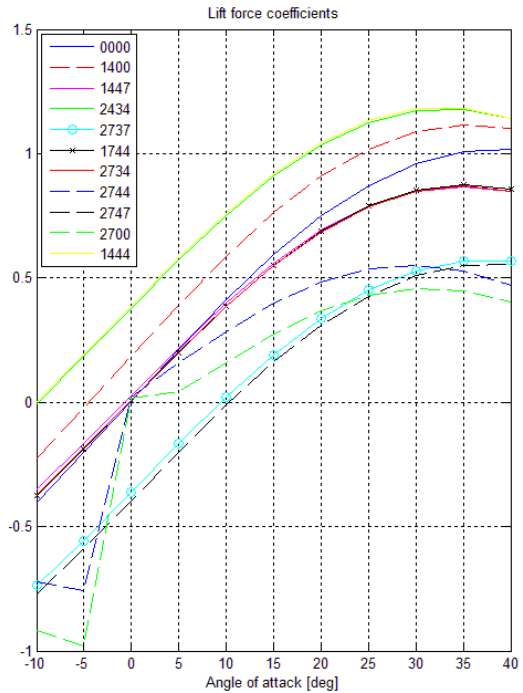


Rys. 6. Rozmieszczenie barier mechanicznych na profilu

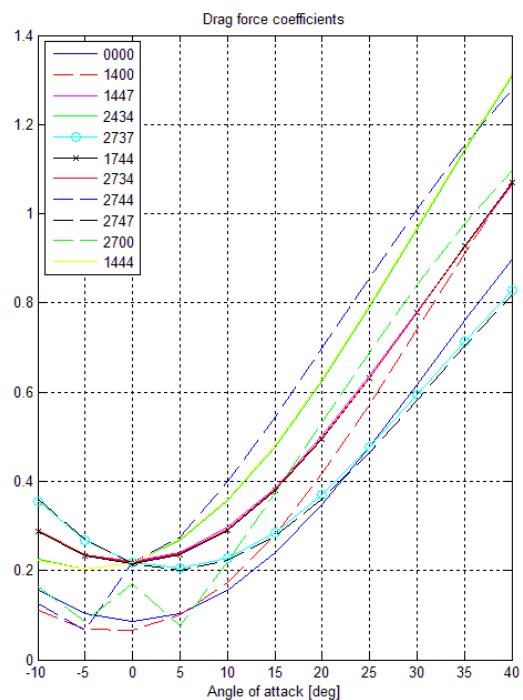
4. WYNIKI OBLICZEŃ

Stosując wcześniej opisany model wyznaczono zależności współczynników siły nośnej i oporu aerodynamicznego od kąta natarcia badanego profilu. Do badań wykorzystano wcześniej opisane wyniki i dlatego przeprowadzono symulacje dla dwóch symetrycznych położenia barier (4 i 7) (Kondratiuk i Kłoskowski, 2010). Wysokość wypustów wynosiła 5 mm, grubość 1 mm, a szerokość 10 cm.

Współczynnik siły nośnej ma charakter stosowny do profilu symetrycznego (BELL530), czyli dla zerowego kąta natarcia przyjmuje wartość zero (model 0000). Po wprowadzeniu barier można zaobserwować przesunięcia charakterystyki. W zależności od umiejscowienia wypustów, siła nośna ulega zmianie i tak na przykład zdecydowanie wzrasta w przypadku dwóch barier na górnym płacie skrzydła (położenie 4 z Rys. 6). Są to między innymi modele o symbolach 2434 i 1444. Inaczej ma się sytuacja w przypadku barier na dolnym płacie (położenie 7 z Rys. 6). Tutaj siła nośna wyraźnie spada (modele 2737, 2747, itp.).



Rys. 7. Zależność współczynników siły nośnej od kąta natarcia



Rys. 8. Zależność współczynników siły oporu aerodynamicznego od kąta natarcia

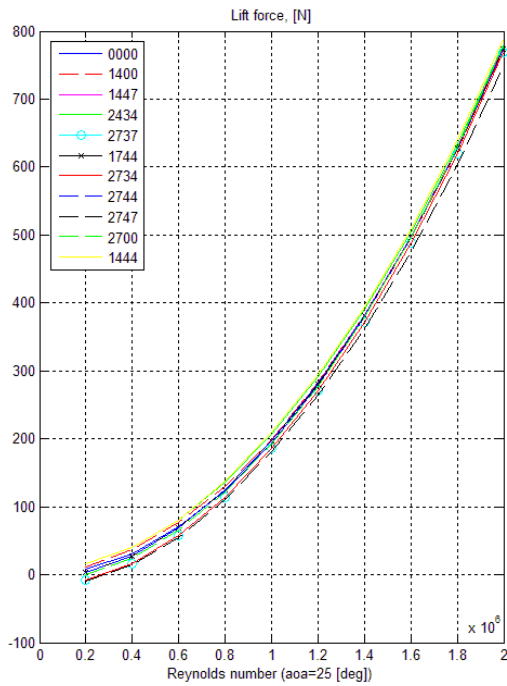
Wprowadzenie barier mechanicznych ma także swoje odbicie w charakterystyce siły oporu. Można przyjąć, że jakkolwiek ingerencja w opływową geometrię profilu skutkuje wzrostem wartości oporu.

Prócz relacji między siłami i kątem natarcia, wyznaczono także dla badanego modelu płatowca zależność siły nośnej i siły oporu od liczby Reynoldsa. Ten parametr podobieństwa zdefiniowano następująco:

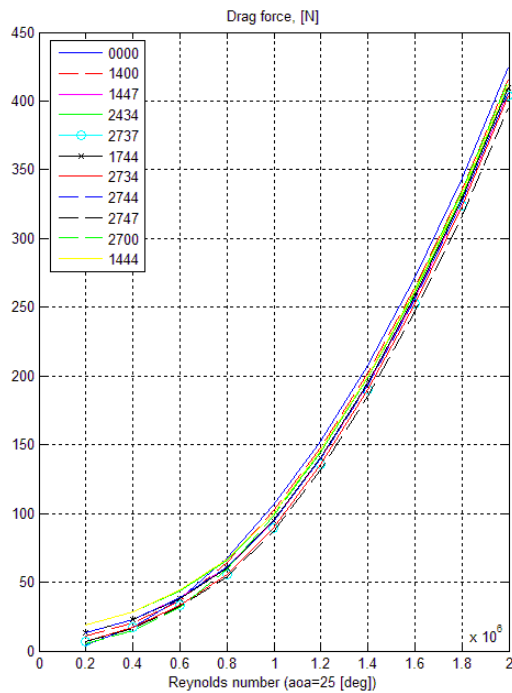
$$Re = \frac{\rho v c}{\eta} \quad (7)$$

gdzie: v – prędkość powietrza, [m/s]; c – wymiar charakterystyczny zagadnienia – najdłuższa cięciwa profilu płatowca, [m]; η – lepkość dynamiczna powietrza [Pa·s].

Liczbę Reynoldsa zmieniano poprzez zmianę prędkości napływu powietrza (od 5 m/s do 50 m/s). Zależności wyznaczono dla kąta natarcia równego 25° . Wyniki obliczeń przedstawiono na poniższych wykresach.

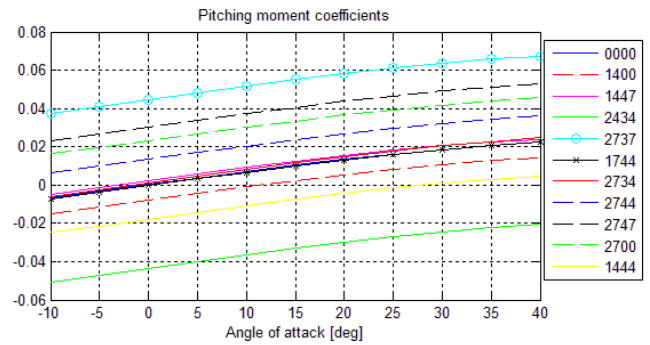


Rys. 9. Zależność współczynników siły nośnej od liczby Reynoldsa

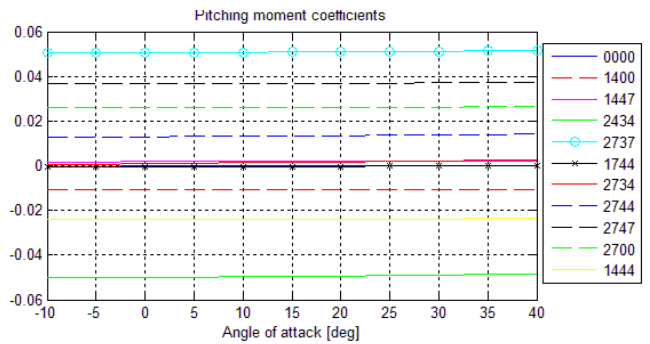


Rys. 10. Zależność współczynników siły oporu od liczby Reynoldsa

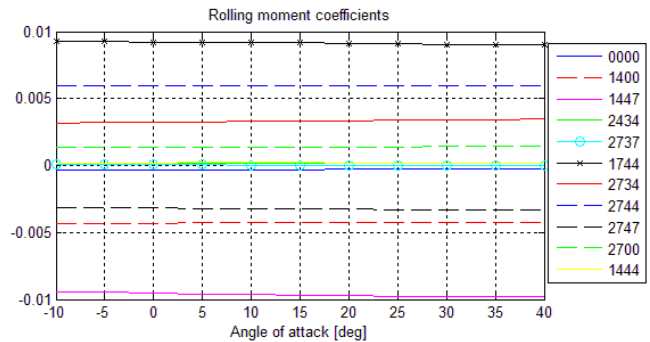
Przedstawione wykresy pokazują jak zmieniają się siły aerodynamiczne wskutek zmian prędkości opływu powietrza.



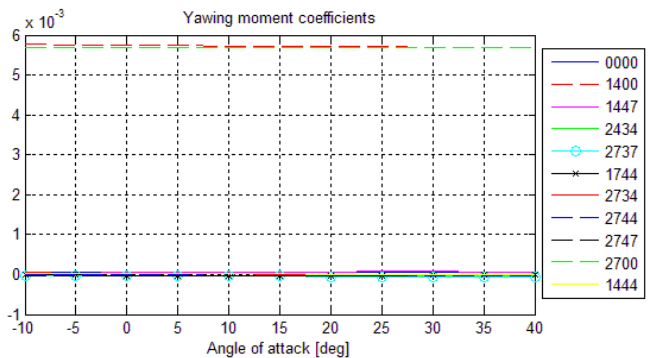
Rys. 11. Współczynnik momentu pochylającego (pitching moment) liczony względem środka geometrycznego



Rys. 12. Współczynnik momentu pochylającego (pitching moment) liczony względem środka aerodynamicznego



Rys. 13. Współczynnik momentu przechylającego (rolling moment)



Rys. 14. Współczynnik momentu odchylającego (yawing moment)

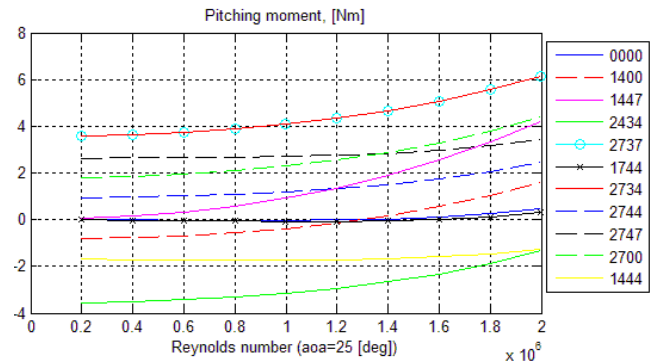
Kolejnym etapem prac było wyznaczenie środka aerodynamicznego, względem którego określone zostaną wartości momentów obracających płatowiec. Z definicji wiadomo, że środek aerodynamiczny jest stanowiony przez punkt względem którego momenty nie zależą od kąta natarcia. W związku z tym wyznaczono wartości momentów dla znanego środka geometrycznego, a następnie, stosując się do definicji, określono środek aerodynamiczny badanego płatowca. Proces ten polegał na stopniowym przesuwaniu środka (względem którego wyznaczano momenty) i obserwacji monotoniczności charakterystyki. Udało się określić taki punkt, dla którego wyznaczony moment pochylający nie był zależny od kąta natarcia (Rys. 11 i 12).

Po określeniu położenia środka aerodynamicznego dla momentu pochylającego, wyznaczono trzy momenty płatowca dla różnych konfiguracji barier (Rys. 12, 13 i 14).

Analizując uzyskane dane można wstępnie wnioskować o koncepcji sterowania ruchem płatowca za pomocą barier mechanicznych. Rozpatrzmy kilka przypadków: przykładowo, gdy nasz obiekt porusza się z dziobem skierowanym do dołu (ujemny kąt natarcia), by wyprowadzić go do lotu nominalnego (horyzontalne ustawienie skrzydeł), należy stworzyć dodatni moment pochylający określany względem środka aerodynamicznego. Przez pojęcie „dodatniego” należy rozumieć kierunek działania momentu pokrywający się z ruchem śruby prawoskrętnej wskazującej daną oś. Zatem korzystając z wyników przedstawionych na Rys. 12 (moment pochylający) można przyjąć, że wysunięcie barier w sekcjach 2 i 3 na pozycji 7 (w obu przypadkach) wywoła pożądaną przez nas efekt. Samolot powinien zareagować podobnie w przypadku modelu 2747, jednak obserwując charakterystykę z Rys. 13, widzimy, że umieszczenie barier w sekcjach nie symetrycznych względem osi x powoduje wystąpienie momentu przechylającego. Można to zjawisko wykorzystać do sterowania płatowcem w dwóch płaszczyznach. Przykładowo, w przypadku, gdy badany samolot poruszały się z dziobem skierowanym ku ziemi i byłby przechylony na prawą stronę, w celu korekcji lotu należałoby wywołać dodatni moment pochylający i dodatni moment przechylający („dodatni” dla śruby prawoskrętnej obracającej się wzdłuż kierunku osi x – Rys. 3). Szukamy zatem na wykresach z Rys. 12 i 13 odpowiednich konfiguracji barier. Do przedstawionego przykładu pasują dwie koncepcje: 2744 i 2700. Pierwsza z nich powinna zapewnić wystąpienie odpowiednich momentów korygujących orientację płatowca. Druga wymieniona konfiguracja opisuje układ z barierą na jednym skrzydle. Prócz wytworzenia stosownych momentów pochylającego i przechylającego, wywołuje także powstanie momentu odchylającego, co jest widoczne na Rys. 14. W klasycznym sterowaniu samolotem o kształcie delta wykorzystywane jest właściwie jedynie usterzenie na końcach skrzydeł (klapo-lotki). Zapewnia ono powstawanie wszystkich trzech momentów sterujących, przy czym należy zauważyć, że wraz z przechyleniem płatowca, ulega zmianie jego odchylenie od osi kierunku lotu. Jest to korzystne z punktu widzenia mniejszej ilości powierzchni sterowych, jednak wprowadza znaczne trudności w modelowaniu numerycznym takiego obiektu.

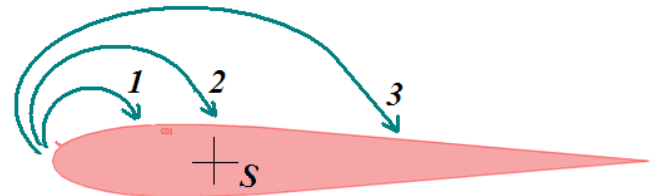
Ostatnią przeprowadzoną symulacją było wyznaczenie zależności momentu pochylającego od liczby Reynoldsa.

Wyniki dla poszczególnych konfiguracji barier przedstawiono na Rys. 15.



Rys. 15. Współczynnik momentu pochylającego (pitching moment) zależny od liczby Reynoldsa

Liczba Reynoldsa ponownie była zmieniana przez prędkość napływu powietrza (od 5 m/s do 50 m/s). Symulację przeprowadzono dla kąta natarcia równego 25°. Osiągnięto interesujące rezultaty wskazujące na to, że wraz ze wzrostem prędkości rosną wartości momentu pochylającego (dla badanego modelu wyznaczono wartości momentu pochylającego, a nie współczynnik C_m). Ciekawy jest zwłaszcza przypadek 1400, w którym moment początkowo przybiera wartości ujemne, po czym narasta i przechodzi w dodatni. Czym to może być spowodowane? Do próby wyjaśnienia tego fenomenu posłużyć się można modelem z Rys. 16.



Rys. 16. Model obrazujący fenomen charakterystyki momentu pochylającego

Wskutek wysunięcia bariery (w naszym przypadku położenie 4) i wraz ze wzrostem prędkości, wir powietrzny jest coraz dalej odrzucany od krawędzi natarcia. Początkowo opada on przed środkiem aerodynamicznym S , przez który przechodzi oś obrotu (1). Wywołuje w ten sposób lokalny wzrost ciśnienia na górnym płacie, co skutkuje powstaniem ujemnego momentu pochylającego. Wraz ze wzrostem prędkości wir opada w okolicy środka obrotu (2), powodując zanik momentu. Ostatecznie lokalny wzrost ciśnienia zostaje wywołany za środkiem S i powstaje dodatni moment pochylający (3).

Przedstawiony opis fenomenowi momentu pochylającego stanowi jedynie pewną koncepcję przyczyny. Niemniej nasuwa się myśl, że bariery mechaniczne mogą spełniać swą funkcję jedynie w pewnym zakresie niskich prędkości płatowca. Nie zostało to jeszcze potwierdzone doświadczalnie i dlatego konieczne staje się przeprowadzenie eksperymentu weryfikującego dotychczasowe obliczenia.

5. PODSUMOWANIE

W niniejszym opracowaniu przedstawiono numeryczne obliczenia parametrów aerodynamicznych niewielkiego płatowca o skrzydłach w kształcie delta. Do kalkulacji wykorzystano metodę elementów skończonych (MES). Przedstawiono uzyskane rezultaty i wyciągnięto wstępne wnioski dotyczące sterowania przestrzenną orientacją badanego modelu. Przeprowadzone symulacje stanowią jedynie wstępny etap prac nad małym samolotem sterowanym przy pomocy barier krawędziowych i wymagają weryfikacji eksperymentalnej. Dopiero po badaniach laboratoryjnych można będzie wnioskować o poprawności opisywanej koncepcji i numerycznym modelowaniu obiektu.

LITERATURA

1. **Bischel D., Wittwer P.** (2007), Computation of airfoils at very low Reynolds numbers, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference*, Grenoble.
2. **Borgeson D. M.** (2002), *Boundary layer control using micro-electromechanical systems (MEMS)*, Thesis, AF Institut of Technology, Ohio.
3. BULLIT 02039 - Instrukcja montażu.
4. **Colonius T. i inni** (2005), *Closed-loop control of leading-edge and tip vortices for small UAV*, California Institute of Technology, Princeton University, Northeastern University, Illinois Institute of Technology, USA.
5. **Deng S. i inni** (2007),: DNS for flow separation control around an airfoil by pulsed jets, *Computers & Fluids* 36, 1040–1060.
6. **Dube L. P. i inni** (2008), Use of COMSOL in aerodynamic optimization of the UNLV solar-powered unmanned aerial vehicle, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Conference*, Boston.
7. **Erickson G. E.** (2002), *Control of interacting vortex flows at subsonic and transonic speeds using passive porosity*, NASA Langley Research Center, Hampton.
8. **Evgrafov A.** (2002), *Topology optimization of Navier–Stokes equations*, Chalmers University of Technology, Göteborg.
9. **Georgescu A. M., Sanda-Carmen Georgescu S. C. i inni** (2007), COMSOL Multiphysics 2D flow simulation in the achard turbine, *CEEX conference*.
10. **Gwo-Bin L i inni** (2008), *Robust vortex control of a delta wing using distributed MEMS actuators*, National Cheng Kung University, FAMU-FSU College of Engineering, California Institute of Technology, University of Illinois at Urbana-Champaign, University of California.
11. <http://worldofkrauss.com/foils/1100>.
12. **Kaufman E., Gutierrez-Miravete E.** (2008), Computation of velocity, pressure and temperature distributions near a stagnation point in planar laminar viscous incompressible flow, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference*, Boston;
13. **Kondratiuk M., Kłoskowski P.** (2010), Wstępne badania aerodynamiki skrzydła typu delta w skali mikro z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędziach natarcia, *Acta Mechanica et Automatica*, Vol. 4, No. 3, Białystok.
14. **Nelson R. C. i inni** (2007), Modification of the flow structure over a UAV wing for roll control, *45th Aerospace Sciences Meeting*, Reno.
15. **Osman S. A., Ismail M. T.** (2007), Wind loads prediction using three-dimensional simulation of k-ε turbulence model, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference*, Kuala Lumpur.
16. **Pakmehr M. i inni** (2005), Robust adaptive tracking control of delta wing vortex-coupled roll dynamics using RBF neural networks, *Conference on Control Applications*, Toronto.
17. Profil NACA 23015 - Opis matematyczny.
18. **Sohn M. H., Chung H. S.** (2007), Control of double-delta-wing vortex by micro leading-edge flap, *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami.
19. The NACA airfoil series - Opis matematyczny.
20. **Wager B., Zawacki T.** (2008), *Aerostructures – COMSOL wing section tutorial*.
21. **Weier T. i inni** (2000), Boundary layer control by means of electromagnetic forces, *ERCOFTAC Bulletin* 44, 36–40;
22. **Yarusevych S. i inni** (2003), Control of airfoil wake structure at low Reynolds numbers by acoustic excitation, *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Orlando.

THE SIMULATION RESEARCH ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE MICRO DELTA WING UAV WITH MECHANICAL BARRIERS LOCATED NEAR EDGES OF ATTACK

Abstract: In this paper simulation research on aerodynamic forces, moments and coefficients of the micro UAV with mechanical barrier situated near edges of attack were presented. Dimensions of mechanical turbulizers were obtained in previous examinations. Aerodynamic coefficients values for different barriers configurations were computed and compared by means of FEM. Relationship between MAV characteristics and Reynolds number was depicted. On the basis of the calculations it is possible to tentatively draw conclusions as to the range of air velocity which allows to apply mechanical edge vortex generators. Basing on calculations the preliminary idea of the flight control of the micro aerial vehicle with mechanical barriers located on both sides of the delta wing lift surfaces was presented.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

WSTĘPNE BADANIA AERODYNAMIKI SKRZYDŁA TYPU DELTA W SKALI MIKRO Z BARIERAMI MECHANICZNYMI UMIESZCZONYMI PRZY KRAWĘDZIACH NATARCIA

Mirosław KONDRATIUK*, Piotr KŁOSKOWSKI*

*Katedra Automatyki i Robotyki, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

m.kondratiuk@pb.edu.pl, kloskowski@o2.pl

Streszczenie: W niniejszym artykule przedstawiono ideę i wstępne obliczenia dotyczące małego samolotu bezałogowego z zaimplementowanymi barierami mechanicznymi przy krawędziach natarcia. Pokróćce opisano prace prowadzone na całym świecie nad tego typu zagadnieniem. Na drodze obliczeń numerycznych wyznaczono rozkłady ciśnienia powietrza na powierzchniach nośnych płatowca typu delta. Wyznaczono wartości sił i współczynników aerodynamicznych. Porównano wyniki obliczeń przeprowadzone dla obiektu bez barier z wynikami uzyskanymi dla obiektu z zamontowanymi w barierami. Wyznaczone położenie i wymiary mechanicznych turbulizatorów powinny zapewnić możliwie największe zmiany wartości sił aerodynamicznych. Obliczenia przeprowadzono z myślą o wykorzystaniu barier mechanicznych do sterowania lotem mikrosamolotu.

1. WSTĘP

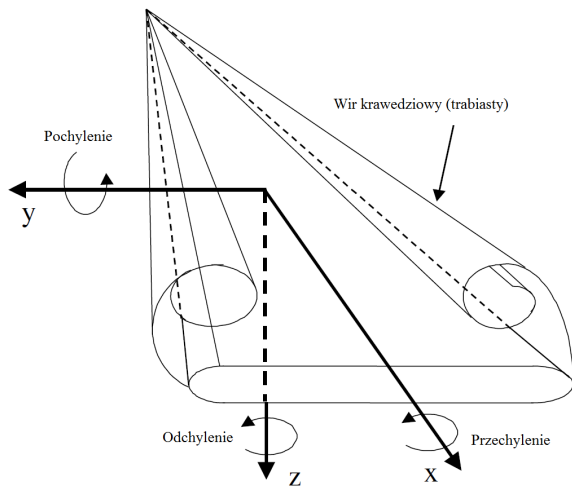
Koncepcje konstrukcyjne niewielkich bezpilotowych obiektów latających w zdecydowanej większości oparte są na klasycznym sterowaniu powierzchniami nośnymi płatowca. Zalicza się do nich lotki, ster wysokości, ster kierunku, w niektórych modelach także klapy i klapo-lotki. Małe bezpilotowe obiekty latające posiadają mniejszą liczbę takich powierzchni. Przykładowo w niewielkich szybowcach i motoszybowcach ster kierunku może zostać całkowicie wyeliminowany, a jego rola zostaje przejęta przez lotki, które wraz ze zmianą przechylenia płatowca, powodują jego odchylenie od osi lotu. Na świecie prowadzone są zaawansowane prace nad nowymi koncepcjami sterowania lotem samolotów w skali mikro. Bada się możliwości sterowania warstwą przyścienną opływającą profil skrzydła za pomocą: sił elektromagnetycznych (Weier i inni, 2000), mikro mechanizmów na krawędziach natarcia (Borgeson, 2002; Colonius i inni, 2005), niewielkich zaworów lokalnie zwiększających ciśnienie na powierzchniach nośnych płata (Deng i inni, 2007) czy wzbudników akustycznych (Yarusevych i inni, 2003). Obiecujące prace są prowadzone zwłaszcza nad skrzydłami typu delta, które znakomicie sprawdzają się zarówno w przepływach naddźwiękowych, jak i przy względnie małych prędkościach, takich jak w przypadku niewielkich samolotów bezpilotowych. Rozpatruje się wprowadzenie w takich obiektach barier mechanicznych (turbulizatorów mechanicznych) w pobliżu krawędzi natarcia (Erickson, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chung, 2007). Jest to możliwe ze względu na konstrukcję skrzydła delta, której przestrzeń montażowa jest stosunkowo duża. Koncepcja powierzchni sterowej w przedniej części skrzydła ma zasadniczą zaletę w odniesieniu do klasycznych rozwiązań, mianowicie zmniejsza stałe czasowe układu sterowania lotem.

W niniejszym artykule przedstawione zostały badanie symulacyjne niewielkiego samolotu bezpilotowego o skrzydłach w kształcie delta. Wyznaczone zostały podstawowe siły i współczynniki aerodynamiczne dla opływu z niewielkimi wartościami liczby Reynoldsa. Zamodelowano wyżej opisaną barierę mechaniczną i przebadano jej wpływ na charakterystyki płatowca. Przeprowadzono dyskusje nad otrzymanymi wynikami i wyciągnięto wstępne wnioski dotyczące koncepcji konstrukcyjnej mikrosamolotu z warstwą przyścienną sterowaną przy pomocy barier mechanicznych.

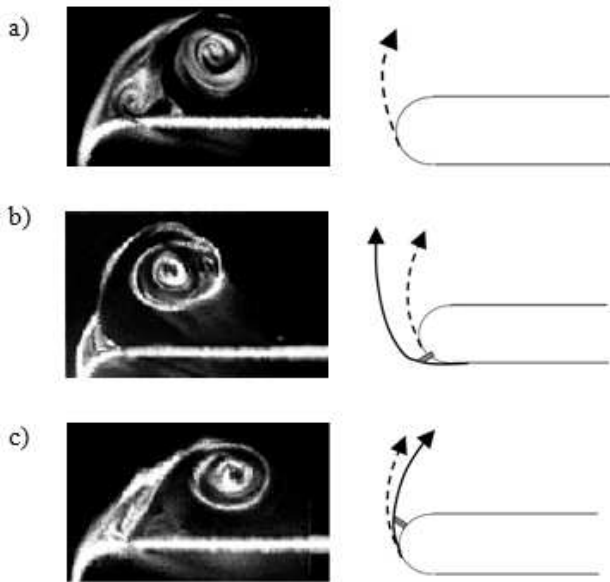
2. OPIS BADANEGO ZJAWISKA

W czasie przepływu powietrza wokół profilu lotniczego skrzydła w kształcie delta dochodzi do zjawiska tworzenia się tzw. trąbiastych wirów krawędziowych. Zostały one przedstawione schematycznie na Rys. 1.

Prace prowadzone na świecie dotyczące zagadnienia powstawania wirów krawędziowych przedstawiają sposoby sterowania warstwą przyścienną (Deng i inni, 2007; Erickson, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chung, 2007). Zmieniając położenie punktu lub krawędzi oderwania strug powietrza od powierzchni płata, zmienia się rozkład ciśnienia na skrzydle. W ten sposób wywołana jest zmiana wartości siły nośnej i siły oporu aerodynamicznego, a co za tym idzie, możliwe staje się sterowanie statkiem powietrznym. W przypadku wystąpienia różnicy wartości sił aerodynamicznych na fragmentach płata przeciwnych względem środka ciężkości tworzą się momenty obracające samolot. Na Rys. 2 przedstawione są zdjęcia wirów krawędziowych powstałych na skrzydle typu delta oraz zasada mechanicznego sterowania punktem oderwania warstwy przyściennej (Gwo-Bin i inni, 2008).



Rys. 1. Skrzydło w kształcie delta z zaznaczonymi podstawowymi obrotami i wirami krawędziowymi (Gwo-Bin i inni, 2008)

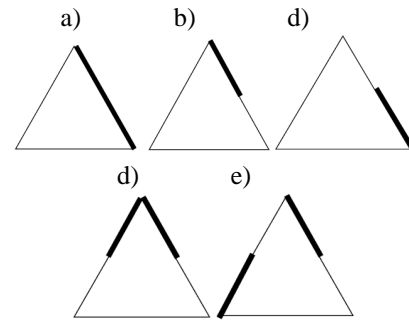


Rys. 2. Wiry krawędziowe powstałe na krawędzi natarcia skrzydła delta: a) bez bariery mechanicznej, b) bariera mechaniczna odrzucająca wir, c) bariera mechaniczna dociskająca wir (Gwo-Bin i inni, 2008)

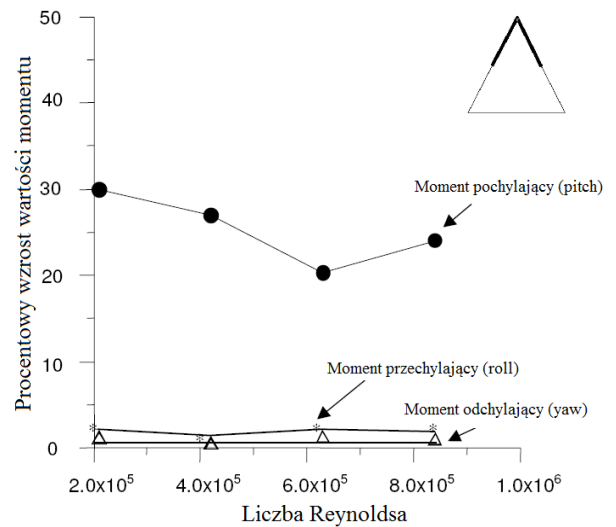
Wskutek lokalnych zmian ciśnienia wywołanych wirami opadającymi na powierzchnię skrzydła powstaje różnica sił tworząca moment obracający płatowiec. Dzięki odpowiedniemu sterowaniu odchyleniem wirów możliwe jest kierowanie niewielkich rozmiarów obiektem latającym (Borgeson, 2002; Erickson, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chung, 2007). Na Rys. 3 przedstawiono wybrane lokalizacje barier mechanicznych przy krawędzi natarcia skrzydła delta.

Zgodnie z literaturą opisującą badania nad turbulizatorami krawędziowymi (Gwo-Bin i inni, 2008), odpowiednie rozmieszczenie i aktywowanie barier mechanicznych wytwarza momenty sterujące wystarczające do kierowania płatowcem. Przykładowo: układ przedstawiony na Rys. 3d powinien wprowadzić znaczne zwiększenie momentu pochylającego płatowiec (Rys. 4), z kolei układ z Rys. 3e – momentu przechylającego. Inne konfiguracje barier także

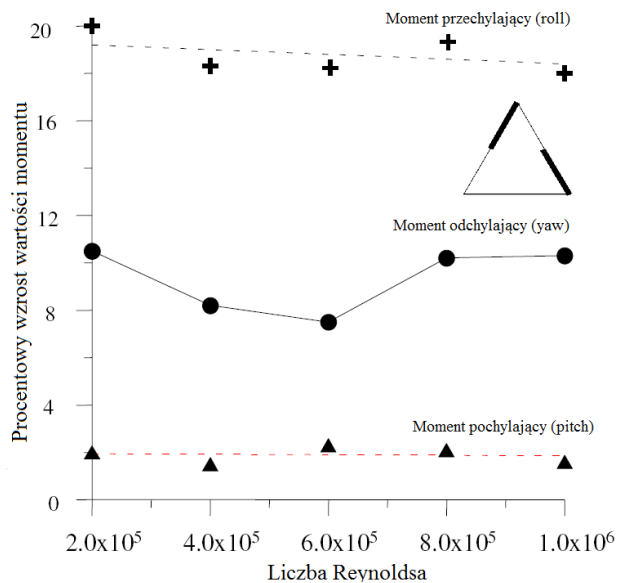
wprowadzają zmiany w wartościach sił działających na płaty skrzydeł (Gwo-Bin i inni, 2008).



Rys. 3. Propozycje rozmieszczenia barier mechanicznych na skrzydle delta (Gwo-Bin i inni, 2008)



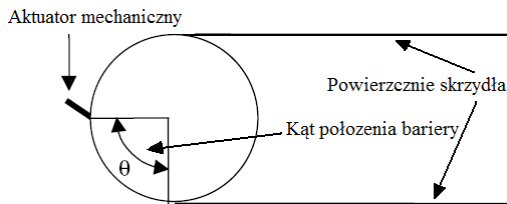
Rys. 4. Wpływ barier mechanicznych na momenty płatowca (Gwo-Bin i inni, 2008)



Rys. 5. Wpływ barier mechanicznych na momenty płatowca (Gwo-Bin i inni, 2008)

Prócz rozmieszczenia turbulizatorów wzdłuż krawędzi skrzydła istotne jest także ich położenie względem krawędzi

natarcia. Badania w tym kierunku zostały również przeprowadzone i opisane w literaturze Gwo-Bin i inni, (2008). Położenie bariery przedstawiono schematycznie na Rys. 6.



Rys. 6. Położenie bariery na krawędzi skrzydła (Gwo-Bin i inni, 2008)

W oparciu o przeanalizowaną literaturę oraz wyniki w niej opisanych badań symulacyjnych i doświadczalnych można wnioskować, że koncepcja sterowania wirami krawędziowymi i warstwą przyścienną nadaje się dla małych obiektów latających i wymaga dalszych badań. Szczególnie ciekawym rozwiązaniem są bariery mechaniczne, które znacząco wpływają na rozkłady sił na skrzydłach typu delta. W dalszej części artykułu przedstawione zostaną własne badania symulacyjne nad wyżej wspomnianymi turbulizatorami mechanicznymi.

3. BADANY OBIEKT

Badaniu została poddana koncepcja barier mechanicznych w niewielkim samolocie bezpilotowym typu delta, wyprodukowanym przez czeską firmę TOPMODEL CZ – BULLIT 02039. Podstawowe parametry modelu przedstawiono w Tab. 1.

Tab. 1. Podstawowe parametry samolotu BULLIT 02039

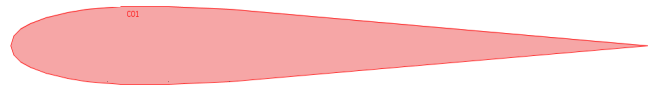
Parametr	Wartość
Rozpiętość skrzydeł	840 mm
Długość cięciwy	580 mm
Typ profilu	BELL540
Waga	0,9-1,2 kg
Powierzchnia nośna	29,5 dm ²

Poniżej przedstawiono zdjęcie badanego samolotu.

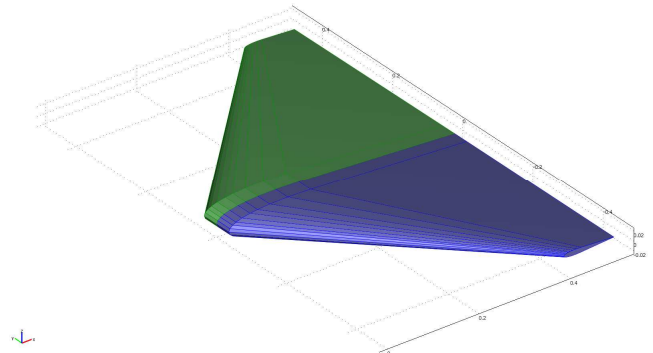


Rys. 7. Zdalnie sterowany samolot czeskiej firmy TOPMODEL CZ - BULLIT 02039

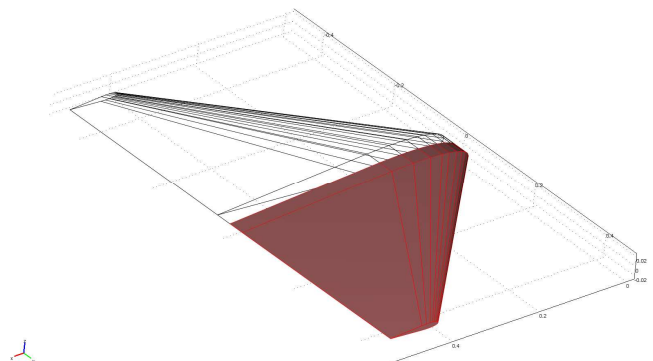
Profil BELL540 to modyfikowany profil lotniczy NACA0012 (<http://worldofkrauss.com/foils/1100>). Punkty opisujące geometrię skrzydła zostały wprowadzone do modułu graficznego oprogramowania COMSOL Multiphysics. Uwzględniając parametry katalogowe samolotu stworzono trójwymiarowy model geometrii powierzchni nośnych płatowca. Przedstawiono to na poniższych Rys. 8, 9 i 10.



Rys. 8. Profil BELL540



Rys. 9. Powierzchnie nośne w modelu 3D samolotu BULLIT 02039



Rys. 10. Geometria modelu 3D samolotu BULLIT 02039

4. BADANIA SYMULACYJNE

Do badań symulacyjnych zastosowano oprogramowanie COMSOL Multiphysics wraz z modulem Chemical Engineering (Dube i inni, 2008; Evgrafov, 2002; Osman i Ismail, 2007). Przy pomocy pakietu MATLAB wyznaczono geometrię badanych profili (Profil NACA 23015, The NACA airfoil series). Modelowano przepływ powietrza wokół skrzydeł samolotu (Bischel i Wittwer, 2007; Georgescu, 2007; Kaufmann i Gutierrez-Miravete, 2008; Wager i Zawacki, 2008). Przyjęte parametry atmosfery i warunki ruchu powietrza przedstawiono w Tab. 2.

W prowadzonych symulacjach uwzględniono zmianę gęstości powietrza na skutek zmian ciśnienia w obrębie skrzydła. Równanie opisujące tę zależność przedstawiono poniżej:

$$\rho = \frac{p}{RT_0} \quad (1)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, [kg/m³]; p – ciśnienie powietrza, [Pa]; R – indywidualna stała gazowa, [J/(kg·K)], T_0 – temperatura powietrza, [K].

Tab. 2. Parametry modelowanego przepływu

Wielkość	Wartość
Ciśnienie początkowe	1,013·10 ⁵ Pa
Temperatura powietrza	288,15 K
Indywidualna stała	287,14 J/(kg·K)
Gęstość powietrza	1,226 kg/m ³
Lepkość dynamiczna	1,778·10 ⁻⁵ Pa·s
Skala turbulencji	0,01
Długość turbulencji	0,05
Prędkość powietrza	10 m/s

Można przyjąć, że obliczenia zostały przeprowadzone dla płynu słabo ściśliwego. W przypadku przepływów powietrza z niewielkimi prędkościami, czynnik ściśliwości może zostać pominięty.

Liczbę Reynoldsa, która mówi o stosunku sił bezwładności do sił lepkości w płynie, opisano równaniem (2):

$$Re = \frac{\rho v c}{\eta} \quad (2)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, [kg/m³]; v – prędkość powietrza, [m/s]; c – wymiar charakterystyczny zagadnienia, [m]; η – lepkość dynamiczna powietrza, [Pa·s].

W badanym zagadnieniu wymiarem charakterystycznym jest długość cięciwy profilu lotniczego mierzona przy kadłubie samolotu ($c=0,58$ m).

Przeprowadzono badania dla różnych kątów natarcia. W celu ułatwienia obliczeń zmieniano kąt zadanej prędkości powietrza poprzez wprowadzenie składowego wektora poziomego u_0 i pionowego w_0 . Relacja między całkowitą prędkością płynu U i wymienionymi wektorami została przedstawiona poniżej:

$$u_0 = v \cos\left(\alpha \frac{\pi}{180^\circ}\right) \quad (3)$$

$$w_0 = v \sin\left(\alpha \frac{\pi}{180^\circ}\right) \quad (4)$$

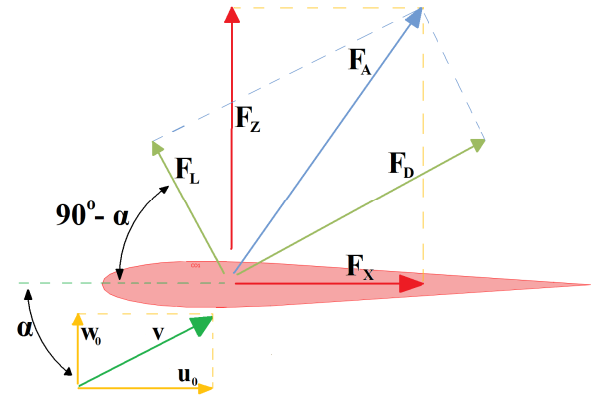
gdzie: U – prędkość płynu, [m/s]; α – kąt natarcia, [°].

Na Rys. 11 schematycznie przedstawiono wektory sił działających na płatowiec: α – kąt natarcia, v – wektor prędkości powietrza, u_0 – składowa prędkości równoległa do cięciwy profilu, w_0 – składowa prędkości prostopadła do cięciwy profilu, F_x – siła działająca wzdłuż cięciwy profilu, F_z – siła działająca prostopadle do cięciwy profilu, F_A – siła aerodynamiczna, F_L – siła nośna, F_D – siła oporu aerodynamicznego. Wartości F_x i F_z zostały wyznaczone przy pomocy metody elementów skończonych (MES). Siłę aerodynamiczną wyznaczono zgodnie z równaniem (5):

$$F_A = \sqrt{F_x^2 + F_z^2} \quad (5)$$

Do wyznaczenia siły nośnej i siły oporu aerodynamicznego wykorzystano kąt pomocniczy β zdefiniowany następująco:

$$\beta = \arccos\left(\frac{F_z}{F_A}\right) \frac{180^\circ}{\pi} \quad (6)$$



Rys. 11. Wektory sił działających na płatowiec

Wzory na siłę nośną i opór aerodynamiczny przedstawiono poniżej.

$$F_L = F_A \cos\left[\left(\alpha + \beta\right) \frac{\pi}{180^\circ}\right] \quad (7)$$

$$F_D = F_A \sin\left[\left(\alpha + \beta\right) \frac{\pi}{180^\circ}\right] \quad (8)$$

4.1. Charakterystyki modelu klasycznego

Pierwsze symulacje zostały przeprowadzone dla profilu pozbawionego wszelkich barier mechanicznych. Badania przeprowadzono dla kąta natarcia (α) od -45 do 45 stopni. Prędkość powietrza zadano na poziomie 10 m/s. Dla wymiaru charakterystycznego $c = 0,58$ m i lepkości dynamicznej powietrza $\eta = 1,778 \cdot 10^{-5}$ Pa·s, wyznaczono liczbę Reynoldsa przepływu, która wyniosła $Re = 399932$. Wyznaczanymi wielkościami były składowe siły aerodynamiczne F_x , F_y , F_z , które zostały obliczone w drodze całkowania ciśnienia po powierzchni płatów nośnych. Zgodnie w wyżej przedstawionymi zależnościami wyznaczone zostały składowe siły aerodynamiczne prostopadła i równoległa do kierunku napływu powietrza. Oznaczono je odpowiednio F_L – siła nośna i F_D – siła oporu aerodynamicznego. Zgodnie z poniższymi równaniami wyznaczono współczynniki siły nośnej (C_L) i współczynniki oporu aerodynamicznego (C_D):

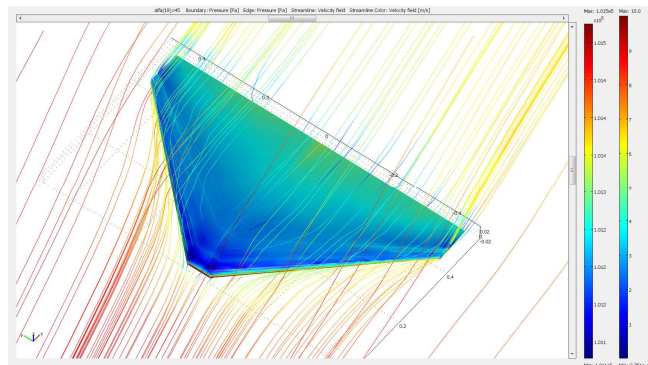
$$C_L = \frac{2F_L}{\rho v^2 S} \quad (9)$$

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho v^2 S} \quad (10)$$

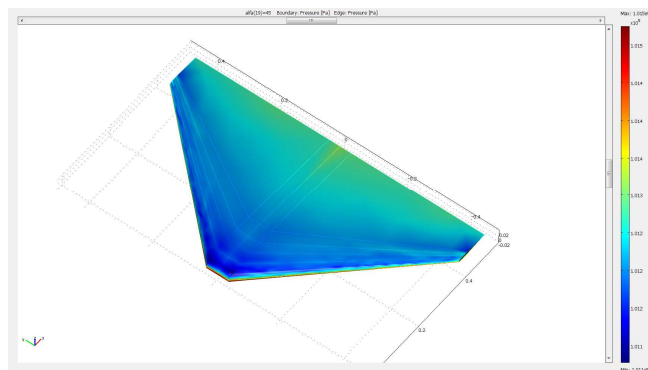
gdzie: S – powierzchnia nośna płatowca.

Na Rys. 12 przedstawiono wyniki symulacji. Linie odwzorowują strugi powietrza opływające skrzydło. Na powierzchni płata przedstawiono rozkład ciśnienia (Rys. 13

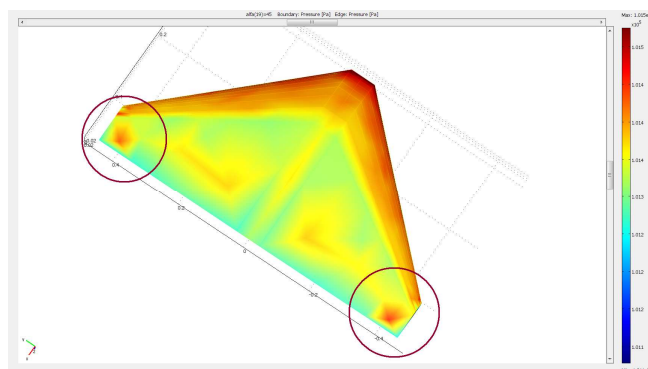
i 14). Dla wspólnej skali wyraźnie widoczna jest różnica ciśnień pomiędzy dolną a górną powierzchnią. Szczególnie godne uwagi są zaznaczone fragmenty płata dolnego. W tych miejscach następuje lokalny wzrost ciśnienia.



Rys. 12. Wyniki symulacji opływu strumienia powietrza wokół skrzydła delta ($\alpha=45^\circ$)



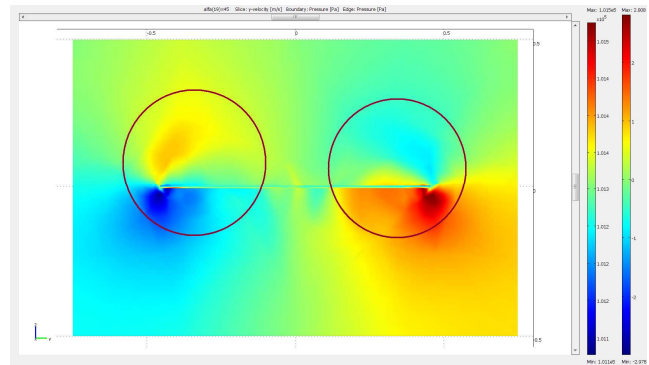
Rys. 13. Rozkład ciśnienia na górnej powierzchni płata skrzydła ($\alpha=45^\circ$)



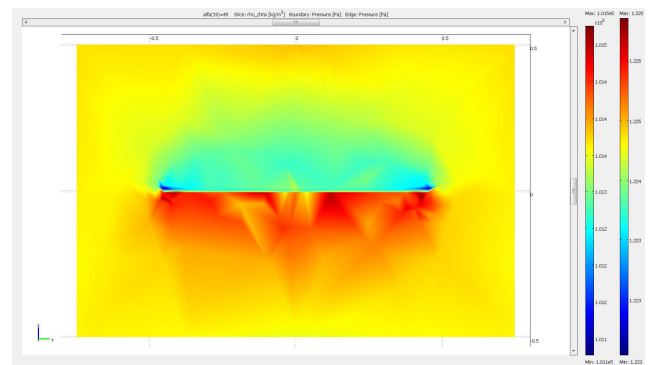
Rys. 14. Rozkład ciśnienia na dolnej powierzchni płata skrzydła ($\alpha=45^\circ$)

Rys. 15 przedstawia poziomą składową pola prędkości powietrza opływającego modelowane skrzydło. W zaznaczonych obszarach widoczne są zaczątki wirów krawędziowych.

Rys. 16 przedstawia zmiany gęstości przepływającego powietrza. Wyniki przeprowadzonych symulacji dowodzą, że do modelowania przepływów z małą prędkością nie jest konieczne stosowanie modelu płynu ściśliwego, ponieważ zmiany gęstości są nieznaczne (na poziomie $0,002 \text{ kg/m}^3$).

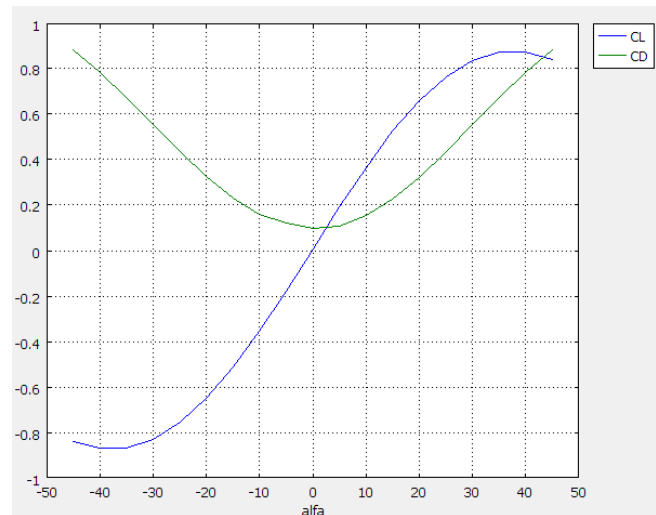


Rys. 15. Pozioma składowa pola prędkości powietrza ($\alpha=45^\circ$)



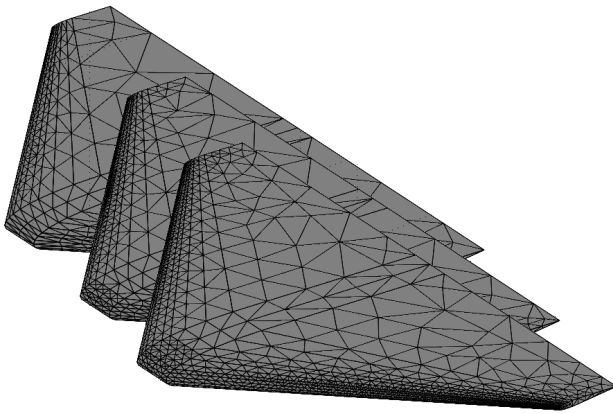
Rys. 16. Zmiany gęstości powietrza na skutek przepływu z prędkością 10 m/s ($\alpha=45^\circ$)

Zależności współczynnika siły nośnej (C_L) i współczynnika oporu aerodynamicznego (C_D) od kąta natarcia przedstawiono na Rys. 17. Wyniki są typowe dla symetrycznego profilu lotniczego.



Rys. 17. Współczynnik siły nośnej i współczynnik oporu aerodynamicznego dla profilu delta BELL540

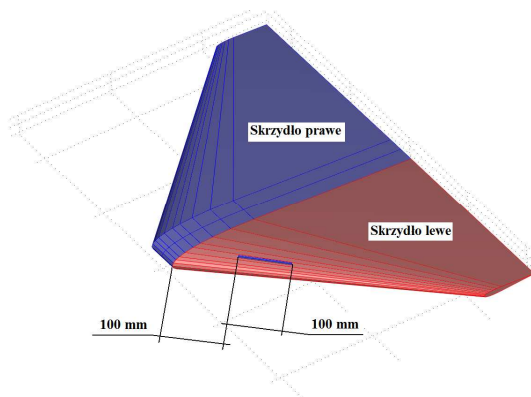
Obliczenia przeprowadzono dla różnych rozdzielczości siatki dyskretyzującej. Znaczących różnic w charakterystykach nie zaobserwowano.



Rys. 18. Porównanie trzech siatek o różnej rozdzielczości elementów

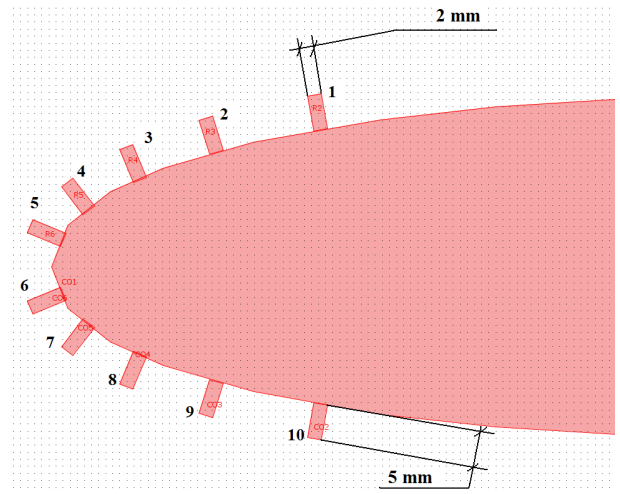
4.2. Charakterystyki modelu z barierą mechaniczną

Do wyżej opisanego modelu bezpilotowego samolotu BULLIT 02039 wprowadzono barierę mechaniczną na lewym skrzydle. Jej wymiary i umiejscowienie przedstawiono na Rys. 19. Przeprowadzono 10 oddzielnych symulacji dla różnych położen bariery mechanicznej przedstawionych na Rys. 20. W rezultacie wyznaczono współczynniki dla różnych konfiguracji geometrii modelu oraz ich różnice pomiędzy skrzydłem lewym (z barierą) a prawym (bez bariery). Na Rys. 21 przedstawiono zdyskretyzowany model 3D badanego samolotu z barierą mechaniczną w pozycji 1.

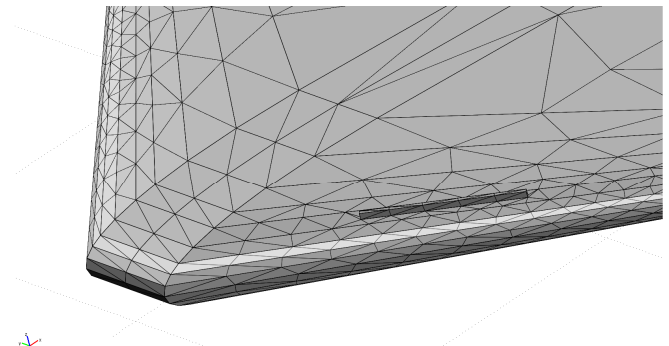


Rys. 19. Płat delta BELL540 z barierą mechaniczną na lewym skrzydle

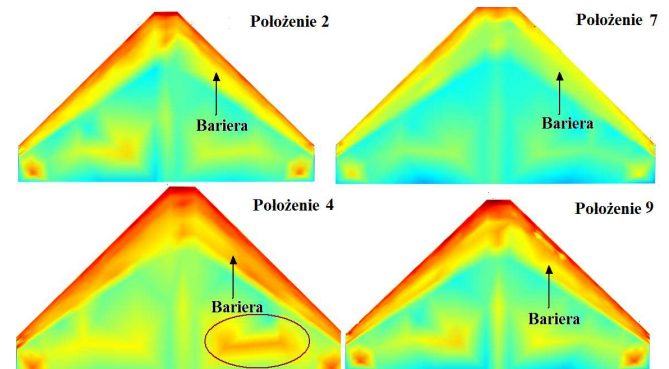
Na Rys. 22 przedstawiono rozkłady ciśnienia na dolnych płatach skrzydeł z trzema przykładowymi konfiguracjami bariery mechanicznej (położenie 2, 4, 7 i 9) dla kąta natarcia $\alpha=30^\circ$. Przy położeniu 4 widoczny jest lokalny wzrost ciśnienia na lewym skrzydle. Wywołuje on zmianę siły nośnej lewego płata tworząc moment obracający samolot względem osi kadłuba. Podobne wnioski można wyciągnąć porównując wartości współczynników aerodynamicznych. Przedstawiono je na Rys. 23 i 24, gdzie B_0 odpowiada płatowi bez bariery, a kolejne oznaczenia (B_1, B_2, B_3 , itd.) odpowiadają kolejnym położeniom bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca. Na Rys. 25 i 26 przedstawiono różnice współczynników aerodynamicznych lewego i prawego skrzydła.



Rys. 20. Rozmieszczenie i podstawowe wymiary bariery mechanicznej na profilu BELL540



Rys. 21. Zdyskretyzowany model 3D skrzydła z bariera w pozycji 1

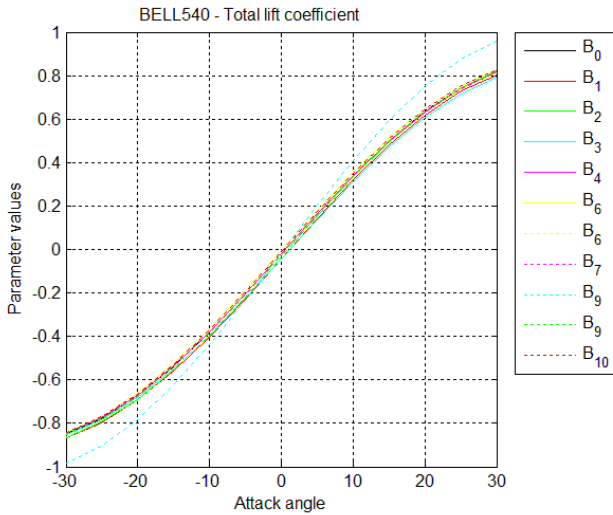


Rys. 22. Rozkład ciśnienia na dolnym płacie skrzydeł z różnymi konfiguracjami i bariery

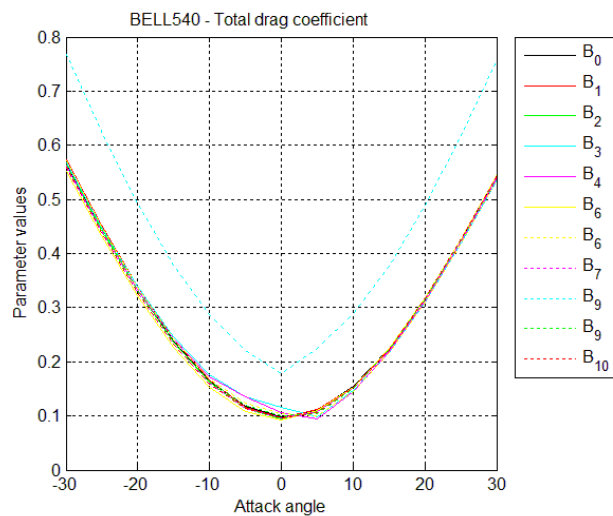
Analizując rezultaty obliczeń wywnioskowano, że wyniki uzyskane dla bariery w położeniu B_8 nadmiernie odbiegają od pozostałych. W związku z tym, symulacje bariery w położeniu B_8 zostały wyłączone z dalszych analiz. Po analizie różnic współczynników aerodynamicznych podobny wniosek został wyciągnięty co do położenia B_5 . Na wykresach pojawia się dwukrotnie B_6 i B_9 , którymi to wartościami nadpisano położenia odpowiednio B_5 i B_8 . Na Rys. 27 i 28 przedstawiono porównanie procentowych różnic współczynników opisanych poniższym wzorem:

$$\Delta C_{L/D} = \frac{C_{LL/DL} - C_{LR/DR}}{C_{LR/DR}} 100\% \quad (11)$$

gdzie: $\Delta C_{L/D}$ – procentowa różnica wartości współczynnika siły nośnej/oporu, $C_{LL/DL}$ – współczynnik siły nośnej/oporu skrzydła lewego, $C_{LR/DR}$ – współczynnik siły nośnej/oporu skrzydła prawego.

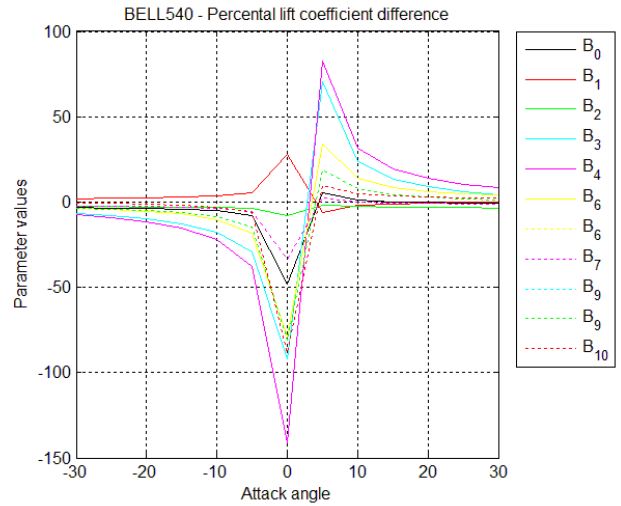


Rys. 23. Porównanie współczynników całkowitej siły nośnej dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca

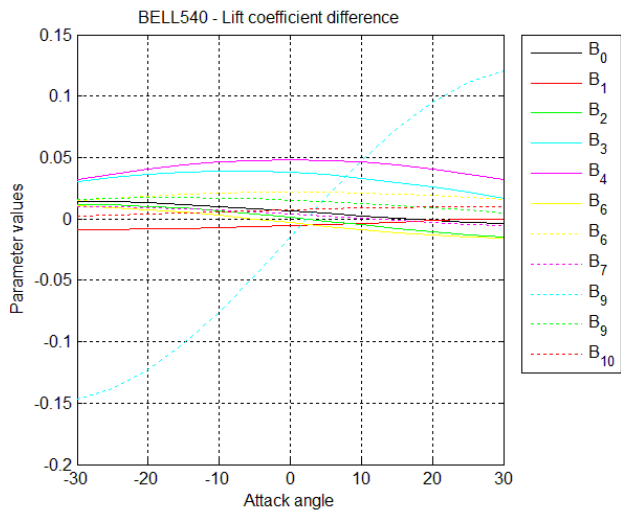


Rys. 24. Porównanie współczynników całkowitej siły oporu aerodynamicznego dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca

Wyniki wykazują, że największy procentowo wzrost siły nośnej (współczynnika siły nośnej) występuje w przypadku czwartego położenia bariery mechanicznej. Przy takiej konfiguracji zauważono na przykład dla kąta natarcia $\alpha = 20^\circ$ około 20% wzrost wartości C_{LL} (Rys. 29), przy czym C_{DL} wzrosło o około 15% (Rys. 30). Procentowa zależność została wyznaczona w stosunku do prawego skrzydła płatowca (bez bariery).



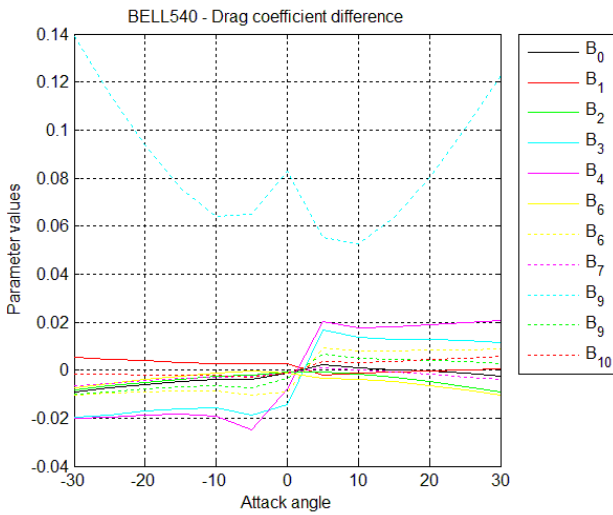
Rys. 25. Porównanie różnicy współczynników siły nośnej lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca



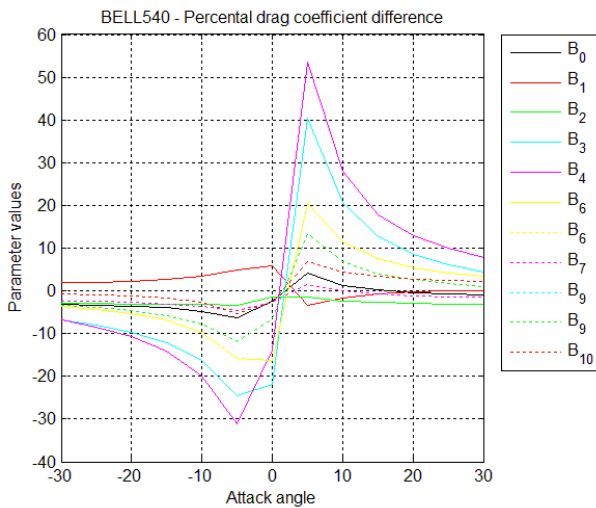
Rys. 26. Porównanie różnicy współczynników siły oporu aerodynamicznego lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca

Wprowadzenie bariery na jednym ze skrzydeł powoduje powstanie momentów obracających samolot. Dla niezerowego, dodatniego kąta natarcia położenie 4 zapewnia największy wzrost siły nośnej. Ciekawy wniosek można wyciągnąć obserwując charakterystyki dla ujemnych kątów natarcia. Symulacje pokazują, że przy drugim położeniu bariery (B_2) uzyskujemy zwiększenie siły nośnej przy ujemnym kącie natarcia.

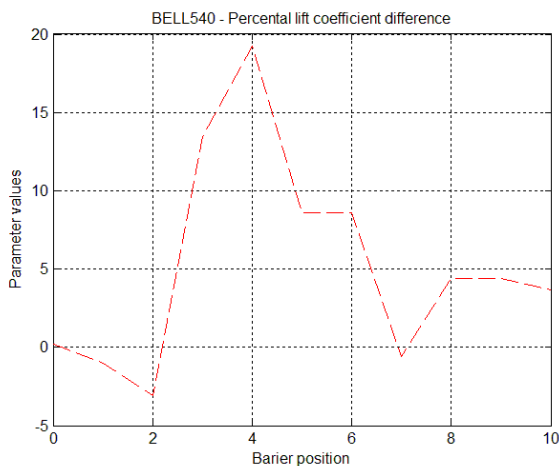
W oparciu o dotychczas wyciągnięte wnioski, dokonano bezpośredniego porównania procentowego wzrostu siły nośnej na lewym skrzydle płatowca dla różnych położenia bariery mechanicznej (Rys. 20). Charakterystykę wyznaczono dla wspólnych kątów natarcia ($\alpha = 15^\circ$ i $\alpha = 25^\circ$). Wyniki przedstawiono na Rys. 29 i 30.



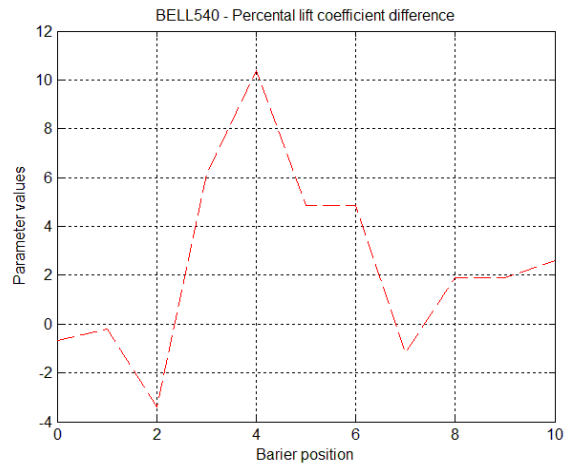
Rys. 27. Porównanie procentowej różnicy współczynników siły nośnej lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca



Rys. 28. Porównanie procentowej różnicy współczynników siły oporu aerodynamicznego lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca



Rys. 29. Porównanie procentowej zmiany siły nośnej na lewym skrzydle płatowca przy różnych położeniach bariery dla kąta natarcia $\alpha=15^\circ$ (0 – brak bariery)

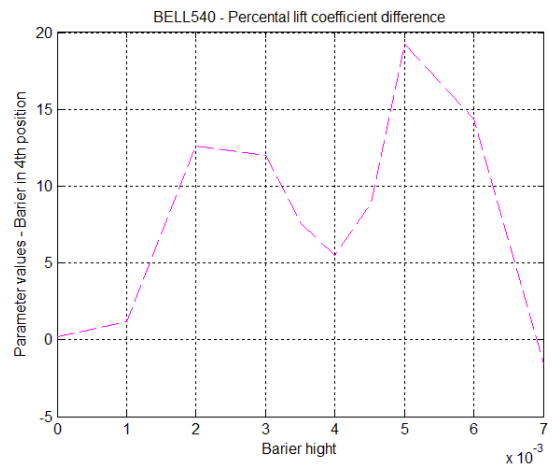


Rys. 30. Porównanie procentowej zmiany siły nośnej na lewym skrzydle płatowca przy różnych położeniach bariery dla kąta natarcia $\alpha=25^\circ$ (0 – brak bariery)

Powyższy wykres potwierdza, że czwarte położenie mechanicznego turbulatora daje największe procentowe zmiany w charakterystykach aerodynamicznych badanego modelu płatowca.

Po wyznaczeniu najkorzystniejszego położenia bariery (położenie 4 na Rys. 20) przeprowadzono badania wysokości wypustu dla kąta natarcia $\alpha = 15^\circ$ i $\alpha = 25^\circ$. Zmian dokonywano w zakresie od 1mm do 7 mm. Wyniki przedstawiono na Rys. 31 i 32.

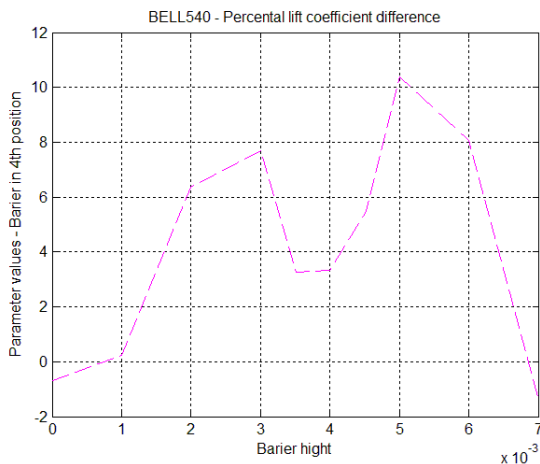
Z przeprowadzonych symulacji wynika, że największy przyrost siły nośnej występuje dla bariery wysokiej na 5 mm. Zastanawiająca jest stosunkowo mała wartość procentowej różnicy współczynników siły nośnej dla wypustu wysokiego na 4 mm. Przedstawiona anomalia w osiągniętych wynikach nie została dotychczas wyjaśniona.



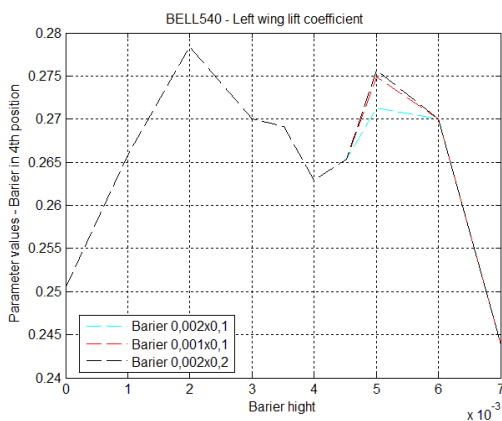
Rys. 31. Zależność procentowej różnicy współczynnika siły nośnej skrzydła lewego (z bariery) i prawego (bez bariery) od wysokości bariery dla $\alpha=15^\circ$ (0 – brak turbulatora mechanicznego)

W ostatniej części przeprowadzono badania nad grubością i długością opisywanego turbulatora mechanicznego. Przeprowadzono dwie symulacje dla bariery o długości 10 cm i grubości 1mm oraz bariery o długości 20 cm i grubości 2mm. Wyniki porównano z dotychczas badaną bariery o długości 10 cm i grubości 2mm. Obliczeń dokonano

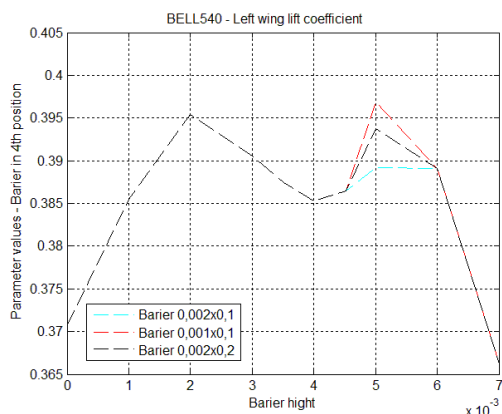
dla czwartego położenia turbulatora o wysokości 5 mm. Rezultaty zostały przedstawione na Rys. 33 i 34.



Rys. 32. Zależność procentowej różnicy współczynnika siły nośnej skrzydła lewego (z barierą) i prawego (bez bariery) od wysokości bariery dla $\alpha=25^\circ$ (0 – brak turbulatora mechanicznego)



Rys. 33. Porównanie współczynników siły nośnej dla skrzydła z barierami o różnych wymiarach ($\alpha=15^\circ$)



Rys. 34. Porównanie współczynników siły nośnej dla skrzydła z barierami o różnych wymiarach ($\alpha=25^\circ$)

Zarówno zmniejszenie grubości wypustu, jak i jego wydłużenie wpływają na zwiększenie siły nośnej płata. Przy różnych kątach natarcia widać, że niekiedy większy

wpływ ma grubość turbulatora ($\alpha = 25^\circ$), a niekiedy jego długość ($\alpha = 15^\circ$).

W oparciu o przedstawione wyniki można przypuszczać, że również inne parametry geometryczne bariery, takie jak np. pochylenie turbulatora względem krzywizny płata, mogą mieć duży wpływ na parametry aerodynamiczne całego skrzydła. Rozstrzygnięcie tej wątpliwości stanowi jeden z kolejnych etapów prowadzonych badań.

Wyżej przedstawione wyniki zostały opracowane dla dodatnich kątów natarcia ($\alpha = 15^\circ$ i $\alpha = 25^\circ$). Należy zaznaczyć, że w przypadku ujemnych kątów, rozwiązania będą miały podobny charakter dla bariery w położeniu 7 (Rys. 20), które względem cięciwy profilu jest położeniem symetrycznym do czwartego.

Badania symulacyjne przeprowadzono dla jednej wartości liczby Reynoldsa ($Re=399932$). W dostępnej literaturze można spotkać się z charakterystykami momentów i sił aerodynamicznych, zależnymi do tej wielkości. Jednym z celów przyszłych prac jest wyznaczenie takich zależności dla opisywanego modelu i przedstawionej geometrii bariery mechanicznych.

5. PODSUMOWANIE

Przeprowadzone badania symulacyjne wykazały, że koncepcja sterowania ruchem niewielkiego płatowca przy pomocy bariery mechanicznych umieszczonych na skrzydle w pobliżu krawędzi natarcia jest alternatywą dla klasycznych rozwiązań. Należy jednak zaznaczyć, że wszystkie przeprowadzone analizy numeryczne są obciążone pewnym błędem obliczeniowym i osiągnięte rezultaty wymagają weryfikacji doświadczalnej. Dalsze prace będą prowadzone w kierunku wyznaczenia momentów oddziałujących na płatowiec z zaimplementowanymi barierami mechanicznymi. Po ich wyznaczeniu będzie można wyciągnąć wstępne wnioski dotyczące sterowania lotem mikrosamolotu.

LITERATURA

1. **Bischel D., Wittwer P.** (2007), Computation of airfoils at very low Reynolds numbers, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference*, Grenoble.
2. **Borgeson D. M.** (2002), Boundary layer control using micro-electromechanical systems (MEMS), *Thesis, AF Institut of Technology*, Ohio.
3. BULLIT 02039 - Instrukcja montażu.
4. **Colonius T. i inni** (2005), *Closed-loop control of leading-edge and tip vortices for small UAV*, California Institute of Technology, Princeton University, Northeastern University, Illinois Institute of Technology, USA.
5. **Deng S. i inni** (2007), DNS for flow separation control around an airfoil by pulsed jets, *Computers & Fluids* 36, 1040–1060.
6. **Dube L. P. i inni** (2008), Use of COMSOL in aerodynamic optimization of the UNLV solar-powered unmanned aerial vehicle, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Conference*, Boston.
7. **Erickson G. E.** (2002), Control of interacting vortex flows at subsonic and transonic speeds using passive porosity, *NASA Langley Research Center*, Hampton.

8. **Evgrafov A.** (2002), *Topology optimization of Navier–Stokes equations*, Chalmers University of Technology, Göteborg.
9. **Georgescu A. M., Sanda-Carmen Georgescu S. C. i inni** (2007), COMSOL Multiphysics 2D flow simulation in the achard turbine, *CEEX conference*.
10. **Gwo-Bin L i inni** (2008), *Robust vortex control of a delta wing using distributed MEMS actuators*, National Cheng Kung University, FAMU-FSU College of Engineering, California Institute of Technology, University of Illinois at Urbana-Champaign, University of California.
11. <http://worldofkrauss.com/foils/1100>.
12. **Kaufman E., Gutierrez-Miravete E.** (2008), Computation of velocity, pressure and temperature distributions near a stagnation point in planar laminar viscous incompressible flow, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference*, Boston.
13. **Nelson R. C. i inni** (2007), Modification of the flow structure over a UAV wing for roll control, *45th Aerospace Sciences Meeting*, Reno.
14. **Osman S. A., Ismail M. T.** (2007), Wind loads prediction using three-dimensional simulation of k- ϵ turbulence model, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference*, Kuala Lumpur.
15. **Pakmehr M. i inni** (2005), Robust adaptive tracking control of delta wing vortex-coupled roll dynamics using RBF neural networks, *Conference on Control Applications*, Toronto.
16. Profil NACA 23015 - Opis matematyczny.
17. **Sohn M. H., Chung H. S.** (2007), Control of double-delta-wing vortex by micro leading-edge flap, *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami.
18. The NACA airfoil series - Opis matematyczny.
19. **Wager B., Zawacki T.** (2008), *Aerostructures – COMSOL wing section tutorial*.
20. **Weier T. i inni** (2000), Boundary layer control by means of electromagnetic forces, *ERCOFTAC Bulletin 44*, 36–40.
21. **Yarusevych S. i inni** (2003), Control of airfoil wake structure at low Reynolds numbers by acoustic excitation, *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Orlando.

PRELIMINARY INVESTIGATIONS ON AERODYNAMICS OF MICRO DELTA WING WITH MECHANICAL BARRIERS LOCATED NEAR EDGES OF ATTACK

Abstract: In this paper the idea of micro UAV and preliminary calculations with mechanical barriers implemented near edges of attack were presented. The world-wide investigations on such a problem were shortly described. Air pressure distribution on plane lift surfaces was obtained by means of numerical calculations. Aerodynamics forces and coefficients values were determined. Results of calculations conducted for delta wing without barriers were compared with those obtained for plane with mechanical edge turbulizers. The obtained position and dimensions of the barriers should ensure the best possible aerodynamic forces values modifications. The calculations were conducted with a view to taking advantage of edge mechanical barriers in order to control the MAV flights.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

STEROWANIE ŚLIZGOWE MIKROSAMOLOTEM W OPARCIU O WYZNACZONE MOMENTY SIŁ AERODYNAMICZNYCH

Andrzej Piotr KOSZEWNIK*

*Katedra Automatyki i Robotyki, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

akoszewnik@pb.edu.pl

Streszczenie: Typowe sterowanie mikrosamolotem odbywa się w klasyczny sposób z wykorzystaniem powierzchni nośnych płatowca. Czasami ze względu na ograniczone możliwości konstrukcyjne MAV i postawione jemu wymagania należy zmienić sposób sterowania MAV a tym samym zmienić sposób powstawania wirów krawędziowych na krawędzi natarcia samolotu. W poniższym artykule w pierwszym etapie zostanie rozpatrzony model MAV z wysuwaną barierą mechaniczną na krawędzi natarcia. W drugim zaś zostanie zaprojektowane prawo sterowania barierą w oparciu o regulator ślizgowy (ang. *sliding controller*). Uzyskane w ten sposób badania symulacyjne zostaną ze sobą porównane w celu wyciągnięcia istotnych wniosków.

1. WPROWADZENIE

Typowe koncepcje konstrukcyjne bezpilotowych obiektów latających oparte są na klasycznym sterowaniu powierzchniami nośnymi płatowca. Zalicza się do nich lotki, ster wysokości, ster kierunku, w niektórych modelach także klapy. Niejednokrotnie małe bezpilotowe obiekty latające posiadają mniejszą liczbę takich powierzchni. Przykładowo w niewielkich szybowcach i motoszybowcach ster kierunku może zostać niemal całkowicie wyeliminowany, a jego rola jest przejęta przez lotki, które wraz ze zmianą przechylenia płatowca, powodują również jego odchylenie od osi lotu. Na świecie prowadzone są zaawansowane prace nad nowymi koncepcjami sterowania lotem samolotów w skali mikro.

W niniejszym artykule przedstawione zostaną badania symulacyjne niewielkiego samolotu bezpilotowego o skrzydłach w kształcie delta ze sterem wysokości z tyłu oraz wysuwaną barierą mechaniczną na krawędzi natarcia.

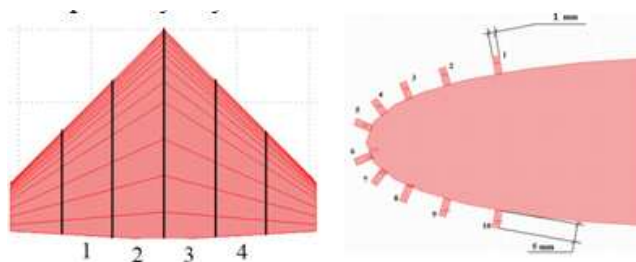
2. BADANY OBIEKT

Obiektem badań będzie niewielki samolot typu delta czeskiej firmy TOPMODEL CZ – BULLIT 02039 wraz z zamocowanymi barierami mechanicznymi. Podstawowe parametry modelu przedstawiono w Tab. 1.

Tab. 1. Podstawowe parametry samolotu BULLIT 02039

Parametr	Wartość
Rozpiętość skrzydeł	840 mm
Długość cięciwy	520 mm
Typ profilu	BELL540
Waga	0,9-1,2 kg
Powierzchnia nośna	29,5 dm ²

W oparciu o przeprowadzone badania miejscami optymalnymi barier mechanicznych będzie pozycja 4 i 7 zgodnie z poniższym rysunkiem.

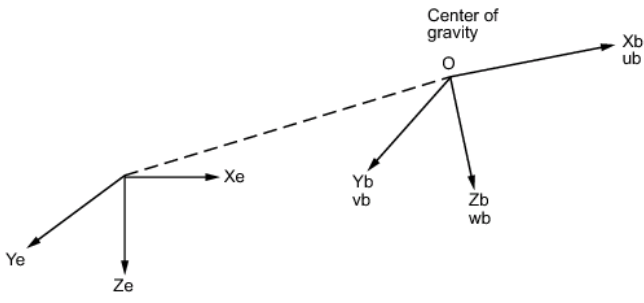


Rys. 1. Model 3D płatowca

W wyniku tak przyjętego modelu zostały uzyskane najbardziej efektywne wartości sił i momentów aerodynamicznych. Jedną z możliwych kombinacji lokalizacji barier mechanicznych była bariera (2434). Dalsze badania symulacyjne będą przeprowadzane w opracowaniu o dane uzyskane w pracy Mirosława Kondratiuka (2010) [3].

3. ORIENTACJA CIAŁA SZTYWNEGO O 6 DOF

Położenie ciała o 6 stopniach swobody związanego z układem współrzędnych (X_b , Y_b , Z_b) względem układu odniesienia ziemi (X_e , Y_e , Z_e) przedstawiono poniżej. Początek układu współrzędnych ciała usytuowany jest w środku jego ciężkości. Zakłada się, że ciało jest sztywne, co eliminuje konieczność rozpatrywania sił działających między elementami masy. Układ współrzędnych związanych z ziemią uważa jest inercjalny.



Flat Earth reference frame

Rys. 2. Układy odniesienia

Równanie ruchu translacyjnego ciała z uwzględnieniem wektora sił $[F_x, F_y, F_z]^T$ związanego z układem współrzędnym ciała oraz zakładając stałą wartość masy m ciała:

$$m(\dot{V}_b + \omega \times V_b) = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} F_b' \quad (1)$$

gdzie: $V_b = \begin{bmatrix} u_b \\ v_b \\ w_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$ jest wektorem prędkości liniowej,

$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$ jest wektorem prędkości obrotu statku względem

poszczególnych osi.

Równania sił działających wzdłuż osi statku wynikają z przyspieszeń liniowych, prędkości liniowych i kątowych. Rozwijając równie (1) otrzymujemy:

$$\begin{aligned} F_x &= m(\dot{u} - rv + qw) \\ F_y &= m(\dot{v} - pw + ru) \\ F_z &= m(\dot{w} - qu + pv) \end{aligned} \quad (2)$$

Równania ruchu obrotowego statku związanego z jego układem współrzędnych z uwzględnieniem przyłożonego wektora momentów $[L, M, N]^T$ (L – rolling moment, M – pitching moment, N – yawig moment) są następujące:

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = M_B' \quad (3)$$

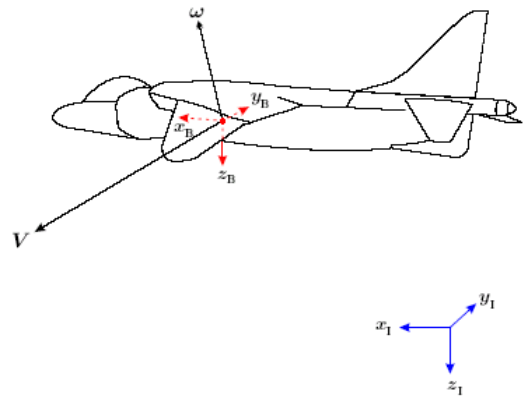
gdzie: $I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$ jest tensorem momentów

bezwładności.

Rozwijając równanie (3) otrzymujemy równania momentów względem osi statku w następującej formie:

$$\begin{aligned} M_x &= I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{xz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) \\ M_y &= I_{yy}\dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})rp - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) \\ M_z &= I_{zz}\dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) \end{aligned} \quad (4)$$

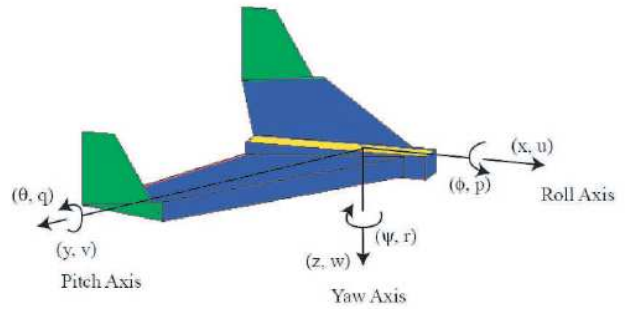
Orientacja układu współrzędnego względem statku powietrznego przedstawiono na Rys. 3.



Rys. 3. Układ inercyjny i układ związany z statkiem powietrznym

3.1. Kąty Eulera

Zmienne określające przemieszczenia kątowe $\phi \theta \psi$ określają położenia kątowe układu związanego ze statkiem powietrznym względem układu inercyjnego ziemi (orientacja statku względem ziemi).



Rys. 4. Kąty obrotu statku powietrznego

Zależność pomiędzy wektorem prędkości kątowej związanym ze statkiem powietrznym $[p, q, r]^T$ a zmianą kątów Eulera $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$ jest następująca:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \equiv J^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

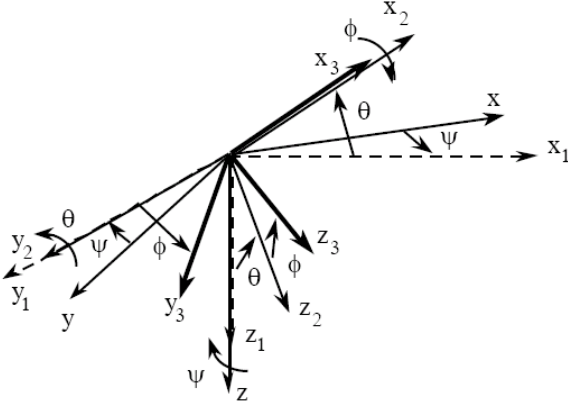
co po uproszczeniu można zapisać następująco:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = J \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

Uwzględniając kąty Eulera możemy wyrazić poszczególne składowe x, y, z położenia, prędkości i przyspieszenia statku powietrznego względem układu inercyjnego związanego z ziemią.

Przyspieszenia liniowe statku względem jego osi są następujące:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m}(X_{aero} + X_{propulsion}) \\ \dot{v} &= pw - ru + g \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{m}(Y_{aero} + Y_{propulsion}) \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + \frac{1}{m}(Z_{aero} + Z_{propulsion}) \end{aligned} \quad (7)$$



Rys. 5. Definicja kątów Eulera

Znając kąty Eulera możemy wyznaczyć prędkości statku względem układu ziemi

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi & -\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (8)$$

gdzie: g – przyspieszenie ziemskie.

Równania (8) są wykorzystane do określenia położenia statku względem ziemi, tzn. odległość x , odległość y oraz wysokość $h = -z$.

Siła ciężkości przy założeniu, że przyspieszenie ziemskie nie zależy od krzywizny ziemi wynosi:

$$\begin{aligned} F_{x,gravity} &= -mg \sin \theta \\ F_{y,gravity} &= mg \cos \theta \sin \phi \\ F_{z,gravity} &= mg \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (9)$$

4. OBLICZENIA SIŁ I MOMENTÓW AERODYNAMICZNYCH

Wstępnym etapem jest przeprowadzenie trymowania statku powietrznego odnoszącego się do położenia statku w punkcie równowagi. Samolot jest wytrimowany, jeżeli suma wszystkich sił i momentów aerodynamicznych oraz sił grawitacji działających na statek jest równa zero.

Ciśnienie dynamiczne działające na elementy statku powietrznego jest opisane następująco:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2, \quad (10)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, V – prędkość powietrza.

Siły aerodynamiczne są następujące:

$$X = C_x \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S, Y = C_y \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S, Z = C_z \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S \quad (11)$$

gdzie: S – pole powierzchni płata.

Momenty aerodynamiczne są następujące:

$$L = C_l \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) Sl, M = C_m \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) Sl, N = C_n \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) Sl \quad (12)$$

gdzie: l – długość (rozpiętość skrzydła dla momentów *roll* and *yaw*, szerokość skrzydła dla momentu *pitch*).

Współczynniki $C_x, C_y, C_z, C_l, C_m, C_n$ są funkcjami liczby Reynoldsa i kątów aerodynamicznych α i β , jak również od wielu parametrów określających geometrię poszczególnych elementów statku. Wyznaczenie wartości szukanych współczynników zostało już przeprowadzone w środowisku COMSOL a jego wyniki posłużą nam do zbudowania prawa sterowania kątem pochylenia samolotu.

5. STEROWANIE I STABILIZACJA STATKU POWIETRZNEGO TYPU MAV

Warunkiem koniecznym aby samolot latał jest jego stabilność lub sterowność.

5.1. Model obiektu sterowania

Sterowanie stabilnością statku wymaga głównie uwzględnienia właściwości geometrycznych elementów statku, uwzględnienia momentów bezwładności, uwzględnienia sił i momentów aerodynamicznych. Problem sterowania MAV w początkowej fazie sprowadza się do wyznaczenia równań ruchu statku względem wzdłużnej osi samolotu. W odniesieniu do tego wariantu poszukiwane są siły X, Z oraz moment M . W przypadku ruchu bocznego samolotu do wyznaczenia równań ruchu niezbędnymi wielkościami są siła Y oraz momenty L i N .

Dla celów projektowych prawa sterowania równania ruchu statku przedstawiono w postaci modelu w przestrzeni stanu dla ruchu wzdłużnego.

Równanie ruchu wzdłużnego jest następujące:

$$\text{gdzie: } \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = A_{lon} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + B_{lon} \delta_e u \quad y = C \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & 0 & -g \cos \Theta_0 \\ \frac{Z_u}{m - Z_w} & \frac{Z_w}{m - Z_w} & \frac{Z_q + mU_0}{m - Z_w} & \frac{-mg \sin \Theta_0}{m - Z_w} \\ \frac{M_u + Z_u \Gamma}{I_{yy}} & \frac{M_w + Z_w \Gamma}{I_{yy}} & \frac{M_q + (Z_q + mU_0) \Gamma}{I_{yy}} & \frac{-mg \sin \Theta_0 \Gamma}{I_{yy}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta z_c}{m} \\ \frac{\Delta z_c}{m - Z_w} \\ \left(\frac{\Delta M_c}{I_y} + \frac{M_w}{I_y} \frac{\Delta z_c}{m - Z_w} \right) \\ 0 \end{bmatrix}, X_u = \frac{\partial X}{\partial u}, \dots, \Gamma = \frac{M_w}{m - Z_w}$$

Δ_e – zmiana steru wysokości.

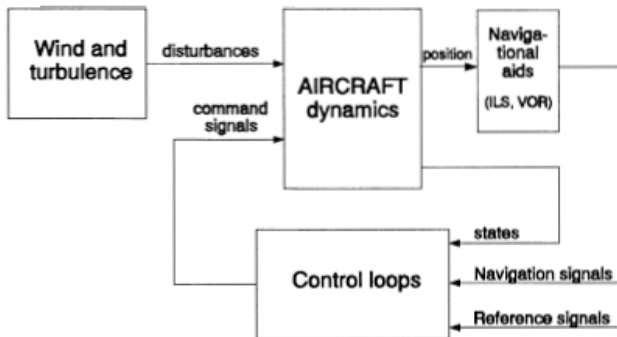
5.2. Analiza modalna ruchu wzdluznego

Główne postacie częstotliwościowe ruchu wzdluznego dzielimy na postacię długo-okresowe oraz krótko-okresowe.

- Długo-okresowe oscylacje (*ang. phugoid mode*) związane są z zależnością kąta pochylenia θ i prędkości ruchu powietrza względem osi x . Postać ta zazwyczaj posiada niską częstość i jest niestabilna. Niestabilność ta wynika z opóźnienia pomiędzy tymi wielkościami.
- Krótko-okresowe oscylacje (*ang. short period mode*). Postać ta jest silnie powiązana z kątem natarcia samolotu α oraz współczynnikiem kąta pochylenia. Postać ta posiada dużo większą częstoć niż *phugoid mode*

5.3. Sterowanie kątem pochylenia statku

Strukturę modelu symulacyjnego sterowania MAV ukazują poniżej:



Rys. 6. Układ sterowania MAV

Tab.2. Wartości momentów bezwładności [m²kg]

J_{xx}	1.890048e-4
J_{yx}	0
J_{yy}	9.6397e-5
J_{zx}	0
J_{zy}	0
J_{zz}	2.8409e-4

Model rozpatrywanego MAV zawiera na krawędzi natarcia wysuwane bariery mechaniczne. Wysunięcie ich w odpowiednim miejscu powoduje zwiększenie siły nośnej a co za tym idzie unoszenie się samolotu. Wymienione bariery mechaniczne powodują niewielką zmianę poszczególnych momentów bezwładności. Zatem do dalszych obliczeń przyjęto optymalne wartości

bezwładności, które związane są z wysunięciem bariery 2434 zgodnie z pracą Kondratiuka (2009).

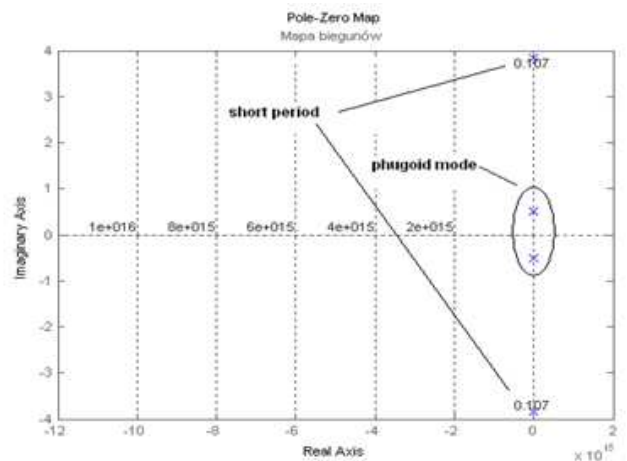
Pozostałe parametry, które nie zostały uzyskane na drodze obliczeń zostały założone z góry zgodnie z rozpatrywanym w literaturze MAV o podobnych rozmiarach.

Obliczenia dla modelu MAV zostały przeprowadzone w środowisku Matlab-Simulink. Sygnały sterujące i pomiarowe dla sterowania w osi wzdluznej (logitudinal) są następujące:

- wejście: ster wysokości;
- wyjście: kąt pochylenia samolotu θ .

5.3.1. Badania układu otwartego

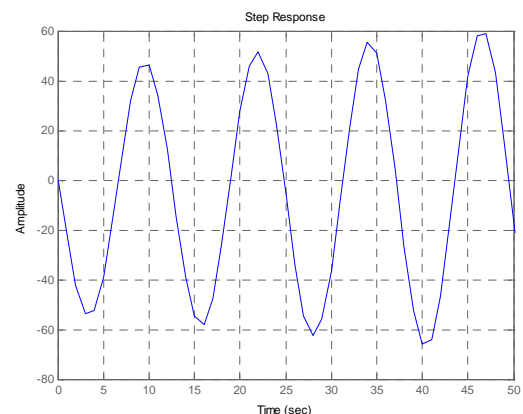
Po wprowadzeniu do Matlab postaci modelu w przestrzeni stanu dla ruchu wzdluznego samolotu wstępnie przeprowadzono badania układu otwartego. W wyniku tych badań uzyskano następujące rezultaty.



Rys. 7. Mapa biegunów i zer

Tab. 3. Częstoć i tłumienia poszczególnych postaci

mode	Częst. [rad/s]	tłumienie
phugoid	0.51	0.018
Short period	7.43	0.085



Rys. 8. Odpowiedź na podane wymuszenie skokowe podane na wejście

5.3.2. Badania z regulatorem SMC (ang. Sliding Mode Control)

Następnie zaprojektowano prawo sterowania z regulatorem SMC dla modelu ruchu wzdłużnego samolotu i przeprowadzono badania modelu układu zamkniętego zarówno w dziedzinie czasu oraz częstotliwości.

W celu zaprojektowania regulatora należy rozpatrzeć trzy główne etapy:

1. Stworzyć regularną formę modelu układu w przestrzeni stanu.
2. Stworzyć wektora płaszczyzny ślizgowej, która będzie spełniała następujący warunek $S(x)=0$; (aktualnie istnieje kilka sposobów na wyliczenie wektora płaszczyzny ślizgowej. W moim przypadku zastosowałem metodę dekompozycji macierzy oraz metodę minimalizacji całkowitego wskaźnika jakości zgodnie z metodą LQR.)
3. Obliczyć pochodną wektora płaszczyzny ślizgowej w celu ukazania zmiany znaku przy kolejnych współczynnikach. Wówczas ma być spełniony warunek

$$S(x)^T \dot{S}(x) < 0 \quad (14)$$

4. Zaprojektowanie prawa sterowania

$$u = -Kx - \eta \text{sign}(S) \quad (15)$$

gdzie:

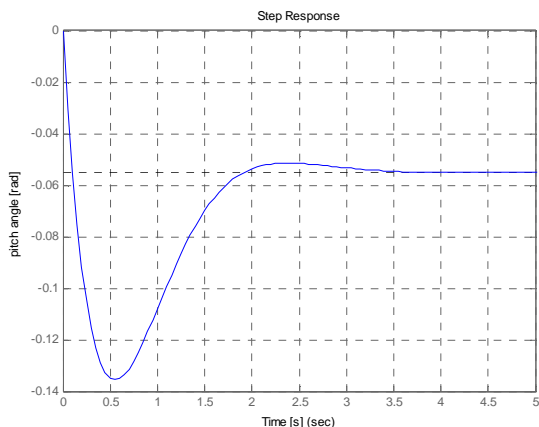
$K = -(SB)^{-1}SA$ – wektor wzmocnienia pętli sprzężenia zwrotnego, η – wzmocnienie ślizgowe (ang. sliding gain)
 $\text{sign}(S)$ – funkcja signum, realizująca następujący warunek

$$\text{sign}(S) = \begin{cases} 1 \rightarrow S(x) > 0 \\ 0 \rightarrow S(x) = 0 \\ -1 \rightarrow S(x) < 0 \end{cases} \quad (16)$$

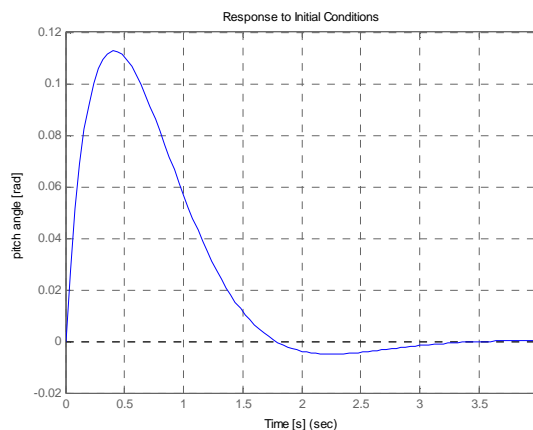
5. Zaprojektowanie układu zamkniętego z regulatorem SMC.

W odniesieniu do projektowanego regulatora SMC wartość wzmocnień pętli sprzężenia zwrotnego wynosi $K=[0,9576 \quad -0,2842 \quad -1,0682 \quad -5,5682]$, zaś wartość wzmocnienia ślizgowego $\eta = 0,0003$.

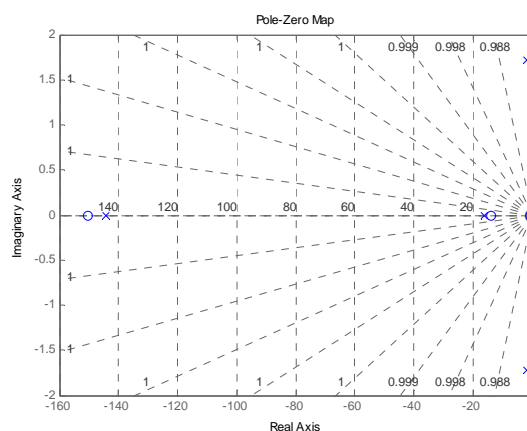
W wyniku powyższych badań zostały uzyskane następujące rezultaty:



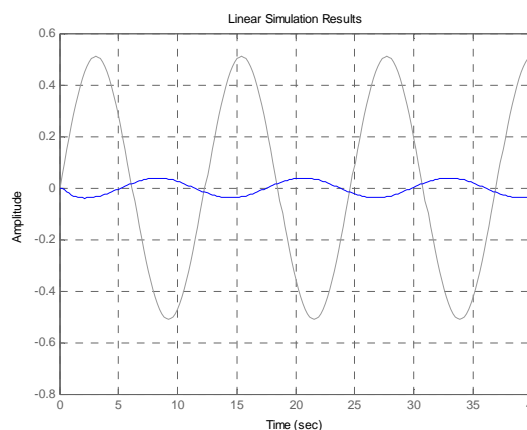
Rys. 9. Odpowiedź modelu układu zamkniętego na podane wymuszenie skokowe na wejściu



Rys. 10. Odpowiedź układu zamkniętego na wymuszenie impulsowe



Rys. 11. Mapa biegunów i zer układu zamkniętego



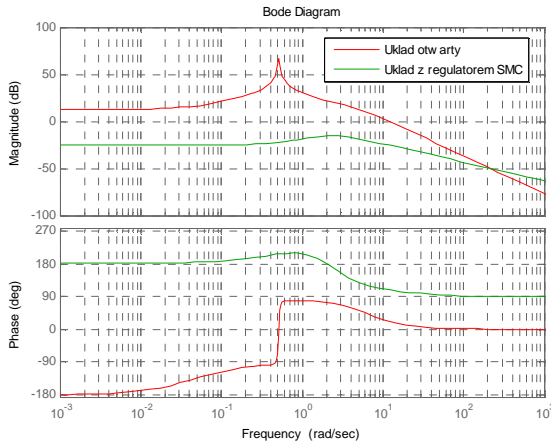
Rys. 12. Odpowiedź układu zamkniętego na podane wymuszenie sinusoidalne $f(t)=A_{ph}*\sin(\omega_{ph}*t)$

Badania symulacyjne również przeprowadzono wymuszenia sinusoidalnego związanego z parametrami postaci phugoid. Dla przypomnienia, podam, iż wartość amplitudy takiego sygnału wynosi $A=0,51$, częstość drgań $\omega=0,51$ [rad/s].

Wykresy uzyskane w dziedzinie czasu oraz częstotliwości udowadniają, że po zamknięciu modelu układu zamkniętego regulatorem SMC nastąpiło zwiększenie tłumienia

nia. Szczególnie widoczne to jest na dwóch poniższych rysunkach.

W odniesieniu do Rys. 12 nastąpiło zmniejszenie amplitudy drgań, zaś w odniesieniu do Rys. 13 uzyskane zostało obniżenie charakterystyki amplitudowej w porównaniu do ch-ki układu otwartego.



Rys.13. Charakterystyka Bode dla układu otwartego i układu zamkniętego

6. WNIOSKI

W odniesieniu do rozpatrywanej metody sterowania wiadać, że podanie na wejściu wymuszenia skokowego powoduje chwilowe wyprowadzenie MAV z równowagi a następnie po ok. 3,5 [s] jego ustabilizowanie się. Zastosowana metoda sterowania sprawiła, że została wyeliminowana niestabilność układu. Tym samym nastąpiło przesunięcie biegunów układu otwartego związanego z postacią *phugoid* na lewą półpłaszczyznę zespoloną.

Zastosowane prawo sterowania w dalszym etapie badań zostanie poszerzone również o ruch boczny samolotu. Uzyskane w ten sposób wyniki zostaną zweryfikowane na rzeczywistym modelu poprzez zaprogramowanie autopilota.

LITERATURA

1. **Edwards Ch. , Spurgeon K.** (1998), *Sliding Mode Control, Theory and Applications*, Taylor & Francis Ltd..
2. **Keltoum G.** (2008) Sliding Mode Control of the Stator Currents of the Inductions Motor, *International Journal of Electrical and Power Engineering* 2 (5), 283-287.
3. **Kondratiuk M.** (2010), Badania symulacyjne charakterystyk aerodynamicznych bezzałogowego mikro samolotu typu delta z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędzi natarcia, *Acta Mechanica et Automatica*, Vol.4, No.3, Oficyna Wydawnicza PB.
4. **Utkin V., Guldner J., Shi J.** (1999) *Sliding Mode Control in Electromechanical Systems*, Taylor & Francis Ltd., 1999.
5. **Uy-Loi L.**, (1997), *Stability and Control of Flight Vehicle*.
6. **Yakut O.** (2005), Fuzzy Sliding Mode Control of Structures, Elsevier, *Engineering Structures*, No. 27, 277-284.

SLIDING MODE CONTROL OF THE MAV WITH USED EARLIER CALCULATED AERODYNAMICAL FORCES AND MOMENTS

Abstract: Nowadays control of MAV progressed in typical way by surface lift vehicle. Sometimes in relative limited possibility structural we may changed way control of MAV. Simultaneously we have changed way appear leading edge vortexes on vehicle. The paper was divided on two stage. In the first step was consider mathematical model of MAV with movable bar mechanical on leading edge. In second step was designed control law for control movable mechanical bar based on sliding controller. Obtained results in simulation was collected and compared.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

ALGORYTM STEROWANIA LOTEM MIKROSAMOLOTU W KANIONIE ULIC Z WYKORZYSTANIEM SYSTEMU WIZYJNEGO

Cezary KOWNACKI*

*Faculty of Mechanical Engineering, Białystok Technical University, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

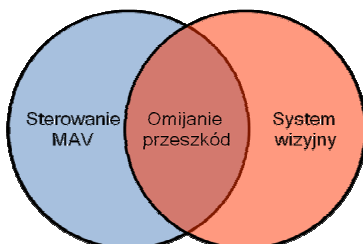
cezarkw@poczta.onet.pl

Streszczenie: Artykuł przedstawia algorytm autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w kanionach ulic z wykorzystaniem obrazu z kamery jako nośnika informacji o otoczeniu mikrosamolotu. Struktura algorytmu i proces przetwarzania informacji video została tak skonstruowana, aby możliwa była jego realizacja z wykorzystaniem dostępnych urządzeń tj. mikrokamer, zaawansowanego autopilota oraz procesorów sygnałowych DSP. Na podstawie opracowanego modelu algorytmu przygotowano i wykonano badania symulacyjne. Uzyskane wyniki potwierdzają skuteczność opracowanego algorytmu w autonomicznym sterowaniu lotem mikrosamolotu w kanionach ulic. Jednakże przeprowadzone symulacje nie wykorzystywały rzeczywistego obrazu video, a jedynie uproszczony model perspektywicznego obrazu mapy ulicy. Dlatego też należy przeprowadzić dalsze badania uwzględniające wszystkie etapy przetwarzania obrazu.

1. WPROWADZENIE

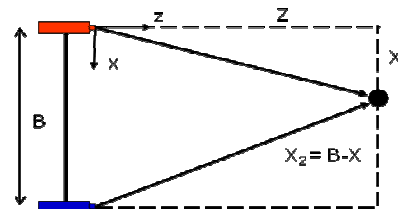
Lot mikrosamolotu w nieznanym i niepewnym terenie wymaga znacznie większej autonomii sterowania aniżeli w przypadku lotu na dużych wysokościach, gdzie ryzyko napotkania przeszkody jest znikome. Poruszanie się wśród niezidentyfikowanych przeszkód wymaga specjalizowanych technik percepcji w celu odtworzenia stanu otoczenia. Zastosowanie czujników laserowych, ultradźwiękowych, radarowych pozwala określić pozycje przeszkód, jednakże jest to pomiar punktowy i ograniczony przestrzennie, co zubaża informację o otoczeniu mikrosamolotu. Sterowanie oparte o wyżej wymienione sensory pozwala na bezkolizyjny lot, ale cel misji jest nadal kontrolowany przez system nadrzędny, jakim jest człowiek.

Stąd też prowadzi się badania na wizyjnych systemach sterowania lotem autonomicznych mikrosamolotów. Obraz przestrzeni wokół mikrosamolotu zawiera, bowiem informację nie tylko o potencjalnych przeszkodach, ale również o możliwych celach misji, a także pozwala na określenie przestrzennej orientacji mikrosamolotu. Techniki rozpoznawania obrazów pozwalają wyodrębnić na rejestrowanym obrazie obiekty o ściśle określonych celach. Obraz jest wówczas wykorzystywany nie tylko do autonomii sterowania lotem, ale również, jako źródło informacji o patrolowanym terenie.



Rys. 1. Rola systemu wizyjnego w sterowaniu lotem MAV

Nad wykorzystaniem systemów wizyjnych w algorytmach autonomicznego sterowania lotem MAV prowadzi się wiele badań (Anderson, 2002; Dong i inni, 2005; Frew i inni, 2004a, b, c; Frew, 2004; Frew i Langelan, 2005; Rathinam i inni, 2005; Saunder i inni, 2005). Przykładem systemu wizyjnego wykorzystywanego w MAV jest układ dwóch równoległych kamer (Rys. 2).



Rys. 2. Układ dwóch równoległych kamer wykorzystywany do określania pozycji przeszkody

Efektom tych badań są skuteczne, ale dość złożone algorytmy autonomicznego sterowania. Opracowane w warunkach laboratoryjnych z wykorzystaniem wydajnych komputerów osobistych prezentują one znaczne możliwości oraz potwierdzają, że przyszłe autonomiczne MAV będą oparte właśnie na systemach wizyjnych. Jednakże złożoność tych algorytmów znacznie przewyższa możliwości sprzętu pokładowego obecnych MAV. Jeżeli ograniczy się funkcjonalność systemu wizyjnego do ściśle określonego zadania możliwe będzie opracowanie specjalizowanego algorytmu, którego implementacja będzie możliwa w dostępnych energooszczędnych mikroprocesorach i procesorach DSP. Jednym z zadań, które może być zrealizowane z wykorzystaniem systemu wizyjnego jest lot w kanionie ulic.

Autor przygotował koncepcję autonomicznego sterowania lotem MAV w kanionach ulic, która zakłada, że na obrazie kamery pokładowej mikrosamolotu zawsze

można wyodrębnić linie proste, które ograniczają obszar bezpiecznego lotu. Kontrolując położenie tych linii na obrazie można sterować lotem MAV w taki sposób, aby uniknął on kolizji z budynkiem. Wyodrębnione linie proste mogą reprezentować krawędzie powierzchni drogi, krawędzie chodników dla pieszych, dolne krawędzie budynków. Najważniejszymi cechami tych linii jest to, że większość z nich schodzi się w jednym punkcie oraz ich długość pozwala na skuteczną eliminację tych linii, które na przykład reprezentują obiekty na i wokół drogi (Rys. 3).



Rys. 3. Najdłuższe linie proste wyodrębnione na obrazie tworzą bezpieczny obszar lotu

Jeśli mikrosamolot będzie sterowany tak, aby linie proste były położone w określonej odległości od punktu kontrolnego na obrazie to mikrosamolot będzie mógł w sposób autonomiczny kontynuować lot w kanionie ulicy.

2. AUTONOMICZNY SYSTEM STEROWANIA

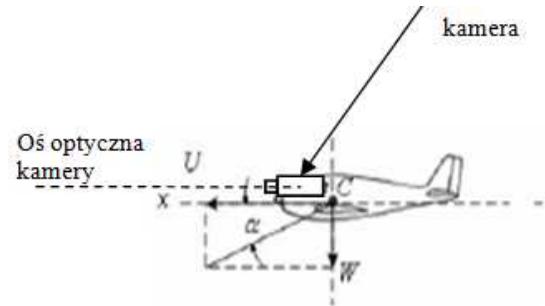
Podstawą opracowanej koncepcji algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w kanionie ulicy jest miniaturowa kamera sztywno zamocowana do płatowca MAV (Rys. 5), której oś optyczna jest równoległa do osi wzdłużnej mikrosamolotu.



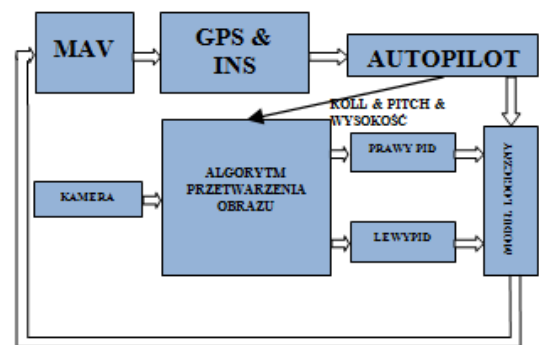
Rys. 4. Miniaturowa kamera LC-S762 z przetwornikiem SONY o czułości 0,05 lux, rozdzielczości 420TVL, trybie pracy dzień/noc

Montaż kamery na pokładzie mikrosamolotu w taki sposób, aby oś optyczna kamery była równoległa do osi wzdłużnej mikrosamolotu (Rys. 5) pozwoli uzyskać efekt, że punkt centralny obrazu będzie położony na wprost mikrosamolotu. Znając pochylenie mikrosamolotu i jego wysokość na powierzchni terenu będzie możliwe zlokalizowanie tego punktu w przestrzeni. Dodatkowo posiadając dane o polu i o kątach widzenia kamery możliwe będzie oszacowanie położenia innych punktów na obrazie.

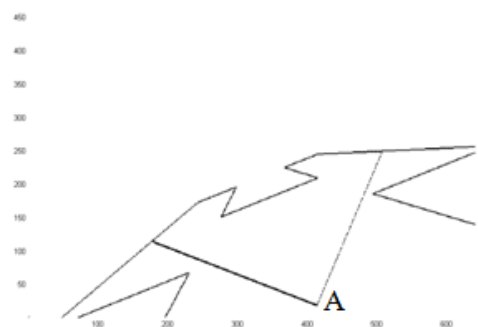
W opracowanym algorytmie zastosowano dwa regulatory PID sterujące osobno dystansami po obu stronach mikrosamolotu. Lewy regulator będzie kontrolował manewr skrętu w prawo, natomiast prawy w lewo. Ostatecznie o kierunku manewru skrętu zadecyduje moduł logiczny, którego zadaniem jest nadzorowanie aktualnych celów lotu w zależności od stanu otoczenia estymowanego na podstawie obrazu z kamery. Schemat opracowanej koncepcji sterowania lotem mikrosamolotu w kanionach ulic jest przedstawiony na Rys. 6.



Rys. 5. Sposób montażu kamery na pokładzie mikrosamolotu



Rys. 6. Koncepcja algorytmu autonomicznego sterowania lotem MAV w kanionach ulic



Rys. 7. Położenie punktu kontrolnego „A” – obraz symulacji MATLAB – SIMUINK (linie na obrazie tworzą bezpieczny obszar lotu, w którym powinien znajdować się punkt „A”)

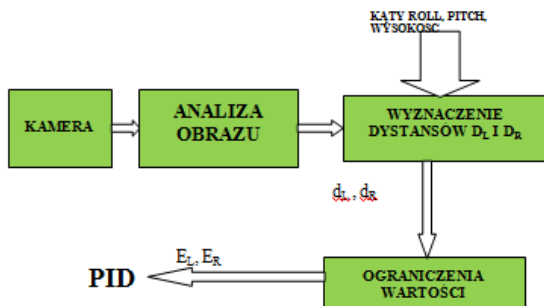
Idea opracowanej koncepcji opiera się na odpowiednim przetwarzaniu obrazu w celu uzyskania informacji o położeniu linii prostych ograniczających bezpieczny obszar lotu (Rys. 7 i 16). Położenie linii prostych będzie określone względem ustalonego punktu kontrolnego „A” położonego na rejestrowanym obrazie. Jego lokalizacja będzie ściśle zależna od kąta przechylenia mikrosamolotu, aby niwelo-

wać jego wpływ na pomiar położenia linii (Rys. 7). Zaś jego odległość od środka obrazu jest stała i równa połowie wysokości obrazu.

Położenie linii prostych ograniczających bezpieczny obszar lotu będzie określone względem punktu „A” w odpowiednio oznaczonych kierunkach. Dysponując danymi z autopilota o orientacji i położeniu mikrosamolotu oraz danymi optyki zastosowanej kamery możliwe będzie oszacowanie przestrzennej lokalizacji mikrosamolotu względem obiektów reprezentowanych przez linie na obrazie. Szczegółowy algorytm przetwarzania obrazu zaprezentowany będzie w dalszych rozdziałach.

Dane o przestrzennej pozycji (odległości) mikrosamolotu względem obiektów reprezentowanych przez linie (krawędzie drogi, chodników dla pieszych itd.) będą sygnałami sterującymi lotem mikrosamolotu. Różnica pomiędzy przyjętą bezpieczną odległością, a odległością oszacowaną na podstawie obrazu jest uchybem minimalizowanym przez standardowe regulatory PID, które z kolei sterują kątem przechylenia i promieniem skrętu mikrosamolotu. Ponieważ lot w kanionie ulicy powinien odbywać się również z zachowaniem nadrzędnego celu, którymi są punkty przelotowe, moduł logiczny przełącza sterowanie mikrosamolotem pomiędzy regulatorami PID a układem autopilota realizującego lot wzdłuż zaplanowanej trasy. Innymi słowy moduł logiczny będzie decydował o aktualnym priorytecie zadań sterowania tj. lotu według wyznaczonej trasy i bezkolizyjnego lotu w kanionach ulic.

Algorytm przetwarzania obrazu, którego efektem końcowym są sygnały odległości mikrosamolotu od obiektów ograniczających bezpieczny obszar lotu jest przedstawiony na Rys. 8.

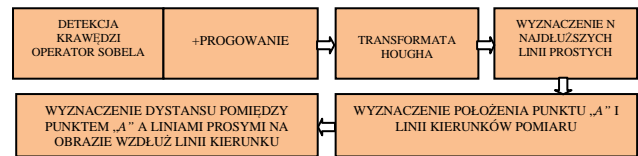


Rys. 8. Algorytm przetwarzania obrazu w opracowanej koncepcji autonomicznego sterowania lotem MAV w kanionach ulic, D_L, D_R – położenie obiektów względem mikrosamolotu w kierunku poprzecznym do bieżącego kursu, E_L, E_R – sygnały uchybu, różnica pomiędzy wartościami d_L, d_R a bezpiecznym dystansem D_{safe}

Kamera rejestruje obraz przedstawiający przestrzeń przed mikrosamolotem. Następnie obraz jest poddawany analizie, która polega na detekcji krawędzi i wyznaczeniu najdłuższych linii prostych, które reprezentują krawędzie jezdni, chodnika dla pieszych lub budynków oraz wykonywany jest pomiar położenia zidentyfikowanych linii prostych względem punktu kontrolnego „A”. Wyznaczone wartości położenia linii względem punktu kontrolnego na obrazie są przeliczane na dystanse rzeczywistych obiektów od mikrosamolotu, wykorzystując w tym celu dane o położeniu i orientacji mikrosamolotu uzyskane z układu

autopilota. Innymi słowy rzeczywista lokalizacja obiektów ograniczających bezpieczny obszar lotu jest estymowana przez algorytm na podstawie obrazu z kamery. Mikrosamolot powinien być sterowany tak, aby zawsze zachowywał on bezpieczną odległość od tych obiektów. Sygnały odległości powinny być filtrowane by wyeliminować losowe zakłócenia, które mogą powstać w wyniku drgań obrazu, ograniczonej prędkości rejestrowania sekwencji obrazów czy też z ograniczonej rozdzielczości obrazu i wynikającej z tego dokładności lokalizacji krawędzi i linii prostych.

Etapy analizy obrazu, dzięki którym możliwa jest detekcja linii prostych i określenie ich pozycji względem punktu kontrolnego „A” są przedstawione w postaci schematu na Rys. 9.



Rys. 9. Etapy analizy obrazu opracowanej koncepcji autonomicznego sterowania lotem MAV w kanionach ulic

2.1. Analiza obrazu

Pierwszym etapem analizy obrazu jest detekcja krawędzi połączona z jednoczesnym progowaniem, które pozwala na eliminację zakłóceń w postaci punktów reprezentujących drobne krawędzie. Do detekcji krawędzi na obrazie wykorzystuje się operatory Sobela (Rys. 10).

1	2	1	-1	0	1
0	0	0	-2	0	2
-1	-2	-1	-1	0	1
0°			90°		

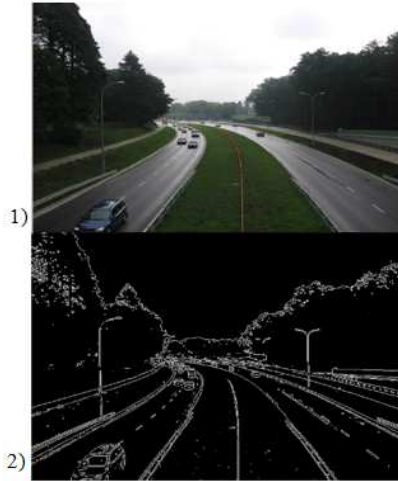
Rys. 10. Operatory Sobela

Wynik zastosowania maski operatora Sobela wykorzystujący przykładowy obraz ulicy jest ukazany na Rys. 11. Ponieważ operator Sobela wykrywa wszystkie możliwe krawędzie pomiędzy obszarami o różnych wartościach intensywności, należy zastosować równoczesne progowanie, które wyeliminuje drobne krawędzie mogące mieć wpływ na pozostałe etapy analizy obrazu. W ten sposób może być tracona również informacja o istotnych, ale mało wyraźnych krawędziach, które mogą reprezentować mniejsze przeszkody zlokalizowane wzdłuż drogi. Z drugiej jednak strony wzrasta pewność prawidłowej detekcji krawędzi jezdni, chodników, ścieżek rowerowych lub krawędzi budynków, które mogą być wykorzystane w autonomicznym sterowaniu lotem MAV.

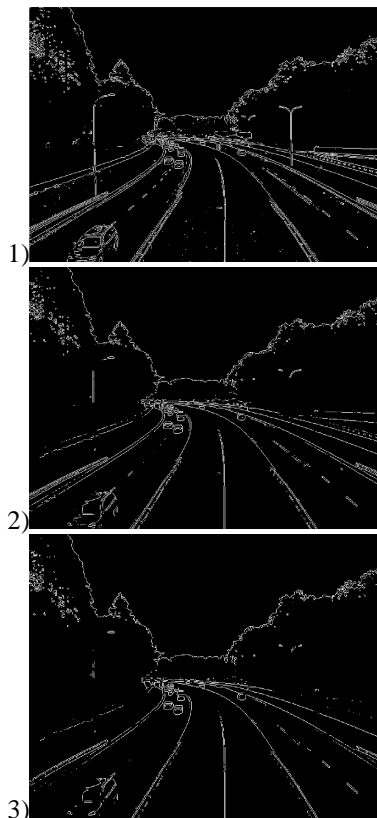
Na Rys. 12 przedstawiono efekty zastosowania różnych wartości progów. Przy większych wartościach progów widoczna jest mniejsza ilość drobnych krawędzi a nawet brak krawędzi

reprezentujących pewne elementy obrazu np. latarni ulicznych.

Kolejnym etapem analizy obrazu jest identyfikacja linii prostych na obrazie przedstawiającym krawędzie wyznaczone z użyciem maski Sobela. Narzędziem, które to umożliwia jest transformata Hougha.



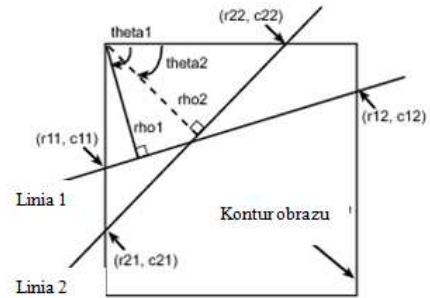
Rys. 11. Detekcja krawędzi - zastosowanie maski operatora Sobela, program MATLAB - SIMULINK



Rys. 12. Efekty zastosowania różnych wartości progów podczas detekcji krawędzi maską Sobela

Transformata Hougha wyznacza parę parametrów opisujących jednoznacznie linię prostą, tj. kąt pomiędzy osią OX a normalną do zidentyfikowanej linii prostej oraz jej najmniejszą odległość do początku układu współrzędnych

OXY (Rys. 13). Parametry te tworzą tzw. Przestrzeń Hougha.



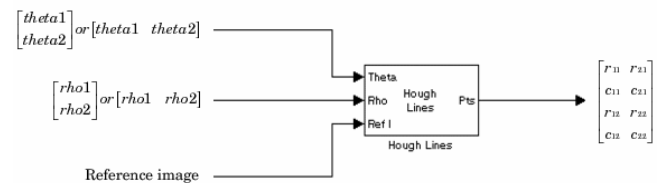
Rys. 13. Graficzna reprezentacja przestrzeni Hougha – parametrów (theta, rho) opisujących linie proste wyznaczone przez transformatę Hougha (punkty (r_{ij}, c_{ij}) są punktami przecięcia się linii prostej z konturem obrazu)

Równanie opisujące linię prostą w przestrzeni Hougha jest następujące:

$$\rho = x \cdot \cos(\theta) + y \cdot \sin(\theta), \quad (1)$$

gdzie: x, y – punkt obrazu należący do linii prostej, Rho – odległość linii prostej od początku układu współrzędnych, theta – kąt pomiędzy normalną do prostej a osią OX.

W programie MATLAB-SIMULINK istnieje Toolbox Video & Image Processing umożliwiający wykorzystanie transformaty Hougha w modelu SIMULINKa. W tym celu zaimplementowano dwa bloki. Pierwszy Hough Transform wyznacza parametry przestrzeni Hougha, zaś drugi Hough Lines wyznacza współrzędne punktów przecięcia się zidentyfikowanych linii prostych z konturem obrazu (Rys. 13). Dla każdej zidentyfikowanej linii prostej wyznaczone są dwa punkty przecięcia z konturem obrazu, stąd znajomość współrzędnych tych punktów umożliwia wyznaczenie równania tej prostej (2).



Rys. 14. Blok Hough Lines z pakietu narzędziowego Video & Image Processing Toolbox programu MATLAB – SIMULINK

$$y - r_{i1} = \frac{r_{i2} - r_{i1}}{c_{i2} - c_{i1}} \cdot (x - c_{i1}), \quad (2)$$

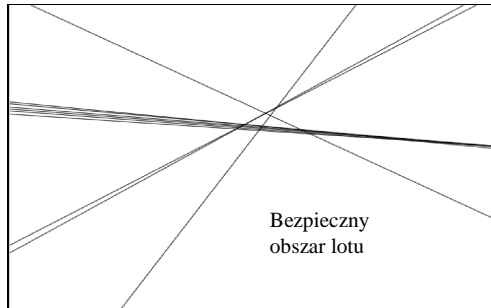
gdzie: r_{i1}, c_{i1} – współrzędne 1-ego punktu przecięcia się linii prostej z konturem obrazu, r_{i2}, c_{i2} – współrzędne 2-ego punktu przecięcia się linii prostej z konturem obrazu.

Rys. 15 przedstawia przykładowe zdjęcia ulicy z wyznaczonymi najdłuższymi liniami prostymi i z wykorzystaniem transformaty Hougha.

Natomiast zlokalizowane linie proste bez obrazu wejściowego jako tła są przedstawione na Rys. 16. Na rysunku 16 jest również zaznaczony bezpieczny obszar lotu. Punkt kontrolny „A” powinien się znajdować wewnątrz tego obszaru.



Rys. 15. Najdłuższe linie proste zlokalizowane na obrazach z wykorzystaniem transformaty Hougha



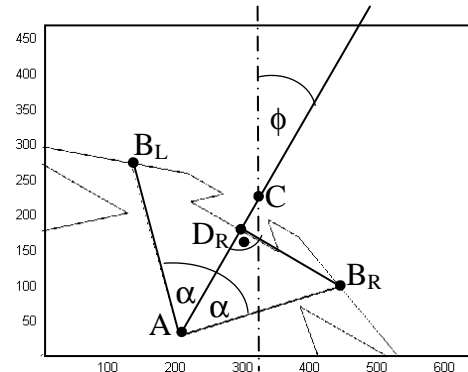
Rys. 16. Linie proste wyznaczone na podstawie obrazu drogi. (bezpieczny obszar lotu jest ograniczony dolnym konturem obrazu i trzema liniami prostymi. Wewnątrz tego obszaru powinien znajdować się punkt kontrolny „A”)

Kolejnym etapem analizy jest wyznaczanie odległości punktu kontrolnego „A” od prostych ograniczających bezpieczny obszar lotu. Położenie punktu kontrolnego „A” na obrazie jest określane w następujący sposób. Odległość punktu kontrolnego „A” od środka obrazu „C” jest stała i równa połowie wysokości obrazu w pikselach P_y (Rys. 17). Ponadto odcinek AC tworzy z osią symetrii obrazu kąt równy aktualnemu kątowi przechylenia ϕ . W ten sposób położenie punktu kontrolnego „A” względem linii prostych będzie niezależne od przechylenia mikrosamolotu. Odległość punktu kontrolnego od linii prostych ograniczających bezpieczny obszar lotu jest wyznaczana w kierunkach oznaczonych prostymi tworzącymi z odcinkiem AC kąt α . Równania tych prostych są następujące:

$$\begin{aligned} 1: y - A_y &= \tan(\pi - \phi - \alpha) \cdot (x - A_x) \\ 2: y - A_y &= \tan(\pi - \phi + \alpha) \cdot (x - A_x) \\ A_x &= \frac{P_x}{2} - \cos(\phi) \cdot \frac{P_y}{2} \\ A_y &= \frac{P_y}{2} - \sin(\phi) \cdot \frac{P_y}{2} \end{aligned} \quad (3)$$

gdzie: A_x, A_y – współrzędne punktu kontrolnego „A”, P_x, P_y – rozmiary obrazu w pikselach, ϕ – kąt przechylenia mikrosamolotu.

Kąt ten determinuje on minimalną szerokość przeszkody od przeszkody, od której powinien rozpocząć się manewr omijania zapewniający bezkolizyjny lot. Innymi słowy wartość kąta α ma wpływ na czas wyprzedzenia reakcji układu sterowania na zbliżającą się przeszkodę ograniczającą bezpieczny obszar lotu.



Rys. 17. Wyznaczanie położenia linii prostych ograniczających bezpieczny obszar lotu względem punktu „A”. „C” – środek obrazu, $|AB_R|, |AB_L|$ – odległość prostych od punktu kontrolnego „A”, $|D_R B_R|$ – odległość prostej ograniczającej bezpieczny obszar lotu z prawej strony od linii wyznaczającej bieżący kurs lotu. Obraz z symulacji SIMULINKa

W celu określenia położenia linii prostych względem punktu kontrolnego „A” wyznacza się punkty B_R, B_L, D_R i D_L oraz następujące odległości zgodnie z równaniami (4). Długości odcinków z indeksem p są wyrażone w pikselach, natomiast bez indeksu p w metrach.

$$\begin{aligned} |\overline{CD}_i| &= \left(|\overline{AC}|_p - |\overline{AD}_i|_p \right) \cdot k, \\ |\overline{AC}|_p &= \frac{1}{2} \cdot P_y, \\ |\overline{AD}_i|_p &= |\overline{AB}_i|_p \cdot \cos(\alpha), \\ |\overline{D_i B}_i|_p &= |\overline{AB}_i|_p \cdot \sin(\alpha), \\ k &= \frac{D_x}{P_x} = \frac{D_y}{P_y} \\ |\overline{OC}| &= D_f, \end{aligned} \quad (4)$$

gdzie: P_x, P_y – wymiary obrazu w pikselach, D_x, D_y – wymiary obszaru reprezentującego pełny obraz, prostopadłego do osi optycznej kamery i oddalonego od kamery o odległość D_f , D_f – odległość obszaru reprezentującego pełny obraz kamery, prostopadłego do jej osi optycznej, $|AB_i|_p$ – odległość punktu „A” od linii prostej ograniczającej bezpieczny obszar lotu z prawej strony, $|AD_i|_p$ – odległość punktu „A” od linii prostej w kierunku osi OY, $|D_i B_i|_p$ – odległość punktu „A” od linii prostej w kierunku osi OX, k – współczynnik określający długość odcinka należącego do obszaru reprezentowanego przez obraz,

gdzie: ϕ^C – zadany kąt przechylenia, $\phi_{\text{autopilot}}$ – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez autopilota, ϕ_{PIDleft} – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez regulator PID_L z uchybem E_L , ϕ_{PIDright} – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez regulator PID_R z uchybem E_R , d_R , d_L – dystanse obiektów ograniczających bezpieczny obszar lotu od aktualnego toru lotu, W – współczynnik określający wartość graniczną różnicy $\phi_{\text{PIDright}} - \phi_{\text{PIDleft}}$, powodującą zmianę sposobu sterowania, tzn. jeśli wartość różnicy jest mała wówczas wartości d_R i d_L decydują o tym który regulator steruje kątem przechylenia. W przeciwnym przypadku kąt przechylenia jest wypadkową sygnałów obu regulatorów.

Jeśli wyjścia obu regulatorów PID tzn. lewego i prawego są równe zero wówczas autopilot steruje kierunkiem lotu mikrosamolotu. W przypadku, gdy te sygnały są różne od zera oraz posiadają różne wartości a różnica jest większa od W – sygnał sterujący kątem przechylenia jest sumą sygnałów wyjściowych obu regulatorów PID. W tym momencie należy wspomnieć, że oba regulatory mają identyczne nastawy, zaś sygnały wyjściowe obu regulatorów PID różnią się znakiem, gdyż każdy regulator kontroluje skręt mikrosamolotu w przeciwnych kierunkach – dodatnie lub ujemne wartości kąta przechylenia. Kolejnym przypadkiem jest sytuacja, gdy sygnał wyjściowy lewego regulatora PID_L jest równy zero lub gdy sygnały obu regulatorów mają wartości różne od zera a ich różnica jest mniejsza od W oraz jednocześnie dystans $d_L > d_R$. Wówczas kątem przechylenia będzie sterował prawy regulator PID_R . W odwrotnej sytuacji, gdy sygnał wyjściowy z prawego regulatora PID_R jest równy zero lub sygnały z obu regulatorów mają wartości różne od zera a ich różnica jest mniejsza od W oraz jednocześnie dystans $d_R > d_L$, kąt przechylenia jest kontrolowany przez regulator PID_L .

3. SYMULACJA ALGORYTMU AUTONOMICZNEGO STEROWANIA LOTEM MIKROSAMOLOTU

Badania symulacyjne opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania z wykorzystaniem kamery przeprowadzono w środowisku MATLAB – SIMULINK. Jednakże z braku możliwości wykorzystania rzeczywistego obrazu lotu mikrosamolotu w kanionie ulicy zbudowano model wyznaczający binarny obraz widoku perspektywicznego na mapę otoczenia zapisaną w pliku BMP. Na uzyskanym obrazie wyszukiwano linie krawędzi obszaru ulicy i następnie dalszą analizę przeprowadzano zgodnie z opracowanym algorytmem autonomicznego sterowania. Stąd w zbudowanym modelu nie uwzględniono etapu wykorzystującego maskę Sobela i transformatę Hougha. Model wykorzystuje binarny obraz krawędzi i wyznacza położenie tych krawędzi względem punktu kontrolnego „A” zgodnie z przedstawionymi zależnościami (4) i (5).

W badaniach symulacyjnych wykorzystano model mikrosamolotu w układzie delta. Wprowadzono jednak równanie opisujące ruch samolotu w kierunku z tzn. wprowadzono dodatkowy parametr w postaci wysokości lotu. Parametr ten jest niezbędny podczas wyznaczania obrazu perspektywicznego mapy otoczenia. Równania opisujące

zastosowany model mikrosamolotu są następujące (Kownacki, 2009):

$$\begin{aligned}\dot{x} &= V \cdot \cos \psi \cdot \cos \theta, \\ \dot{y} &= V \cdot \sin \psi \cdot \cos \theta, \\ \dot{z} &= V \cdot \sin \theta,\end{aligned}\tag{8}$$

$$\psi = \frac{g}{V} \cdot \tan \phi,$$

$$\dot{V} = \alpha_v (V^C - V),$$

$$\dot{\phi} = \alpha_\phi (\phi^C - \phi),$$

$$\dot{\theta} = \alpha_\theta (\theta^C - \theta),$$

gdzie: x , y , z – aktualne współrzędne mikrosamolotu, V – aktualna prędkość mikrosamolotu, V^C – zadana prędkość mikrosamolotu, ψ – aktualny kurs mikrosamolotu, ϕ – aktualny kąt przechylenia, ϕ^C – zadany kąt przechylenia, α_ϕ , α_v , α_θ – stałe czasowe dynamiki mikrosamolotu, g – stała grawitacyjna, θ – aktualny kąt pochylenia, θ^C – zadany kąt pochylenia,

Model zakłada, że lot mikrosamolotu jest kontrolowany przez następujące parametry: prędkość lotu V^C , kąt przechylenia ϕ^C i kąt pochylenia θ^C . Kąt przechylenia jest odpowiedzialny za zmianę kierunku lotu, a pochylenia za zmianę wysokości lotu. W przeprowadzonych symulacjach założono, że prędkość lotu oraz wysokość lotu jest stała, zaś algorytm kontroluje jedynie kierunek lotu.

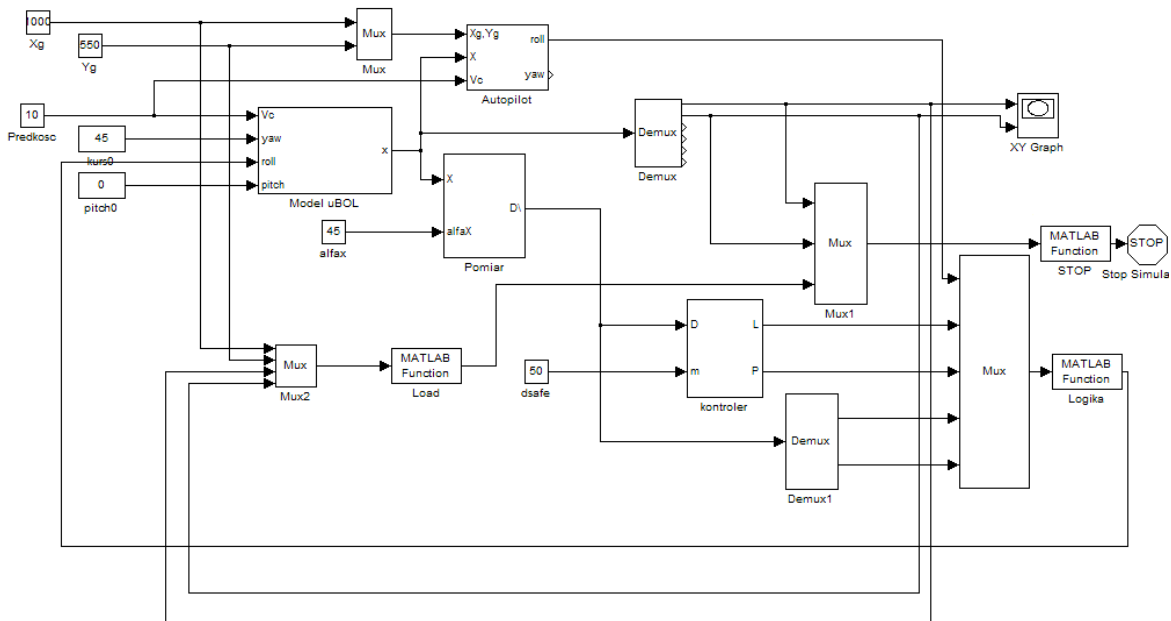
Do przeprowadzania symulacji niezbędny był również model autopilota. Przyjęty model autopilota opisany jest zależnością 9. Kontroluje on kierunek lotu przez minimalizację uchybu pomiędzy aktualnym zadanym kursem na kolejny punkt przelotowy, a aktualnym kursem mikrosamolotu. Model autopilota opisują równania 9 (Kownacki, 2009):

$$\begin{aligned}\psi_{\text{err}} &= \psi_{\text{WP}} - \psi, \\ \psi_{\text{WP}} &= \arctan\left(\frac{y_{\text{WP}} - y}{x_{\text{WP}} - x}\right) \\ \phi_{\text{autopilot}} &= \text{PID} \cdot \psi_{\text{err}}\end{aligned}\tag{9}$$

gdzie: ψ_{err} – uchyb kursu, ψ – aktualny kurs mikrosamolotu, ψ_{WP} – aktualny kurs na kolejny punkt przelotowy, x , y – aktualne współrzędne mikrosamolotu, x_{WP} , y_{WP} – współrzędne kolejnego punktu przelotowego, PID – transmitancja regulatora PID, $\phi_{\text{autopilot}}$ – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez autopilota.

Model opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w z wykorzystaniem kamery wykonany w SIMUKINKU jest przedstawiony na Rys. 20.

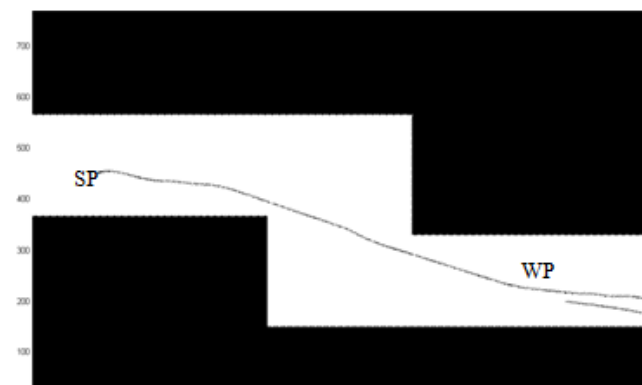
W badaniach symulacyjnych wykorzystano syntetyczną mapę otoczenia miejskiego. Zostały one przygotowane w postaci plików graficznych w formacie bitmapy wczytywanych do przestrzeni roboczej programu MATLAB. Następnie obliczany był obraz rzutu perspektywicznego mapy w taki sposób, że dwuwymiarowa mapa widziana była jako powierzchnia terenu z zaznaczoną granicą jezdni – otoczenie (Rys. 7). Wyznaczony obraz perspektywiczny jest funkcją położenia i orientacji samolotu. W ten sposób uzyskano symulację rzeczywistego obrazu krawędzi / linii prostych, które są lokalizowane przez opracowany algorytm na etapie analizy obrazu.



Rys. 20. Model opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu z wykorzystaniem kamery wykonany w SIMULINKU

4. WYNIKI BADAŃ SYMULACYJNYCH

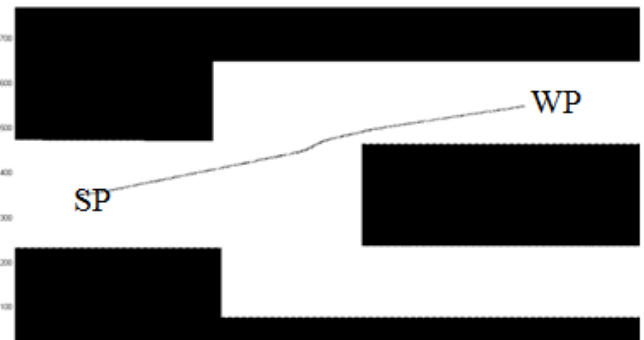
W celu weryfikacji działania opracowanej koncepcji autonomicznego sterowania lotem w kanionach ulic przeprowadzono badania symulacyjne. Dwie mapy przedstawiają kaniony ulic, natomiast dwie dalsze prezentują przeszkodę, jaka może się pojawić bezpośrednio na trasie lotu mikrosamolotu. Wyniki symulacji przedstawione na Rys. 21-24 są wizualizacją trajektorii lotu mikrosamolotu. Kolor biały oznacza bezpieczny obszar lotu, zaś czarny jest obszarem tworzącym kanion ulicy lub przeszkodę, która powinna być ominięta. Granice mapy są również traktowane jako obszar przeszkody. W każdym z przypadków symulowany lot mikrosamolotu rozpoczyna się w punkcie startowym SP z ustalonym początkowym kursem, a kończy się w kolejnym punkcie przelotowym WP.



Rys. 21. Trajektoria lotu mikrosamolotu w pierwszej symulacji lotu w kanionie ulicy. Początkowy kurs 300, punkt startu SP – $x=100, y=450$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=800, y=200$

W symulacji przyjęto stałą prędkość lotu $V^C=12m/s$, stałą wysokość lotu $z=50m$, wartość kąta α wynosi 60°

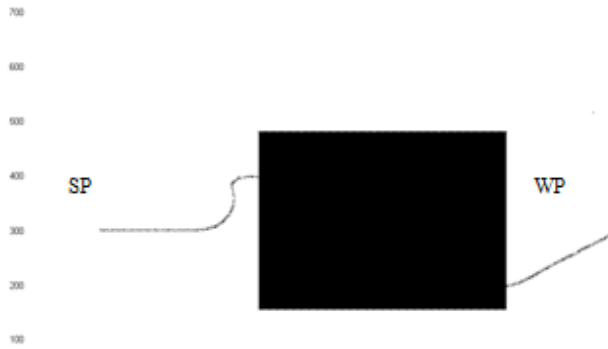
zaś dystans bezpieczny $D_{safe}=50m$. Zmiennymi parametrami symulacji były współrzędne punktu początkowego, początkowy kurs oraz współrzędne punktu końcowego.



Rys. 22. Trajektoria lotu mikrosamolotu w drugiej symulacji lotu w kanionie ulicy. Początkowy kurs 00, punkt startu SP – $x=100, y=350$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=800, y=550$



Rys. 23. Trajektoria lotu mikrosamolotu w pierwszej symulacji zadania omijania przeszkody. Początkowy kurs – 250, punkt startu SP – $x=100, y=700$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=900, y=200$



Rys. 24. Trajektoria lotu mikrosamolotu w drugiej symulacji zadania omijania przeszkody. Początkowy kurs 00, punkt startu SP – $x=100$, $y=300$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=800$, $y=300$

Z zaprezentowanych wyników można wywnioskować, że opracowana koncepcja autonomicznego sterowania może być wykorzystana w autonomicznym locie w kanionach ulic, co potwierdzają Rys. 22-22. Natomiast w sytuacji manewru omijania przeszkody i konieczności wykonywania zwrotów o 90^0 (Rys. 23, 24) algorytm nie był w stanie sterować lotem w sposób bezkolizyjny. Przyczyną takich rezultatów jest ograniczone pole widzenia krawędzi bezpiecznego obszaru lotu. W sytuacji, gdy krawędź drogi, jezdni itp. nie jest widoczna na obrazie kamery układ sterowania przełącza się na sterowanie kierunkiem lotu poprzez autopilota, mimo, że nadal nie ma wolnej przestrzeni lotu. Następuje wówczas „skoszenie zakrętu”. Pole widzenia kamery zależy od dwóch parametrów lotu:

- wysokości lotu;
- od ogniskowej obiektywu, tj. kąta widzenia kamery.

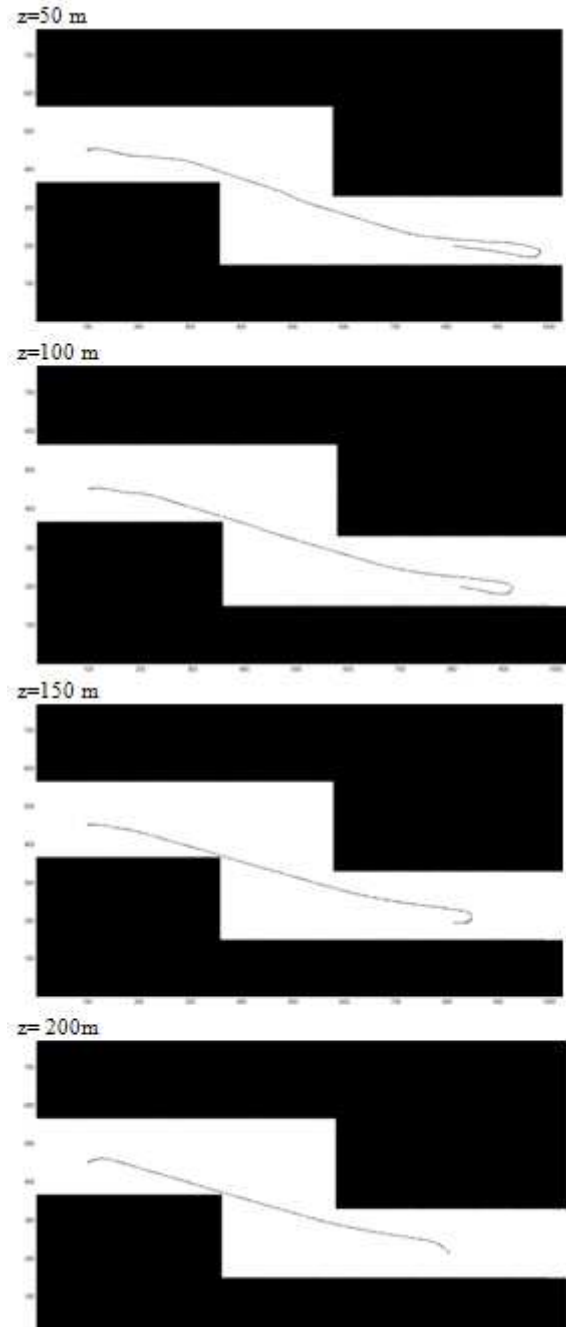
Dodatkowym parametrem mającym wpływ na manewr omijania jest kąt α , gdyż reguluje on wyprzedzenie, z którym mikrosamolot reaguje na zmiany otoczenia. Mniejsza wartość kąta α powoduje, że mikrosamolot reaguje na dalsze otoczenie kanionu ulicy. Natomiast jeśli wartość kąta jest większa to o kierunku lotu mikrosamolotu decyduje jego bliższe otoczenie. Również bezpieczny dystans D_{safe} ma wpływ na właściwą reakcję układu autonomicznego sterowania. Większa wartość tego parametru powoduje lot w większej odległości od przeszkody.

Należy jednak zwrócić uwagę, że symulowana perspektywa mapy otoczenia użyta w badaniach jest pewnym uproszczeniem, gdyż nie uwzględnia ona informacji o pionowych krawędziach budynków, które również ograniczają bezpieczny obszar lotu i mogą być zlokalizowane przez algorytm. Dlatego też sytuacje przedstawione na rysunkach 23 i 24 mogą nie mieć miejsca w rzeczywistym locie mikrosamolotu. Aby zwizualizować wpływ wysokości lotu oraz wartości kąta α przeprowadzono kolejne badania symulacyjne, których wyniki są przedstawione na kolejnych rysunkach 25 i 26. Trajektorie lotu przedstawione na rysunkach 25 i 26 potwierdzają wpływ wysokości lotu oraz kąta α na stopień bezpieczeństwa lotu. Otóż większa wysokość lotu ($z=200m$) lub mniejsza wartość kąta α ($\alpha=20^0$) powoduje, że trajektoria lotu niebezpiecznie zbliża się do granicy bezpiecznego obszaru lotu. Niższa wysokość lotu lub większa wartość kąta α powoduje natomiast wzrost odległości

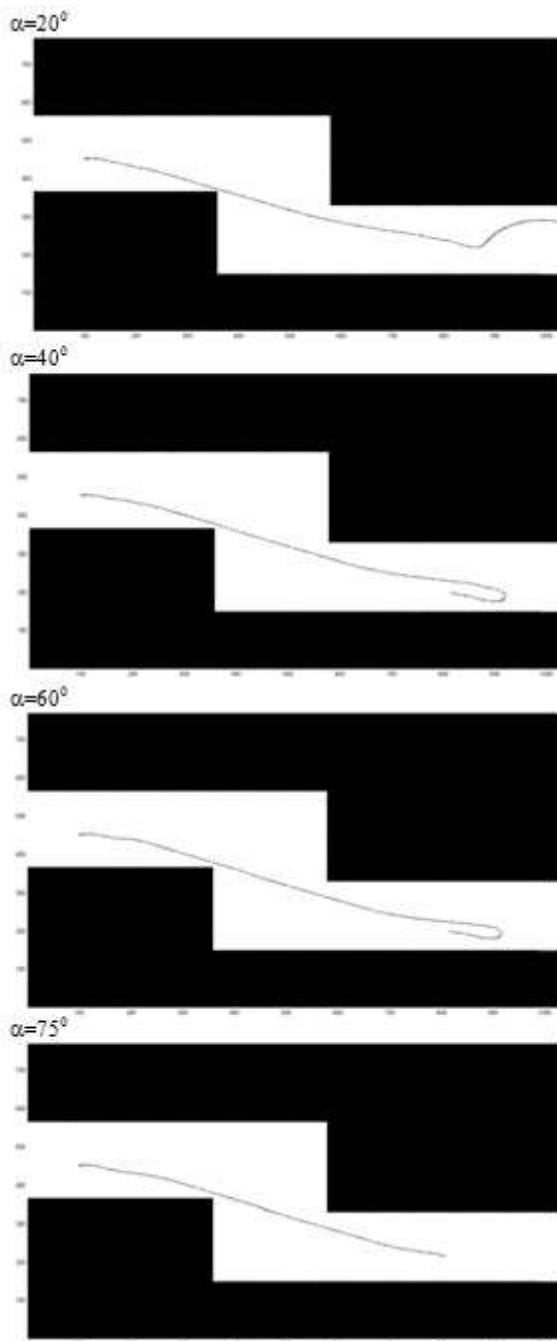
między trajektorią lotu a granicą bezpiecznego obszaru lotu. Aby trajektoria lotu była niezależna od wysokości lotu można wprowadzić relację pomiędzy kątem α a wysokością lotu. Z przedstawionych rysunków wynika, że ta relacja jest odwrotnie proporcjonalna (Rathinam i inni, 2006):

$$\alpha = f\left(\frac{1}{z}\right) \quad (10)$$

gdzie: α – kąt z zależności (4), z – wysokość lotu mikrosamolotu.

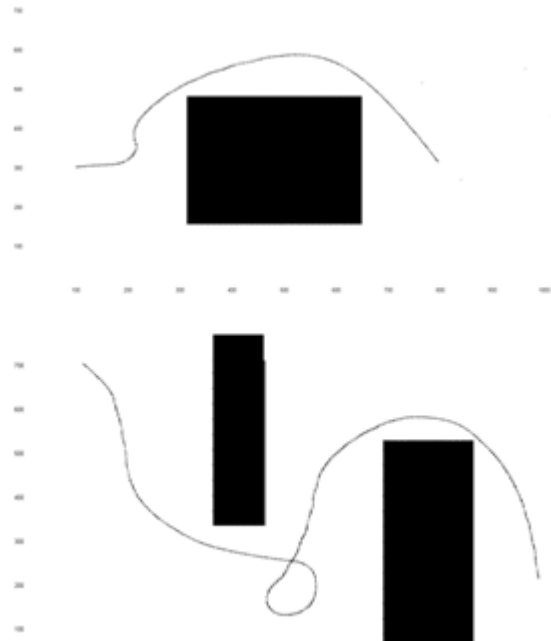


Rys. 25. Trajektorie lotu mikrosamolotu w kanionie ulicy na różnych wysokościach nad powierzchnią terenu. Początkowy kurs 300, punkt startu SP – $x=100$, $y=450$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=800$, $y=200$



Rys. 26. Trajektorie lotu mikrosamolotu w kanionie ulicy z różnymi wartościami kąta α . Początkowy kurs 300, punkt startu SP – $x=100, y=450$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=800, y=200$

Przeprowadzono również symulację lotu w zadaniu omijania przeszkody z większą wartością bezpiecznego dystansu $D_{safe}=100m$ oraz większą wartością kąta $\alpha=65^{\circ}$. Wyniki przedstawiają już znacznie lepsze sterowanie lotem, gdyż przy identycznych pozostałych parametrach jak na rysunkach 23 i 24 udało się uzyskać bezkolizyjną trajektorię lotu. Niestety jedna z trajektorii jest wciąż położona zbyt blisko przeszkody, by mogła być uznana za trajektorię bezpieczną. Wniosek jest następujący, że skuteczność działania algorytmu zależy od przyjętych wartości α i D_{safe} , które należy wyznaczyć dla konkretnego modelu dynamiki mikrosamolotu.



Rys. 27. Trajektorie lotu mikrosamolotu w zadaniu omijaniu przeszkód z $\alpha=65^{\circ}$ i $D_{safe}=100m$

5. PODSUMOWANIE

Metody autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotów z wykorzystaniem systemów wizyjnych należą do rozwiązań, które będą w przyszłości szeroko rozwijane i stosowane. Obraz otoczenia mikrosamolotu posiada dużą ilość informacji, która może być wykorzystana w pełni autonomicznym systemie kontroli lotu. Zidentyfikowanie, odczytanie i przetworzenie tych informacji wymaga jednak opracowania skomplikowanych algorytmów, których wymagania sprzętowe znacznie przekraczają możliwości mobilnych urządzeń, jakie mogłyby być zainstalowane na pokładzie mikrosamolotu. Stąd też opracowanie algorytmu sterującego autonomicznym lotem w kanionach ulic powinno uwzględniać możliwości obliczeniowe mikroprocesorów, które znajdują się na pokładzie mikrosamolotu.

Opracowana koncepcja wykorzystująca informację o położeniu linii prostych na rejestrowanym obrazie sprawdziła się w badaniach symulacyjnych. Uzyskane trajektorie symulujące lot w kanionach ulic mieszczą się w granicach bezpiecznego obszaru lotu. Również po odpowiednim doborze wartości parametrów α i D_{safe} algorytm był w stanie bezkolizyjnie pokierować lotem w manewrze ominięcia przeszkody leżącej na trasie lotu.

Jednakże wyniki uzyskane podczas badań symulacyjnych potwierdzają zależność trajektorii lotu od szeregu parametrów takich jak wysokość lotu, wartość bezpiecznego dystansu D_{safe} oraz kąta α . Badania nad doбором wartości wymienionych parametrów powinny być przeprowadzone jeszcze przed implementacją algorytmu na podstawie znajomości dynamiki rzeczywistego obiektu. Osobnym zagadnieniem jest również dobór nastaw regulatorów PID, który również należy wykonać przy dobrej znajomości dynamiki sterowanego obiektu.

Podsumowując należy stwierdzić, że opracowany algorytm autonomicznego sterowania lotem w kanionach ulic

z wykorzystaniem systemu wizyjnego ma szansę być zaimplementowany w rzeczywistym układzie sterowania mikrosamolotem. Detekcja krawędzi, transformata Hougha oraz pozostałe niezbędne obliczenia nie są zbyt skomplikowane i mogą być zaprogramowane w energooszczędnych mikroprocesorach. Natomiast wszystkie pozostałe procedury sterowania, kontroli parametrów lotu oraz nawigacji będą wykorzystywały pokładowy autopilot, który jest urządzeniem zaprojektowanym do montażu w platformach latających klasy mikro.

LITERATURA

1. **Anderson E.** (2002), *Extremal control and unmanned air vehicle trajectory generation*, Master's thesis, Brigham Young University.
2. **Dong T., Liao X. H., Zhang R., Sun Z., Song Y. D.** (2005), Path Tracking and Obstacle Avoidance of UAVs - Fuzzy Logic Approach, *FUZZ '05, The 14th IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Reno, 43-48.
3. **Frew E., Langelan J.** (2005), Receding Time Horizon Control for Passive, Non-cooperative UAV See-and-Avoid, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Barcelona, Spain.
4. **Frew E., Sengupta R.** (2004), Obstacle Avoidance with Sensor Uncertainty for Small Unmanned Aircraft, *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, Paradise Island, Bahamas.
5. **Frew E., Spry S., Howell A., Hedrick J. K., Sengupta R.** (2004), Flight Demonstrations of Self-Directed Collaborative Navigation of Small Unmanned Aircraft, *AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop, & Exhibit*, Chicago, IL.
6. **Frew E.** (2004a), Vision-Based Road Following Using a Small Autonomous Aircraft, *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT.
7. **Frew W.** (2004b), Stereo-Vision-Based Control of a Small Autonomous Aircraft Following a Road, *Second Annual Swarming Conference*, Crystal City, MD.
8. **He Z.** (2006), Venkataraman Iyer R., Chandler P.R.: Vision-based UAV flight control and obstacle avoidance, *IEEE Automatic Control Conference*.
9. **Kownacki C.** (2009), Guidance and obstacle avoidance of MAV in uncertain urban environment, *European Micro Aerial Vehicle Conference and Flight Competition 2009: EMAV'2009*, Delft Holandia.
10. **Rathinam S., Kim Z., Sengupta R.** (2006), *Vision-Based Following of Structures Using an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*, RESEARCH REPORT UCB-ITS-RR-2006-1, Institute of Transportation Studies University of California at Berkeley.
11. **Saunders J. B., Call B., Curtis A., Beard R. W., McLain T. W.** (2005), Static and Dynamic Obstacle Avoidance in Miniature Air Vehicles, *Infotech@Aerospace, AIAA*, Arlington, Virginia.
12. **Zufferey J.-C., Beyeler A., Floreano D.** (2009), *Optic Flow to Steer and Avoid Collisions in 3D in Flying Insects and Robots*, Berlin, Springer.
13. **Zufferey J.-C., Klaptocz A., Beyeler A., Nicoud J.-D., Floreano, D.** (2007), A 10-gram Vision-based Flying Robot, *Advanced Robotics*, 21(14), 1671-1684.

CONTROL ALGORITHM OF MICRO AERIAL VEHICLE FLIGHT IN STREETS' CANYONS BASED ON VISION SYSTEM

Abstract: The paper presents a control algorithm of autonomous flight of micro aerial vehicle in streets' canyon using camera as a source of information about surrounding environment. The algorithm structure and the video processing routines were designed in the way which enables possibility of the algorithm realization using available devices such as micro cameras, advanced autopilots and DSP processors. Basing on the designed algorithm model a simulation experiment was conducted. The results confirm the effectiveness of the proposed control algorithm of micro aerial vehicle autonomous flight in streets' canyons. The simulation didn't use the real video signal, but only simplified model of perspective view on street map was employed. That is why the research should be continued including all steps of video processing routine.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

OPRACOWANIE ALGORYTMU STEROWANIA LOTEM MIKROSAMOLOTU W NIEZNANYM TERENIE MIEJSKIM

Cezary KOWNACKI*

*Faculty of Mechanical Engineering, Białystok Technical University, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

cezarkw@poczta.onet.pl

Streszczenie: Artykuł prezentuje koncepcję algorytmu autonomicznego sterowania lotem w kanionach ulic z wykorzystaniem dwóch laserowych czujników odległości oraz zaawansowanego układu autopilota. Czujniki laserowe zamontowane w układzie V monitorują odległość pomiędzy mikrosamolotem a budynkami tworzącymi kanion ulicy. Wbudowane w autopilota dodatkowe oprogramowanie realizujące opracowany algorytm sterowania oparty o regulatory PID przejmuje kontrolę nad lotem mikrosamolotu w momencie wykrycia zagrożenia. W celu analizy skuteczności proponowanego algorytmu opracowano symulację w środowisku MATLAB – SIMULINK, której wyniki prezentują bezkolizyjne trajektorie lotu w przykładowych kanionach ulic. Dlatego też implementacja opracowanego algorytmu pozwoli zbudować mikrosamolot zdolny do autonomicznego lotu w terenie miejskim.

1. WPROWADZENIE

Głównym celem algorytmów autonomicznego sterowania lotem bezzałogowego mikrosamolotu jest osiągnięcie jak największej jego samodzielności w wykonaniu misji w niepewnym i nieznanym otoczeniu. Teren miejski jest dla mikrosamolotu najbardziej trudnym i niepewnym otoczeniem, w jakim może się on poruszać. Wysoka zmienność i różnorodność obiektów, które mogą się znaleźć w polu manewrowym mikrosamolotu wymaga szybkiej i precyzyjnej ich lokalizacji. Poruszanie się w terenie miejskim według zaplanowanej trasy wymaga również planowania trajektorii z uwzględnieniem możliwości manewrowych w aktualnym otoczeniu. Dlatego też na skuteczność systemu autonomicznego sterowania wpływa przede wszystkim przyjęty algorytm sterowania i nawigacji, który wynika z zastosowanego systemu percepcji otoczenia.

Wiele ośrodków badawczych prowadzi prace nad skutecznymi systemami autonomicznego sterowania lotem małych bezzałogowych samolotów. Większość z nich opiera się na systemach wizyjnych i cyfrowym przetwarzaniu obrazu (Frew i Sengputa, 2004; Frew, 2004a, b; He i inni, 2006; Rathinam i inni, 2006). Takie rozwiązania pozwalają na obserwację znacznego obszaru przestrzeni, co pozwala na zbudowanie mapy otoczenia i wygenerowanie optymalnej bezkolizyjnej trajektorii (Frew i Langelan, 2005; He i inni, 2006). Jednakże poważną wadą systemów wizyjnych są skomplikowane algorytmy przetwarzania obrazu, które wymagają zastosowania wydajnych procesorów DSP. To z kolei znacząco wpływa na ilość energii elektrycznej, która powinna być zgromadzona w akumulatorach na pokładzie mikrosamolotu. Większa pojemność akumulatorów powoduje wzrost masy mikrosamolotu, co niekorzystnie wpływa na jego osiągi. Dodatkowym problemem, który należy rozwiązać to precyzyjna stabilizacja obrazu, gdyż wszystkie zakłócenia ruchu pławca są przenoszone na pokładową kamerę. Stabilizator mechaniczny jest dodatko-

wym obciążeniem mikrosamolotu, natomiast stabilizacja elektroniczna to dodatkowe obliczenia. System wizyjny jest optymalnym rozwiązaniem w autonomicznych układach nawigacji ze względu na możliwość dokładnej lokalizacji obiektów w szerszym otoczeniu mikrosamolotu, ich klasyfikację oraz wygenerowanie optymalnej trajektorii, a poprzez to wzrasta poziom bezpieczeństwa lotu. Niestety większość algorytmów autonomicznego sterowania lotem opartych na systemach wizyjnych została opracowana jedynie w postaci modeli symulacyjnych, bez ich weryfikacji na konkretnym mikrosamolocie w rzeczywistych warunkach lotu. Brak realizacji opracowanych algorytmów sterowania na rzeczywistych obiektach wynika z bariery technologicznej, jaką należy pokonać by wyposażyc mały mikrosamolot w wydajny system obliczeniowy.

W opracowywanych algorytmach autonomicznego sterowania wykorzystuje się również inne techniki percepcji, np. z wykorzystaniem miniaturowego laserowego dalmierza. Zaprezentowany w pracy He i innych (2006) algorytm dynamicznego skanowania wymaga jednak zbudowania precyzyjnego urządzenia naprowadzającego wiązkę lasera w przeszukiwany obszar otoczenia. Urządzenie to powinno również umożliwiać stabilizację wiązki lasera, aby wyeliminować zakłócenia wywołane drzazgami pławca. Zastosowanie takiego urządzenia do naprowadzania wiązki lasera wymagałoby jednak dodatkowej energii elektrycznej zasilającej serwowotory. Dodatkowo algorytm wymaga również złożonych obliczeń, zaś sama nawigacja wymaga generowania trajektorii z wykorzystaniem metody szybkiego przeszukiwania losowego drzewa na podstawie znanej a priori mapy terenu. Te cechy prezentowanego algorytmu również ograniczają jego zastosowanie na rzeczywistym mikrosamolocie. Autorzy pracy zbudowali owszem model mikrosamolotu ze nieruchomym czujnikiem laserowym, ale wszystkie prezentowane dane są wynikami komputerowej symulacji.

Mała masa oraz rozmiary mikrosamolotu są istotnymi ograniczeniami przekładającymi się na wagę, objętość

i energochłonność wymaganych urządzeń pokładowych. Dlatego też w mikrosamolotach są stosowane jedynie zaawansowane technologicznie urządzenia o małej masie i niskim poborze energii np. autopiloty MP2128heli oraz Kestrel. Jednakże nawet te urządzenia posiadają ograniczoną moc obliczeniową. To z kolei znacząco wpływa na możliwości autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu. Dlatego też wyzwaniem dla badaczy jest opracowanie skutecznego systemu autonomicznego sterowania lotem, którego budowa byłaby możliwa z wykorzystaniem obecnie dostępnych technologii.

W związku z tym autor wykonał badania w celu opracowania algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w terenie miejskim, którego podstawowym założeniem jest możliwość jego realizacji na dostępnych urządzeniach spełniających wcześniej wymienione ograniczenia. Opracowany algorytm autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w terenie miejskim musi realizować dwa podstawowe zadania: omijanie przeszkód oraz lot w kanionie ulic.

2. AUTONOMICZNY SYSTEM STEROWANIA

Podstawą opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu są dwa miniaturowe laserowe sensory odległości (Rys. 1), których zadaniem jest ciągle śledzenie odległości pomiędzy mikrosamolotem a przeszkodami pojawiającymi się po jego obu stronach. Kontrolowanie odległości po obu stronach mikrosamolotu z użyciem standardowych regulatorów PID oraz dodatkowych funkcji logicznych pozwoli na ominięcie przeszkody oraz na lot w kanionie ulicy.

Głównymi zaletami miniaturowych laserowych czujników odległości są ich właściwości pozwalające na ich montaż właśnie na pokładzie mikrosamolotów. Dane techniczne miniaturowych laserowych czujników odległości MRL100 są przedstawione w Tab. 1.

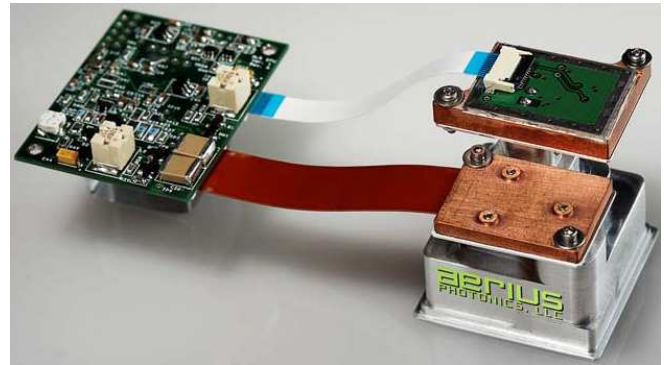
Tab. 1. Dane techniczne miniaturowego laserowego czujnika odległości MRL100

Cecha	Wartość
Waga	26 g
Zużycie energii	<400mW
Wymiary	1,25''x1,5''x1,6''
Częstotliwość pomiaru	500Hz
Rozdzielczość	<0,2 m
Zasięg	~0.1m do >100m
Kąt dywergencji	10x10 mrad

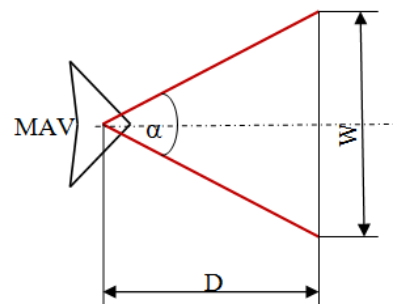
Do najważniejszych cech czujnika MRL100 należą jego mała waga, małe rozmiary, niski pobór energii oraz wysoka częstotliwość powtarzalności pomiaru. Zasięg pomiarowy czujnika również odpowiada wymaganiom lotu w kanionach ulic.

Istotnym aspektem wykorzystania laserowych czujników odległości w autonomicznym systemie sterania lotem

jest ich właściwy montaż oraz konfiguracja, która decyduje o jego użyteczności oraz wiarygodności. Na podstawie przeprowadzonych badań autor zaproponował najlepszą jego zdaniem konfigurację czujników, która jest następująca. Obie wiązki laserowe leżą w płaszczyźnie płatuwca mikrosamolotu, a pomiędzy nimi znajduje się stały kąt rozwarcia. Stąd też wiązki lasera będą ukierunkowane na kształt litery „V” (Rys. 2).



Rys. 1. Miniaturowy laserowy czujnik odległości MRL100 firmy Aerilus Photonics



Rys. 2. Konfiguracja czujników laserowych w kształcie litery „V”; α – kąt rozwarcia wiązek laserowych, D – minimalna odległość od przeszkody zapewniająca bezpieczny manewr ominięcia, W – szerokość najmniejszej przeszkody, którą mikrosamolot będzie w stanie ominąć (Kownacki, 2009)

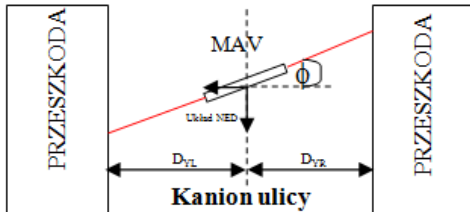
Zaproponowana konfiguracja czujników laserowych pozwala autonomicznemu systemowi sterowania lotem spełnić jednocześnie oba wymagane zadania tj. omijanie przeszkód oraz lot w kanionie ulicy. Kąt rozwarcia wiązek laserowych jest wyznaczany na podstawie wyrażenia (Kownacki, 2009):

$$\alpha = 2 \cdot \arctan\left(\frac{W}{2 \cdot D}\right), \quad (1)$$

gdzie: W – minimalna szerokość przeszkody, jaka może się pojawić podczas lotu mikrosamolotu w terenie miejskim, D – minimalna odległość zapewniająca ominięcie przeszkody.

Wartości parametrów W i D powinny być wyznaczone dla każdego mikrosamolotu oddzielnie, gdyż są one zależne od wielkości mikrosamolotu oraz od jego zdolności manewrowych. Miniaturowe czujniki laserowe będą nieruchomo przymocowane do płatuwca mikrosamolotu, dlatego też mierzone odległości powinny być niezależne od orientacji przestrzennej mikrosamolotu, co pozwoli na określenie

faktycznego dystansu do przeszkody (ściany budynku). Aby to uzyskać należy transformować współrzędne przeszkody wyrażone w układzie związanym z płaszczyzną mikrosamolotu do współrzędnych wyrażonych w układzie normalnym do powierzchni kuli ziemskiej o początku w środku ciężkości Mikrosamolotu (układ NED – oś y wyznacza północ, oś x wyznacza wschód, oś z skierowana jest w dół prostopadłe do powierzchni) (Rys. 3). Niezbędne do przekształcenia kąty pochylenia i przechylenia mogą być odczytane z układu autopilota.



Rys. 3. Lot mikrosamolotu w kanionie ulicy, ϕ – kąt przechylenia, DY_L – rzeczywista współrzędna y przeszkody po lewej stronie, DY_R – rzeczywista współrzędna y przeszkody po prawej stronie (Kownacki, 2009)

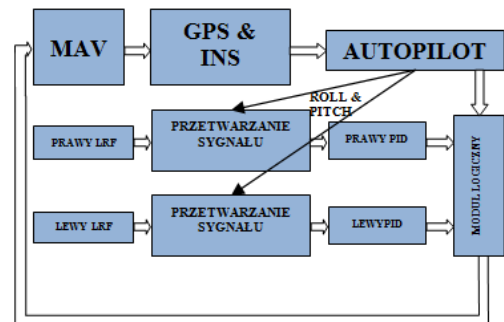
Aby miniaturowe laserowe czujniki odległości mogły sterować lotem mikrosamolotu w kanionie ulic, niezbędne jest opracowanie odpowiedniego algorytmu sterowania. Okazuje się, że taki algorytm może być zbudowany w oparciu o tradycyjne regulatory PID, moduł logiczny oraz odpowiednie przetwarzanie sygnałów pomiarowych. Do prawidłowego działania proponowanego systemu autonomicznego sterowania lotem w terenie miejskim potrzebne jednak będzie wykorzystanie układu autopilota, który pozwoli uzyskać informację o orientacji przestrzennej mikrosamolotu oraz pozwoli jednocześnie zrealizować nawigację według punktów przelotowych. Moduł logiczny będzie decydował o aktualnym priorytecie zadań sterowania tj. lotu według wyznaczonej trasy i omijaniu przeszkód z możliwością lotu w kanionach ulic. Schemat proponowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu jest przedstawiony na Rys. 4.

Przedstawione na Rys. 4 układy nawigacyjne: GPS (Global Positioning System) i INS (Inertial Navigation System) wbudowane w autopilota, zostaną wykorzystane w standardowym sterowaniu dynamiką lotu mikrosamolotu oraz będą realizować zadanie lotu według zaplanowanych punktów przelotowych. Pozostałe elementy algorytmu są odpowiedzialne za zadanie omijania przeszkód z możliwością lotu w kanionach ulic.

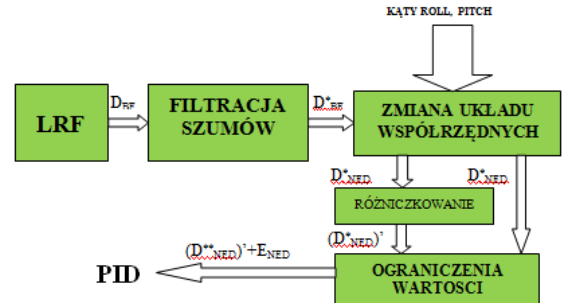
Właściwym zadaniem miniaturowych czujników laserowych jest pomiar odległości pomiędzy mikrosamolotem a budynkami, które go otaczają w czasie lotu w kanionie ulicy. Jednakże podczas lotu mikrosamolot może znaleźć się w pobliżu przeszkód znacznie mniejszych, tj. latarni ulicznych, drzew, znaków drogowych, które mogą być źle rozpoznane przez algorytm. Jest to istotne ograniczenie algorytmu. Z drugiej strony wszystkie małe obiekty mogą być rejestrowane, jako chwilowe gwałtowne zmiany odległości lub też mogą mieć charakter zakłóceń sygnału, co może niekorzystnie wpłynąć na zachowanie mikrosamolotu. Wówczas lot mikrosamolotu może stać się nawet nerwowy i niestabilny. Dlatego też proponuje się zastoso-

wanie filtracji sygnału pomiarowego czujników laserowych z użyciem fitów dolnoprzepustowych. W ten sposób wyeliminuje się chwilowe i szybkie zmiany sygnałów odległości generowane przez małe obiekty. Jednocześnie wymusza to przyjęcie następującego założenia, że mikrosamolot będzie w stanie omijać większe przeszkody, tj. budynki i będzie mógł kontynuować lot w kanionie ulicy na odpowiednio bezpiecznej wysokości.

Jak już wcześniej wspomniano przetwarzanie sygnałów jest jednym z koniecznych elementów proponowanego algorytmu, między innymi ze względu na filtrację zakłóceń i transformację układów współrzędnych. Proces przetwarzania sygnału może zostać podzielony na następujące etapy (Rys. 5).



Rys. 4. Schemat opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w terenie miejskim. LRF – miniaturowy laserowy czujnik odległości (Laser Range Finder) (Kownacki, 2009)



Rys. 5. Schemat procesu przetwarzania sygnałów dystansu, D_{BF} – dystans pomiędzy mikrosamolotem a przeszkodą wyrażony w układzie współrzędnych związanym z mikrosamolotem (BF), D_{BF}^* – odfiltrowany sygnał dystansu w układzie współrzędnych związanym z mikrosamolotem (BF), D_{NED}^* – sygnał dystansu wyrażony w układzie współrzędnych normalnym do powierzchni kuli ziemskiej o początku w środku ciężkości mikrosamolotu (NED), $(D_{NED}^*)' = d(D_{NED}^*)/dt$ – prędkość zbliżania się przeszkody, $E_{NED} + (D_{NED}^*)'$ – sygnał wejściowy regulatorów PID (Kownacki, 2009)

Pierwszym etapem procesu przetwarzania sygnałów dystansu jest filtracja, która wyeliminuje zakłócenia generowane przez niestabilny ruch mikrosamolotu oraz przez małe przeszkody pojawiające się w miejskim otoczeniu mikrosamolotu. W tym celu można wykorzystać filtr dolnoprzepustowy lub filtr Kalmana, który ze względu na swoje właściwości zapewni lepszy rezultat filtracji losowych zakłóceń o właściwościach szumu białego.

Następnym etapem przetwarzania sygnałów pomiarowych jest transformacja układu współrzędnych. Współ-

rzędne przeszkody wyrażone w układzie związanym z płatowcem mikrosamolotu można wyznaczyć na podstawie sygnału dystansu D_{BF}^* oraz kąta α (Równanie 1) (Kownacki, 2009).

$$\begin{pmatrix} x_{BF} \\ y_{BF} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) \end{pmatrix} \cdot D_{BF}^*, \quad (2)$$

gdzie: D_{BF}^* – odfiltrowany sygnał dystansu do przeszkody wyrażony w układzie współrzędnych związanym z mikrosamolotem, α – kąt pomiędzy wiązkami czujników laserowych, x_{BF} , y_{BF} – współrzędne przeszkody wyrażone w układzie współrzędnych związanym z płatowcem mikrosamolotu.

Współrzędne przeszkody wyrażone w układzie współrzędnych związanym z płatowcem mikrosamolotu (BF) muszą być przekształcone do współrzędnych wyrażonych w układzie normalnym do powierzchni kuli ziemskiej o początku w środku ciężkości mikrosamolotu (NED) tak, aby faktyczna odległość do przeszkody mogła być wyznaczona. Przekształcenie jest opisane następującą zależnością (Kownacki, 2009):

$$\begin{pmatrix} x_{NED} \\ y_{NED} \\ z_{NED} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{BF} \\ y_{BF} \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (3)$$

gdzie: x_{BF} , y_{BF} – współrzędne przeszkody w układzie współrzędnych związanym z płatowcem mikrosamolotu, x_{NED} , y_{NED} – współrzędne przeszkody w układzie współrzędnych normalnym do powierzchni kuli ziemskiej o początku w środku ciężkości mikrosamolotu, ϕ – kąt przechylenia, θ – kąt pochylenia.

Posiadając współrzędne przeszkody wyrażone w układzie normalnym do powierzchni kuli ziemskiej można wyznaczyć faktyczny dystans dzielący mikrosamolot od przeszkody (Kownacki, 2009).

$$D_{NED}^* = \sqrt{(x_{NED}^2 + y_{NED}^2)}, \quad (4)$$

gdzie: x_{NED} , y_{NED} – współrzędne przeszkody w układzie współrzędnych normalnym do powierzchni kuli ziemskiej o początku w środku ciężkości mikrosamolotu,

Wykorzystanie w algorytmie sterowania sygnału pochodnej D_{NED}^* sprawi, że opracowany algorytm będzie również wrażliwy na prędkość i kierunek zbliżania się przeszkody. Jeżeli bowiem $d(D_{NED}^*)/dt$ będzie równe zero, oznacza to, że mikrosamolot leci równoległe do przeszkody. Natomiast wartość maksymalna $d(D_{NED}^*)/dt$ równa $V/\cos(\alpha)$, gdzie V jest prędkością mikrosamolotu oznacza, że mikrosamolot leci prostopadle do przeszkody i prawdopodobieństwo kolizji jest bardzo duże.

Ostatnim etapem procesu przetwarzania sygnałów dystansu jest nałożenie właściwych ograniczeń (progów) na minimalną i maksymalną wartość D_{NED}^* oraz $d(D_{NED}^*)/dt$. Określenie progów D_{safe} wartości D_{NED}^* pozwoli na ignorowanie przez algorytm bezpiecznych odległości od przeszkody, które będą większe niż zadana wartość progowa. Z kolei ignorowanie dodatnich wartości $d(D_{NED}^*)/dt$ spo-

woduje, że algorytm przestanie reagować na przeszkody oddalające się od mikrosamolotu (Równanie 5). W powyższych przypadkach sygnał wejściowy prawego lub lewego regulatora PID będzie równy zero (Kownacki, 2009).

$$\begin{cases} E_{NED} = D_{NED}^* - D_{safe} & D_{NED}^* - D_{safe} < 0 \\ E_{NED} = 0 & D_{NED}^* - D_{safe} \geq 0 \\ \frac{d(D_{NED}^{**})}{dt} = \frac{d(D_{NED}^*)}{dt} & \frac{d(D_{NED}^*)}{dt} < 0 \\ \frac{d(D_{NED}^{**})}{dt} = 0 & \frac{d(D_{NED}^*)}{dt} \geq 0 \end{cases}, \quad (5)$$

gdzie: E_{NED} – pierwszy element sygnału sterującego regulatorem PID – uchyb odległości – różnica pomiędzy aktualnym dystansem do przeszkody a wartością graniczną bezpiecznej odległości D_{safe} , D_{safe} – granica bezpiecznej odległości od przeszkody, D_{NED}^* – dystans do przeszkody wyznaczony w układzie współrzędnych normalnym do powierzchni kuli ziemskiej o początku w środku ciężkości mikrosamolotu, $d(D_{NED}^{**})/dt$ – prędkość zbliżania się przeszkody drugi element sygnału sterującego regulatorem PID.

Suma uchybu dystansu E_{NED} i prędkości zbliżania się przeszkody $d(D_{NED}^{**})/dt$ definiuje sygnał wejściowy regulatorów PID. Takie podejście pozwoli układowi autonomicznego sterowania reagować jedynie na najbliższe przeszkody zbliżające się do mikrosamolotu.

Kontroler logiczny jest modułem zarządzającym autonomicznym systemem sterowania, gdyż decyduje on, które zadanie autonomicznego lotu powinno być aktualnie realizowane. W tym celu kontroler logiczny potrzebuje niezbędnych informacji o stanie mikrosamolotu i jego otoczenia w postaci sygnałów wyjściowych regulatorów PID, autopilota oraz wartości odległości D_{NED}^* z prawego i lewego czujnika laserowego. Kontroler logiczny pracuje na zasadzie elementu przełączającego. Bowiem przełącza on sterowanie mikrosamolotu pomiędzy autopilotem a regulatorami PID w zależności od bieżącego stanu otoczenia mikrosamolotu. Kierunek lotu mikrosamolotu o układzie delta jest kontrolowany poprzez zmianę kąta przechylenia. Stąd też równanie opisujące algorytm kontrolera logicznego jest następujące (Kownacki, 2009):

$$\phi^C = \begin{cases} \phi_{autopilot} & ; \phi_{PIDright} = 0 \cap \phi_{PIDleft} = 0 \\ \phi_{PIDright} + \phi_{PIDleft} & ; \phi_{PIDright} \neq 0 \cap \phi_{PIDleft} \neq 0 \cap \phi_{PIDright} \neq \phi_{PIDleft} \\ \phi_{PIDright} & ; (\phi_{PIDright} \neq 0 \cap \phi_{PIDleft} = 0) \cup \\ & \left(\phi_{PIDright} \neq 0 \cap \phi_{PIDleft} \neq 0 \cap \phi_{PIDright} = \phi_{PIDleft} \cap \right. \\ & \left. D_{NEDleft}^{**} > D_{NEDright}^{**} \right) \\ \phi_{PIDleft} & ; (\phi_{PIDright} = 0 \cap \phi_{PIDleft} \neq 0) \cup \\ & \left(\phi_{PIDright} \neq 0 \cap \phi_{PIDleft} \neq 0 \cap \phi_{PIDright} = \phi_{PIDleft} \cap \right. \\ & \left. D_{NEDleft}^{**} \leq D_{NEDright}^{**} \right) \end{cases} \quad (6)$$

gdzie: ϕ^C – zadany kąt przechylenia, $\phi_{autopilot}$ – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez autopilota, $\phi_{PIDleft}$ – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez regulator PID lewego czujnika laserowego, $\phi_{PIDright}$ – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez regulator PID prawego czujnika laserowego.

Jeśli wyjścia obu regulatorów PID tzn. lewego i prawego czujnika laserowego są równe zero wówczas autopilot steruje kierunkiem lotu mikrosamolotu. W przypadku,

gdy te sygnały są różne od zera oraz posiadają różne wartości – sygnał sterujący kątem przechylenia jest sumą sygnałów wyjściowych obu regulatorów PID. W tym momencie należy wspomnieć, że oba regulatory mają identyczne nastawy, zaś sygnały wyjściowe obu regulatorów PID różnią się znakiem, gdyż każdy regulator kontroluje skręt mikrosamolotu w przeciwnych kierunkach – dodatnie lub ujemne wartości kąta przechylenia. Kolejnym przypadkiem jest sytuacja, gdy sygnał wyjściowy lewego regulatora PID jest równy zero lub gdy sygnały obu regulatorów mają inne wartości różne od zera i jednocześnie dystans D_{NED}^* z lewego czujnika jest większy niż z prawego. Wówczas kątem przechylenia będzie sterował regulator PID prawego czujnika. W odwrotnej sytuacji, gdy sygnał wyjściowy z prawego PID jest równy zero lub sygnały z obu regulatorów mają inne wartości różne od zera i jednocześnie dystans D_{NED}^* z prawego czujnika laserowego jest większy niż dystans D_{NED}^* z lewego, kątem przechylenia jest kontrolowany przez regulator lewego czujnika laserowego. Należy zwrócić uwagę na fakt, że sygnały wejściowe regulatorów mogą być równe zero ze względu na wcześniej nałożone ograniczenia na sygnały wejściowe dystansu oraz prędkości zbliżania się przeszkody (równanie 5).

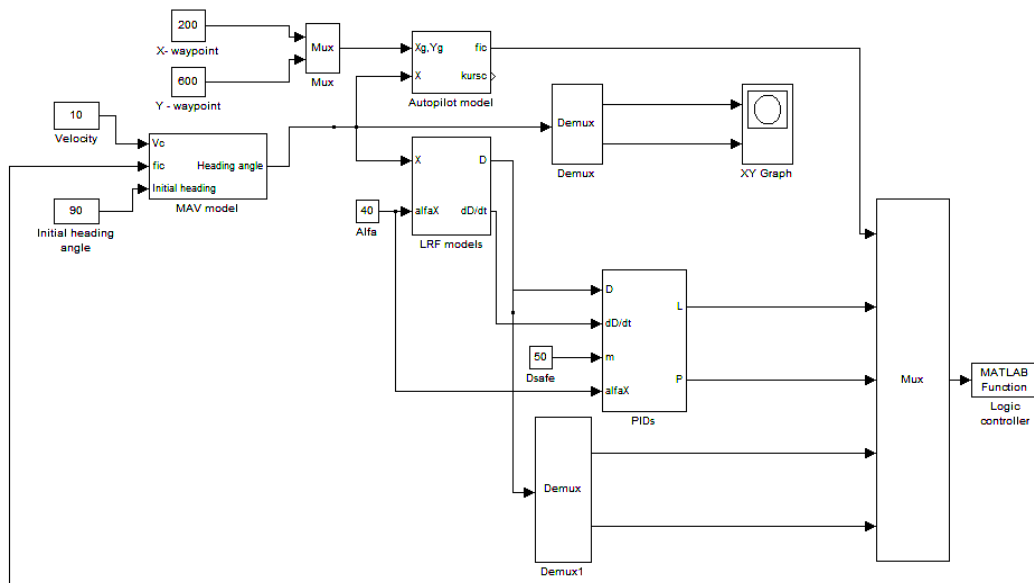
Podsumowując kontroler logiczny decyduje o sposobie sterowania lotem mikrosamolotu w zależności od aktualnego stanu otoczenia. Oczywiście proponowane rozwiązanie może być zastąpione innymi rodzajami sterowania na przykład bardziej zaawansowanym regulatorem rozmytym.

3. SYMULACJA ALGORYTMU AUTONOMICZNEGO STEROWANIA LOTEM MIKROSAMOLOTU

Badania i symulacje zaprojektowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w środowisku miejskim przeprowadzono w środowisku MATLAB - SIMULINK. W celu wizualizacji symulowanej trajektorii lotu wykorzystano model mikrosamolotu o układzie delta. Model ten jest zdefiniowany następującymi równaniami (Kownacki, 2009; Saunders i inni, 2005):

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cdot \cos \psi, \\ \dot{y} &= V \cdot \sin \psi, \\ \psi &= \frac{g}{V} \cdot \tan \phi, \\ \dot{V} &= \alpha_v (V^C - V), \\ \phi &= \alpha_\phi (\phi^C - \phi). \end{aligned} \quad (7)$$

gdzie: x, y – aktualne współrzędne mikrosamolotu, V – aktualna prędkość mikrosamolotu, V^C – zadana prędkość mikrosamolotu, ψ – aktualny kurs mikrosamolotu, ϕ – aktualny kąt przechylenia, ϕ^C – zadany kąt przechylenia, α_ϕ, α_v – stałe czasowe dynamiki mikrosamolotu, g – stała grawitacyjna.



Rys. 6. Model opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w środowisku miejskim wykonany w SIMULINKU (Kownacki, 2009)

Model zakłada, że lot mikrosamolotu jest kontrolowany przez dwa parametry: prędkość lotu V^C oraz kąt przechylenia ϕ^C . Kąt przechylenia jest odpowiedzialny za zmianę kierunku lotu. W przeprowadzonych symulacjach założono, że prędkość lotu stała, zaś algorytm kontroluje jedynie kierunek lotu.

Do przeprowadzania symulacji niezbędny był również model autopilota. Przyjęty model autopilot oparty był na regulatorze PID, który kontrolował kierunek lotu przez minimalizację uchybu pomiędzy aktualnym zadanym kur-

sem na kolejny punkt przelotowy, a aktualnym kursem mikrosamolotu. Model autopilota opisują równania 8 (Kownacki, 2009).

$$\begin{aligned} \psi_{err} &= \psi_{WP} - \psi, \\ \psi_{WP} &= \arctan\left(\frac{y_{WP} - y}{x_{WP} - x}\right), \\ \phi_{autopilot} &= PID \cdot \psi_{err} \end{aligned} \quad (8)$$

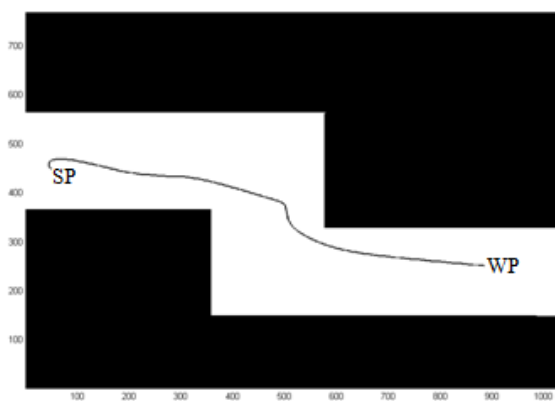
gdzie: ψ_{err} – uchyb kursu, ψ – aktualny kurs mikrosamolotu, ψ_{WP} – aktualny kurs na kolejny punkt przelotowy, x, y – aktualne współrzędne mikrosamolotu, x_{WP}, y_{WP} – współrzędne kolejnego punktu przelotowego, PID – transmitancja regulatora PID, $\phi_{autopilot}$ – zadany kąt przechylenia wyznaczony przez autopilota.

Zadany kąt przechylenia wyznaczony przez autopilota jest wykorzystany jedynie w sytuacji, gdy kontroler logiczny (równanie 6) wykryje, że sygnały wyjściowe prawego i lewego regulatora PID są równe zero (rysunek 4). Model opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu w środowisku miejskim wykonany w SIMUKINKU jest przedstawiony na Rys. 6.

Syntetyczne mapy przedstawiające symulowane środowisko miejskie, które wykorzystano w badaniach symulacyjnych, zostały przygotowane w postaci plików graficznych w formacie bitmapy wczytywanych do przestrzeni roboczej programu MATLAB. Ponieważ mapy przedstawiały środowisko miejskie w przestrzeni dwuwymiarowej, filtracja sygnałów oraz przekształcenie układów współrzędnych nie zostały uwzględnione w modelu programu SIMULINK.

4. WYNIKI BADAŃ SYMULACYJNYCH

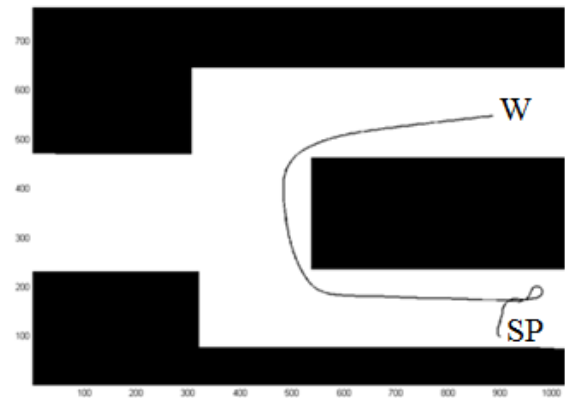
W celu sprawdzenia poprawności i efektywności działania opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu przygotowano cztery mapy opisujące różne sytuacje, które mogą pojawić się podczas lotu w terenie miejskim. Dwie z nich dotyczą możliwości lotu mikrosamolotu w kanionach ulic, zaś kolejne dwie przedstawiają sytuację kolizyjną, gdy na trajektorii lotu pojawia się przeszkoda. Samodzielne wyznaczenie bezkolizyjnej trajektorii lotu we wszystkich przypadkach będzie stanowił kryterium jakości algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu.



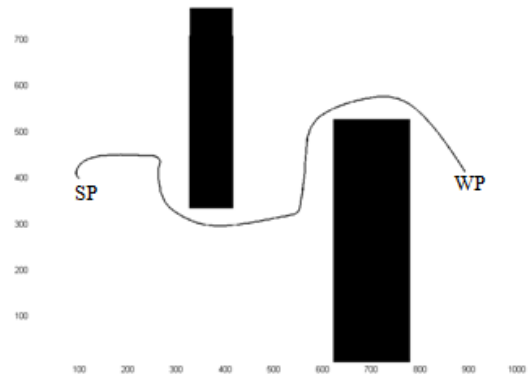
Rys. 7. Trajektoria lotu mikrosamolotu w pierwszej symulacji. Początkowy kurs 1800, punkt startu SP – $x=50, y=450$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=900, y=250$ (Kownacki, 2009)

W każdym z przypadków symulowany lot mikrosamolotu rozpoczyna się w punkcie startowym SP z ustalonym początkowym kursem, a kończy się w kolejnym punkcie przelotowym WP. Wyniki symulacji w postaci bezkolizyjnych trajektorii lotu są przedstawione na Rys. 7-10.

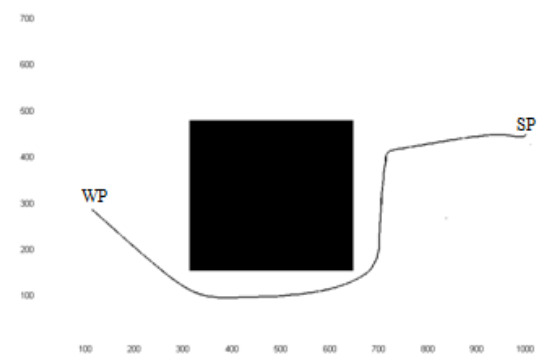
Przeszkody zostały przedstawione w postaci czarnych obszarów na rysunkach.



Rys. 8. Trajektoria lotu mikrosamolotu w drugiej symulacji lotu w kanionie ulicy. Początkowy kurs 1800, punkt startu SP – $x=900, y=100$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=900, y=550$ (Kownacki, 2009)



Rys. 9. Trajektoria lotu mikrosamolotu w pierwszej symulacji zadania omijania przeszkody. Początkowy kurs 1800, punkt startu SP – $x=100, y=400$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=900, y=400$ (Kownacki, 2009)



Rys. 10. Trajektoria lotu mikrosamolotu w drugiej symulacji zadania omijania przeszkody. Początkowy kurs – 900, punkt startu SP – $x=1000, y=450$, kolejny punkt przelotowy WP – $x=100, y=300$ (Kownacki, 2009)

Wyniki symulacji z Rys. 7 – 10 przedstawiają lot mikrosamolotu, którego trajektoria znajduje się zawsze w bezpiecznej odległości od przeszkody. Oczywiście istotnym założeniem symulacji jest to, że wymiary przeszkody są znacznie większe od wymiarów mikrosamolotu. Stąd

mikrosamolot jest przedstawiony na rysunkach w postaci pojedynczego punktu na trajektorii lotu.

Na podstawie otrzymanych wyników symulacji można łatwo zauważyć, że przedstawione trajektorie nie są najkrótszymi możliwymi trajektoriami lotu (na przykład trajektoria z rysunku 10). Wyznaczenie optymalnych trajektorii lotu wymagałoby jednak zastosowania dodatkowego algorytmu planowania trajektorii lotu. Jak już wcześniej wspomniano algorytm planowania trajektorii lotu spowoduje wzrost złożoności całego algorytmu autonomicznego sterowania lotem. A to jest sprzeczne z przyjętym celem badań, jakim było opracowanie algorytmu autonomicznego sterowania, który będzie można zrealizować z użyciem dostępnych urządzeń pokładowych mikrosamolotu.

5. PODSUMOWANIE

Rys. 7-10 przedstawiają cztery różne symulacje algorytmu autonomicznego sterowania lotem mikrosamolotu. W sposób oczywisty dowodzą one, że przyjęte rozwiązanie jest skuteczne i pozwala sterować lotem mikrosamolotu w sposób autonomiczny. W każdym przypadku lot mikrosamolotu kończył się sukcesem, jakim było osiągnięcie zadanego celu, którym był kolejny punkt przelotowy. Rys. 7-8 potwierdzają możliwość zastosowania algorytmu do autonomicznego sterowania mikrosamolotem podczas lotu w kanionach ulic. Jest to ważna właściwość opracowanego algorytmu, szczególnie istotna podczas lotu w niepewnym miejskim otoczeniu. Opracowany algorytm spełnia również podstawowe wymagania stawiane autonomicznym systemom sterowania, tzn. w sposób skuteczny realizuje zadanie autonomicznego omięcia przeszkody, co jest przedstawione na Rys. 9-10.

Podsumowując należy podkreślić, że cel przeprowadzonych badań nad autonomicznym systemem sterowania lotem mikrosamolotu został osiągnięty. Opracowany algorytm jest bowiem skuteczny, wiarygodny oraz jednocześnie nie jest on zbyt złożony. Dlatego też możliwa jest jego realizacja z wykorzystaniem dostępnych zaawansowanych układów autopilota przeznaczonych do wykorzystania w mikrosamolotach. Ważną zaletą opracowanego algorytmu jest wykonywanie obliczeń oraz przewarżanie sygnałów pomiarowych praktycznie w czasie rzeczywistym z niewielkim opóźnieniem. Pozostałe metody szczególnie te oparte na algorytmach planowania trajektorii lotu wprowadzają znaczne opóźnienia ze względu na skomplikowane i czasochłonne obliczenia.

Następnym etapem badań będzie implementacja opracowanego algorytmu autonomicznego sterowania lotem w rzeczywistym układzie mikrosamolotu. Szczególnie trudnym i pracochłonnym zadaniem będzie wówczas dobór nastaw regulatorów PID, ponieważ symulacja dynamiki mikrosamolotu jest dość trudna do realizacji. Stąd też większość badań trzeba będzie przeprowadzić z wykorzystaniem rzeczywistego mikrosamolotu.

LITERATURA

1. **Anderson E.** (2002), *Extremal control and unmanned air vehicle trajectory generation*, Master's thesis, Brigham Young University.
2. **Dong T., Liao X. H., Zhang R., Sun Z., Song Y. D.** (2005), Path Tracking and Obstacle Avoidance of UAVs - Fuzzy Logic Approach, *FUZZ '05, The 14th IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Reno, 43-48.
3. **Frew E., Langelan J.** (2005), Receding Time Horizon Control for Passive, Non-cooperative UAV See-and-Avoid, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Barcelona, Spain.
4. **Frew E., Sengupta R.** (2004), Obstacle Avoidance with Sensor Uncertainty for Small Unmanned Aircraft, *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, Paradise Island, Bahamas.
5. **Frew E., Spry S., Howell A., Hedrick J. K., Sengupta R.** (2004), Flight Demonstrations of Self-Directed Collaborative Navigation of Small Unmanned Aircraft, *AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop, & Exhibit*, Chicago, IL.
6. **Frew E.** (2004a), Vision-Based Road Following Using a Small Autonomous Aircraft, *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT.
7. **Frew W.** (2004b), Stereo-Vision-Based Control of a Small Autonomous Aircraft Following a Road, *Second Annual Swarming Conference*, Crystal City, MD.
8. **He Z.** (2006), Venkataraman Iyer R., Chandler P.R.: Vision-based UAV flight control and obstacle avoidance, *IEEE Automatic Control Conference*.
9. **Kownacki C.** (2009), Guidance and obstacle avoidance of MAV in uncertain urban environment, *European Micro Aerial Vehicle Conference and Flight Competition 2009: EMAV'2009*, Delft Holandia.
10. **Rathinam S., Kim Z., Sengupta R.** (2006), *Vision-Based Following of Structures Using an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*, RESEARCH REPORT UCB-ITS-RR-2006-1, Institute of Transportation Studies University of California at Berkeley.
11. **Saunders J. B., Call B., Curtis A., Beard R. W., McLain T. W.** (2005), Static and Dynamic Obstacle Avoidance in Miniature Air Vehicles, *Infotech@Aerospace, AIAA*, Arlington, Virginia.
12. **Zufferey J.-C., Beyeler A., Floreano D.** (2009), *Optic Flow to Steer and Avoid Collisions in 3D in Flying Insects and Robots*, Berlin, Springer.
13. **Zufferey J.-C., Klapotocz A., Beyeler A., Nicoud J.-D., Floreano, D.** (2007), A 10-gram Vision-based Flying Robot, *Advanced Robotics*, 21(14), 1671-1684.

STUDY ON FLIGHT CONTROL ALGORITHM OF MICRO AERIAL VEHICLE IN UNKNOWN URBAN ENVIRONMENT

Abstract: The paper describes the idea of autonomous flight control of micro aerial vehicle in streets' canyons, which is based on two laser rangefinders and advanced autopilot. The sensors are mounted so as to create plane V shape of laser beams and they are scanning distance between micro aerial vehicle and buildings creating street canyon. The additional routine realizing conducted algorithm based on PID controllers can be built in the autopilot firmware and it will take charge of flight control when critical distance is detected. To analyze effectiveness of proposed algorithm, the simulation experiment was prepared in MATLAB – SIMULINK software and its results present collision free flight trajectories. So the realization of proposed algorithm allows creating autonomous micro aerial vehicle which will be able to fly in urban environment.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

WPLYW PROGRAMU OBCIĄŻENIA NA WŁAŚCIWOŚCI CYKLICZNE STALI 30 HGSA

Stanisław MROZIŃSKI*

*Laboratorium Badań Materiałów i Konstrukcji, Wydział Inżynierii Mechanicznej, Uniwersytet Technologiczno-Przyrodniczy, ul. Kaliskiego 7, 85-796 Bydgoszcz

stmpkm@utp.edu.pl

Streszczenie: W pracy przedstawiono wyniki analizy porównawczej właściwości cyklicznych próbek ze stali 30 HGSA w warunkach obciążenia stałoaamplitudowego i programowanego. Analizę prowadzono z wykorzystaniem charakterystycznych parametrów pętli histerezy takich jak σ_a , ϵ_{ap} , ΔW_{pl} w funkcji stopnia uszkodzenia zmęczeniowego. Przeprowadzona analiza wykazała, że przebiegi zmian właściwości cyklicznych na wybranych poziomach odkształcenia są bardzo podobne i nie zależą od programu obciążenia.

1. WPROWADZENIE

Podstawowym założeniem metod obliczeń trwałości zmęczeniowej bazujących na danych z zakresu niskocyklowego zmęczenia jest występowanie okresu stabilizacji właściwości cyklicznych. Poprzez stabilizację rozumie się w niniejszej pracy niezmiennosc parametrów pętli histerezy na tych samych poziomach obciążenia czy odkształcenia zmiennego. W przypadku wielu metali i ich stopów stabilizacja właściwości cyklicznych jest pojęciem czysto umownym. W pracy Szali i Mrozińskiego (1995) wykazano, że po każdej zmianie poziomu obciążenia następuje zmiana właściwości cyklicznych. Występujące zmiany w przypadku metali i ich stopów oraz brak okresu stabilizacji podczas obciążenia zmiennego były podstawą do sformułowania przez Mrozińskiego (2008) założeń metody obliczeń trwałości, w której powiązany został przebieg zmian właściwości cyklicznych materiału z procesem sumowania uszkodzeń. Warunkiem prowadzenia obliczeń zaproponowaną metodą jest znajomość zmian właściwości cyklicznych materiału w funkcji stopnia uszkodzenia zmęczeniowego.

Obliczenia trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcyjnych wiążą się nierozłącznie z zagadnieniem sumowania uszkodzeń zmęczeniowych. Od roku 1924 do dnia dzisiejszego zostało opracowanych około 40 różnych hipotez sumowania uszkodzeń. Analizy porównawczej hipotez sumowania uszkodzeń dokonano między innymi w pracach Mansona i Halforda (1986), Szali (1998) oraz Kujawskiego i Ellyina (1984). Spośród różnych wielkości kryterialnych wykorzystywanych podczas sumowania duże nadzieje wiązane są z energią. Wynika to z faktu, że opis energetyczny zmęczenia jest pełniejszy od opisu naprężeniowego oraz odkształceniowego. Uwzględnia on wzajemne interakcje pomiędzy naprężeniami i odkształceniami. Dla opisu energetycznego sformułowane zostały liczne propozycje hipotez sumowania uszkodzeń (Kujawski i Ellyin, 1984; Gołoś i Ellyin, 1988; Leis, 1988; Duyi i Zhenlin, 2001; Mroziński i Topoliński, 1999). Pomimo, że uzyskane z wykorzystaniem nowych hipotez wyniki obliczeń trwałości cechuje wysoka zgodność z wynikami

badań to nie znalazły one dotychczas szerszego zastosowania.

Do najprostszych i najczęściej stosowanych obecnie hipotez sumowania uszkodzeń należy hipoteza liniowa Palmgrena-Minera (Palmgren, 1924, Miner, 1945). W hipotezie przyjmuje się, że w przypadku obciążenia stałoaamplitudowego, każdy cykl obciążenia niezależnie od fazy procesu zmęczenia, w jednakowym stopniu przyczynia się do uszkodzenia. Przykładowo po realizacji n_i cykli obciążenia stałoaamplitudowego wielkość uszkodzenia materiału D_i można zapisać w postaci

$$D_i = \frac{n_i}{N_i} \quad (1)$$

gdzie: n_i – liczba cykli obciążenia stałoaamplitudowego, N_i – liczba cykli do pęknięcia na danym poziomie obciążenia.

W przypadku wielostopniowego programu obciążenia pęknięcie nastąpi, jeżeli spełniony zostanie warunek:

$$D_i = \lambda \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (2)$$

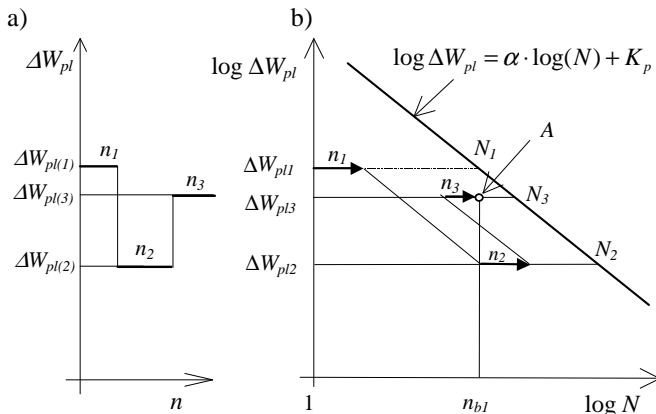
gdzie: k – liczba stopni programu, λ – liczba powtórzeń programu do wystąpienia pęknięcia.

Przebieg sumowania uszkodzeń zgodnie z hipotezą liniową dla opisu energetycznego z wykorzystaniem wielkości kryterialnej, jaką jest energia odkształcenia plastycznego ΔW_{pl} , pokazano na Rys. 1.

Dla obciążenia stałoaamplitudowego w punkcie „A” po realizacji n_{b1} cykli o wartości energii ΔW_{pl3} stopień uszkodzenia wynosi $D_{i(s)} = n_{b1}/N_3$. W przypadku obciążenia wielostopniowego po zrealizowaniu $n_1+n_2+n_3$ cykli na kolejnych poziomach programu, stopień uszkodzenia zmęczeniowego w tym samym punkcie będzie natomiast równy $D_{i(p)} = n_1/N_1 + n_2/N_2 + n_3/N_3$. Zgodnie z liniową hipotezą sumowania uszkodzeń uzyskane stopnie uszkodzenia są takie same ($D_{i(s)} = D_{i(p)}$).

W kontekście założeń metody obliczeń trwałości zmęczeniowej opartej na danych z obszaru niskocyklowego zmęczenia oznaczać to również powinno, takie same wartości parametrów pętli histerezy. W celu uproszczenia

na schemacie pokazanym na Rys. 2 przyjęto, że mamy do czynienia z materiałem cyklicznie stabilnym, w którym nie występują zmiany wielkości kryterialnej na poszczególnych stopniach programu obciążenia. Należy jednak zauważyć, że energia ΔW_{pl} jest najczęściej wielkością wynikową obliczaną po zrealizowaniu badań w warunkach kontrolowanego naprężenia lub odkształcenia. Z tego też względu mogą występować jej zmiany na poszczególnych poziomach obciążenia stałoaamplitudowego, co w konsekwencji może mieć istotny wpływ na uzyskany wykres zmęczeniowy oraz przebieg kumulacji uszkodzeń (Mroziński, 2008).



Rys. 1. Sumowanie uszkodzeń zgodnie z hipotezą Palmgren-Minera w ujęciu energetycznym: a) program obciążenia, b) przebieg sumowania uszkodzeń

Celem niniejszej pracy jest ocena wpływu programu obciążenia na właściwości cykliczne materiału oraz stopień uszkodzenia zmęczeniowego.

2. OPIS BADAŃ

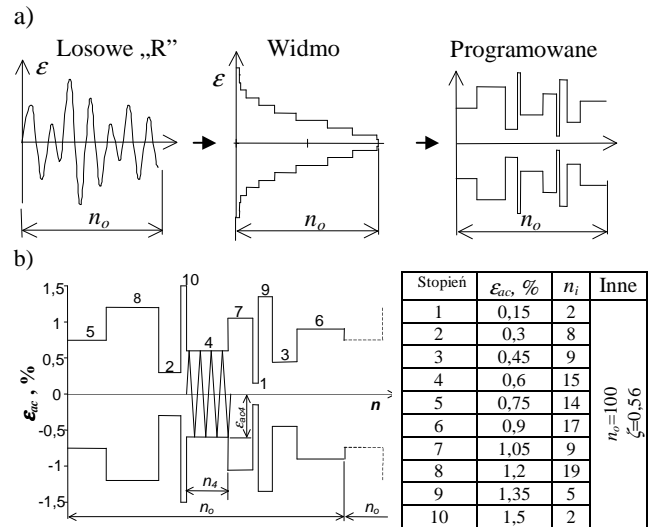
Badania zmęczeniowe prowadzono w warunkach obciążenia stałoaamplitudowych i programowanych. Obciążenia stałoaamplitudowe wykonano na pięciu poziomach odkształcenia całkowitego $\epsilon_{ac}=0,5; 0,6; 0,8; 1,0; 1,2\%$. Badania wykonano w warunkach kontrolowanego odkształcenia ($\epsilon_{ac}=\text{const}$) zgodnie z wytycznymi określonymi w normie ASTM E606-92. Obciążenia programowane zadawano w formie powtarzanych bloków o nieregularnym następie stopni. Blok obciążenia programowanego uzyskano na podstawie schematyzacji obciążenia o losowym następie cykli (Rys. 2a).

Wszystkie cykle bloku obciążenia programowanego były cyklami wahadłowymi ($R=-1$). Program obciążeń charakteryzowano wartością maksymalnej amplitudy odkształcenia całkowitego ϵ_{acmax} oraz współczynnikiem wypełnienia widma ζ odniesionym do amplitudy odkształcenia całkowitego w postaci:

$$\zeta = \sum_{j=1}^k \frac{\epsilon_{acj}}{\epsilon_{acmax}} \cdot \frac{n_j}{n_c} \quad (3)$$

Dla wykorzystywanego programu wartość współczynnika $\zeta=0,56$. Wartości amplitud odkształcenia oraz liczby cykli na poszczególnych stopniach programu zestawiono

na Rys. 2b. Próbki do badań zmęczeniowych wykonano ze stali stopowej 30HGSA zgodnie z normą ASTM. Parametry wytrzymałościowe stali 30HGSA: $R_{eH}=936$ MPa, $R_m=1030$ MPa, $E=207000$ MPa, $A_5=9,5\%$, $Z=53\%$.



Rys. 2. Programy obciążenia: a) metodyka opracowania programu, b) parametry programu obciążenia

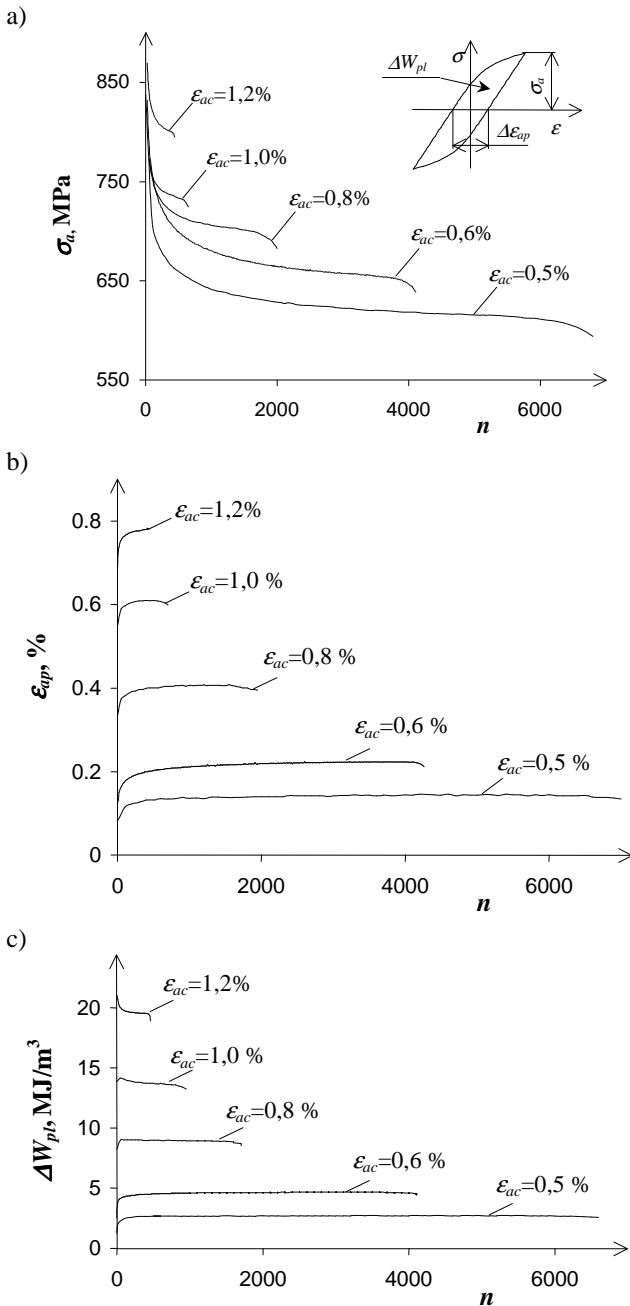
Badania zmęczeniowe wykonano na hydraulicznej maszynie wytrzymałościowej Instron 8501. Podczas badań przyjęto stałą prędkość przyrostu odkształcenia względnej części pomiarowej równą $1\% \cdot \text{Hz}$. Parametrem sterującym podczas obciążeń programowanych było odkształcenie całkowite części pomiarowej próbki mierzone przy wykorzystaniu ekstensometru. W trakcie badań w warunkach obciążeń stałoaamplitudowych rejestracji podlegały chwilowe wartości siły obciążającej oraz odkształceń próbki dla wybranych cykli obciążenia, natomiast w warunkach obciążeń programowanych rejestracji podlegały wartości tych parametrów dla całych bloków obciążenia (100 cykli).

3. WYNIKI BADAŃ

3.1. Obciążenia stałoaamplitudowe

Zarejestrowane podczas badań na poszczególnych poziomach obciążenia wartości chwilowe siły obciążającej oraz odkształcenia wykorzystano do obliczeń parametrów pętli histerezy tj. amplitudy naprężenia σ_a , amplitudy odkształcenia plastycznego ϵ_{ap} oraz energii odkształcenia plastycznego ΔW_{pl} opisywanej polem pętli histerezy. Na Rys. 3 pokazano przykładowe wykresy zmian tych parametrów w funkcji liczby cykli obciążenia.

Na podstawie przebiegu parametrów σ_a, ϵ_{ap} (Rys. 3a, b) można stwierdzić, że przyjęta do badań stal podlega cyklicznemu osłabieniu. Potwierdzeniem tego jest między innymi ciągły (w funkcji liczby cykli) wzrost amplitudy odkształcenia plastycznego przy niezmiennym poziomie amplitudy odkształcenia całkowitego ϵ_{ac} . Występujące osłabienie badanej stali dotyczy wszystkich poziomów odkształcenia.



Rys. 3. Parametry pętli histerezy podczas obciążenia stałoaamplitudowego: a) σ_a , b) ϵ_{ap} , c) ΔW_{pl}

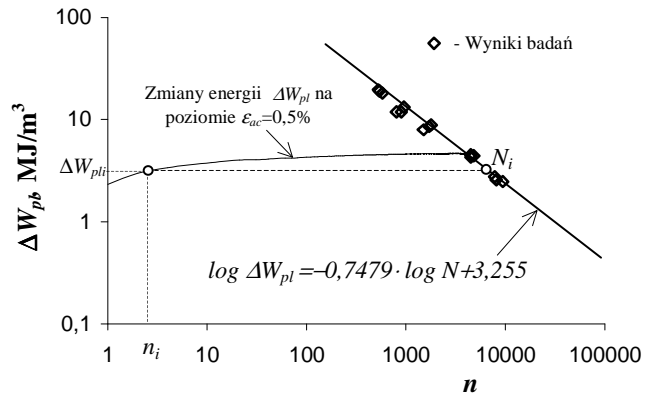
Wzajemne interakcje naprężeń i odkształceń występujące w opisie energetycznym powodują, że w przypadku próbek wykonanych ze stali 30HGSA opis energetyczny właściwości cyklicznych nie zawsze odzwierciedla własności cykliczne obserwowane przy wykorzystaniu opisu naprężeniowego czy odkształceniowego. Na podstawie analizy przebiegów zmian energii ΔW_{pl} (Rys. 3.c) można stwierdzić, że właściwości cykliczne stali 30HGSA w ujęciu energetycznym zależą od poziomu odkształcenia całkowitego. Dla poziomów $\epsilon_{ac} = 0,5\%$ i $\epsilon_{ac} = 0,6\%$ energia ΔW_{pl} nieznacznie wzrasta wraz z liczbą cykli obciążenia, a dla pozostałych poziomów odkształcenia maleje.

Przy wykorzystaniu energii odkształcenia ΔW_{pl} obliczonej dla wybranych cykli obciążenia stałoaamplitudowego wykonano wykres zmęzeniowy w układzie współrzędnych

bilogarytmicznych: energia odkształcenia plastycznego ΔW_{pl} - liczba cykli do pęknięcia N . Wykres zmęzeniowy aproksymowano linią prostą opisaną równaniem o postaci:

$$\log \Delta W_{pl} = \alpha \cdot \log(N) + K_p \quad (4)$$

Linią wykresu aproksymowano wartości energii ΔW_{pl} na pięciu poziomach odkształcenia podczas ostatniego zrealizowanego cyklu przed wystąpieniem pęknięcia zmęczeniowego. Powyższe zilustrowano na Rys. 4 na którym pokazano jeden z przebiegów zmian energii, wykres zmęzeniowy i przyjęte do jego opisu równanie.



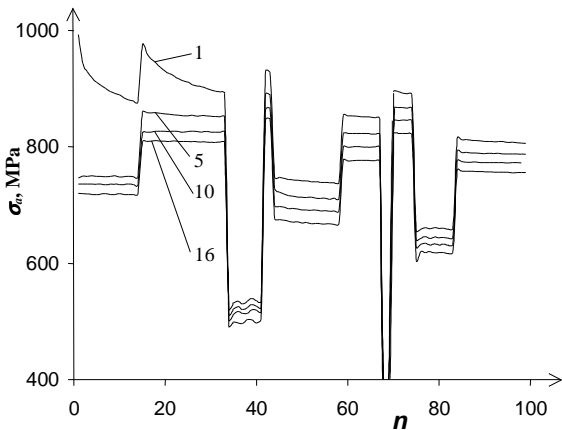
Rys. 4. Wykres zmęzeniowy w ujęciu energetycznym

3.2. Obciążenie programowane

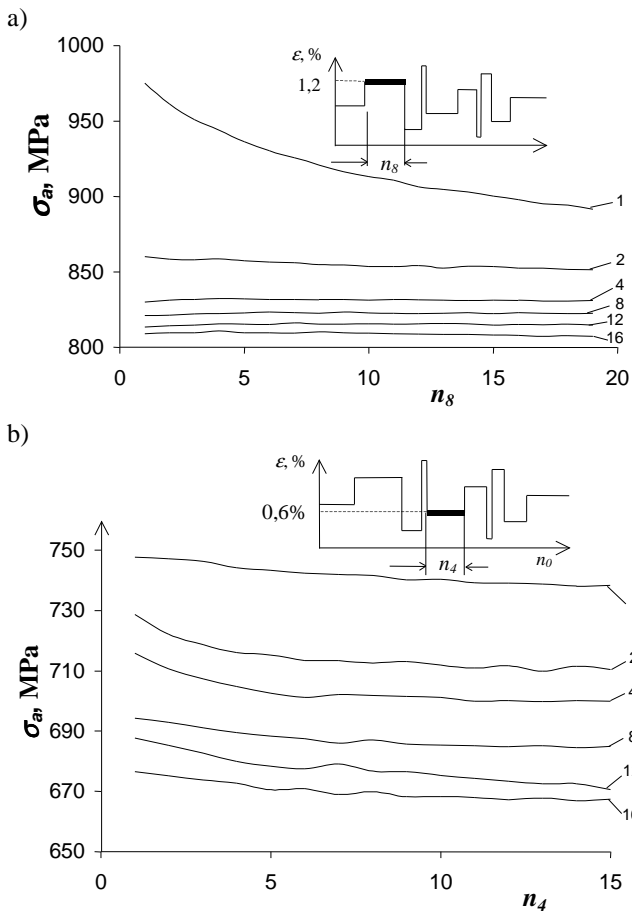
Podobnie jak podczas obciążenia stałoaamplitudowego dla zarejestrowanych podczas badań kolejnych bloków obciążenia określono wartości podstawowych parametrów pętli histerezy tj. amplitudę naprężenia σ_a , amplitudę odkształcenia plastycznego ϵ_{ap} oraz energię odkształcenia plastycznego ΔW_{pl} . Przykładowe wykresy zmian naprężenia σ_a w wybranych blokach obciążenia programowanego w różnych okresach trwałości przedstawiono na Rys. 5.

Na podstawie analizy przebiegów naprężenia σ_a w kolejnych blokach obciążenia można stwierdzić, że niezależnie od poziomu obciążenia stal 30HGSA ulega również cyklicznemu osłabieniu. Świadczy o tym obniżanie naprężenia σ_a na tych samych stopniach w kolejnych powtórzeniach bloku programu obciążenia. W pracy poddano szczegółowej analizie przebiegi zmian naprężenia σ_a , ϵ_{ap} oraz energii ΔW_{pl} na poszczególnych stopniach realizowanych programów. Ze względu na ograniczoną objętość poniższej pracy prezentację uzyskanych wyników ograniczono jedynie do zmian amplitudy naprężenia σ_a i dwóch stopni programu ($\epsilon_{ac} = 0,6\%$ i $1,2\%$ - Rys. 6).

Analiza wykresów pokazanych na Rys. 6 wskazuje, że zmiany σ_a na stopniach w niewielkim stopniu zależą od programu obciążenia. Zmiana amplitudy odkształcenia z mniejszej na większą czy z większej na mniejszą prowadzi niezależnie od poziomu amplitudy odkształcenia do chwilowego osłabienia materiału na kolejnym stopniu i uzyskania na nim nowego poziomu chwilowego naprężenia stabilizacji σ_a . Naprężenie to jest niższe od naprężenia stabilizacji uzyskanego na danym stopniu w poprzednim bloku programu obciążenia.



Rys. 5. Zmiany σ_a w bloku programu obciążenia

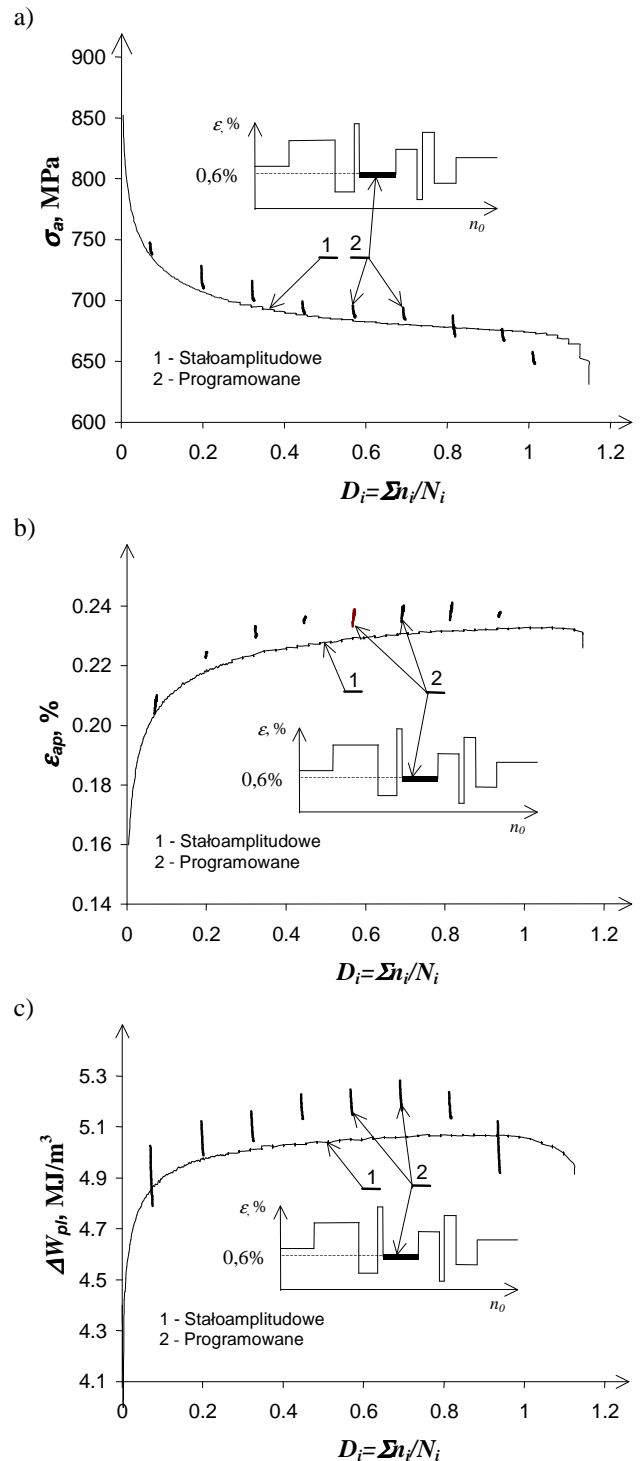


Rys. 6. Zmiany σ_a podczas obciążenia programowanego:
a) na stopniu $\varepsilon_{ac}=0,6\%$, b) na stopniu $\varepsilon_{ac}=1,2\%$

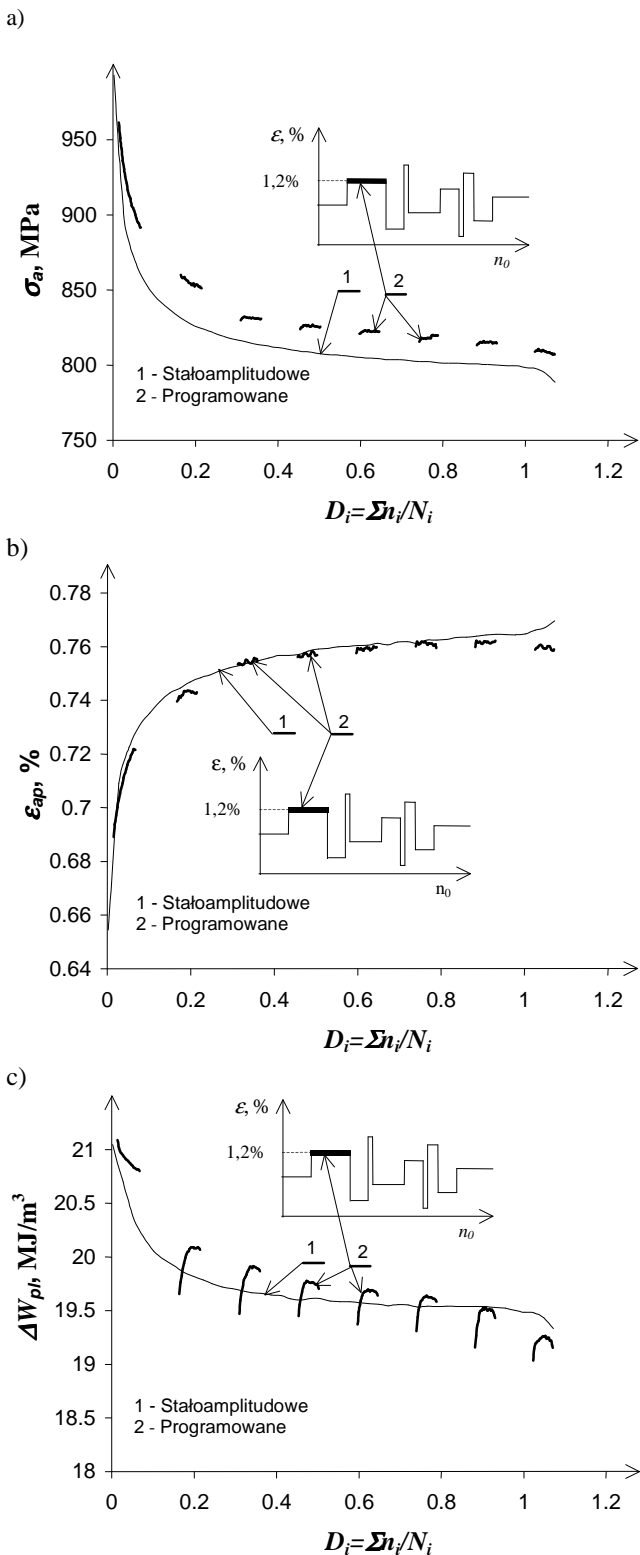
4. ANALIZA WYNIKÓW BADAŃ

Analizę porównawczą przebiegu zmian podstawowych parametrów pętli histerezy w warunkach obciążenia stałoaamplitudowego i programowanego przeprowadzono w funkcji stopnia uszkodzenia zmęczeniowego D_i . Analiza dotyczyła poziomów odkształcenia realizowanego zarówno podczas badań stałoaamplitudowych oraz programowanych. Znajomość chwilowych wartości energii odkształcenia plastycznego ΔW_{pl} w poszczególnych cyklach obciążenia stałoaamplitudowego oraz programowanego pozwoliła z równania wykresu zmęczeniowego (Rys. 4) określić od-

powiadającą jej liczbę cykli do pęknięcia próbki, a tym samym obliczyć stopień uszkodzenia zmęczeniowego dla bieżącego cyklu obciążenia. Sposób postępowania podczas sumowania uszkodzeń wyjaśniono na Rys. 4. Wykresy parametrów pętli histerezy podczas obciążenia stałoaamplitudowego oraz programowanego w funkcji stopnia uszkodzenia zmęczeniowego D_i pokazano na Rys. 7 i 8. Wykresy ograniczono do analizy parametrów pętli na dwóch poziomach odkształcenia ($\varepsilon_{ac}=0,6\%$ i $1,2\%$).



Rys. 7. Zmiany σ_a (a) ε_{ap} (b) oraz ΔW_{pl} (c) podczas obciążenia stałoaamplitudowego i programowanego na poziomie odkształcenia $\varepsilon_{ac}=0,6\%$



Rys. 8. Zmiany σ_a (a) ϵ_{apr} (b) oraz ΔW_{pl} (c) podczas obciążenia staoamplitudowego i programowanego na poziomie odkształcenia $\epsilon_{ac}=1,2\%$

Na podstawie analizy porównawczej wykresów pokazanych na Rys. 7 i 8 można zauważyć podobieństwo jakościowe oraz ilościowe w przebiegu zmian właściwości cyklicznych podczas obciążenia staoamplitudowego i programowanego. Chwilowe parametry pętli histerezy (σ_a , ϵ_{apr} , ΔW_{pl}) uzyskane na dwóch poziomach odkształcenia w wa-

runkach obciążenia staoamplitudowego i programowanego mają dla takich samych stopni uszkodzenia zmęczeniowego podobne wartości.

Z wykresów wynika, że materiał pomimo zaburzenia procesu stabilizacji przez zmianę amplitudy odkształcenia na kolejnym stopniu wydaje się „pamiętać” przebieg tego procesu obserwowany podczas obciążenia staoamplitudowego. Na wykresach zmian trzech parametrów podczas obciążeń programowanych widać bardzo wyraźne trend zmian właściwości cyklicznych. Jest on zbliżony do przebiegu zmian właściwości mających miejsce podczas obciążenia staoamplitudowego. Podobny przebieg obserwowano dla wszystkich stopni programu obciążenia realizowanych podczas badań.

Uzyskiwane w końcowych cyklach stopni obciążenia programowanego o amplitudach $\epsilon_{ac}=0,6\%$, i $\epsilon_{ac}=1,2\%$ parametry pętli histerezy osiągają dla tych samych stopni uszkodzenia wartość zbliżoną do poziomu obserwowanego podczas obciążenia staoamplitudowego. Powyższe spostrzeżenie ma duże znaczenie praktyczne. Wskazuje bowiem na możliwość przewidywania przebiegu zmian właściwości cyklicznych materiału podczas obciążenia eksploatacyjnego na podstawie znajomości tego przebiegu podczas obciążenia staoamplitudowego.

Na podstawie wykonanych wykresów można ponadto stwierdzić, że stopień uszkodzeń zmęczeniowych dla momentu pęknięcia w niewielkim stopniu zależy programu obciążenia. Dla obydwu programów obciążenia uzyskano dla momentu pęknięcia próbki wartości sumy uszkodzeń D_i nieznacznie większe od jedności. Zbliżona do jedności suma uszkodzeń zmęczeniowych dla obciążenia staoamplitudowego wydaje się oczywista. Sumy uszkodzeń zbliżone do jedności uzyskane dla obciążenia programowanego wskazują, że wyniki trwałości uzyskane z obliczeń charakteryzuje duża zgodność z wynikami badań. Powyższe świadczy, że powiązanie podczas obliczeń trwałości zmian właściwości cyklicznych z procesem sumowania uszkodzeń może prowadzić do zadowalających wyników. Takie podejście do problemu obliczeń trwałości zmęczeniowej może mieć szczególne znaczenie w przypadku przewidywania trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcyjnych wykonanych z materiałów charakteryzujących się brakiem okresu stabilizacji (stopy aluminium, tytanu, miedzi). Jedyną trudnością takiego podejścia do obliczeń trwałości jest konieczność określenia przebiegu zmian właściwości cyklicznych w funkcji stopnia uszkodzenia zmęczeniowego. Pewne propozycje metod określania danych materiałowych dla różnych stopni uszkodzenia przedstawił Mroziński (2008).

5. WNIOSKI

Przeprowadzona analiza wyników badań pozwala sformułować następujące wnioski:

1. Podczas obciążenia programowanego blokowego podobnie jak podczas obciążenia staoamplitudowego próbek ze stali stopowej nie występuje okres stabilizacji własności cyklicznych. Z tego względu wątpliwości muszą budzić wyniki obliczeń trwałości zmęczeniowej bazujące na niezmiennych danych materiałowych okre-

- ślonych podczas badań w warunkach obciążeń stałoaamplitudowych.
- Przebieg procesu cyklicznego osłabienia zachodzący podczas obciążenia stałoaamplitudowego i programowanego stali 30 HGSA analizowany przy wykorzystaniu parametrów pętli histerezy takich jak σ_a , ε_{ap} oraz ΔW_{pl} wykazuje podobieństwo jakościowe w zakresie charakteru zmian własności cyklicznych oraz ilościowe dotyczące wartości chwilowych tych parametrów dla tych samych stopni uszkodzenia zmęczeniowego.
 - Podobieństwo ilościowe oraz jakościowe przebiegu zmian właściwości cyklicznych badanej stali podczas obciążenia programowanego i stałoaamplitudowego pozwala sformułować tezę o możliwości przewidywania chwilowych własności cyklicznych materiału elementu konstrukcyjnego podczas obciążeń eksploatacyjnych na podstawie wyników badań normatywnych (stałoaamplitudowych). Przeprowadzone obliczenia wstępne wskazują, że uwzględnienie podczas obliczeń trwałości zmiany chwilowych właściwości cyklicznych może przyczynić się poprawy zgodności wyników trwałości uzyskanych z obliczeń i badań.

LITERATURA

- Duyi Y., Zhenlin W. (2001), A new approach to low cycle fatigue damage based on exhaustion of static toughness and dissipation of cyclic plastic strain energy during fatigue, *International Journal of Fatigue*, 23, 679-687.
- Fatemi A., Yang L. (1998), Cumulative Fatigue Damage and Life Prediction Theories: A Survey of the State of the Art for Homogeneous Materials, *International Journal of Fatigue*, 20(1), 9-34.
- Gołoś K., Ellyin F. (1988), A total strain energy density theory for cumulative fatigue damage, ASME, *Journal of Pressure Vessel Technology*, 110, 36-41.
- Kujawski D., Ellyin F. (1984), A cumulative damage theory of fatigue crack initiation and propagation, *International Journal of Fatigue* 6 (2), 83-88.
- Leis B. N. (1988), A nonlinear history-dependent damage model for low cycle fatigue, In Low cycle Fatigue, ASTM STP 942, ed. H.D. Solomon, G. R. Halford, L. R. Kaisand and B. N. Leis, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 143-159.
- Manson S.S., Halford G.R. (1986), Re-Examination of Cumulative Fatigue Damage Analysis – an Engineering Perspective, *Engineering Fracture Mechanics*, 25(5/6), 539-571.
- Miner M. A. (1945), Cumulative Damage in Fatigue. Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, *Journal of Applied Mechanics*, 67, 159-164.
- Mroziński S. (2008), *Stabilizacja własności cyklicznych metali i jej wpływ na trwałość zmęczeniową*, Wydawnictwa Uczelniane Uniwersytetu Technologiczno-Przyrodniczego w Bydgoszczy, Rozprawy Nr 128.
- Mroziński S., Topoliński T. (1999), New energy model of fatigue damage accumulation and its verification for 45-steel, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics* 2(37), 223-239.
- Palmgren A. (1924), *Die Lebensdauer von Kugellagem*, *Verfahrenstechnik* Berlin 68, 339-341.
- Szala J. (1998), *Hipotezy sumowania uszkodzeń zmęczeniowych*, Wydawnictwa Uczelniane ATR w Bydgoszczy.
- Szala J., Mroziński S. (1995), An Analysis of the influence of overloads on the fatigue life of 45 - steel within the range of low - cycle fatigue, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 4,31,93, Warszawa, 745-761.
- ASTM E606-92: Standard Practice for Strain-Controlled Fatigue Testing.

INFLUENCE OF THE PROGRAMMED LOADING ON THE CYCLIC PROPERTIES OF 30 HGSA STEEL

Abstract: In the paper there were presented the results of the comparative analysis of cyclic properties of specimens made of 30 HGSA steel under constant – amplitude and programmed loading. The analysis was performed with the use of the hysteresis loop parameters (σ_a , ε_{ap} , ΔW_{pl}) in the function of the fatigue failure rate. The performed analysis showed that courses of the cyclic properties changes at the same strain levels were very similar and did not depend on the loading program.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu badawczego nr N501 040 31/2563 finansowanego w latach 2006-2009 ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

ANALIZA AERODYNAMIKI UKŁADU STEROWANIA MIKRO-SAMOLOTEM TYPU DELTA Z WBUDOWANYMI PIEZO-GENERATORAMI WIRÓW KRAWĘDZIOWYCH

Arkadiusz Mystkowski*

*Katedra Automatyki i Robotyki, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

a.mystkowski@pb.edu.pl

Streszczenie: W referacie przedstawiono badania aerodynamiczne i strukturalno-dynamiczne piezo-generatora wirów krawędziowych dla samolotu typu MAV (ang. Micro Air Vehicle) z skrzydłem w kształcie delta. Zaprezentowano również badania strukturalne giętkiej powierzchni ruchomej napędzanej przez piezo-generator oraz jej wpływu na aerodynamikę przepływu powietrza wokół skrzydła delta. Obliczenia prowadzone były w sposób sprzężony, w którym przemieszczenia ruchomej powierzchni wywołane sinusoidalnie zmienną siłą piezo-generatora przesyłano do programu obliczającego model turbulencji przepływu powietrza. Dla porównania przeprowadzono obliczenia przepływu powietrza bez i z piezo-generatorami wbudowanymi symetrycznie w obie strony skrzydła delta. Wyniki badań symulacyjnych i obliczeń numerycznych zaprezentowano w pracy.

1. WPROWADZENIE

Sterowanie obiektami typu MAV (ang. *Micro Air/Aerial Vehicle*) zasadniczo różni się od aerodynamiki samolotów dużych rozmiarów, w których to w zasadzie pomija się nieznaczny wpływ turbulencji i rozważa się konwencjonalną aerodynamikę przepływu laminarnego. Główne różnice wynikają po pierwsze z uwagi na niskie liczby Reynoldsa (10^4 - 10^5 i poniżej) charakteryzujące przepływ powietrza wokół skrzydeł obiektu MAV oraz niskie prędkości lotu - rzędu 10 m/s. Po drugie ze względu na małą powierzchnię nośną i sterową niewystarczającą do generowania dynamicznych momentów sterujących obiektem MAV w przestrzeni powietrznej. Dodatkowo, dochodzi często do całkowitego braku przepływu powietrza nad płatem skrzydła, np. podczas dużego kąta natarcia, co prowadzi do zaniku siły wznoszenia i utraty stabilności. Jednocześnie przy niskich liczbach Reynoldsa duży wpływ mają siły lepkości. Z uwagi na małe rozmiary samolotów MAV sprzężenie pomiędzy aerodynamiką, dynamiką struktury i dynamiką lotu jest krytyczne. Z tego względu rozwijane i wykorzystywane są różne metody sterowania np. opierające się na aktywnym generowaniu wirów krawędziowych (drgające membrany, mikro-dysze powietrza, generatory dźwięków, ruchome przegrody, itp.) opisane np. w pracach Sathaye i Lal (2001); Granblatta i Wygnanskiego (2000) oraz Johnsona i Nishi (1990). Szczególnie szeroko do tego celów stosuje się aktry wykonane w technice MEMS (ang. *Micro-Electro-Mechanical-System*) (Lee i inni, 2000; Huang i inni, 1999, 2000, 2001).

Wykorzystanie piezo-generatorów drgań ruchomych powierzchni wbudowanych w profil skrzydła delta jako aktorów sterowanych w pętli sprzężenia zwrotnego pozwala na zbudowanie niskoenergetycznego systemu sterowania położeniem obiektu MAV w przestrzeni powietrznej (Kausari, 2005; Kaiden i Nakamura, 2001). Z punktu widzenia sterowania, układ taki jest trudny do realizacji. Główne ograniczenia związane są z nieliniowością i wrażliwością wpływu piezo-generatorów drgań powietrza na zależność

opisującą dynamikę strugi powietrza w przepływie wirowym nad skrzydłem delta. W konsekwencji funkcja przejścia (transmitancja) pomiędzy piezo-aktorami drgań powietrza a układem sterowania lotem MAV jest bardzo rozbudowana i złożona. Istnieje kilka metod rozwiązania takiego problemu, np. poprzez tzw. filtrowanie danych (ang. *data mining*) (Mehta i inni, 1996; Agrawal i inni, 1996; Elkan, 1997). Jednak w przypadku rozważanym w tej pracy, najbardziej praktycznym rozwiązaniem wydaje się dokonanie niezbędnych uproszczeń modeli wszystkich aktywnych elementów wchodzących w skład pętli układu sterowania.

W niniejszej pracy przedstawiono sposób generowania sił sterujących obiektem MAV o profilu skrzydła delta przy pomocy piezo-generatorów wirów krawędziowych. Opiszano konstrukcję piezo-generatora wirów i zasadę jego pracy. Następnie przedstawiono modelowanie przepływu strugi powietrza w układzie profil delta \rightarrow piezo-generator oraz modelowanie wzajemnego oddziaływania ruchomej części sterowanej piezo-generatora na strugę powietrza tzw. interfejs FSI (ang. *Fluid-Structure-Interaction*). Dodatkowo opisano konstruowanie modelu siatki dla skrzydła delta z wydzielonymi ruchomymi elementami generatorów wirów powietrza oraz model deformacji siatki. Przeanalizowano także wpływ częstotliwości i optymalnej lokalizacji piezo-generatora wirów krawędziowych na generowanie sił sterujących obiektem MAV o profilu skrzydła delta.

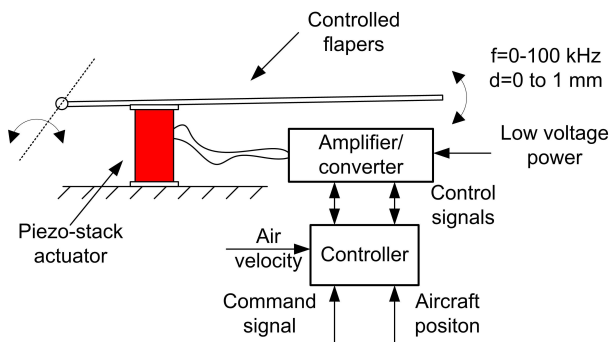
2. MECHANIZM DZIAŁANIA

Praca piezo-generatora przy różnych częstotliwościach pozwala na aktywne sterowanie generowaniem wirów powietrza powstających na styku powietrza odrzucanego przez elementy ruchome piezo-generatora i strugi powietrza opływającego profil skrzydła. Tym samym pozwala to sterować siłami wznoszenia generowanymi na obu przeciwnych płatach skrzydła. Generowane siły wznoszenia powodują moment wokół osi wzdłużnej samolotu (ang. *roll*).

Typowy profil skrzydła delta jest symetryczny i posiada dwie krawędzie natarcia, z których każda powoduje powstawanie energetycznych wirów zwiększających siłę wznoszenia. Przy dużych kątach natarcia rzędu 40° siła nośna wytwarzana przez dwie krawędzie natarcia może wzrosnąć o 40% (Polhamus, 1986; 1971). Kluczowym zagadnieniem będącym przedmiotem badań wielu ośrodków naukowych na świecie jest wyznaczenie optymalnej lokalizacji generatorów wirów krawędziowych, gdzie optymalna lokalizacja oznacza najkorzystniejsze generowanie siły nośnej na poszczególnych częściach płata skrzydła przekładającym się na moment sterujący obiektem MAV. W efekcie implementacja sterowanych piezoaktorów w różnych częściach płata skrzydła delta pozwoli na generowanie i sterowanie wszystkimi sześcioma komponentami siły obiektu MAV: momenty pochylenia, przechylenia i obrotu oraz siły wznoszenia, ciągu i oddziaływania bocznego.

3. KONSTRUKCJA PIEZO-GENERATORA

Koncepcja piezo-generatora sprowadza się do generowanie wirów krawędziowych za pomocą drgającej powierzchni sterowanej aktywnie przez piezostos zamontowany w obu częściach płata skrzydła delta. Generowanie wirów w danej koncepcji polega na mieszaniu strugi powietrza o dużej energii przepływającej nad skrzydłem z powietrzem o mniejszej energii generowanej sztucznie w warstwie przyściennej lub odwrotnie np. w przypadku małych prędkości lotu. Piezostos jest przyklejony do cienkiej, giętkiej płytki wykonanej z tworzywa sztucznego. Schemat konstrukcji piezo-generatora oraz jego układ sterowania zostały przedstawione na Rys. 1.



Rys. 1. Konstrukcja i układ sterowania piezo-generatorem

Zastosowany piezostos typu APA 1205-08-166 pozwala na generowanie sił o amplitudzie do 39N z częstotliwością do 500Hz. Amplituda przemieszczenia piezostosu wynosi 0,1mm, masa 7g, a częstotliwość rezonansowa wynosi 1300 Hz. Po zastosowaniu dźwigni amplituda ruchomej powierzchni może wynosić do 1mm. Dodatkowo w skład układu sterowania piezo-generatora wchodzi następujące elementy:

- sterownik piezostosu z układem wzmacniacza sygnału typu CAU-08025. Jest to liniowy wzmacniacz o sterowanym wejściu analogowym VDC 0-3.3V. Sygnał wyjściowy wzmacniacza ma wartość 150V i maksymalne natężenie 5 mA;

- elementy mocowania piezostosu i powierzchni ruchomej.

4. SYMULACJA PRZEPŁYWU W TRYBIE PRZEJŚCIOWYM

Przepływ wokół skrzydła typu delta jest obliczany Metodą Elementów Skończonych poprzez rozwiązywanie dwu- i trzywymiarowych równań *Naviera-Stokesa*. Obliczenia zostały prowadzone w trybie przejściowym, tzn. w każdym kroku symulacji, gdzie czas trwania kroku wynosił 0.01 s, a całkowity czas symulacji był równy 1s. Jest to szczególnie istotne, gdyż pozwala na analizę pracy piezo-generatora w różnych fazach jego pracy i jednocześnie obserwację obliczonych parametrów w składowych chwilach czasu.

Model pracy piezo-generatorów wirów krawędziowych wbudowanych w skrzydło delta został zamodelowany w programie ANSYS i CFX. Ruch powierzchni drgających został zasymulowany w postaci oddziaływania siły na powierzchnię ruchomą generatora wirów powietrza. Przebieg siły został zamodelowany w programie ANSYS WORKBEANCH i ma charakter sinusoidalny z zadaną częstotliwością równą 20 i 25Hz. Natomiast model przepływu powietrza wokół skrzydła delta z wbudowanymi piezo-generatorami został obliczony w programie CFX.

4.1. Interfejs FSI

Aby połączyć wzajemne oddziaływanie ruchu powierzchni drgającej generatora wirów na strugę powietrza opływającego profil delta został zamodelowany dodatkowy interfejs FSI (ang. *Fluid Structure Interaction*). Dzięki temu obliczenia dynamiki przepływu powietrza oraz obliczenia strukturalne dynamiki piezo-generatora są sprzężone ze sobą i prowadzone równolegle, natomiast dane tych obliczeń są wymieniane na bieżąco między programami ANSYS i CFX. Informacja o siłach oddziaływania strugi powietrza na ruchomą powierzchnię jest przekazywana z programu CFX do kodu obliczeń strukturalnych programu ANSYS w każdym kroku symulacji, natomiast informacja o odkształceniach siatki z kodu ANSYS jest przekazywana do programu CFX.

4.2. Model turbulencji

Laminarny lub turbulentny przepływ wokół układu piezo-generator \rightarrow profil delta jest obliczany metodą CFD (ang. *Computational Fluid Dynamics*) polegającą na rozwiązywaniu równań *Naviera-Stokesa*. Istnieje wiele modeli opisujących przepływ turbulentny, z których głównie model $k-\epsilon$ jest szeroko stosowany w różnych aplikacjach przepływowych (Lauder i Spalding, 1974). Model ten jednak daje niedokładne wyniki w przypadku separowania warstw przepływu laminarnego i turbulentnego. Poprawna i szybka separacja warstw strugi powietrza ma duży wpływ na inne efekty i zjawiska występujące w przepływach płynów. Jest to szczególnie istotne, gdyż pozwala na symulację efektów oderwania strugi powietrza od ściany bądź pęknięcia

wirów powietrza. Wyżej opisanej wady nie posiada model SST (ang. *Shear Stress Transport*) (Menter, 1993). Model ten pracuje w oparciu o wzajemne rozwiązywanie dwóch modeli opisujących przepływ laminarny lub turbulentny (niestacjonarny). Przepływ wokół powierzchni brzegowej (przysięenny) jest obliczany za pomocą częstotliwościowo-turbulentnego modelu $k-\omega$ (Wilcox, 2000), natomiast pozostały przepływ masowy nie znajdujący się w bliskim kontakcie z powierzchnią graniczną jest obliczany modelem $k-\varepsilon$. Współczynnik energii kinetycznej przepływu turbulentnego jest dany następująco:

$$k = \frac{1}{2} \bar{u}^2 \quad (1)$$

gdzie: u wynika z równania $U = \bar{U} + u$, dla prędkości U i wartości średniej prędkości \bar{U} .

Model $k-\varepsilon$ opisany jest dwoma równaniami, gdzie pierwsze równanie ciągłości strugi jest następujące (Lauder i Spalding, 1974):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho U) = 0, \quad (2)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza.

Drugie równanie momentu jest następujące:

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla(\rho U \otimes U) - \nabla(\mu_{eff} \nabla U) = -\nabla p' + \nabla(\mu_{eff} \nabla U)^T + B, \quad (3)$$

gdzie: B – suma sił działających na ciało, μ_{eff} – lepkość,

p' – zmodyfikowane ciśnienie powietrza ($p' \cong p + \frac{2}{3} \rho k$).

Wartości k i ε modelu są obliczane z równania masowego i równania energii opisanych następująco (Lauder i Spalding, 1974

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho U k) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla(\rho U \varepsilon) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) \quad (5)$$

gdzie: $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$, σ_k , σ_ε – stałe, $\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}$, C_μ – stała.

Model $k-\omega$ jest opisany przez dwa równania, pierwsze równanie energii przepływu turbulentnego k i drugie równanie częstotliwości turbulencji ω . Równania są dane następująco (Wilcox, 2000):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho U k) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla(\rho U \omega) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 \quad (7)$$

gdzie: przyjęte stałe wynoszą: $\beta' = 0,09$; $\alpha = 5/9$; $\beta = 0,075$; $\sigma_k = 2$; $\sigma_\omega = 2$.

Bazując na modelach $k-\omega$ i $k-\varepsilon$ opisanych równaniami (4-7), model SST jest opisany dwoma równaniami (Menter, 1993):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_k \mu_t \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_\omega \mu_t \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (9)$$

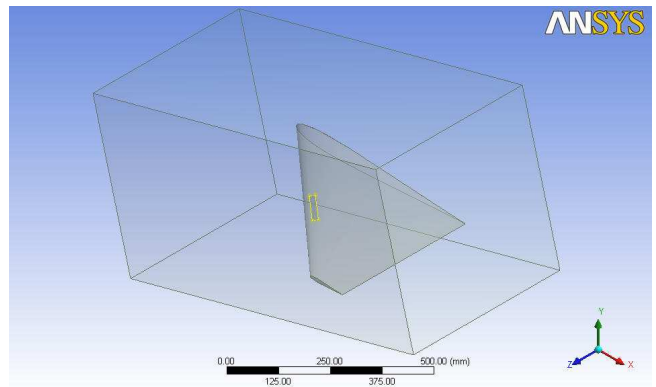
Oprogramowanie ANSYS i CFX wykorzystuje funkcję łączącą działanie obu modeli $k-\omega$ i $k-\varepsilon$, co zapewnia swobodny przepływ danych. Dzięki temu model SST daje bardziej zbliżone wyniki do danych eksperymentalnych (pochodzących np. z badań w rzeczywistych tunelach aerodynamicznych) niż model $k-\varepsilon$, szczególnie dla przepływów z małymi liczbami Reynoldsa charakterystycznych dla obiektów typu MAV. Z tych względów model SST został zastosowany do obliczeń profilu skrzydła delta z wbudowanymi piezo-generatorami wirów krawędziowych.

Przepływ turbulentny powietrza wokół skrzydła powstaje wtedy, gdy siły inercji strug powietrza są znacznie większe niż siły lepkości. Następuje wtedy odrywanie się strug powietrza od profilu i zderzenie się ich z powietrzem przepływającym z inną prędkością. Zjawisko to jest skomplikowane, trójwymiarowe i niestacjonarne, dlatego wymaga analizy 3D i obliczeń w trybie przejściowym (ang. *transient analysis*).

4.3. Geometria i siatkovanie

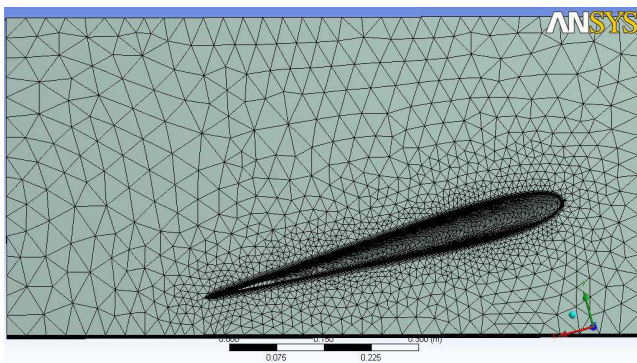
Przepływ turbulentny wokół skrzydła typu delta jest obliczany Metodą Elementów Skończonych poprzez rozwiązywanie dwu- i trójwymiarowych równań *Naviera-Stokesa* dla każdego czworościanu i sześciścianu modelu siatki. Przepływ turbulentny jest opisany przez tzw. *Eddy Viscosity Model*.

Rozważana geometria profilu skrzydła delta została rozważana jako połowa symetryczna umieszczona w tunelu aerodynamicznym. Wymiary tunelu to 1/0,5/0,5m, natomiast szerokość 1/2 profilu delta wynosi 0,4m. Widok modelu geometrii przedstawiono na Rys. 2.



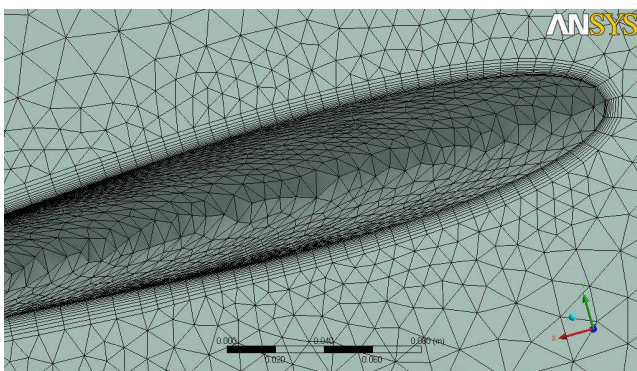
Rys. 2. Geometria delty w tunelu

Model SST efektywnie opisuje przepływ oraz gradient ciśnienia powietrza w warstwie przyściennej, tzw. FNW (ang. *Flow Near the Wall*). Modelowanie przepływu turbulentnego powietrza wokół profilu skrzydła obiektu MAV z małymi liczbami Reynoldsa wymaga dokładnego siatkowania w pobliżu ścianek profilu skrzydła i dużej liczby węzłów. Dodatkowo obliczenia numeryczne muszą być prowadzone z dużą rozdzielczością ze względu na szybkie zmiany wartości zmiennych opisujących zjawiska przepływu turbulentnego (np. lepkość, prędkość, energia kinetyczna, energia turbulencji, itd.). Prowadzi to do skomplikowania modelu MES i znacznego wydłużenia obliczeń numerycznych. Zagęszczenie warstw siatki wzrasta w kierunku normalnym do warstwy przyściennej (patrz Rys. 3).



Rys. 3. Zagęszczenie siatki wokół profilu delta

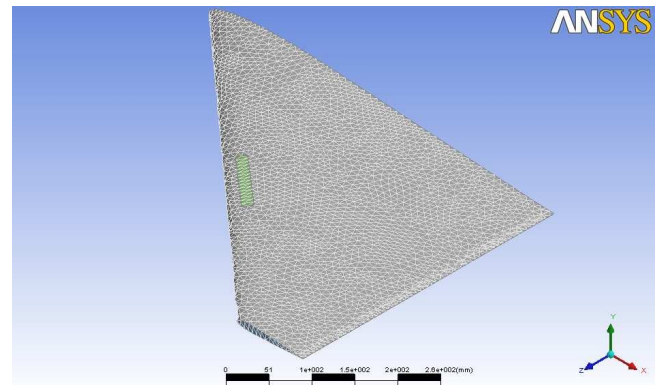
Wokół siatki profilu delta znajdują się zamodelowane warstwy przyścienne tzw. (ang. *thin inflation layers*), które pozwalają na efektywne modelowanie zjawisk zachodzących na styku granicy ośrodków płyn/powietrze → ciało stałe (profil delta), tzw. (ang. *fluid-solid*). Szczególnie chodzi tutaj o modelowanie przepływu strug powietrza wokół profilu delta z piezo-generatorem. Zastosowano 10 warstw siatki, których wysokość wzrasta wraz z współczynnikiem równym 1,2. Widok siatki wokół profilu delta w płaszczyźnie symetrii przedstawiono na Rys. 4.



Rys. 4. Siatkowanie warstwy przyściennej

W celu modelowania zjawisk oddziaływania przepływu powietrza na profil delta (np. efektu odrywania się strug powietrza od płata delta), zaprojektowano inną siatkę powierzchniową (ang. *face spacing mesh*) dla profilu delta oraz inną dla powierzchni modelu tunelu aerodynamicznego. Pozwoliło to efektywnie zamodelować nieliniowe zja-

wiska przepływu powietrza przy zminimalizowaniu ilości obliczeń numerycznych. Długość elementów siatki dla profilu delta jest stała i wynosi 8mm (co odpowiada wartości 2% najdłuższej krawędzi profilu delta), natomiast dla profilu tunelu aerodynamicznego wynosi 20mm (co stanowi 5% najdłuższej krawędzi tunelu). Widok siatki powierzchniowej 1/2 profilu delta wraz z powierzchnią ruchomą piezo-generatora (zaznaczoną kolorem zielonym) przedstawiono na Rys. 5.



Rys. 5. Siatkowanie powierzchniowe profilu delta

Długość elementów siatki objętościowej dla analizowanego modelu wynosi 40mm.

Podsumowując ogólny model siatki 3D profilu delta z dwoma powierzchniami piezo-generatorów umieszczony w tunelu aerodynamicznym zawiera 306946 elementów, gdzie liczba węzłów wynosi 85507 oraz liczba czworokątów jednostkowych siatki wynosi 219332.

4.4. Warunki brzegowe

Do obliczeń modelu delta → piezo-generator → tunel aerodynamiczny Metodą Elementów Skończonych przyjęto następujące warunki brzegowe:

- delta – brak poślizgu powietrza;
- powierzchnia piezo-generatora – ruchoma siatka (przemieszczenia obliczane i przesyłane przez ANSYS);
- powierzchnia symetrii – warunek symetrii;
- boczne ścianki tunelu – swobodny poślizg powietrza;
- powierzchnia napływu powietrza – prędkość powietrza w kierunku normalnym równa 15 m/s;
- powierzchnia wypływu powietrza – statyczne ciśnienie odniesienia równe 0 Pa.

Dodatkowo uwzględniono następujące warunki początkowe:

- ciśnienie początkowe – 0 Pa;
- ciśnienie odniesienia – 0 Pa;
- prędkość początkowa powietrza $U=15$ m/s.

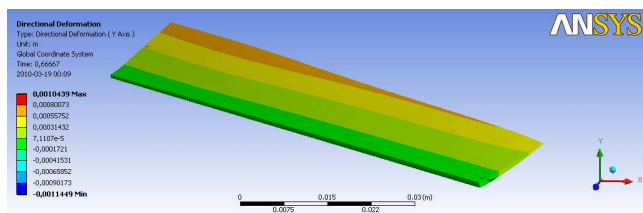
Natomiast ustawienia parametrów domeny powietrza w tunelu aerodynamicznym są następujące:

- model powietrza – gaz idealny;
- ciśnienie odniesienia – 1 atm.;
- model przepływu ciepła – izotermiczny;
- temperatura powietrza - 25°C;
- model turbulencji – SST.

4.5. Analiza dynamiczna modelu giętkiego powierzchni ruchomej piezo-generatora

Badania symulacyjne polegają na sterowaniu ruchomą powierzchnią napędzaną przez piezo-stos z różnymi częstotliwościami.

Praca piezo-generatora została zasymulowana w postaci oddziaływania siły sinusoidalnie zmiennej o maksymalnej amplitudzie 20N działającej na ruchomą powierzchnię (kłapkę) o wymiarach 100/10/1mm wbudowanej w płat delta. Jest to model giętki i nieliniowy. Maksymalne przemieszczenie powierzchni ruchomej wynosi ± 1 mm, a częstotliwość pracy wynosi 20Hz. Obliczenia zostały przeprowadzone z krokiem 0,01s w zakresie czasu od 0 do 1s. Widok analizy strukturalnej odkształceń ruchomej powierzchni przedstawiono na Rys. 6.



Rys. 6. Odkształcenia powierzchni piezo-generatora

Obliczenia zostały przeprowadzone dla powierzchni piezo-generatora wykonanej z tworzywa sztucznego (polietylen) o wartości modułu Younga $E=1,1e09$ Pa i gęstości równej $\rho=950$ kg/m³.

4.6. Analiza przepływu powietrza dla FSI

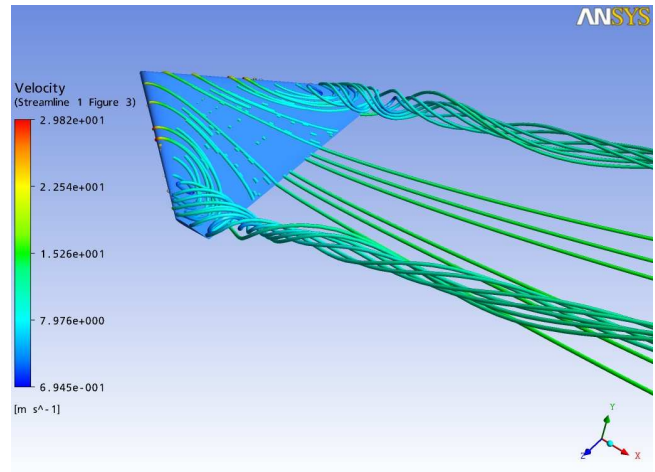
Analiza przepływu powietrza została wykonana dla profilu delta z wyłączonym i włączonym piezo-generatorem wirów krawędziowych. Kąt natarcia wynosił w obu przypadkach $\alpha=15^\circ$ oraz prędkość w kierunku $U=15$ m/s². Obliczenia zostały przeprowadzone równoległe w programie ANSYS (obliczenia strukturalne odkształceń powierzchni ruchomych) i programie CFX (obliczenia przepływu powietrza) w trybie wzajemnej wymiany danych pomiędzy tymi programami z krokiem 0,01s. Prędkość przepływu strug powietrza odrywanych od górnej części płata delta (wiry trąbiaste) w przypadku braku piezo-generatora została przedstawiona na Rys. 7.

Natomiast rozkład ciśnienia w płaszczyźnie symetrii skrzydła delta bez piezo-generatora został przedstawiony na Rys. 8.

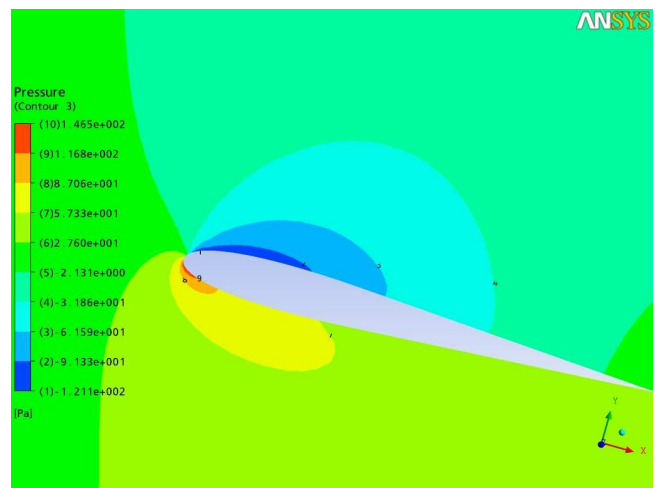
W przypadku włączonego piezo-generatora pracującego z częstotliwością 20Hz, zostają generowane dodatkowe wiry powietrza wskutek zderzania się strug powietrza o różnych prędkościach.

Prędkość przepływu powietrza odrywanego od dwóch ruchomych powierzchni piezo-generatorów przedstawiono na Rys. 9. Pojawiają się tutaj dodatkowe wiry powietrza. Widok wiru trąbiastego jest tutaj wyłączony.

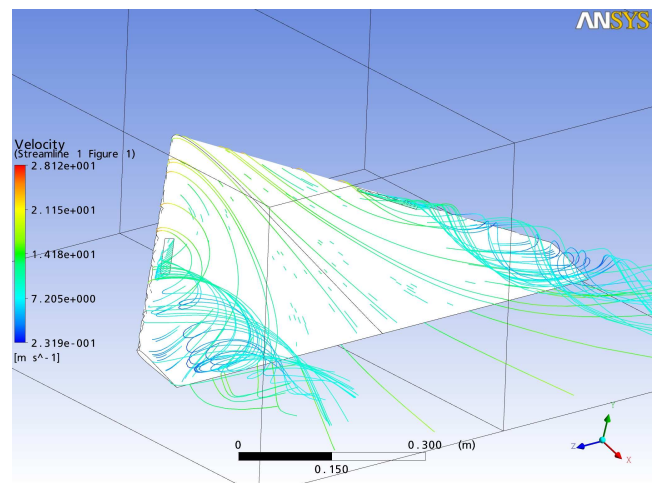
Prędkość przepływu strug powietrza w płaszczyźnie normalnej do ruchomej powierzchni piezo-generatora została przedstawiona na Rys. 10.



Rys. 7. Prędkość strug powietrza (wir trąbiasty), dla $U=15$ m/s² i $\alpha=15^\circ$



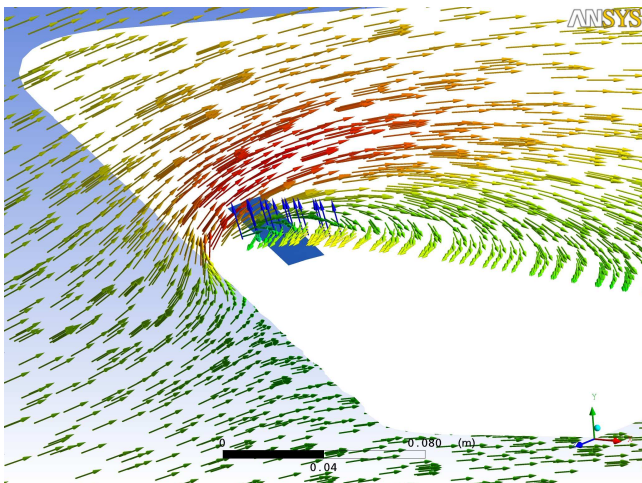
Rys. 8. Kontury ciśnienia, brak piezo-generatora



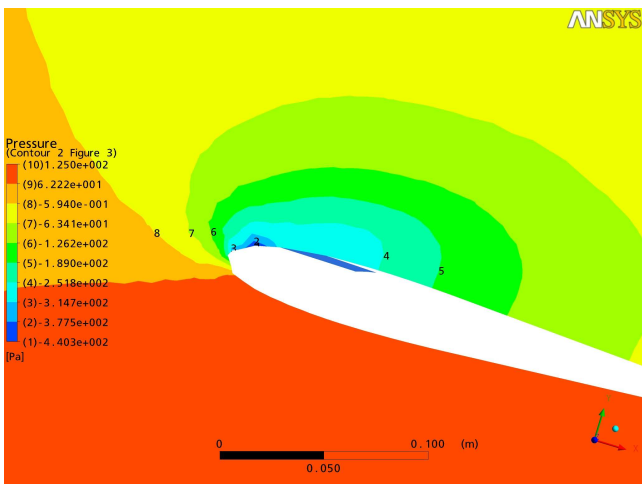
Rys. 9. Prędkość strug powietrza (wir wytwarzany przez piezo-generator), dla $U=15$ m/s² i $\alpha=15^\circ$

Strugi powietrza generowane przez piezo-generator (kierunek normalny) mają znacznie mniejszą prędkość (kolor niebieski) niż strugi opływające profil skrzydła (patrz rys. 10). Dla porównania rozkład ciśnienia w płaszczyźnie

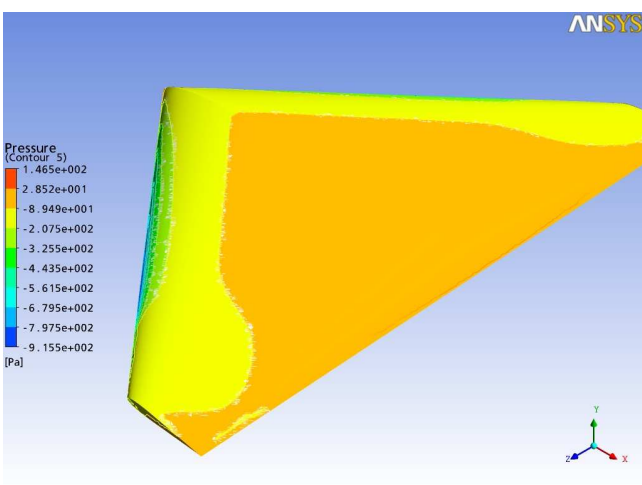
czyźnie normalnej do powierzchni piezo-generatora został przedstawiony na Rys. 11.



Rys. 10. Prędkość strug powietrza w płaszczyźnie normalnej do piezo-generatora



Rys. 11. Kontury ciśnienia, włączony piezo-generator

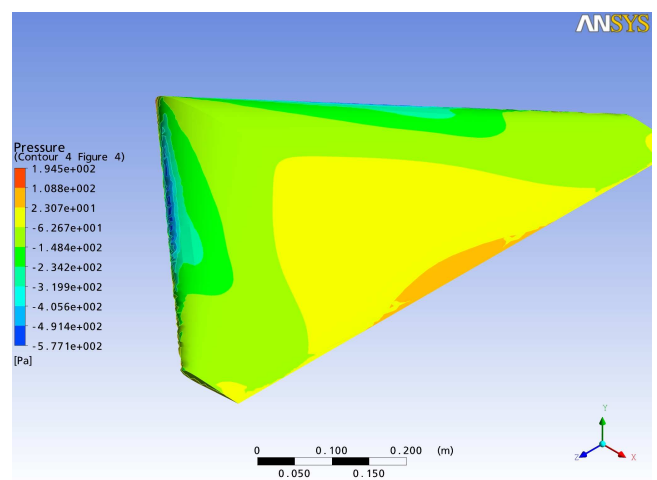


Rys. 12. Rozkład ciśnienia, delta bez piezo-generatora

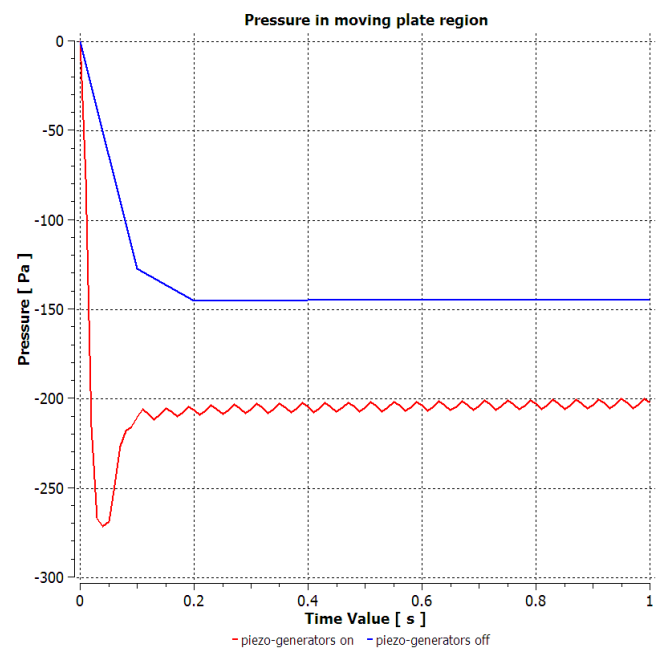
Dzięki wykorzystaniu piezo-generatora uzyskujemy mniejsze ciśnienie nad płatem (patrz Rys. 11) niż w przypadku skrzydła bez piezo-generatora (Rys. 8). Oznacza

to zwiększenie siły nośnej skrzydła. Dodatkowo porównanie rozkładu ciśnienia działającego na górną część płata delty dla układu bez piezo-generatora i z piezo-generatorem przedstawiono na Rys. 12 i 13. W tym przypadku szacunkowa różnica ciśnienia w obszarze działania piezo-generatora wynosi 22%.

Tworzenie dodatkowych wirów powietrza generowanych przez piezo-generator powoduje spadek ciśnienia powietrza nad profilem skrzydła delta szczególnie w obszarze pracy ruchomej powierzchni (patrz Rys. 14). Symulację tym razem przeprowadzono dla częstotliwości pracy piezo-generatora równej 25Hz. Na Rys. 14 przedstawiono porównanie wartości zmian ciśnienia w czasie w przypadku włączonego i wyłączzonego piezo-generatora. Widać, że gdy piezo-generator działa z większą częstotliwością ciśnienie powietrza w obszarze jego pracy jest niższe o 25% i nieznacznie zmienia się wraz z częstotliwością jego pracy.



Rys. 13. Rozkład ciśnienia, delta z piezo-generatorem



Rys. 14. Wartość ciśnienia w funkcji czasu

Wartości ciśnienia powietrza na wykresach należy interpretować jako ciśnienie względne odniesione do ciśnienia referencyjnego wynoszącego 1atm.

5. WNIOSKI I DYSKUSJA

W pracy przedstawiono analizę aerodynamiki przepływu powietrza dla skrzydła delta z aktywnie sterowanymi generatorami wirów krawędziowych wykonanych w postaci ruchomych powierzchni wbudowanych w płat tego skrzydła. Obliczenia dotyczyły także dynamiki struktury giętkich powierzchni piezo-generatorów (symulacja odkształceń) oraz ich wpływu na ruch powietrza w warstwie przyściennej analizowanego profilu aerodynamicznego. W obliczeniach przepływu powietrza wykorzystano model turbulencji SST oraz tryb przejściowy obliczeń z krokiem 0,01s. W wyniku obliczeń uzyskano rozkłady ciśnienia i prędkości powietrza wokół profilu delta wskazujące na wzrost siły sterującej w wyniku generowania zaobserwowanych wirów powietrza w warstwie przyściennej profilu delta za pomocą wbudowanych ruchomych powierzchni drgających.

Niezbędne są dalsze badania w celu:

- sprawdzenia optymalnej lokalizacji piezo-generatorów,
- obliczenia optymalnej siły sterującej, a co za tym idzie powierzchni ruchomej piezo-generatorów;
- określenia optymalnych częstotliwości pobudzenia mikro-wirów;
- wyznaczenia zależności częstotliwości pracy piezo-generatora w funkcji prędkości lotu i kąta natarcia.

LITERATURA

1. **Agrawal R., Mannila H., Srikant R., Toivonen H., Verkaamo A. I.** (1996), Fast Discovery of Association Rules, In U. M. Fayyad, G. Piatetsky-Shapiro, P. Smyth and R. Uthurusamy, editors, *Advances in Knowledge Discovery and Data Mining*, AAAI/MIT Press, 399-421.
2. **Elkan C.** (1997), *Boosting and Naive Bayesian Learning*, Technical report no cs97-557, Dept. of Computer Science and Engineering, UCSD.
3. **Greenblatt D., Wygnanski I. J.** (2000), The Control of Flow Separation by Periodic Excitation, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 36, 487-545.
4. **Huang A., Folk C., Silva C., Christensen B., Chen Y. F., Lee G. B., Chen M., Newbern S., Jiang F., Grosjean C., Ho C.-M., Tai Y.-C.** (2001), Applications of MEMS Devices to Delta Wing Aircraft: From Concept Development to Transonic Flight Test, *AIAA*, Reno, Nevada.
5. **Huang J. B., Jiang F. K., Tai Y. C., Ho C. M.** (1999), A Micro-Electro-Mechanical-System Based Thermal Shear Stress Sensor with Self-frequency Compensation, *Meas. Sci. Technol.*, Vol. 10, 687-696.
6. **Huang, A., Ho, C. M., Jiang, F., and Tai, Y. C.** (2000), MEMS Transducers for Aerodynamics-A Paradigm Shift, *AIAA 00-0249*, Reno, Nevada, January.
7. **Johnston J. P., Nishi M.** (1990), Vortex Generator Jets – Means for Flow Separation Control, *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 6.
8. **Kaiden T., Nakamura Y.** (2001), Numerical Analysis of Aerodynamic Control by Micro-flap around Delta Wing,

19th *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Anaheim, California, 01-2441.

9. **Kaushari A.**, (2005), *Boundary Layer Control Using Smart Materials*, Research project is funded by ADA under DISMAS scheme.
10. **Lauder B. E., Spalding D. B.** (1974), The Numerical Computation of Turbulent Flows, *Computer Methods In Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 3, 269-289.
11. **Lee G. B., Chiang S., Tai Y. C., Tsao T., Ho C. M.** (2000), Robust vortex control of a delta wing using distributed MEMS actuators, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 4, pp. 697-706.
12. **Mehta M., Agrawal R., Rissanen J.** (1996), SLIQ: A Fast Scalable Classifier for Data Mining, *In Proc. of the 5th Int'l Conf. on Extending Database Technology (EDBT)*, Avignon, France.
13. **Menter F. R.** (1993), Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows, *AIAA Paper*, 93-2906.
14. **Polhamus, E. C.** (1971), Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge-Suction Analogy, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 4, 193-199., Vol. 70, No. 5, 420-456.
15. **Polhamus, E. C.** (1986), *Vortex Lift Research: Early Contributions and Some Current Challenges*, Vortex Flow Aerodynamics, NASA CP2416, 1-30.
16. **Sathaye, Lal A.** (2001), An Acoustic Vortex Generator For Micro-fluid Particle Entrapment, *IEEE Ultrasonics Symposium*.
17. **Wilcox D. C.** (2000), *Turbulence Modelling for CFD*, DCW Industrie, La Canada.

AERODYNAMICS ANALYSIS OF MICRO AIR VEHICLE (MAV) DELTA WING WITH CONTROLLED VORTEX PIEZO-GENERATORS

Abstract: In the paper, the aerodynamics and flexible structural dynamics investigations of the Micro Air Vehicle (MAV) delta wing with vortex piezo-generators are presented. A numerical methodology coupling *Navier-Stokes* equations and structural modal equations for predicating vortex generators in 3D delta wing are investigated. The two-way coupled numerical calculations with fluid structure interaction (FSI), where the air in the boundary layer interacts with the solid structure of the vortex generator surface, are applied. The flexible moving surfaces deformations (small plates assembled in the wing surface) driven by controlled piezo-stacks are simulated and their influence on the air flow in the delta boundary layer was calculated. Simulation results which show significant improvements in delta control by the vortex generators are presented.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

OCENA PRZYDATNOŚCI HIPOTEZ WYŁĘŻENIOWYCH DO PRZEWIDYWANIA TRWAŁOŚCI ZMĘCZENIOWEJ ELEMENTÓW KONSTRUKCJI

Walenty OSIPIUK* , Krzysztof ŁUKASZEWICZ*

*Katedra Budowy i Eksploatacji Maszyn, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45C, 15-351 Białystok

osipiuk@pb.edu.pl, k.lukaszewicz@pb.edu.pl

Streszczenie: Celem pracy jest analiza wyników badań trwałości zmęczeniowej przeprowadzonych na maszynie wytrzymałościowej INSTRON 8502 z wykorzystaniem próbek walcowych gładkich. Próby zmęczeniowe wykonano w proporcjonalnym, złożonym stanie obciążenia (kombinacja jednoosiowego rozciągania i skręcania) w cyklu obciążeń sinusoidalnych odzerowo-tętających. Testy przeprowadzono w obszarze ograniczonej trwałości zmęczeniowej. W pracy dokonano oceny przydatności hipotez Hubera, Tresci oraz Sdobyreva, do określenia trwałości zmęczeniowej do momentu inicjacji pęknięcia.

1. WPROWADZENIE

Zachowanie się elementów konstrukcji pracujących w warunkach jednoosiowego stanu naprężenia, w większości przypadków, można określić bez przeprowadzania czasochłonnych i kosztownych badań. Jednak duża grupa elementów maszyn pracuje w warunkach złożonego, cyklicznego stanu obciążenia. Wówczas ściśle i ilościowe ujęcie złożonych zjawisk towarzyszących procesowi zmęczenia nie do końca jest możliwe. Badania trwałości w takich warunkach są często bardzo złożone, a niekiedy nawet niewykonalne z technicznego punktu widzenia. Dlatego też, z reguły, rezygnuje się z bezwzględnej oceny wyężenia materiału i korzysta z oceny porównawczej. Wielu badaczy wskazuje, że pękanie materiału podczas obciążeń cyklicznie zmiennych łączy się prawie zawsze z odkształceniami plastycznymi (Kocańda i Kocańda, 1998; Kocańda, 1985; Mughrabi, 2009; Risbet i Feaugas, 2008; Zhang i Jiang 2007). Inicjację pęknięć uzasadnia się jako wynik gromadzenia dipoli dyslokacyjnych wzdłuż pasm poślizgów. Inicjacja następuje wtedy, gdy gęstość tych poślizgów w objętości o określonej wielkości osiągnie wartość krytyczną charakterystyczną dla danego materiału (Chan, 2010; Cheong i inni, (2007); Higashida i inni, 2008; Tanaka i inni, 1983; Seweryn i Mróz, 1996; Schijve, 2001). Na podstawie przeglądu wyników badań zmęczenia w złożonych stanach obciążeń (Karolczuk, 2008; Kocańda i Kocańda, 1998; Kim i inni, 2002; McClaffin i Fatemi, 2004; Shamsaei i Fatemi, 2009; Sonsino, 2001) nasuwa się twierdzenie, że wyężenie materiału nie jest funkcją wyłącznie naprężeń normalnych lub stycznych lecz złożoną ich kombinacją. Jest sens aby dążyć do sformułowania opisów bardziej ogólnych, syntetycznych, które umożliwiłyby prognozowanie trwałości zmęczeniowej w różnych warunkach, również przy obciążeniu nieproporcjonalnym. Takie podejście jest reprezentowane przez wielu autorów (Atzori i inni, 2006, Karolczuk, 2008; Łagoda, 2001; Morel i Pallin-Luc, 2002; Rusinko i Rusinko, 2009; Sonsino, 2001). Wydaje się, że sięganie do procesów elementarnych jest nieodzowne w tworzeniu nowych modeli syntetycznych. Modele wykorzystujące procesy elementarne są,

naszym zdaniem, interesująco przedstawione w pracach autorów (Łukaszewicz i Osipiuk, 2004, 2006, 2008, 2010). Budowanie modeli uogólnionych oraz korzystanie z nich wymaga zastosowania skomplikowanych procedur matematycznych i jest pracochłonne. Dlatego też w wielu zastosowaniach inżynierskich ma sens podejście prostsze, polegające na wykorzystaniu klasycznych hipotez wyężeniowych opracowanych dla obciążeń statycznych. Dotyczy to głównie obliczeń odnoszących się do określania granicy zmęczenia. W tym przypadku możliwość obliczeń zmęczeniowych na ogólnie przyjętych zasadach dla obliczeń statycznych została potwierdzona doświadczalnie (Buch, 1988; Kocańda i Kur, 1981). Bardzo często można zaobserwować korzystanie z hipotezy Hubera (HMH) lub Tresci – w przypadku materiałów w stanie elastoplastycznym (Kim i inni, 2002; Mazanek, 2005; McClaffin i Fatemi, 2004; Shamsaei i Fatemi, 2009; Sonsino, 2001).

W przypadku płaskiego stanu naprężenia, podczas jednoczesnego działania leżących w jednej płaszczyźnie naprężenia normalnego σ oraz stycznego τ , sprowadza się to do wykorzystania eliptycznego warunku plastyczności w postaci:

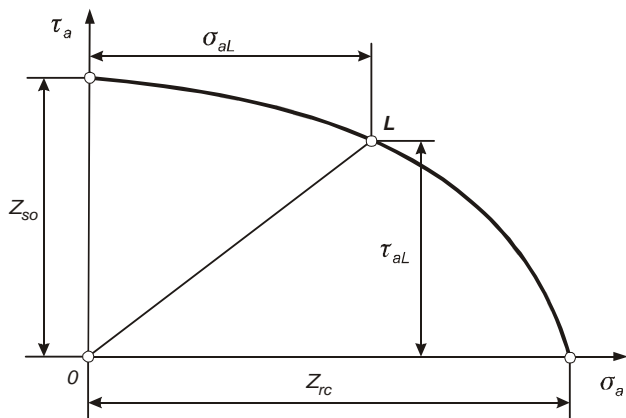
$$\left(\frac{\sigma}{R_e}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{R_{es}}\right)^2 = 1, \quad (1)$$

gdzie: R_e , R_{es} - odpowiednio, granice plastyczności przy rozciąganiu oraz skręcaniu.

Wykorzystanie zapisu (1) do obliczeń zmęczeniowych uzasadnia się tym, że zmiany zmęczeniowe pojawiają się jako lokalne, odkształcenia plastyczne (Kocańda i Szala, 1999). Na tej podstawie zastępuje się naprężenia σ oraz τ granicznymi amplitudami – σ_a , τ_a , a odpowiadające im granice plastyczności R_e , R_{es} granicami zmęczenia. Prowadzi to do powstania zależności (np. dla przypadku cyklicznego rozciągania ze skręcaniem) w postaci:

$$\left(\frac{\sigma_a}{Z_{rc}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_a}{Z_{so}}\right)^2 = 1, \quad (2)$$

gdzie: Z_{rc} , Z_{so} – odpowiednio, granice zmęczenia przy rozciąganiu oraz skręcaniu. Na podstawie zależności (2) konstruuje się tzw. wykresy naprężeń granicznych (Rys. 1).



Rys. 1. Wykres naprężeń granicznych dla jednoczesnego rozciągania i skręcania

Zapis hipotezy wytrzymałościowej dotyczącej rozważanego zagadnienia płaskiego stanu naprężenia, w ogólnym sformułowaniu, można przedstawić jako:

$$\sigma_a^2 + k^2 \tau_a^2 = (Z_{-1})^2, \quad (3)$$

gdzie: współczynnik $k=Z_{rc}/Z_{so}$ lub $k=Z_{gc}/Z_{so}$, zależnie od przypadku naprężeń złożonych, Z_{-1} – ogólnie granica zmęczenia dla cyklu symetrycznego. Współczynnik k^2 może przyjmować różne wartości, np. wartość $k^2=3$ świadczy o formalnej zgodności z hipotezą Hubera (HMH), natomiast $k^2=4$ sugeruje zastosowanie hipotezy Tresci.

Podójście wykorzystujące tzw. krzywe graniczne stosuje się powszechnie w celu obliczenia współczynnika bezpieczeństwa elementów konstrukcji narażonych na działanie złożonych obciążeń. Typowym przykładem może być tu zagadnienie projektowania różnego rodzaju wałów maszynowych. Dokładne opisy przeprowadzania tego typu obliczeń przedstawić można w opracowaniach podręcznikowych (Dietrich, 1999; Mazanek, 2005).

Prognozowanie trwałości zmęczeniowej wiąże się jednak nierzadko z problemem wyboru odpowiedniej hipotezy wytrzymałościowej. Sytuacja ta komplikuje się jeszcze bardziej w zakresie ograniczonej trwałości zmęczeniowej. W przypadku oceny trwałości spotkać można w literaturze ogromną ilość kryteriów w zapisie naprężeniowym, odkształceniowym i energetycznym. Należy podkreślić, że większość tych kryteriów jest jeszcze słabo udokumentowana (Macha, 1989; Karolczuk i Łagoda, 2002). Poza klasycznymi kryteriami zniszczenia do opisu trwałości zmęczenia wykorzystywane są pewne ich modyfikacje empiryczne. Przykładem może być tu kryterium zaproponowane przez Sdobyreva (Malinin i Rżysko, 1981; Plewa, 2005).

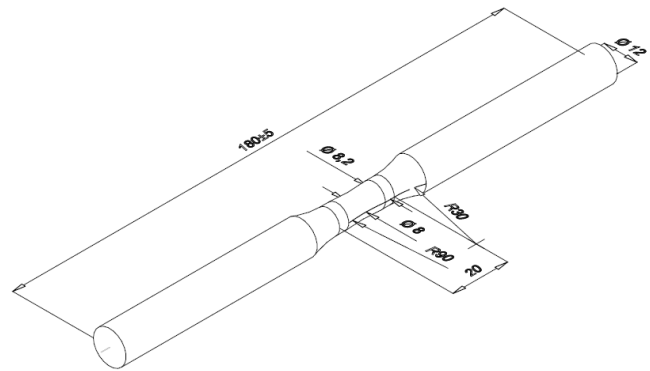
W niniejszej pracy dokonano oceny przydatności hipotez Hubera (HMH), Tresci oraz Sdobyreva, do określenia trwałości zmęczeniowej do momentu inicjacji pęknięcia. Do oceny przydatności danego kryterium zastosowano obliczenia statystyczne przeprowadzone z wykorzystaniem oprogramowania Statistica. Przeprowadzono porównanie rozrzutów danych eksperymentalnych przy wykorzystaniu

sumy kwadratów odchyłeń reszt (funkcji straty (Łuszniewicz i Słaby, 2003)).

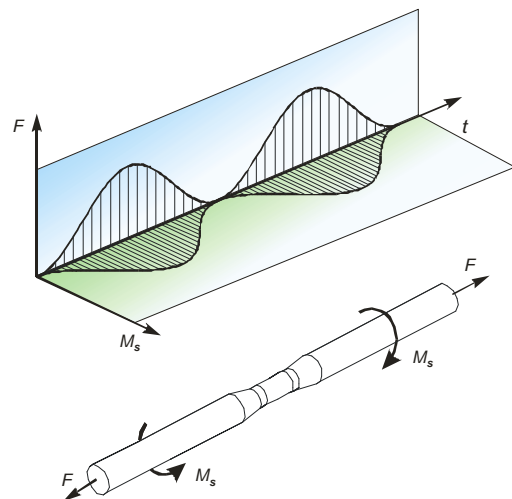
2. BADANIA EKSPERYMENTALNE

Badania eksperymentalne prowadzono na stanowisku składającym się z trzech podstawowych zespołów: maszyny do badań zmęczeniowych INSTRON 8502, wyposażonej w oś skrętną, komputera oraz mikroskopu pomiarowego z układem stroboskopowym.

Badania doświadczalne wykonano przy wykorzystaniu próbek klepsydrowych (Rys. 2) ze stali C45. Próby zmęczeniowe wykonano w proporcjonalnym, złożonym stanie obciążenia (rozciąganie - skręcanie) w cyklu obciążeń sinusoidalnych odzerowo - tętniących, realizowanym poprzez przyłożenie do próbki cyklicznie zmiennej siły F i momentu skręcającego M_s jak na Rys. 3. Zachowywano stały poziom obciążeń maksymalnych o częstotliwości 6Hz.



Rys. 2. Próбка wykorzystana do badań zmęczeniowych



Rys. 3. Schemat obciążenia próbki

Zakładano odpowiedni stosunek naprężeń rozciągających σ_a do skręcających τ_a , określany wg wzoru $\eta = \sigma_a / \tau_a$.

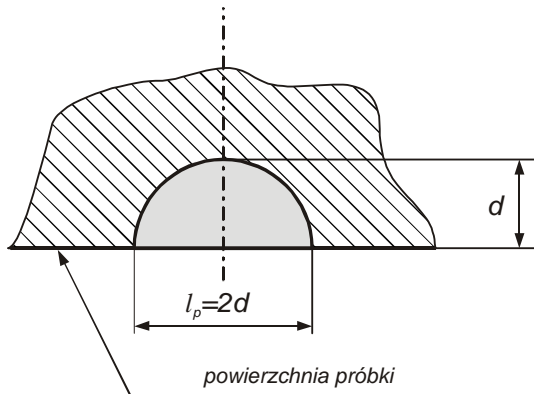
Podczas badań przyjmowano następujące ilorazy $\eta = \infty; 2; 1; 0$. Przy zadanych wartościach η , R_m , oraz poziomym wytrzymałości p_p określano, przy wykorzystaniu hipotezy wytrzymałościowej największych naprężeń stycznych Tresci, wartości τ_a oraz σ_a z układu równań:

$$\begin{cases} p_p \cdot R_m = \sqrt{\sigma_a^2 + 4\tau_a^2} \\ \eta = \frac{\sigma_a}{\tau_a} \end{cases} \quad (4)$$

Przy różnych poziomach wyężenia p_p punkty przecięcia linii stałego stosunku η z poszczególnymi przebiegami naprężenia $\tau_a(\sigma_a)$ wyznaczają wartości naprężeń składowych τ_a i σ_a . Uzyskane na tej drodze naprężenia służyły jako parametry obciążenia przy badaniach eksperymentalnych.

Biorąc pod uwagę, że proces zmęczenia najczęściej dzieli się na fazę inicjacji oraz fazę propagacji pęknięcia (Chan, 2010; Kocańda i Kocańda, 1998; Nasr i inni, 2010; Sonsino, 2001), wskazane było przyjęcie takiej metody badań, która pozwalałaby na powtarzalne i jednoznaczne rozróżnianie tych faz. Ponadto pożądana była możliwość obserwacji i rejestracji parametrów jak, np. długość i kształt pęknięcia, bez konieczności przerywania cyklu obciążania próbki. Z wymienionych względów, w pracy, jako kryterium przejścia z fazy inicjacji do fazy rozwoju przyjęto pęknięcie o długości umożliwiającej jego jednoznaczną identyfikację przy wykorzystaniu metody obserwacji mikroskopem optycznym z urządzeniem stroboskopowym.

Na podstawie danych literaturowych (Karolczuk, 2008; Kocańda, 1985; Richard i inni, 2008; Santus i Taylor, 2009; Werner, 2000), jak również własnych obserwacji przełomów zmęczeniowych przyjmowano, że front propagującego mikropęknięcia w miarę jego powiększania się na powierzchni elementu będzie przyjmował kształt od półkolistego do półeliptycznego. Przy takim założeniu, głębokość mikropęknięcia d , rozumiana jako parametr uszkodzenia, będzie równa połowie wymiaru l_p pęknięcia widocznego na powierzchni próbki (Rys. 4).



Rys. 4. Schemat ilustrujący sposób określania wartości parametru d

Obserwacji i pomiarów długości pęknięcia widocznego na powierzchni próbki dokonywano począwszy od momentu umożliwiającego jego jednoznaczną identyfikację. Przyjęta optyczna technika obserwacji pozwalała na uchwycenie mikropęknięć o wielkości $l_p = \text{ok. } 0,2 \text{ mm}$ (Rys. 4).

Za liczbę cykli inicjacyjnych konsekwentnie przyjmowano liczbę cykli obciążeń, po której mikropęknięcie osiągało głębokość $d = 0,2 \text{ mm}$. Jako wynik przyjmowano średnią arytmetyczną, z co najmniej dwóch przeprowadzo-

nych pomiarów. W celu stwierdzenia czy wybrane mikropęknięcie będzie dominującym próbę zmęczeniową prowadzono do momentu osiągnięcia przez pęknięcie długości ok. 1mm. Uznawano, że w tym momencie kończy się pierwsze stadium pęknięcia, a rozpoczyna drugie, gdzie rozwój pęknięcia jest kontrolowany procesami zachodzącymi w jego wierzchołku.

3. OBLICZENIA TEORETYCZNE

Trwałość zmęczeniową w odniesieniu do momentu inicjacji pęknięcia wyrażano wartością naprężenia zredukowanego określanego na podstawie hipotez Hubera (σ_{red}^H), Tresca (σ_{red}^T) oraz Sdobyreva (σ_{red}^S).

Kryterium Sdobyreva zapisano w często wykorzystywanej postaci (Malinin i Rzyško, 1981; Plewa, 2005):

$$\sigma_{red}^S(\chi) = \chi \cdot \sigma_i + (1 - \chi)\sigma_1, \quad (5)$$

gdzie: χ – stała wyznaczana doświadczalnie, σ_1 – maksymalne naprężenie główne.

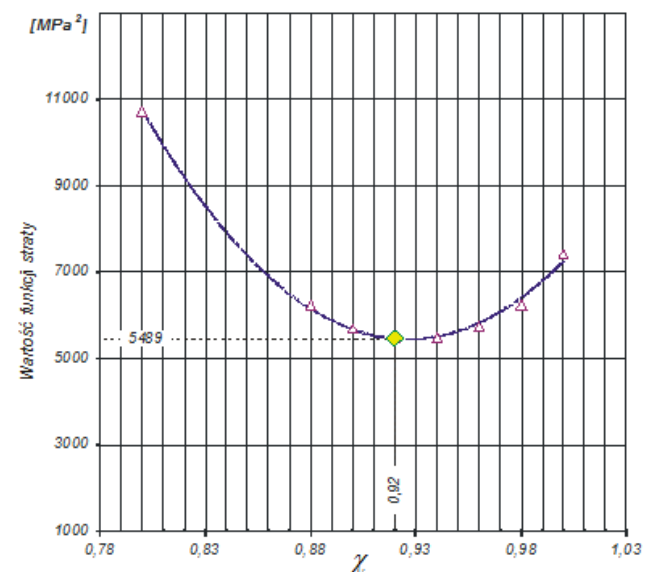
Należy zaznaczyć, że zapis hipotezy wyężenia w postaci (5) jest zapisem ogólnym wytrzymałości materiału na rozciąganie i uwzględnia różne mechanizmy pęknięcia materiałów – idealnie kruche ($\chi = 0$) uwarunkowane wartością maksymalnych naprężeń normalnych oraz pęknięcie plastyczne ($\chi = 1$) pod wpływem maksymalnych naprężeń stycznych w ujęciu energetycznym wyrażone hipotezą Hubera – Misesa - Hencky'ego

Maksymalne naprężenie główne σ_1 dla cyklu odzerowo-tętniącego wyznaczano na podstawie następującej zależności:

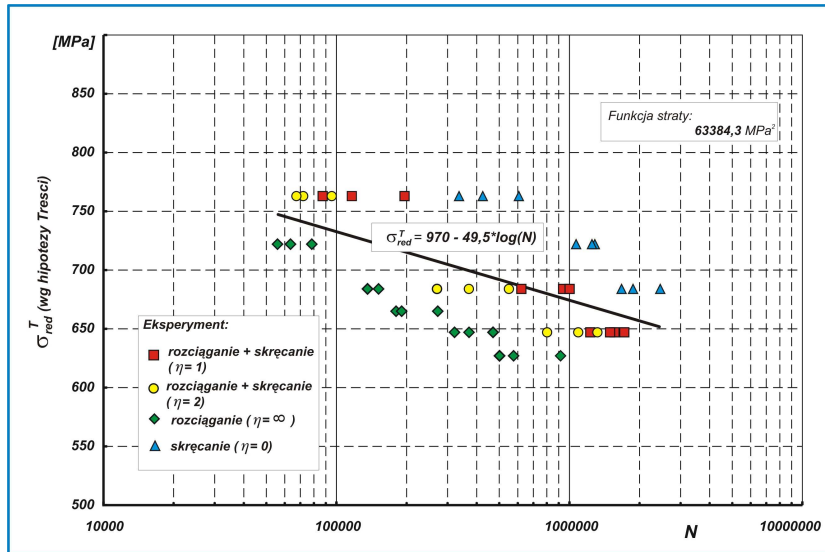
$$\sigma_1 = \sigma_a + \sqrt{\sigma_a^2 + 4 \cdot \tau_a^2}, \quad (6)$$

natomiast intensywność naprężeń σ_i , określano wg hipotezy Hubera, tj.:

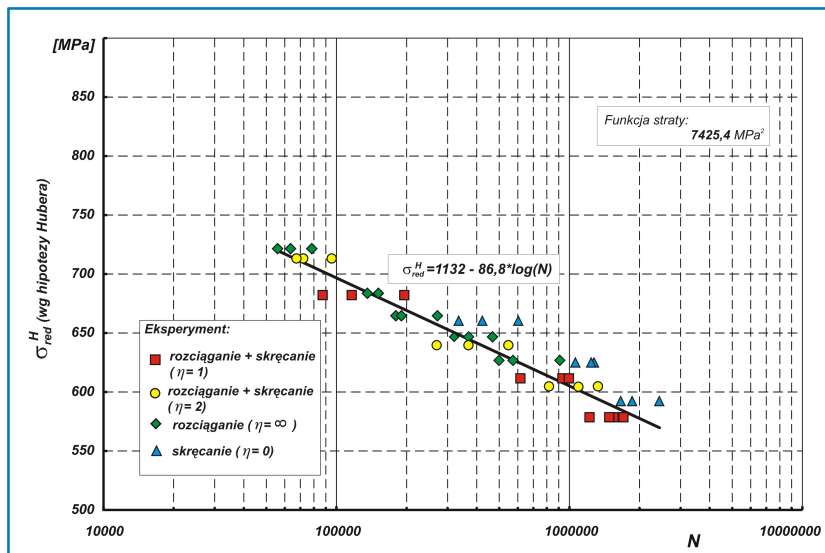
$$\sigma_i = \sqrt{4(\sigma_a^2 + 3 \cdot \tau_a^2)}, \quad (7)$$



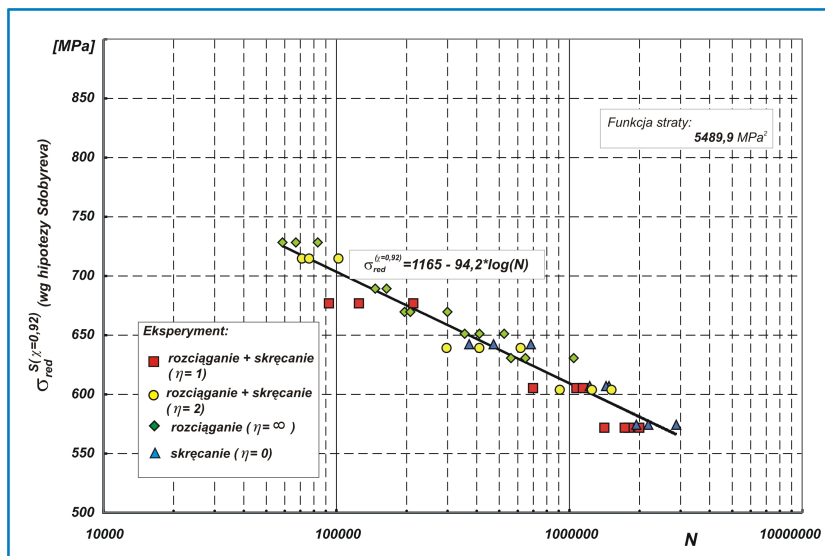
Rys. 5. Wizualizacja graficzna wyznaczania wartości stałej χ



Rys. 6. Zależność liczby cykli obciążeń do inicjacji pęknięcia od wartości naprężeń zredukowanych wg hipotezy Tresci



Rys. 7. Zależność liczby cykli obciążeń do inicjacji pęknięcia od wartości naprężeń zredukowanych wg hipotezy Hubera



Rys. 8. Zależność liczby cykli obciążeń do inicjacji pęknięcia od wartości naprężeń zredukowanych wg hipotezy Sdobyreva

Doboru optymalnej wartości współczynnika χ dokonywano na podstawie wartości tzw. funkcji straty (suma kwadratów odchyleń reszt), przy wykorzystaniu metod numerycznych. Na Rys. 5 przedstawiono, w sposób graficzny, wyznaczenie optymalnej wartości stałej χ .

Analizując wykres przedstawiony na Rys. 5 można zaobserwować, iż począwszy od punktu $\chi=1$ (odpowiadającemu hipotezie Hubera) wartość funkcji straty maleje do osiągnięcia minimum w punkcie $\chi=0,92$.

Na podstawie obliczonych wartości naprężeń zredukowanych σ_{red} i zaobserwowanej liczby cykli N do momentu inicjacji pęknięcia sporządzono i oceniono statystycznie wykresy (Rys. 6 – wg hipotezy Tresci), (Rys. 7 – wg hipotezy Hubera) oraz (Rys. 8 – wg hipotezy Sdobyreva) w półlogarytmicznym układzie $\sigma_{red} - \log N$.

4. PODSUMOWANIE

Na podstawie porównania rozrzutów danych eksperymentalnych można stwierdzić, że konfrontacja zarówno hipotezy Tresci (Rys. 6) jak i hipotezy Hubera (Rys. 7) wypadło mniej korzystnie, niż hipoteza określona zależnością Sdobyreva (Rys. 8). Oszacowanie z wykorzystaniem hipotezy Hubera i Sdobyreva jest wyraźnie lepsze niż oszacowanie z hipotezy Tresci.

Przy przyjęciu funkcji logarytmicznej do aproksymacji wyników doświadczalnych, w przypadku hipotezy Tresci otrzymano wartość determinacji równą 26,79%; oraz sumę kwadratów odchyleń reszt (funkcję straty) o wartości 63384,3MPa². Natomiast w przypadku hipotezy Hubera wartość determinacji osiągnęła wartość równą 88,4%. Suma kwadratów odchyleń reszt w tym przypadku wyniosła 7425,4MPa². W obu przypadkach niewystarczająco uwzględniona jest rola obciążenia skręcającego.

Modyfikacje empiryczne, takie jak hipoteza Sdobyreva pozwalają na trafniejsze prognozowanie trwałości (wartość sumy kwadratów odchyleń reszt wyniosła 5489,9MPa²). Kryterium te jednak wymaga określenia współczynnika zmiennej losowej χ .

Aby w pełni określić przydatność hipotezy Sdobyreva do określenia trwałości zmęczeniowej elementów należałoby wykonać także badania dla innych materiałów i rodzajów obciążeń.

LITERATURA

1. **Atzori B., Berto F., Lazzarin P., Quaresimin M.** (2006), Multi-axial fatigue behaviour of a severely notched carbon steel, *International Journal of Fatigue*, 28, 485–493.
2. **Buch A.** (1988), Fatigue strength calculation, *Material Science Surveys*, USA, No. 6.
3. **Chan K. S.** (2010), Roles of microstructure in fatigue crack initiation, *International Journal of Fatigue*, 32, 1428–1447.
4. **Cheong K-S., Smillie M. J., Knowles D. M.** (2007), Predicting fatigue crack initiation through image-based micromechanical modeling, *Acta Materialia* 55, 1757–1768.
5. **Dietrich M. (red.)** (1999), *Podstawy konstrukcji maszyn*, Tom 1, WNT, Warszawa.
6. **Higashida K., Tanaka M., Hartmaier A., Hoshino Y.** (2008), Analyzing crack-tip dislocations and their shielding effect on fracture toughness, *Materials Science and Engineering*, A 483–484, 13–18.
7. **Karolczuk A.** (2008), Non-local area approach to fatigue life evaluation under combined reversed bending and torsion, *International Journal of Fatigue*, 30, 1985–1996.
8. **Karolczuk A., Łagoda T.** (2002), Wyznaczanie położeń płaszczyzn krytycznych według gęstości energii odkształceń z uwzględnieniem gradientów naprężeń, *XIX Symp. Zmęczenia Materiałów i Konstrukcji*, Bydgoszcz-Pieczyska, Wyd. Uczelniane ATR w Bydgoszczy, Bydgoszcz.
9. **Kim K.S., Chen X., Han C., Lee H.W.** (2002), Estimation methods for fatigue properties of steels under axial and torsional loading, *International Journal of Fatigue*, 24, 783–793.
10. **Kocańda A., Kocańda S.** (1998), *Niskocyklowa wytrzymałość zmęczeniowa metali*, Wyd. Naukowe PWN, Warszawa.
11. **Kocańda S.** (1985), *Zmęczeniowe pękanie metali*. WNT, Warszawa.
12. **Kocańda S., Kur J.** (1981), Strefa plastyczna wokół zmęczeniowego pęknięcia w stali o małej zawartości węgla, *Biuletyn WAT*, No. 12.
13. **Kocańda S., Szala J.** (1999), *Podstawy obliczeń zmęczeniowych*. Wyd. Naukowe PWN, Warszawa.
14. **Łukaszewicz K., Osipiuk W.** (2006), Zmęczenie materiału w warunkach stałych odkształceń odzerowo tętniących. *XXII Sympozjum mechaniki eksperymentalnej ciała stałego imienia prof. Jacka Stupnickiego*, Oficyna Wyd. Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 321–326.
15. **Łukaszewicz K., Osipiuk W.** (2008), Strain hardening under non-proportional loading in polycrystalline aluminum alloys, *Engineering Transactions*, 56, 4, 311–324.
16. **Łukaszewicz K., Osipiuk W.** (2010), Weryfikacja doświadczalna kryterium trwałości zmęczeniowej elementów w warunkach złożonego stanu obciążenia, *Aparatura Badawcza i Diagnostyczna*, tom XV, Nr 1, 45-52.
17. **Luszniewicz A., Słaby T.** (2003), *Statystyka z pakietem komputerowym STATISTICA PL. Teoria i zastosowania*. Wyd. C.H. BECK, Warszawa.
18. **Macha E.** (1989), *Generalization of fatigue fracture criteria for multiaxial sinusoidal loadings in the change of candom loadings*, *Biaxial and Multiaxial Fatigue*, Mech. Engineer. Publications, London.
19. **Malinin N. N., Rżysko J.** (1981), *Mechanika materiałów*, PWN, Warszawa.
20. **Mazanek E. (red.)** (2005), *Przykłady obliczeń z podstaw konstrukcji maszyn*, tom 1, WNT, Warszawa.
21. **McClafflin D., Fatemi A.** (2004), Torsional deformation and fatigue of hardened steel including mean stress and strain gradient effect, *International Journal of Fatigue*, 26, 773–784.
22. **Morel F., Pallin-Luc T.** (2002), A non-local theory applied to high-cycle multiaxial fatigue, *Fatigue Fracture*, Eng. Mater. Struct. 25, 649-665.
23. **Mughrabi H.** (2009), Cyclic slip irreversibilities and the evolution of fatigue damage, *Metallurgical And Materials Transactions*, Vol. 40A, 1257-1279.
24. **Nasr A., Nadot Y., Bouraoui Ch., Fathallah R., Jouiad M.** (2010), Fatigue initiation in C35 steel: Influence of loading and defect, *International Journal of Fatigue*, 32, 780–787.
25. **Osipiuk W., Łukaszewicz K.** (2004), Inicjacja pęknięcia zmęczeniowego w warunkach występowania przeciężeń. *XXI Sympozjum Mechaniki Eksperymentalnej Ciała Stałego*, Jachranka 2004, Warszawa, 367 – 372.
26. **Plewa M.** (2005), Analiza powierzchni zniszczenia przy pełzaniu stali OH2M w złożonym stanie naprężeń, *XXII Sympozjon PKM*, Gdynia-Jurata 2005, Wyd. Fundacji Akademii Morskiej, Gdynia.
27. **Richard H.A., Sander M., Fulland M., Kullmer G.** (2008), Development of fatigue crack growth in real structures, *Engineering Fracture Mechanics*, 75, 331–340.

28. **Risbet M., Feaugas X.** (2008), Some comments about fatigue crack initiation in relation to cyclic slip irreversibility, *Engineering Fracture Mechanics*, 75, 3511–3519.
29. **Rusinko A., Rusinko K.** (2009), Synthetic theory of irreversible deformation in the context of fundamental bases of plasticity, *Mechanics of Materials*, 41, 106–120.
30. **Santus C., Taylor D.** (2009), Physically short crack propagation in metals during high cycle fatigue, *International Journal of Fatigue*, 31, 1356–1365.
31. **Schijve J.** (2001), *Fatigue of structures and materials*, New York; 2001.
32. **Seweryn A., Mróz Z.** (1996), Damage accumulation and fracture criterion for complex state loading. *Arch. Budowy Maszyn*. XLIII, 2-3, 269-283.
33. **Shamsaei N., Fatemi A.** (2009), Deformation and fatigue behaviors of case-hardened steels in torsion: Experiments and predictions, *International Journal of Fatigue*, 31, 1386–1396.
34. **Sonsino C. M.** (2001), Influence of load and deformation-controlled multiaxial tests on fatigue life to crack initiation, *International Journal of Fatigue*, 23, 159-167.
35. **Tanaka K., Hojo M., Nakai Y.** (1983), Fatigue crack initiation and early propagation in 3% silicon iron. *ASTM STP-811*, 207-232.
36. **Werner K.** (2000), *Analiza rozwoju pótleptycznych pęknięć zmęczeniowych* Monografie, Nr 70, Wyd. Politechniki Częstochowskiej, Częstochowa.
37. **Zhang J., Jiang Y.** (2007), An experimental study of the formation of typical dislocation patterns in polycrystalline copper under cyclic shear, *Acta Materialia*, 55, 1831–1842.

THE ESTIMATION STRENGTH OF MATERIALS HYPOTHESES APPLICABILITY TO THE FATIGUE LIFE PREDICTION OF CONSTRUCTION ELEMENTS

Summary: An aim of the work is the analysis of fatigue life experiments results on the INSTRON 8502 machine. For testing applied hour-glass shaped specimens under proportional biaxial cycling loads state (combination tension - torsion). In the paper estimations the usefulness hypotheses Huber, Tresca and Sdobyrev, to define of the fatigue life were worked.

Opracowano w ramach pracy statutowej S/WM/4/2010 realizowanej w Politechnice Białostockiej.

O PEWNYCH ZAGADNIENIACH MECHANIKI PĘKANIA CIAŁ Z OSTRYMI I ZAOKRĄGLONYMI KARBAMI V

Mykhaylo P. SAVRUK*, Andrzej KAZBERUK*

*Katedra Mechaniki i Informatyki Stosowanej, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka,
ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

savruk@pb.edu.pl, a.kazberuk@pb.edu.pl

Streszczenie: Przedstawiono przegląd badań z zakresu mechaniki pęknięcia ciał stałych z karbami typu V. Część pierwszą poświęcono metodom rozwiązywania płaskich zadań teorii sprężystości dla obszarów z punktami kątowymi na konturach brzegowych. Zwrócono szczególną uwagę na opracowane przez Autorów jednolite podejście do rozwiązywania zagadnień koncentracji naprężeń w otoczeniu korbów ostrych i zaokrąglonych w obszarach sprężystych. W drugiej części przeanalizowano kryteria pęknięcia ciał z karbami. Na podstawie rozwiązania zagadnienia sprężysto-plastycznego w ramach modelu pasm plastyczności, nieskończonego zaokrąglonego karbu w płaszczyźnie, zaproponowano nowe odkształceniowe kryterium pęknięcia ciał z takimi karbami.

1. WPROWADZENIE

Mechanika pęknięcia obejmuje analizę procesów deformacji i zniszczenia ciał stałych wywołanego obecnością zarówno szczelin jak i korbów. Obecnie, najbardziej rozwinięte są metody rozwiązywania zadań mechaniki pęknięcia dla ciał ze szczelinami. W przypadku ciał z karbami, metod tych jest znacznie mniej. Uwaga ta dotyczy zarówno korbów ostrych, w wierzchołkach których, zgodnie z liniową teorią sprężystości, powstają naprężenia nieskończone, jak i korbów o wierzchołkach zaokrąglonych małymi promieniami krzywizny, w których nawet przy niewielkim poziomie obciążenia, wartości naprężeń znacznie przekraczają wytrzymałość materiału, wykluczając użycie klasycznych kryteriów do oceny nośności elementu konstrukcyjnego z takim karbem. Taki stan badań można tłumaczyć dużymi trudnościami matematycznymi, które pojawiają się przy rozwiązywaniu zadań teorii sprężystości dla ciał z karbami. Tym samym, bardzo atrakcyjne stają się metody przybliżone rozwiązywania zadań tej klasy opierające się na danych o koncentracji naprężeń w wierzchołkach korbów zaokrąglonych (niekoniecznie małym promieniem krzywizny), które można uzyskać wieloma różnymi metodami. Innym ważnym problemem mechaniki pęknięcia ciał stałych z karbami jest konstrukcja kryteriów zniszczenia takich ciał. Na przykład, formalne rozszerzenie kryterium naprężeniowego mechaniki pęknięcia ciał ze szczelinami na ciała z karbami, prowadzi do uzależnienia wartości krytycznego współczynnika intensywności naprężeń od kąta rozwarcia karbu, czyli od kształtu ciała. Problem jeszcze bardziej komplikuje się w złożonych stanach naprężeń, ponieważ naprężenia w wierzchołku karbu mają różne osobliwości.

Poniżej przeanalizowano różne metody rozwiązywania płaskich zadań teorii sprężystości dla ciał z karbami i różne podejścia do budowy kryteriów pęknięcia takich ciał. Szczególną uwagę poświęcono результатам badań własnych, które

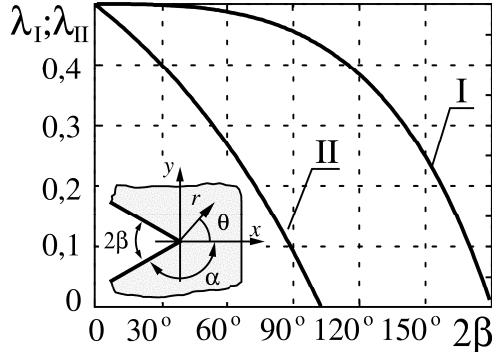
Autorzy uzyskali stosując jednolite podejście do rozwiązywania zagadnień rozkładu naprężeń w otoczeniu wierzchołków korbów ostrych i zaokrąglonych. Do rozwiązywania zagadnień koncentracji naprężeń w ciałach z zaokrąglonymi karbami wykorzystano metodę osobliwych równań całkowych. Dokładność uzyskiwanych wyników pozwoliła na określenie zależności asymptotycznej pomiędzy wielkością koncentracji naprężeń w wierzchołku karbu zaokrąglonego i współczynnikiem intensywności naprężeń dla odpowiedniego karbu ostrego. Stosując to samo podejście rozwiązano zagadnienie sprężysto-plastyczne, w ramach modelu pasm plastyczności. Na jego podstawie sformułowano odkształceniowe kryterium pęknięcia ciał quasi-kruchych z karbami ostrymi i zaokrąglonymi.

2. ROZKŁAD NAPRĘŻEŃ W CIAŁACH SPRĘŻYSTYCH Z KARBAMI

W mechanice pęknięcia ważną rolę odgrywają badania pola naprężeń i przemieszczeń w otoczeniu wierzchołka karbu, na krawędziach, którego zadano różne warunki brzegowe. Teoretyczne badania w tej dziedzinie zostały zapoczątkowane przez Wieghardt'a (1907), już w 1907 roku i kontynuowane w latach trzydziestych minionego wieku w pracach Brathz'a (1933a, 1933b). W 1952 roku Williams (1952) przedstawił kompletne rozwiązania zagadnienia klina, przy różnych warunkach brzegowych, w postaci rozwinięcia w szereg względem funkcji własnych. Później, ten sam problem różnymi metodami rozpatrywało wielu innych badaczy m.in. Karp i Karal (1962), Kalandija (1969), Rösel (1987), Vasilopoulos (1988), Savruk i inni (1989), Seweryn i Molski (1996) i Seweryn (2003).

Rozpatrzmy szczegółowo rozkład naprężeń wokół karbu typu V wyciętego w sprężystej, izotropowej płaszczyźnie w warunkach płaskiego stanu naprężenia lub odkształcenia. W wierzchołku karbu, pole naprężeń ma osobliwości typu

wykładniczego, z wykładnikami różnymi dla symetrycznego (λ_I) i antysymetrycznego (λ_{II}) stanu naprężeń. Składowe tensora naprężeń we współrzędnych biegunowych, w otoczeniu wierzchołka karbu można przedstawić podobnie jak w pracach Seweryna i Molskiego (1996) i Seweryna (2003):



Rys. 1. Zależność wykładników osobliwości naprężeń λ_I (krzywa I) i λ_{II} (krzywa II) w wierzchołku karbu typu V od kąta rozwarcia karbu 2β

$$\sigma_{rr} = \frac{\tilde{K}_I^V}{(2\pi r)^{\lambda_I} \Delta_1} \left[\frac{2+\lambda_I}{2-\lambda_I} \cos(2-\lambda_I)\alpha \cos \lambda_I \theta + \cos \lambda_I \alpha \cos(2-\lambda_I)\theta \right] + \frac{\tilde{K}_{II}^V}{(2\pi r)^{\lambda_{II}} \Delta_2} \left[(1+\lambda_{II}) \sin \lambda_{II} \alpha \sin(2-\lambda_{II})\theta + (2+\lambda_{II}) \sin(2-\lambda_{II})\alpha \sin \lambda_{II} \theta \right] + O(r^0),$$

$$\sigma_{\theta\theta} = \frac{\tilde{K}_I^V}{(2\pi r)^{\lambda_I} \Delta_1} \left[\cos(2-\lambda_I)\alpha \cos \lambda_I \theta - \cos \lambda_I \alpha \cos(2-\lambda_I)\theta \right] + \frac{\tilde{K}_{II}^V}{(2\pi r)^{\lambda_{II}} \Delta_2} \left[(\lambda_{II}-2) \sin \lambda_{II} \alpha \sin(2-\lambda_{II})\theta + (2-\lambda_{II}) \sin(2-\lambda_{II})\alpha \sin \lambda_{II} \theta \right] + O(r^0),$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{\tilde{K}_I^V}{(2\pi r)^{\lambda_I} \Delta_1} \left[\frac{\lambda_I}{2-\lambda_I} \cos(2-\lambda_I)\alpha \sin \lambda_I \theta - \cos \lambda_I \alpha \sin(2-\lambda_I)\theta \right] + \frac{\tilde{K}_{II}^V}{(2\pi r)^{\lambda_{II}} \Delta_2} \left[(2-\lambda_{II}) \sin \lambda_{II} \alpha \cos(2-\lambda_{II})\theta - \lambda_{II} \sin(2-\lambda_{II})\alpha \cos \lambda_{II} \theta \right] + O(r^0), \quad (1)$$

gdzie $\alpha = \pi - \beta$, ($0 \leq 2\beta < \pi$) – kąt rozwarcia karbu, r , θ – współrzędne układu biegunowego o początku w wierzchołku karbu (patrz schemat na Rys. 1);

$$\Delta_1 = \cos(2-\lambda_I)\alpha - \cos \lambda_I \alpha,$$

$$\Delta_2 = (2-\lambda_{II}) \sin \lambda_{II} \alpha - \lambda_{II} \sin(2-\lambda_{II})\alpha.$$

Współczynniki λ_I ($0 < \lambda_I \leq 1$) i λ_{II} ($0 < \lambda_{II} \leq 1$) są pierwiastkami równań

$$\begin{aligned} (1-\lambda_I)\sin 2\alpha + \sin 2(1-\lambda_I)\alpha &= 0; \\ (1-\lambda_{II})\sin 2\alpha - \sin 2(1-\lambda_{II})\alpha &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

których zależności od kąta β przedstawiono na Rys. 1.

Wielkości \tilde{K}_I^V i \tilde{K}_{II}^V są nazywane (uogólnionymi) WIN w wierzchołku karbu V dla odpowiednio symetrycznego i antysymetrycznego rozkładu naprężeń.

Składowe wektora przemieszczeń w otoczeniu wierzchołka karbu mają następującą postać:

$$\begin{aligned} u_r = \frac{\tilde{K}_I^V r}{2G(1-\lambda_I)\Delta_1(2\pi r)^{\lambda_I}} \left[\frac{\kappa-1+\lambda_I}{2-\lambda_I} \cos(2-\lambda_I)\alpha \cos \lambda_I \theta + \cos \lambda_I \alpha \cos(2-\lambda_I)\theta \right] + \\ + \frac{\tilde{K}_{II}^V r}{2G(1-\lambda_{II})\Delta_2(2\pi r)^{\lambda_{II}}} \left[(2-\lambda_{II}) \sin \lambda_{II} \alpha \sin(2-\lambda_{II})\theta + (\kappa-1+\lambda_{II}) \sin(2-\lambda_{II})\alpha \sin \lambda_{II} \theta \right] + O(r), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} u_\theta = \frac{-\tilde{K}_I^V r}{2G(1-\lambda_I)\Delta_1(2\pi r)^{\lambda_I}} \left[\frac{\kappa+1-\lambda_I}{2-\lambda_I} \cos(2-\lambda_I)\alpha \sin \lambda_I \theta + \cos \lambda_I \alpha \sin(2-\lambda_I)\theta \right] + \\ + \frac{\tilde{K}_{II}^V r}{2G(1-\lambda_{II})\Delta_2(2\pi r)^{\lambda_{II}}} \left[(2-\lambda_{II}) \sin \lambda_{II} \alpha \cos(2-\lambda_{II})\theta + (\kappa+1-\lambda_{II}) \sin(2-\lambda_{II})\alpha \sin \lambda_{II} \theta \right] + O(r), \end{aligned} \quad (3)$$

gdzie G – moduł odkształcenia postaciowego; $\kappa = 3-4\mu$ – dla płaskiego stanu odkształcenia, $\kappa = (3-\mu)/(1+\mu)$ – w przypadku płaskiego stanu naprężenia; μ – współczynnik Poissona.

Uogólnione WIN \tilde{K}_I^V i \tilde{K}_{II}^V , wprowadzone we wzorach (1), (3), są zdefiniowane poprzez naprężenia w sposób następujący

$$\begin{aligned} \tilde{K}_I^V &= \lim_{r \rightarrow 0} [(2\pi r)^{\lambda_I} \sigma_{\theta\theta}(r, 0)], \\ \tilde{K}_{II}^V &= \lim_{r \rightarrow 0} [(2\pi r)^{\lambda_{II}} \tau_{r\theta}(r, 0)]. \end{aligned} \quad (4)$$

Należy zauważyć, że w literaturze współczynnikami intensywności naprężeń w wierzchołkach karbów nazywane są również wielkości:

$$K_I^V = (2\pi)^{1/2-\lambda_I} \tilde{K}_I^V, \quad K_{II}^V = (2\pi)^{1/2-\lambda_{II}} \tilde{K}_{II}^V.$$

Jak wynika z zależności (1), naprężenia w punkcie wierzchołkowym konturu granicznego w ciele sprężystym mają dwie różne osobliwości typu wykładniczego, które odpowiadają stanom symetrycznemu i antysymetrycznemu rozkładu naprężeń względem dwusiecznej karbu. Sytuacja ta znacznie utrudnia poszukiwanie rozwiązań numerycznych zadań teorii sprężystości dla obszarów o niegładkich granicach. Dlatego w analizie numerycznej często wykorzystuje się podejścia przybliżone nie uwzględniające osobliwości

w punktach kątowych lub uwzględniające tylko jedną osobliwość wyższego rzędu, jak w pracach Keer'a i Chantaramungkorn'a (1975) i Gecit'a (1983).

Pierwsze wartości liczbowe WIN w wierzchołku karbu krawędziowego w prostokątnej próbce poddanej rozciąganiu i zginaniu, otrzymano metodą kolokacji granicznych (Gross i Mendelson, 1972). Przy czym wykorzystano znane (Williams, 1952) rozwinięcie w szereg względem funkcji własnych rozwiązania płaskiego zagadnienia teorii sprężystości dla klina. Współczynniki tego szeregu wyznacza się z układu równań algebraicznych, które otrzymuje się spełniając warunki brzegowe w odpowiedniej liczbie punktów kolokacji. Takie podejście okazało się efektywne dla kątów rozwarcia korbów $2\beta < 60^\circ$. Dla korbów o większym rozwarciu, zapewnienie wymaganej dokładności rozwiązania wymaga użycia większej liczby punktów kolokacji niż to konieczne do wyznaczenia współczynników obciętego szeregu, tzn. otrzymywana liczba równań algebraicznych jest większa niż liczba niewiadomych. Aby uzyskać konsystentny układ równań wykorzystywano metodę najmniejszych kwadratów (Carpenter, 1984, 1985).

W rozwiązywaniu dwuwymiarowych zadań teorii sprężystości dla obszarów z korbami również wykorzystuje się metodę elementów skończonych. Podejście polega głównie na zastosowaniu specjalnych elementów skończonych, w których na podstawie asymptotycznych rozwiązań analitycznych, w otoczeniu wierzchołka karbu zakłada się stosowaną osobliwość pola naprężeń. Takimi specjalnymi elementami otacza się punkt osobliwy na granicy ciała (wierzchołek karbu). Można wyodrębnić trzy zasadnicze grupy takich elementów skończonych: elementy hybrydowe (np. Lin, Tong, 1980), asymptotyczne elementy zdegenerowane (Akin, 1976) i elementy analityczne (Seweryn i Adamowicz, 2002). Do wyznaczenia WIN również wykorzystuje się kilka podejść (Seweryn i Łukaszewicz, 2000; Seweryn 2003): metody bezpośrednie (Lin i Tong, 1980; Seweryn i Adamowicz, 2002, Seweryn, 2002), w których wartości WIN wyznaczane są wprost poprzez modelowanie osobliwych pól naprężeń w wierzchołku karbu; metody asymptotyczne (Seweryn, 1990), w których porównuje się rozkłady naprężeń w otoczeniu punktu osobliwego, otrzymywane na drodze analitycznej i numerycznej oraz metody energetyczne (Rice, 1960; Sinclair i inni, 1984; Livieri, 2003; Chen i Lu, 2004), gdzie wykorzystuje się całki energetyczne niezależne od konturu całkowania. Przegląd badań z zakresu wykorzystania metody elementów skończonych w zadaniach mechaniki pęknięcia ciał z korbami zawarty jest w pracach Fan'a i Long'a (1992), Givoli i Rivkin'a (1992, 1993), Seweryna i Molskiego (1996) oraz Seweryna (2003).

W rozwiązywaniu zagadnień z korbami również wykorzystywana jest metoda elementów brzegowych (Portela i inni, 1991; Seweryn, 2003), gdzie dyskretyzacji podlega jedynie brzeg obszaru, przy czym, podobnie jak w metodzie elementów skończonych, uwzględnienie osobliwości w punktach leżących w wierzchołkach korbów, wymaga użycia specjalnych elementów brzegowych. Metody elementów brzegowych i kolokacji granicznych wykorzystywane są również do wyznaczania funkcji wagowych w pewnych metodach numerycznych (Petkov i Gospodinov, 1992), które umożliwiają obliczanie WIN w wierzchołkach

korbów dla dowolnego obciążenia, wykorzystując jedynie całkowanie brzegowych wartości naprężeń na granicy ciała z odpowiednimi funkcjami wagowymi. Należy zauważyć, że metoda funkcji wagowych, inaczej niż ma to miejsce w teorii szczelin, nie znalazła szerszego zastosowania w rozwiązywaniu zadań dla obszarów z korbami, co można tłumaczyć dużymi trudnościami ze sformułowaniem funkcji wagowych dla obszarów z korbami.

Metoda osobliwych równań całkowych znalazła również zastosowanie w rozwiązywaniu płaskich zagadnień w obszarach z punktami kątowymi (Theocaris i Ioakimidis, 1979; Noda i inni, 1996; Seweryn 2003). Jednym z pierwszych zadań rozwiązanych tą metodą było obliczenie WIN dla krawędziowego karbu w rozciąganej półpłaszczyźnie (Theocaris i Ioakimidis, 1979), przy czym równania całkowe zadania otrzymano na podstawie osobliwych równań całkowych dla układu dowolnie zorientowanych prostoliniowych szczelin w półpłaszczyźnie sprężystej (Muskhelishvili, 1966). Obecność punktów kątowych na granicy ciała wymaga znacznych modyfikacji metody osobliwych równań całkowych i prowadzi do znaczących trudności w realizacji metody. Wiadomo, że ta metoda odznacza się dużą efektywnością dla obszarów o gładkich brzegach. Fakt ten można wykorzystać do obliczania WIN w wierzchołkach ostrych korbów stosując przejście graniczne, wychodząc od rozwiązania zadania dla odpowiednich korbów zaokrąglonych. Opisane podejście zrealizowano dla symetrycznego rozkładu naprężeń w ciałach sprężystych z korbami typu V. Poniżej, wyniki tych badań zostaną omówione bardziej szczegółowo.

3. JEDNOLITE PODEJŚCIE DO ROZWIĄZYWANIA ZAGADNIENIŃ ROZKŁADU NAPRĘŻEŃ W OTOCZENIU KARBÓW OSTRYCH I ZAOKRĄGLONYCH

Dokonanie przejścia granicznego od karbu zaokrąglonego do ostrego, wymaga znajomości zależności asymptotycznej pomiędzy wartościami współczynników intensywności i koncentracji naprężeń dla odpowiedniego karbu zaokrąglonego, którego promień krzywizny w wierzchołku dąży do zera. Pierwsze takie zależności otrzymał Benthem (1987) metodą równań całkowych Sherman-Lauricella (Muskhelishvili 1966) dla korbów o kształtach parabolicznym i hiperbolicznym. Rezultaty późniejszych badań zawierają prace Lazzarina i Tovo (1996), Strandberga (1999), Filippi i in. (2002). Próby ich wykorzystania do obliczania WIN w wierzchołkach korbów ostrych zakończyły się niepowodzeniem. Analiza porównawcza znanych zależności pomiędzy współczynnikami intensywności i koncentracji naprężeń wykazała, że zgadzają się one jedynie dla korbów o kątach $\beta=0$ (szczelina fizyczna) i $\beta=\pi/2$ (brzeg gładki). Dla innych wartości kąta β różnica pomiędzy publikowanymi wynikami sięgała 10%. Rozbieżności w wyżej opisanych danych, a także brak rozwiązania dla najbardziej realnego kształtu karbu zaokrąglonego, tzn. klina o ramionach prostoliniowych, zaokrąglonego w wierzchołku łukiem kołowym, skłoniły Autorów do przeprowadzenia własnych badań tego problemu (Savruk i Kazberuk, 2006, 2007a, b). Rozważono płaszczyzną sprężystą

z wyciętym korbem o kącie rozwarcia 2α ($\pi/2 < \alpha < \pi$), zaokrąglonym w wierzchołku łukiem kołowym o promieniu ρ (Rys. 2a). Założono, że brzeg karbu jest wolny od obciążeń a w nieskończoności stan naprężeń opisują następujące, zespolone potencjały naprężeń:

$$\Phi_0(z) = -\frac{K_I^V}{\sqrt{2\pi}} z^{-\lambda} \frac{\lambda-1}{A(\lambda)} \sin(2\alpha),$$

$$\Psi_0(z) = \frac{K_I^V}{\sqrt{2\pi}} z^{-\lambda} \frac{\lambda-1}{A(\lambda)} \sin(2\lambda\alpha),$$

$$A(\lambda) = (\lambda^2 - 3\lambda + 2) \sin(2\alpha) + (\lambda - 1) \sin(2\lambda\alpha), \quad (5)$$

gdzie $\lambda = \lambda_1$ – najmniejszy, dodatni pierwiastek pierwszego równania charakterystycznego (2); K_I^V – WIN w wierzchołku odpowiedniego karbu ostrego ($\rho=0$).

Numeryczne rozwiązanie zadania otrzymano metodą osobliwych równań całkowych w formie zaproponowanej przez Savruka (1981). Maksymalne naprężenia w wierzchołku karbu zaokrąglonego można przedstawić w formie

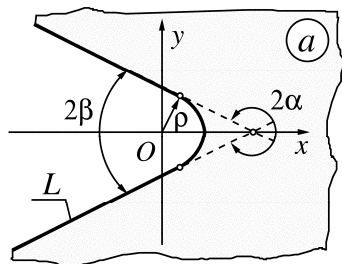
$$(\sigma_s)_{\max} = \frac{K_I^V}{\sqrt{2\pi}} R_I \rho^{-\lambda}, \quad (6)$$

gdzie współczynnik wygładzenia naprężeń R_I zależy od kąta rozwarcia karbu (krzywa 1 na Rys. 2b). Wartości R_I można wyznaczać ze wzoru aproksymacyjnego w funkcji kąta β (Savruk, Kazberuk 2006)

$$R_I = \frac{1 + 28,75\gamma + 98,04\gamma^2 - 102,1\gamma^3 + 47,4\gamma^4 - 8,465\gamma^5}{1 + 20,71\gamma}, \quad (7)$$

gdzie $\gamma = \pi/2 - \beta$, i którego względny błąd nie przekracza 0,1% dla wszystkich $0 \leq \beta \leq \pi/2$, oprócz przedziału $83\pi/180 \leq \beta \leq \pi/2$, gdzie błąd jest mniejszy od 0,4% (We wzorze (7) zmieniono nieznacznie wartość współczynnika przy γ^5 , podwyższając dokładność aproksymacji). Zależność parametru λ_1 od kąta β również można aproksymować funkcją

$$\lambda_1 \approx 1,247 \cos \beta - 1,312 \cos^2 \beta + 0,8532 \cos^3 \beta - 0,2882 \cos^4 \beta, \quad (8)$$

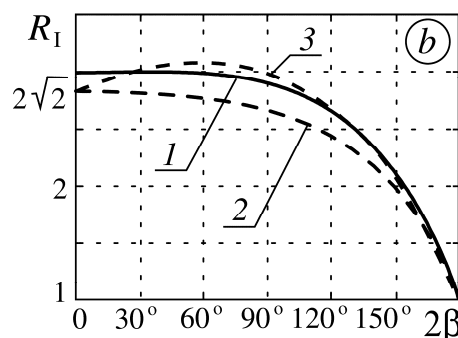


dla β z przedziału $0 \leq \beta \leq \pi/2$, z maksymalnym błędem bezwzględnym poniżej 0,001.

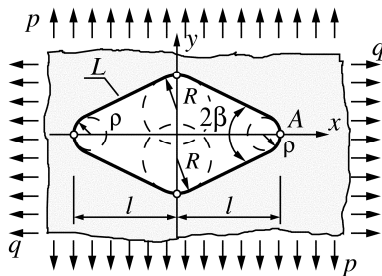
Na Rys. 2b przytoczono dane dla nieskończonego karbu hiperbolicznego (rozwiązanie Benthem'a (1987), krzywa 2) i dla zaokrąglonego karbu wyciętego w krawędzi półpłaszczyzny (według Strandberga (1999), krzywa 3). Strandbergowi nie udało się otrzymać wartości numerycznych dla małych β . Uważał on, podobnie jak inni badacze, że dla wąskich korbów U-podobnych ($\beta=0$) znana jest dokładna wartość współczynnika $R_I=2\sqrt{2}$, która wynika z rozwiązania dla otworu eliptycznego (patrz np. Savruk, 1988). Analiza przeprowadzona przez Savruka i Kazberuka (2006) wykazała, że zależności pomiędzy współczynnikami intensywności i koncentracji naprężeń dla korbów ostrych i zaokrąglonych są niejednoznaczne: dla jednakowej krzywizny wierzchołka uzyskuje się różne wartości R_I w zależności od kształtu karbu w otoczeniu wierzchołka. Tym samym, do oceny koncentracji naprężeń dla wąskich U-podobnych korbów zamiast wartości $R_I=2\sqrt{2}$, poprawniej przyjąć wartość $R_I=2,992$, która wynika ze wzoru (7). Zbliżony rezultat ($R_I=2,996$) otrzymał Livieri (2003) metodą elementów skończonych z wykorzystaniem energetycznej całki J .

Zależność (6) można wykorzystać do przybliżonej oceny wartości WIN w wierzchołku ostrego karbu używając znanych wartości współczynników koncentracji naprężeń. Również odwrotnie, znając WIN można oszacować współczynnik koncentracji naprężeń w wierzchołku karbu zaokrąglonego. Takie sformułowanie pozwala w jednolity sposób rozpatrywać zagadnienia koncentracji naprężeń dla korbów ostrych i zaokrąglonych.

W przypadku antysymetrycznego stanu naprężeń, naprężenia maksymalne na konturze karbu występują w pewnej odległości od jego wierzchołka. Odległość ta zmniejsza się wraz ze zmniejszaniem promienia ρ . Utrudnia to otrzymanie zależności podobnych do (6) w stanie antysymetrycznym, a tym bardziej w złożonych stanach naprężeń. Badania nad tym problemem dopiero się rozpoczęły. Dla karbu parabolicznego zależność typu (6) podano w pracy Benthem'a (1987), dla naprężeń antysymetrycznych względem osi konturu granicznego.



Rys. 2. Zaokrąglony karb V w płaszczyźnie sprężystej (a) i zależność współczynnika wygładzenia naprężeń R_I od kąta rozwarcia karbu 2β (b)



Rys. 3. Otwór rombowy z zaokrąglonymi wierzchołkami.

Poniżej przedstawiono przykłady zastosowań jednolitego podejścia do wyznaczania współczynników intensywności i koncentracji naprężeń w obszarach sprężystych z karami typu V i otworami. Rozpatrzono płaszczyznę sprężystą osłabioną rombownym otworem, którego wierzchołki zaokrąglono łukami o promieniach ρ i R . Przyjmuje się, że brzeg otworu (kontur L) jest wolny od obciążeń. Na nieskończoności przyłożono naprężenia rozciągające o intensywności p i q , działające w kierunkach wzajemnie prostopadłych. (Rys. 3).

Numeryczne rozwiązanie zadania otrzymano metodą osobliwych równań całkowych (Savruk 1981) dla otworu rombownego (Savruk, Kazberuk 2007a, 2007b) z zaokrąglonymi wierzchołkami, a także dla otworu owalnego – soczewkowego (Savruk, Kazberuk 2007b, Kazberuk 2007). Na podstawie tych rozwiązań oraz wykorzystując zależność (6) określono wartości bezwymiarowego WIN $F_1^V = K_1^V / (p l^\lambda \sqrt{\pi})$ w ostrym wierzchołku A otworu w funkcji kąta rozwarcia 2β dla jednokierunkowego ($q=0$) i wszechstronnego ($p=q$) rozciągania płaszczyzny z otworem rombownym (Rys. 4a) i soczewkowym (Rys. 4b).

Przedstawione dane dobrze zgadzają się z dostępnymi wynikami otrzymanymi innymi metodami (Morozov 1984, Noda i in. 1996, Dunn i in. 1997).

Znając WIN dla otworów ostrokątnych i opierając się na zależności (6) można łatwo skonstruować formuły interpolacyjne do wyznaczania współczynników koncentracji naprężeń $k_A = \sigma_{\max} / p$ w wierzchołkach A zaokrąglonych dowolnym promieniem krzywizny ρ (Savruk, Kazberuk 2007a). Obliczenia wykazały, że takie wzory można wygodnie zapisać w postaci

$$k_A = 1 - q/p + 2[1 - b \tanh[c \ln \epsilon]] / \epsilon^\lambda, \quad 0 < \epsilon = \rho/l \leq 1, \quad (9)$$

gdzie parametr b znajduje się z równania

$$2(1+b) = \lim_{\epsilon \rightarrow 0} [\epsilon^\lambda k_A] = \lim_{\epsilon \rightarrow 0} [\epsilon^\lambda (\sigma_s)_{\max}] / p = F_1^V R_1 / \sqrt{2},$$

a stałą c można wyznaczyć, na przykład, metodą najmniejszych kwadratów. Przykładowe wartości dla przypadku wąskiego otworu (szczeliny fizycznej; $R=\infty$) długości $2l$ i stałej szerokości $2p$, o wierzchołkach w kształcie półokręgów o promieniu ρ ($\beta=0, \lambda=0,5, R_1=2,992$) są następujące:

$$F_1^V = 1, \quad b = 0,05677, \quad c = 0,3718 \quad (q = 0);$$

$$F_1^V = 1, \quad b = 0,05677, \quad c = 0,6502 \quad (q = p);$$

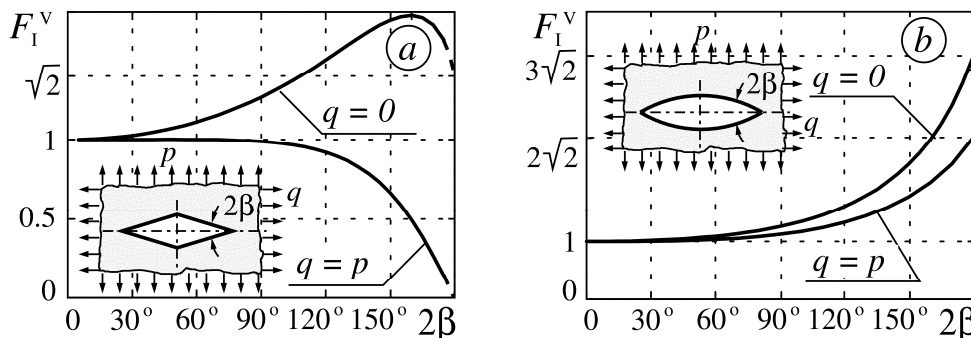
a dla otworu kwadratowego z zaokrąglonymi wierzchołkami ($2\beta=\pi/2, \lambda=0,45552, R_1=2,901$):

$$F_1^V = 1,484, \quad b = 0,2995, \quad (q = 0);$$

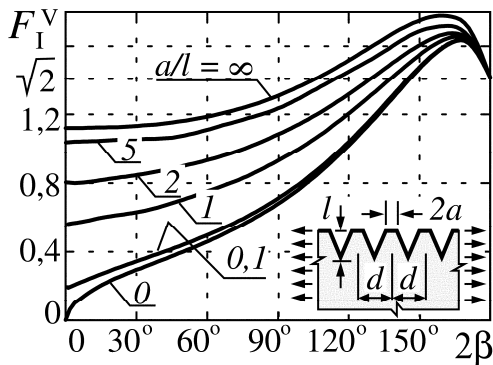
$$F_1^V = 1,158, \quad b = 0,01427, \quad c = 2,715, \quad (q = p).$$

Względny błąd oszacowania (9) dla wybranych wartości stałych b i c nie przekracza 0,5% dla całego zakresu zmienności parametru ϵ .

W praktyce współczynniki koncentracji naprężeń dla tego typu otworów oblicza się wykorzystując pojęcie „elipsy ekwiwalentnej” (Peterson 1974), tj. elipsy opisanej na danym koncentratorze naprężeń, której dłuższa półoś jest równa długości koncentratora a minimalny promień krzywizny jest równy promieniowi zaokrąglenia wierzchołka otworu. Obliczone w ten sposób współczynniki koncentracji naprężeń obarczone są niewielkim błędem względnym przy stosunkowo niewielkich wartościach parametru ϵ . Kiedy parametr ϵ dąży do zera, błąd narasta w sposób nieograniczony dla $\beta > 0$. Jedynie w przypadku szczeliny fizycznej ($\beta=0$) błąd osiąga wartość skończoną równą 5,4%. Zauważmy, że podobna sytuacja ma miejsce również w przypadkach przybliżonych rozwiązań analitycznych dla otworów kwadratowych i owalnych (Savin 1968), otrzymywanych metodą odwzorowań konforemnych. Zmniejszanie promienia zaokrąglenia wierzchołka otworu, (co można osiągnąć zwiększając liczbę członów szeregu rozwinięcia funkcji odwzorowującej) prowadzi do zmiany kształtu krzywej w otoczeniu wierzchołka w ten sposób, że zbliża się on do paraboli. Fakt ten, tłumaczy brak możliwości dokonania tymi metodami przejścia granicznego od współczynników koncentracji do współczynników intensywności naprężeń w wierzchołkach karmów i otworów ostrokątnych.



Rys. 4. Zależność bezwymiarowego WIN $F_1^V = K_1^V / (p l^\lambda \sqrt{\pi})$ w wierzchołku rombownego (a) i soczewkowego (b) otworu od kąta 2β



Rys. 5. Zależność bezwymiarowego WIN F_1^V od kąta rozwarcia 2β dla różnych stosunków odległości pomiędzy krawędziami okresowymi

Rozparzono układ periodycznych krawędzi w krawędzi półpłaszczyzny sprężystej (Savruk i Kazberuk, 2008) (patrz schemat na Rys. 5). Zadanie rozwiązano metodą osobliwych równań całkowych z wykorzystaniem zależności (6). Funkcję bezwymiarowego WIN $F_1^V = K_1^V / (p l^{\lambda} \sqrt{\pi})$ w zależności od kąta rozwarcia karbu 2β dla różnych wartości stosunku a/l pokazano na Rys. 7. W przypadku tym p to naprężenia rozciągające w nieskończoności, l – głębokość, d – okres, $2a$ – szerokość prostoliniowego odcinka krawędzi półpłaszczyzny pomiędzy krawędziami. Dla $2\beta = \pi$ osobliwość pola naprężeń zanika, stąd wartość $F_1^V = \sqrt{2}$, co jest następstwem przyjętej definicji WIN. Jeżeli $\beta \rightarrow 0$, wyniki obliczeń zbliżają się do znanych wartości WIN dla periodycznego systemu szczelin krawędziowych (Savruk, 1988). Krzywa $a/l = \infty$ odpowiada znanym wartościom (Savruk, Kazberuk, 2007a) dla pojedynczego karbu w krawędzi półpłaszczyzny i dobrze zgadza się z wcześniej opublikowanymi wynikami (Gross i Mendelson, 1972; Theocaris i Ioakimidis, 1979; Noda i inni, 1996; Strandberg, 1999; Dunn i inni, 1997; Chen, 1995; Noda i Takase, 2003; Dini, i Hills 2004) dla odpowiednich kątów rozwarcia karbu.

Przypadek rozciągania płaszczyzny sprężystej z dwoma symetrycznymi, zaokrąglonymi krawędziami przedstawiono schematycznie na Rys. 6a. Wykorzystując metodę osobliwych równań całkowych (Savruk, 1981), otrzymano

zależność współczynnika koncentracji naprężeń w wierzchołkach krawędzi $k_t = \sigma_{\max} / (P / (2a))$ od względnego promienia krzywizny $\chi = \rho / a$, gdzie $2a$ – szerokość przewężenia (Rys. 6a). Jeżeli parametr χ dąży do zera, iloczyn $k_t \chi^{\lambda}$ szybko osiąga wartości asymptotyczne, przy czym szybciej asymptotę osiągają krzywe odpowiadające małym kątom rozwarcia 2β . W ten sposób obliczono wielkości bezwymiarowego WIN $F_1^V = K_1^V \sqrt{\pi} a^{1-\lambda} / P$ w ostrych wierzchołkach krawędzi w funkcji kąta rozwarcia 2β (Rys. 6b).

Dla szczeliny zewnętrznej ($\beta = 0$) otrzymano $F_1^V = 1$, co odpowiada znanemu, dokładnemu rozwiązaniu (patrz np. Savruk, 1988). W drugim skrajnym przypadku ($2\beta = \pi$) przy $k_t = 1$, $\lambda = 0$, $R_1 = 1$, otrzymuje się $F_1^V = \pi / \sqrt{2}$.

Zależność bezwymiarowego WIN F_1^V od wykładnika osobliwości λ można aproksymować funkcją

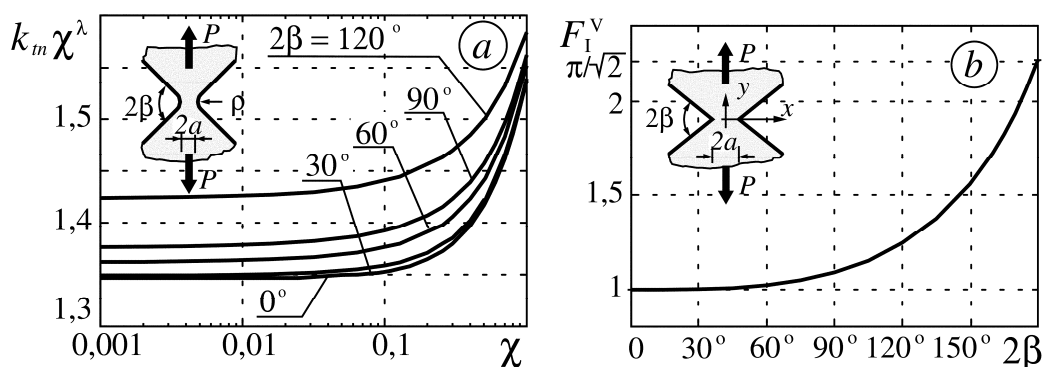
$$F_1^V = \frac{1 - 0,9134\lambda \left(\frac{\pi}{\sqrt{2}} \right)}{1 + 0,4138\lambda \left(\frac{\pi}{\sqrt{2}} \right)}, \quad 0 \leq \lambda \leq 0,5, \quad (10)$$

której względny błąd nie przekracza 0,5% dla całego przedziału zmienności parametru λ .

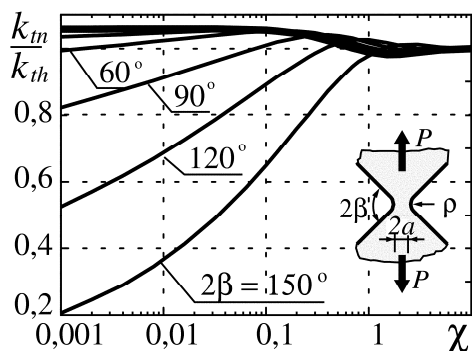
Powszechnie znane dokładne analityczne rozwiązanie dla współczynników koncentracji naprężeń w wierzchołkach symetrycznego układu krawędzi hiperbolicznych, otrzymał Neuber (1937):

$$k_{th} = \frac{\sigma_{\max}}{P / (2a)} = \frac{2(1 + \chi)}{\chi + (1 + \chi)\sqrt{\chi \arctan \sqrt{1/\chi}}}, \quad \chi = \frac{\rho}{a}, \quad (11)$$

gdzie ρ – promień krzywizny w wierzchołku karbu, a $2a$ – odległość pomiędzy wierzchołkami. Jak wynika ze wzoru (11), współczynnik koncentracji naprężeń jest funkcją tylko jednego parametru χ , przy czym parametr ten jest związany z kątem β zależnością $\chi = \tan^2 \beta$, tj. przy χ dążącym do zera, kąt β również dąży do zera. Ta właściwość nie pozwala na znalezienie WIN dla krawędzi ostrych, poprzez przejście graniczne z wykorzystaniem rozwiązania (11), poza przypadkiem szczeliny zewnętrznej, gdy kąt $\beta = 0$.



Rys. 6. Zależność funkcji $k_t \chi^{\lambda}$ od względnego promienia krzywizny $\chi = \rho / a$ dla różnych kątów rozwarcia karbu 2β (a) i bezwymiarowego WIN $F_1^V = K_1^V \sqrt{\pi} a^{1-\lambda} / P$ w wierzchołku karbu ostry od kąta rozwarcia karbu 2β (b)



Rys. 7. Zależność wartości współczynników koncentracji naprężeń k_m i k_{th} od względnego promienia krzywizny χ dla różnych kątów rozwarcia 2β

Z porównania obliczonych współczynników koncentracji naprężeń dla karbów zaokrąglonych z rozwiązaniem (11) (Rys. 7) wynika, że zależność (11) dobrze opisuje karb zaokrąglony jedynie dla dużych względnych promieni krzywizny wierzchołka ($\chi \geq 10$). W przypadku szczeliny zewnętrznej ($\beta=0$) względna różnica dochodzi do 6%, przy wartości parametru χ dążącym do zera. Dla kątów rozwarcia karbów $2\beta > 0$ różnica ta dąży do nieskończoności, ponieważ uwzględniona we wzorze (11) osobliwość typu pierwiastek kwadratowy ze względnego promienia krzywizny, nie odpowiada wykładnikowi osobliwości dla karbów ostrych o różnym od zera kącie rozwarcia.

Używając metody najmniejszych kwadratów określono wzory aproksymujące wartość współczynnika koncentracji naprężeń w wierzchołku zewnętrznej szczeliny fizycznej ($\beta=0$):

$$k_t = \frac{\sigma_{\max}}{P/(2a)} = \frac{1,058 - 0,440\chi + 1,970\chi^2}{1 - 0,352\chi + 1,970\chi^2} k_{th}, \quad \chi \geq 0, \quad (12)$$

gdzie k_{th} obliczane jest ze wzoru (11). Względny błąd aproksymacji (12) nie przekracza 0,5% dla dowolnych wartości parametru χ .

Wykorzystując związek pomiędzy współczynnikami koncentracji i intensywności naprężeń dla karbów ostrych (6), można zbudować zależność aproksymacyjną dla dowolnych kątów β w postaci

$$k_{td} \approx 1 + \frac{\sqrt{2}}{\pi} \frac{R_1 F_1}{\chi^\lambda (1 + a\chi^\lambda + b\chi)}, \quad (13)$$

gdzie wartości R_1 , λ i F_1 oblicza się odpowiednio ze wzorów (7), (8) i (10). Współczynniki a i b dla wybranych wartości kąta β przedstawiono w tabelicy 1. Dla tych przypadków względny błąd aproksymacji (13) nie przekracza 3%.

Formuły (12), (13), jako asymptotyczne zależności dla karbów głębokich, można wykorzystać do przybliżonej oceny wartości współczynników koncentracji naprężeń w elementach z takimi karbami, co pokazano na przykładzie rozciąganego pasma z obustronnymi karbami o zaokrąglonych wierzchołkach i kątach rozwarcia $2\beta = \pi/3$ (patrz schemat na Rys. 8).

Próbki takiego typu są wykorzystywane do badań wpływu karbów na wytrzymałość statyczną i zmęczeniową materiałów (Davis, 2004). W tym przypadku znana jest

(Noda i inni, 1995) dosyć dokładna zależność aproksymacyjna wartości współczynnika koncentracji naprężeń od parametrów $\varepsilon = \rho/l$ i $\gamma = 2l/d$:

$$k_t = \frac{\sigma_{\max}}{P/(2a)} = (1 - 1,0340\gamma - 0,1447\gamma^2 + 0,9246\gamma^3 - 0,6667\gamma^4) k_{tV}, \quad (14)$$

gdzie d – szerokość pasma, l – głębokość;

$$k_{tV} = (1,035 + 0,0261\sqrt{\varepsilon} - 0,145\varepsilon + 0,0842\varepsilon\sqrt{\varepsilon}) k_{tE},$$

$$k_{tE} = (1,121 - 0,2846\sqrt{\varepsilon} + 0,3397\varepsilon - 0,1544\varepsilon\sqrt{\varepsilon}) k_{tH},$$

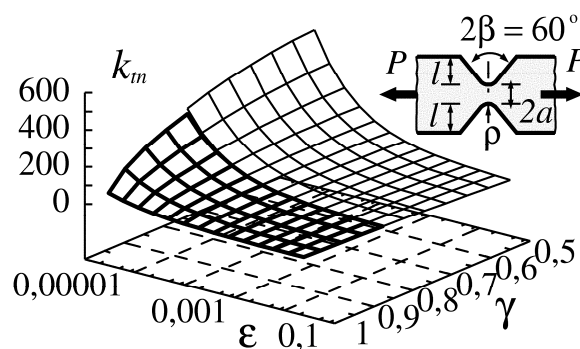
$$k_{tH} = 1 + 2/\sqrt{\varepsilon}.$$

Wzór (14) jest ważny dla $\gamma \leq 0,8$ i $\varepsilon\gamma \geq 0,02$ i w tych granicach, jego względny błąd nie przekracza 0,2%.

Porównanie wartości współczynników koncentracji naprężeń obliczone przy $\gamma=0,8$ ze wzoru (14) z odpowiednimi wartościami k_m dla karbów głębokich (13) wykazało, że względna różnica dla $\varepsilon > 0,005$ nie przekracza 1%. Wraz ze zmniejszaniem względnego promienia krzywizny karbu, ta rozbieżność monotonicznie zwiększa się, osiągając 2% przy $\varepsilon \approx 0,001$ oraz 5% przy $\varepsilon \approx 0,0001$. Wzór (13) może być dobrym uzupełnieniem aproksymacji (14) w przedziale $\gamma \geq 0,8$. Na Rys. 8 pokazano dostatecznie gładkie przejście pomiędzy wartościami obliczonymi z obu tych zależności.

Tab. 1. Wartości współczynników a i b we wzorze (13)

2β	a	b	2β	a	b
0°	0,731	0,715	60°	0,710	0,666
15°	0,714	0,733	90°	0,709	0,657
30°	0,718	0,699	120°	0,699	0,799
45°	0,710	0,682	150°	0,784	1,202



Rys. 8. Zależność współczynnika koncentracji naprężeń w wierzchołku przewężenia pomiędzy zaokrąglonymi karbami V o kącie rozwarcia $2\beta = \pi/3$ w funkcji parametrów ε i γ , obliczona ze wzorów (14) dla $\gamma \leq 0,8$ i (13) dla $\gamma \geq 0,8$

4. KRYTERIA PĘKANIA CIAŁ STAŁYCH Z KARBAMI

Do oceny równowagi granicznej ciał z karbami, podobnie jak dla ciał ze szczelinami, wykorzystuje się kryteria naprężeniowe, odkształceniowe i energetyczne (Seweryn

i Łukaszewicz, 2002; Seweryn, 2003; Yosibash i inni, 2004). Obecnie, przypadkach obciążeń symetrycznych, najczęściej wykorzystywane jest naprężeniowe kryterium pękania w postaci (Čerepanov, 1974; Berkun i Procenko, 1985; Seweryn, 1994; Ibragimov, 1994; Dunn i inni, 1997a, 1997b):

$$\tilde{K}_I = K_{Ic}(\beta), \quad (15)$$

gdzie $K_{Ic}(\beta)$ – krytyczna wartość WIN, przy którym rozpoczyna się proces pękania. Wartości $K_{Ic}(\beta)$ zależą od kąta rozwarcia karbu, toteż nie można ich traktować jako charakterystyk materiałowych. Ustalenie zależności wartości $K_{Ic}(\beta)$ od kąta rozwarcia karbu β na drodze eksperymentalnej jest bardzo trudne, toteż często wyznacza się ją w sposób teoretyczny korzystając z innych kryteriów pękania.

Do oceny równowagi granicznej ciał z korbami wykorzystuje się także kryterium Novozhilova (1969a, 1969b), gdzie przyjmuje się, że pęknięcie następuje przez rozrywanie, a warunek zniszczenia ma postać:

$$\frac{1}{d_0} \int_0^{d_0} \sigma_{\theta\theta} dr \leq \sigma_c. \quad (16)$$

Tutaj $\sigma_{\theta\theta}$ – maksymalne naprężenia rozciągające wzdłuż promienia $\theta = \theta^*$, wychodzącego z wierzchołka koncentratora naprężeń, r – odległość od wierzchołka, σ_c – granica wytrzymałości nieuszkodzonego materiału, d_0 – parametr strukturalny. Podobne kryterium dla szczeliny zaproponował już Wieghardt (1907), później wykorzystywał je Neuber (1937) do oceny wytrzymałości ciał z ostrymi i zaokrąglonymi korbami. Co do fizycznej natury parametru d_0 uczeni wysuwają różne przypuszczenia (odległość międzyatomowa dla środowiska o regularnej strukturze atomowej, rozmiar ziarna w materiale polikrystalicznym itp.). Szacując graniczną równowagę ciała ze szczeliną z warunku (16) i kryterium Griffiths'a-irwin'a, otrzymuje się związek parametru d_0 z krytycznym WIN K_{Ic} dla ciał ze szczelinami (Morozov, 1984; Knesl, 1991; Morozov, 2001; Seweryn 2003; Carpinteri i inni, 2008)

$$d_0 = (2/\pi) \left(K_{Ic} / \sigma_c \right)^2.$$

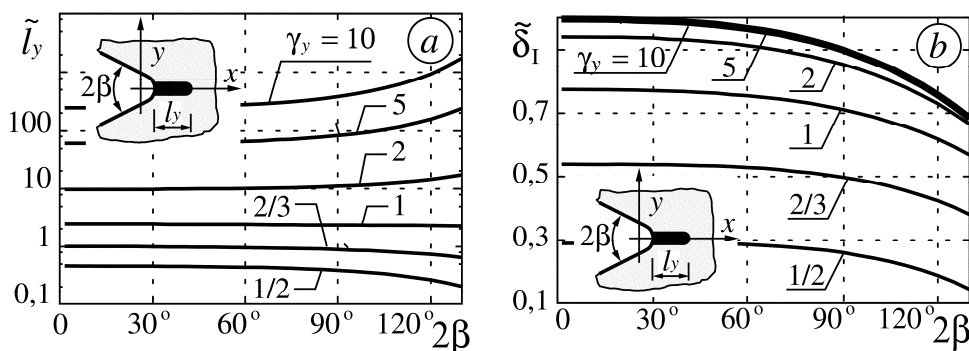
Na podstawie formuły (15) łatwo otrzymać analityczną zależność wielkości $K_{Ic}(\beta)$ od kąta rozwarcia karbu (Seweryn, 1994):

$$K_{Ic}(\beta) = (1 - \lambda) \sigma_c \left(2 K_{Ic} / \sigma_c \right)^{2\lambda}.$$

Kryterium (15) uogólniano później na przypadki pęknięcia w złożonych stanach naprężeń (Seweryn i Mróz, 1995; Mróz i Seweryn, 1998; Seweryn i Łukaszewicz, 2002). Kryterium wykorzystywane jest zarówno w stosunku do korbów ostrych jak i zaokrąglonych, przyjmując przy tym, że parametr d_0 ma wartość stałą, zależną od materiału. W literaturze niejednokrotnie wskazywano na niewystarczające podstawy takiego podejścia (patrz np. Morozov, 2001; Krasovs'kyi, 2006).

Do wyznaczenia warunków inicjacji procesu lokalnego zniszczenia ciał stałych z korbami stosowane są również kryteria energetyczne. (Sih i Ho, 1991; Seweryn, 1998; Leguillon, 2001, 2002; Lazzarin i Zambardi, 2001; Seweryn i Łukaszewicz, 2002; Seweryn, 2003; Yosibash i inni, 2004).

Bardziej szczegółowo zostaną rozpatrzone kryteria odkształceniowe pęknięcia, które opierają się na analizie odkształceń plastycznych w pobliżu wierzchołka karbu. Ponieważ strefy plastyczności w otoczeniu wierzchołka karbu w płaskim stanie naprężeń i odkształceń różnią się między sobą, zatem jest oczywiste, że i wartości rozwarcia w wierzchołku karbu (podstawowego parametru kryterium odkształceniowego) są różne. Do obliczenia rozwarcia δ_I w wierzchołku karbu, analogicznie jak w przypadku szczeliny, wykorzystuje się model pasm plastyczności (Panasyuk i inni, 1975; Panasyuk i Savruk, 1992). Kryterium to jest stosowane w przypadku ciał z korbami, jeżeli z wierzchołka karbu wychodzi jedno (płaski stan naprężeń (patrz Gomez i Elices, 2003; Savruk i inni, 2005) albo dwa symetryczne (płaski stan odkształcenia – Savruk i inni, 2005) pasma plastyczności. Podejście to wykorzystali również Gomez i Elices (2004) do analizy próbki prostokątnej z zaokrąglonym korbem.



Rys. 9. Zależność bezwymiarowego zasięgu pasma plastyczności \tilde{l}_y (a) i rozwarcia w wierzchołku karbu $\tilde{\delta}_I$ (b) dla różnych poziomów obciążenia γ_y w funkcji kąta rozwarcia karbu 2β

Rozpatrzmy płaszczyznę sprężystą z wyciętym zaokrąglonym karbem, z wierzchołka, którego wychodzi pasmo plastyczności (patrz schemat na Rys. 9). Brzeg karbu jest wolny od obciążeń a rozkład pola naprężeń w nieskończoności określa asymptotyka (5).

Zadanie sprężysto-plastyczne, w ramach modelu pasm plastyczności sprowadza się, jak wiadomo (Savruk i inni, 2003), do zadania sprężystego. Pasma plastyczności modeluje się rozcięciem nieznannej długości. Do rozwiązania zadania wykorzystano metodę osobliwych równań całkowych. Na Rys. 9 pokazano bezwymiarowy zasięg pasma plastyczności $\tilde{l}_y = l_y / \rho$ oraz rozwarcie w wierzchołku karbu $\tilde{\delta}_I = \delta_I (E / \sigma_y) (\sigma_y / \tilde{K}_I^V)^{1/\lambda}$ (płaski stan naprężenia) w funkcji kąta rozwarcia ramion karbu 2β , dla różnych poziomów obciążenia $\gamma_y = (2\pi\rho)^{-\lambda} \tilde{K}_I^V / \sigma_y$. Tutaj σ_y – granica plastyczności materiału, E – moduł Younga.

Przyjmuje się, że równowaga graniczna typu sprężysto-plastycznego zostanie naruszona wtedy, gdy rozwarcie δ_I w wierzchołku zaokrąglonego karbu V osiągnie swoją wartość krytyczną:

$$\delta_I = \delta_c \quad (17)$$

gdzie δ_c odnosi się do próbki w płaskim stanie naprężenia. Zakłada się, że wielkość δ_c jest stała dla danego materiału i nie zależy od kąta rozwarcia ramion karbu ani promienia zaokrąglenia wierzchołka. Jest krytyczną wartością rozwarcia dla odpowiedniej próbki ze szczeliną.

W warunkach małych plastycznych deformacji rozwarcie δ_c wyznacza się na podstawie wartości krytycznego WIN K_c dla próbki ze szczeliną (Panasyuk i inni, 1988):

$$\delta_c = K_c^2 / (E\sigma_y) \quad (18)$$

Przy założeniu, że długość strefy plastycznej jest znacznie mniejsza od rozmiaru koncentratora naprężeń, otrzymane powyżej rozwiązanie zadania może być zastosowane do próbek o skończonych rozmiarach, z wyciętymi karbami V, dla których znane są WIN \tilde{K}_I^V ($\rho=0$). Przy czym, równania kryterialne można zapisać na podstawie związków (17) i (18) w postaci

$$\tilde{\delta}_I \sigma_y^2 (\tilde{K}_I^V / \sigma_y)^{1/\lambda} = K_c^2$$

Z tego równania wyznacza się nieznanne obciążenie niszczące, od którego zależy WIN \tilde{K}_I^V . Pozostałe wielkości uważa się za znane. Zależność tą można również wykorzystać do doświadczalnego określania charakterystyki odporności na pęknięcie K_c na próbkach z zaokrąglonymi karbami typu V. Brak konieczności wytwarzania szczeliny w próbce ma szczególne znaczenie w przypadku badań materiałów bardzo kruchych (np. szkło, ceramika, beton, itp., patrz Morozov 2001).

Pragniemy nadmienić, że zaprezentowane w skrócie, ze względu na przeglądowy charakter pracy, nowe wyniki badań zagadnienia obustronnego karbu w płaszczyźnie sprężystej oraz deformacyjnego kryterium pęknięcia ciał

z karbami typu V, zostaną opublikowane w postaci bardziej szczegółowej w następnych pracach Autorów.

5. WNIOSKI

Przedstawiono przegląd badań z zakresu mechaniki pęknięcia ciał stałych z karbami typu V. Przeanalizowano metody rozwiązywania płaskich zadań teorii sprężystości dla obszarów z punktami kątowymi. Rozpatrzono zastosowanie metod elementów skończonych i brzegowych, kolo-kacji granicznych i metodę osobliwych równań całkowych. Szczególną uwagę poświęcono jednolitemu podejściu do rozwiązywania zadań koncentracji naprężeń w otoczeniu karbów ostrych i zaokrąglonych. Podejście to oparte jest na zastosowaniu metody osobliwych równań całkowych do analizy obszarów sprężystych z karbami zaokrąglonymi, tzn. obszarów o gładkich brzegach. Wykorzystanie współczesnych komputerów i nowych metod obliczania całek quasi-osobliwych pozwoliło uzyskać rozwiązania zadań przy dostatecznie małych promieniach krzywizny w wierzchołkach karbów. Dokonując przejścia granicznego wyznaczono współczynniki intensywności naprężeń w wierzchołkach karbów ostrych. Przedstawiono niektóre znane oraz nowe rezultaty otrzymane w oparciu o jednolite podejście. W części końcowej zaprezentowano kryterium pęknięcia ciał z karbami V. Na podstawie rozwiązania zadania rozkładu naprężeń w płaszczyźnie sprężystej osłabionej nieskończonym karbem zaokrąglonym, z pasmem plastyczności w wierzchołku, sformułowano oryginalne odkształceniowe kryterium pęknięcia ciał z ostrymi i zaokrąglonymi karbami.

LITERATURA

1. **Akin J. E.** (1976) The generation of elements with singularities, *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, 10, 1249–1259.
2. **Benthem J. P.** (1987) Stresses in the region of rounded corners, *Int. J. Solids Struct.*, 23(2), 239 – 252.
3. **Berkun V. B., Procenko A. M.** (1985) Čislennoe rešenje ploskoj zadači mehaniki hrupkogo razrušenija, *Mehanika tvördogo tela. Izv. AN SSSR*, 4, 141–147.
4. **Brahtz J. H. A.** (1933a) Stress distribution in a reentrant corner, *Trans. ASME.*, 55, 31–37.
5. **Brahtz J. H. A.** (1933b) Stress distribution in wedges with arbitrary boundary forces, *J. Appl. Phys.*, 4(2), 56–65.
6. **Carpenter W. C.** (1984) A collocation procedure for determining fracture mechanics parameters at a corner, *Int. J. Fract.*, 24(4), 255–266.
7. **Carpenter W. C.** (1985) The eigenvector solution for a general corner or finite opening crack with further studies on the collocation procedure, *Int. J. Fract.*, 27, 63–73.
8. **Carpinteri A., Cornetti P., Pugno N., Sapora A., Taylor, D.** (2008) A finite fracture mechanics approach to structures with sharp v-notches, *Eng. Fract. Mech.*, 75, 1736 – 1752.
9. **Chen D. H.** (1995) Stress intensity factors for V-notched strip under tension or in-plane bending, *Int. J. Fract.*, 70, 81–97.
10. **Chen Y.-H., Lu T. J.** (2004) On the path dependence of the J-integral in notch problems, *Int. J. Solids Struct.*, 41, 607–618.
11. **Čerepanov G. P.** (1974) *Mehanika hrupkogo razrušenija*. Nauka.
12. **Davis J. R.** (2004) *Tensile Testing*. ASM International, 2 edn.

13. **Dini D., Hills D.** (2004) Asymptotic characterization of nearly-sharp notch root stress fields, *Int. J. Fract.*, 130, 651–666.
14. **Dunn M. L., Suwito W., Cunningham S., May C. W.** (1997) Fracture initiation at sharp notches under mode I, mode II, and mild mixed mode loading, *Int. J. Fract.*, 84(4), 367–381.
15. **Dunn M. L., Suwito W., Cunningham S.** (1997a) Fracture initiation at sharp notches: correlation using critical stress intensities, *Int. J. Solids Struct.*, 34(29), 3873–3883.
16. **Dunn M. L., Suwito W., Cunningham S.** (1997b) Stress intensities at notch singularities, *Eng. Fract. Mech.*, 57(4), 417–430.
17. **Fan Z., Long Y.** (1992) Sub-region mixed finite element analysis of v-notched plates, *Int. J. Fract.*, 56, 333–344.
18. **Filippi S., Lazzarin P., Tovo R.** (2002) Developments of some explicit formulas useful to describe elastic stress fields ahead of notches in plates, *Int. J. Solids Struct.*, 39, 4543–4565.
19. **Gecic M. R.** (1983) An integral equation approach for simultaneous solution of rectangular hole and rectangular block problems, *Int. J. Eng. Sci.*, 21(9), 1041–1051.
20. **Givoli D., Rivkin L.** (1993) The dtn finite element method for elastic domains with cracks and entrant corners, *Comput. Struct.*, 49, 633–642.
21. **Givoli D., Rivkin L., Keller J. B.** (1992) A finite element method for domains with corners, *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, 35(6), 1329–1345.
22. **Gomez F. J., Elices M.** (2003) A fracture criterion for sharp v-notched samples, *Int. J. Fract.*, 123, 163–175.
23. **Gomez F. J., Elices M.** (2004) A fracture criterion for blunted v-notched samples, *Int. J. Fract.*, 127(3), 239–264.
24. **Gross B., Mendelson A.** (1972) Plane elastostatic analysis of v-notched plates, *Int. J. Fract. Mech.*, 8(3), 267–276.
25. **Ibragimov V., Romančák V. M.** (1984) O kriterii razrušeniâ dlâ oblastej c uglovymi točkami, *Teor. i prikl. meh.*, 11, 9–13.
26. **Kalandiâ A. I.** (1969) Zamečaniâ ob osobennosti uprugih rešenij vblizi uglov, *Prikl. matematika i mehanika*, 33(1), 132–135.
27. **Karp S. N., Karal F. C. J.** (1962) The elastic-field behaviour in the neighbourhood of a crack of arbitrary angle, *Commun. Pure Appl. Math.*, 15(4), 413–421.
28. **Kazberuk A.** (2007) Koncentracja naprężeń wokół owalnego otworu, *Acta Mechanica et Automatica*, 1(2), 25–30.
29. **Keer L. M., Chantaramunkorn K.** (1975) An elastic half plane weakened by a rectangular trench, *J. Appl. Mech.*, 42(3), 683–687.
30. **Knesl Z.** (1991) A criterion of v-notch stability, *Int. J. Fract.*, 48, R79–R83.
31. **Krasovskiy A. Y.** (2006) On the "local approach" to the brittle fracture of structural materials, *Materials Science*, 42(2), 183–188.
32. **Lazzarin P., Tovo R.** (1996) A unified approach to the evaluation of linear elastic stress fields in the neighbourhood of cracks and notches, *Int. J. Fract.*, 78(1), 3–19.
33. **Lazzarin P., Zambardi R.** (2001) A finite-volume-energy based approach to predict the static and fatigue behavior of components with sharp v-shaped notches, *Int. J. Fract.*, 112(3), 275–298.
34. **Leguillon D.** (2001) A criterion for crack nucleation at a notch in homogeneous materials, *C.r. Acad. sci., Ser. 2b*, 329, 97–102.
35. **Leguillon D.** (2002) Strength or toughness? a criterion for crack onset at a notch, *Eur. J. Mech. A/Solids*, 21, 61–72.
36. **Lin K. Y., Tong P.** (1980) Singular finite elements for the fracture analysis of v-notched plate, *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, 15(9), 1343–1354.
37. **Livieri P.** (2003) A new path independent integral applied to notched components under mode I loading, *Int. J. Fract.*, 123, 107–125.
38. **Morozov, E. M.** (2001) Opredelenie väzkosti razrušeniâ na obrazcah s razrezami. Išlinskij, A. U. (ed.), *Problemy mehaniki neuprugih deformacij*, 229–235, Fizmatlit.
39. **Morozov N. F.** (1984) *Matematičeskie voprosy teorii trešin*. Nauka, Moskva.
40. **Mroz Z., Seweryn A.** (1998) Non-local failure and damage evolution rule: application to a dilatant crack model, *Journal De Physique. IV : JP*, 8(8), 257–268.
41. **Muskhelišvili N. I.** (1966) *Nekotorye osnovnye zadači matematičeskoj teorii uprugosti*. Izdatelstvo Akademii Nauk SSSR, 5 edn.
42. **Neuber H.** (1937) *Kerbspannungslehre: Grundlagen für genaue Spannungsrechnung*. Berlin, Verlag von Julius Springer, 1 edn.
43. **Noda N. A., Oda K., Inoue T.** (1996) Analysis of newly-defined stress intensity factors for angular corners using singular integral equations of the body force method, *Int. J. Fract.*, 76, 243–261.
44. **Noda N.-A., Sera M., Takase Y.** (1995) Stress concentration factors for round and flat test specimens with notches, *Int. J. Fatig.*, 17(3), 163–178.
45. **Noda N.-A., Takase Y.** (2003) Generalized stress intensity factors of v-shaped notch in a round bar under torsion, tension, and bending, *Eng. Fract. Mech.*, 70(11), 1447–1466.
46. **Novožilov V. V.** (1969a) O neobhodimom i dostatočnom kriterii hrupkoj pročnosti, *Prikl. matematika i mehanika*, 33(2), 212–222.
47. **Novožilov, V. V.** (1969b) K osnovam teorii pavnovesnyh trešin v uprugih telah, *Prikl. matematika i mehanika*, 33(5), 797–812.
48. **Panasûk V. V., Andrejkiv A. E., Parton V. Z.** (1988) *Osnovy mehaniki razrušeniâ materialov*. Naukova Dumka.
49. **Panasyuk V. V., Savruk M. P.** (1992) Model for plasticity bands in elastoplastic failure mechanics, *Materials Science*, 28(1), 41–57.
50. **Panasyuk V. V., Vitvitskii P. M., Yarema S. Y.** (1975) Plastic deformation around crack and fracture criteria, *Eng. Fract. Mech.*, 7(2), 305–319.
51. **Peterson R. E.** (1974) *Stress concentration factors*. John Wiley & Sons, 1 edn.
52. **Petkov Z. B., Gospodinov G. K.** (1992) Evaluation of fracture mechanics parameters for a general corner using a weight function method, *Acta Mech.*, 93, 145–155.
53. **Portela A., Aliabadi M. H., Rooke D. P.** (1991) Efficient boundary element analysis of sharp notched plates, *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, 32, 445–470.
54. **Rice J. R.** (1968) A path independent integral and the approximate analysis of strain concentrations by notches and cracks, *J. Appl. Mech.*, 35(2), 379–386.
55. **Rösel R.** (1987) On the wedge/notch eigenvalue, *Int. J. Fract.*, 33(1), 61–71.
56. **Savin G. N.** (1968) *Raspredelenie naprâženij okolo otverstij*. Kiev, Naukova Dumka, Kiev.
57. **Savruk M. P.** (1981) *Dvumernye zadači uprugosti dlâ tel s trešinami*. Naukova Dumka, Kiev.
58. **Savruk M. P.** (1988) *Koëfficienty intensivnosti naprâženij v telah s trešinami*, vol. 2 of *Mehanika razrušeniâ i pročnost' materialov: Sprav. posobie pod red. V.V. Panasûka*. Naukova Dumka, Kiev.
59. **Savruk M. P., Dacyšin A. P.** (1974) O vzaimodejstvii sistemy trešin s granicej uprogogo tela, *Prikladnâ mehanika*, 10(7), 84–92.

60. **Savruk M.P., Kazberuk A.** (2006) Relationship between the stress intensity and stress concentration factors for sharp and rounded notches, *Materials Science*, 42(6), 725 – 738.
61. **Savruk M.P., Kazberuk A.** (2007a) A unified approach to problems of stress concentration near v-shaped notches with sharp and rounded tip, *Int. Appl. Mech.*, 43(2), 182 – 197.
62. **Savruk M. P., Kazberuk A.** (2007b) Edinyj podhod k rešeniu zadač o raspredelenii naprâženij okolo ostryh i zakruglennyh uglovyh vyrezov, Mhitarân, S. M. (ed.), *Aktual'nye problemy mehaniki splošnoj sredy*, 359–363, Erevan, Erevanskij gos. un-t arhitektury i stroitel'stva.
63. **Savruk M. P., Kazberuk A.** (2008) Plane periodic boundary-value problem of elasticity theory for a half-plane with curvilinear edge, *Material Science*, 44(4), 461–470.
64. **Savruk M. P., Osiv P. N., Prokopčuk I. V.** (1989) *Čislennyj analiz v ploskih zadačah teorii trešin*. Naukova Dumka, Kiev.
65. **Savruk M. P., Zavodovs'kyi A. M., Panasyuk V. E.** (2005) Pro rujnuvannâ til z kutovimi birizami v umovah ploskoï deformacii, *Mehanika i fizika rujnuvannâ budivel'nih materialiv ta konstrukcij*, 6, 140–147, L'viv.
66. **Savruk M. P., Zavodovs'kyi A. M., Panasyuk V. E., Bida N. M.** (2003) Deformation fracture criterion for bodies with v-notches under symmetric loading, *Materials Science*, 39(2), 185 – 196.
67. **Seweryn A.** (1990) Asymtetyczne metody obliczania współczynników intensywności naprężeń dla karbów trójkątnych w płaskich zagadnieniach teorii sprężystości, *Rozprawy Inżynierskie*, 38, 467 – 486.
68. **Seweryn A.** (1994) Brittle fracture criterion for structures with sharp notches, *Eng. Fract. Mech.*, 47, 673 – 681.
69. **Seweryn A.** (1998) Non-local stress and strain energy release rate mixed mode fracture initiation and propagation criteria, *Eng. Fract. Mech.*, 59(6), 737 – 760.
70. **Seweryn A.** (2002) Modeling of singular stress fields using finite element method, *Int. J. Solids Struct.*, 39, 4787 – 4804.
71. **Seweryn A.** (2003) *Metody numeryczne w mechanice pękania*. Warszawa, IPPT PAN.
72. **Seweryn A., Adamowicz A.** (2002) Modelowanie pól naprężeń w elementach ze szczelinami i ostrymi karbami, *Przegląd Mechaniczny*, 1, 36–41.
73. **Seweryn A., Molski K.** (1996) Elastic stress singularities and corresponding generalized stress intensity factors for angular corners under various boundary conditions, *Eng. Fract. Mech.*, 55(4), 529 – 556.
74. **Seweryn A., Łukaszewicz A.** (2000) Numeryczne metody modelowania zagadnień liniowej mechaniki pękania, *Przegląd Mechaniczny*, 5-6, 36–42.
75. **Seweryn A., Łukaszewicz A.** (2002) Verification of brittle fracture criteria for elements with V-shaped notches, *Eng. Fract. Mech.*, 69, 1487 – 1510.
76. **Seweryn A., Mróz Z.** (1995) Non-local stress failure condition for structural elements under multiaxial loading, *Eng. Fract. Mech.*, 51(6), 955 – 973.
77. **Sih G. C., Ho J. W.** (1991) Sharp notch fracture strength characterized by critical energy density, *Theor. Appl. Fract. Mech.*, 16, 179–214.
78. **Sinclair G. B., Okajima M., Griffin J. M.** (1984) Path independent integrals for computing stress intensity factors at sharp notches in elastic plates, *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, 20, 999–1008.
79. **Strandberg M.** (1999) A numerical study of the elastic stress field arising from sharp and blunt v-notches in sent-specimen, *Int. J. Fract.*, 100(4), 329–342.
80. **Theocaris P. S., Ioakimidis N. I.** (1979) The v-notched elastic half-plane problem, *Acta Mechanica*, 32, 125–140.
81. **Vasilopoulos D.** (1988) On the determination of higher order terms of singular elastic stress fields near corner, *Numer. Math.*, 53, 51–95.
82. **Wiegardt K.** (1907) Über das spalten und zerreißen elastischer körper, *Z. Mathematik und Physik.*, 55(2), 60–103. (Wiegardt K. On splitting and cracking of elastic bodies, *Fat. Fract. Eng. Mater. Struct.*, 1995, 18, 1371-1405)
83. **Williams M. L.** (1952) Stress singularities resulting from various boundary conditions in angular corners of plates in extension, *J. Appl. Mech.*, 19(4), 526–530.
84. **Yosibash Z., Bussiba A., Gilad I.** (2004) Failure criteria for brittle elastic materials, *Int. J. Fract.*, 125(3-4), 307–323.

ON SELECTED FRACTURE MECHANICS PROBLEMS FOR BODIES WITH SHARP AND ROUNDED V-NOTCHES

Abstract: The review of research in the field of fracture mechanics of solids with V-shaped notches was presented. First, we analyzed methods for solving two-dimensional problems of elasticity for domains with angular points. We considered numerical methods of finite and boundary elements, boundary collocation and method of singular integral equations. Particular attention was paid to a unified approach to solving problems of stress concentration near the sharp and rounded V-notches. This approach is based on applying the method of singular integral equations for elastic domains with rounded corners, i.e. the areas with a smooth border. Using modern computers and new methods of calculating quasi-singular integrals allowed obtaining solutions of problems for very small radii of curvature at the notch apex. Applying limit transition we found the stress intensity factors in sharp V-notch vertices. Some known and new results were obtained by this approach. Then, we considered the fracture criteria of solids with notches. Based on the solution of the problem of rounded V-notch with plastic strip at top a new deformation fracture criterion was proposed.

EKSPERYMENTALNA WERYFIKACJA PARAMETRÓW I CHARAKTERYSTYK DALMIERZA ROBOTOWEGO

Maciej Łukasz SŁOWIK*, Daniel OŁDZIEJ*

Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45C, 15-351 Białystok

maciejslowik@gmail.com, danoj@wp.pl

Streszczenie: Zróżnicowane wyposażenie autonomicznego robota mobilnego (ARM) w sensory, w gruntowny sposób wpływa na proces sterowania tymże obiektem. W artykule dokonano przeglądu czujników opcjonalnie stosowanych w ARM. Szczegółowym badaniom poddano dalmierze GP2Y0A0YK pracujące w paśmie podczerwieni. Opracowano ich tor pomiarowy. W kolejnym kroku zbadano charakterystyki statyczne pracy sensorów i porównano z danymi katalogowymi producenta. Celem badań dynamicznych zainstalowano dwa czujniki na doświadczalnej platformie mobilnej. Sprawdzone ich wzajemne zakłócanie się oraz odpowiedź czujnika na pojawiające się nieruchome i ruchome przeszkody.

1. WPROWADZENIE

Autonomiczność pracy robota mobilnego wymaga wyposażenia go w szereg komponentów dostarczających i przetwarzających informacje oraz zapewniających fizyczną realizację określonych reakcji. Wyposażenie te dzielimy na trzy zasadnicze grupy:

- elementy sensoryczne (pomiarowe);
- mikrokontroler – sterownik;
- elementy wykonawcze.

Elementy te dopełniają się nawzajem w celu realizacji zadań robota – tworzą pętle regulacyjne. W platformie samojezdnej zadaną czynnością jest jej ruch. Każda zmiana położenia powoduje zmianę sygnałów pomiarowych kierowanych do sterownika celem wypracowania pożądanego zachowania elementów wykonawczych - silników. W ten sposób cały proces sterowania zamyka się w pętli. Schematycznie przedstawione jest to na Rys. 1.



Rys.1. Pętla odczytu sensorów i wynikowej reakcji silników

1.1. Rodzaje czujników

Rozwój techniki oraz postępująca miniaturyzacja elementów półprzewodnikowych sprawiły, że na dzień dzisiejszy mamy szeroką gamę czujników, do zastosowania w samojezdnych konstrukcjach robotycznych. Elementy

sensoryczne powszechnie stosowane w robotyce mobilnej można podzielić na:

- czujniki podczerwieni;
- czujniki optoelektroniczne;
- sonary ultradźwiękowe;
- skanery laserowe;
- czujniki dotykowe;
- enkodery obrotu osi silnika;
- kompasy;
- układy GPS;
- przyspieszeniomierze;
- giroskopy.

Każdy z nich ma cechy determinujące go do zastosowania w określonym celu: wskazanie położenia i orientacji, pomiar odległości, wykrycie przeszkody, określenie kierunku ruchu oraz pomiar prędkości ruchu. Wybór odpowiedniego czujnika dyktowany jest wymogami takimi jak:

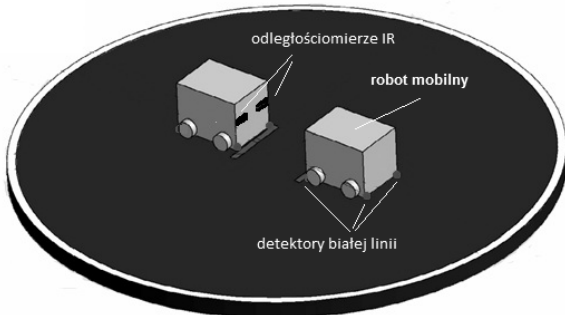
- środowisko w jakim będzie pracował robot;
- dokładność pomiaru, jaką chcemy uzyskać;
- ograniczona przestrzeń montażowa elementu;
- stosunek cena/jakość.

1.2. Sensory zastosowane w badaniach

Mobilna platforma badawcza powstała na bazie robota do walk „sumo”. Dla tego typu robota wskazane jest stosowanie dwóch typów czujników:

- czujniki podczerwieni ze względu na łatwość implementacji oraz niską cenę są najpopularniejszym wyborem, jeśli chodzi o konstrukcję autonomicznych robotów. Do wyboru są moduły zintegrowane (nadajnik, odbiornik i komparator) lub oddzielnie można zakupić nadajnik, odbiornik o tej samej częstotliwości fali oraz sprzęgnąć je ze sobą. Czujniki te mają na wyjściu sygnał napięciowy, który łatwo później poddać dalszej obróbce np. przetwarzaniu analogowo-cyfrowemu.

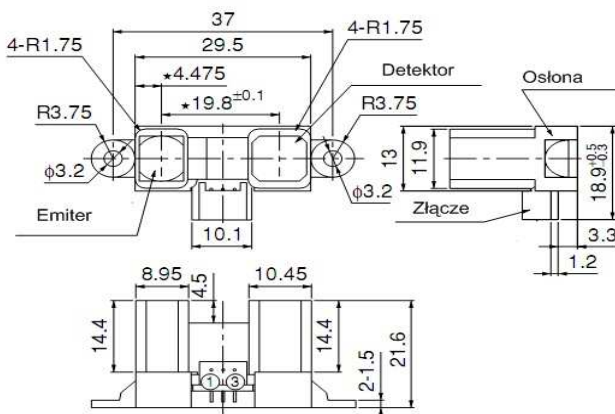
- czujniki optoelektroniczne (odbiciowe) zbudowane są z elementu emitującego światło - diody IR (lub UV) oraz odbiornika-fototranzystora o polaryzacji NPN. W robocie typu „sumo” służą one do wykrywania białej linii na brzegu maty (Rys. 2). Zasada działania jest następująca: ciemne podłoże słabo odbija promienie świetlne, zaś najechanie na białą linię, czyli koniec maty, powoduje odbicie wiązki podczerwieni i zadziałanie czujnika.



Rys. 2. Rozmieszczenie sensorów na platformie robota

2. OPIS WYBRANEGO CZUJNIKA

Priorytetem w niniejszej pracy jest detekcja i pomiar przez robota odległości do przeszkody lub przeciwnika. Do realizacji tego zadania rozważano zastosowanie skanera laserowego lub czujnika odległości na podczerwień. Ze względu na niskie koszty komponentu oraz małe wymiary użyto czujnika podczerwieni firmy SHARP. Czujnik o nazwie GP2Y0A0YK charakteryzuje się zasięgiem od 20 cm do 150 cm. Jest to jeden z najpopularniejszych dalmierzów podczerwieni w zastosowaniach robotyki amatorskiej. Cechuje go mała zwarta obudowa oraz niewielkie zapotrzebowanie na energię elektryczną. Analogowe wyjście napięciowe pozwala na bezpośrednie podłączenie sensora do odpowiednich wejść mikrokontrolera, który dokonuje akwizycji danych pomiarowych.



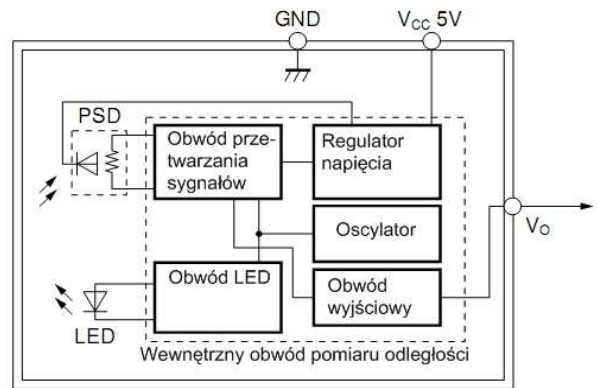
Schemat połączeń

- ① V_O
- ② GND
- ③ V_{CC}

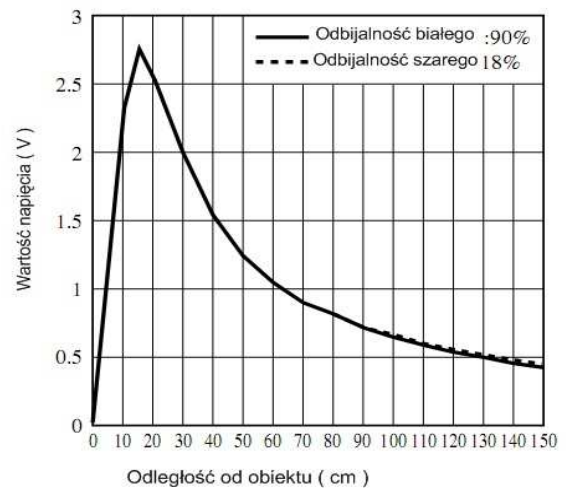
Rys. 3. Budowa oraz wymiary zewnętrzne czujnika podczerwieni GP2Y0A0YK (www.sharpsme.com)

Parametry katalogowe czujnika GP2Y0A0YK (www.sharpsme.com):

- Pomiar odległości z zakresu 20 – 150 cm;
- Wymiary 29,5x13,21,6 mm;
- Czas inicjacji pracy 44 ms;
- Średnia konsumpcja prądu 33 ms;
- Wyjście analogowe napięciowe;
- Temperatura pracy: -10 °C do + 60 °C;
- Temperatura przechowywania: -10 °C do +70 °C;
- Napięcie zasilania : od 4,5 V do 5,5 V.



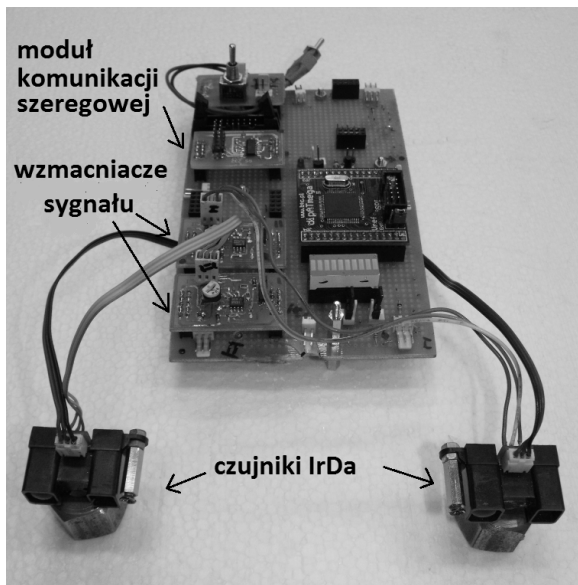
Rys. 4. Wewnętrzny obwód pomiaru odległości GP2Y0A0YK (www.sharpsme.com)



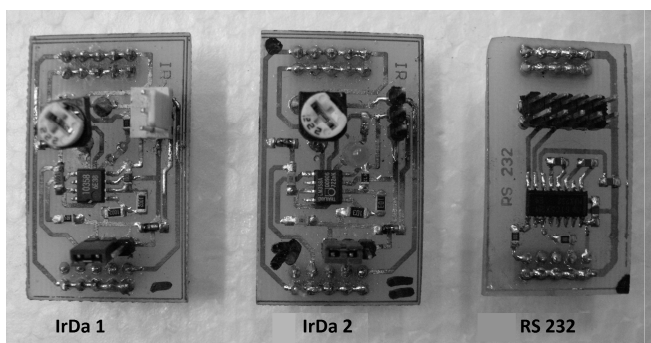
Rys. 5. Charakterystyka zależności napięcia na wyjściu czujnika od odległości obiektu obserwowanego przez czujnik podana przez producenta (www.sharpsme.com)

3. BADANIE CZUJNIKA

Opracowano tor pomiarowy i sprawdzono działanie czujnika pracującego w rzeczywistych warunkach. Układ sterujący naszym ARM ma budowę modułową. Dodatkowo, mimo możliwości bezpośredniego połączenia sensora IrDa z wejściem analogowym na procesorze zdecydowano na zastosowanie modułu pośredniego, który pełni funkcję wzmacniacza sygnału, a zarazem umożliwia zmianę zasięgu pracy czujnika poprzez potencjometr. Sposób połączenia przedstawiony jest na Rys. 6.



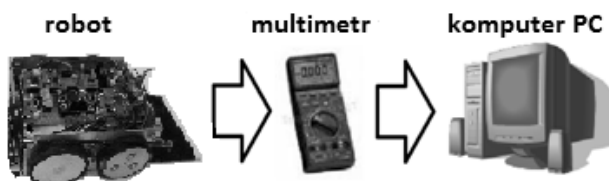
Rys. 6. Widok poglądowy połączeń sensorów z płytą bazową



Rys. 7. Wzmacniacze sygnału z czujników IrDa i moduł komunikacji RS232

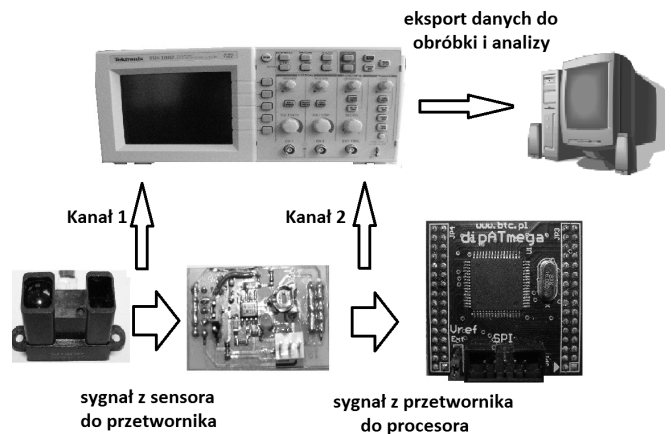
3.1. Realizacja toru pomiarowego

Badanie charakterystyki statycznej czujnika, przeprowadzono dwiema metodami. Pierwsza z nich opiera się na wykorzystaniu multimetru z analogowym pomiarem napięcia podłączonego przez port szeregowy RS232 do komputera, gdzie odbywa się rejestracja danych.



Rys. 8. Połączenie urządzeń pierwszego toru pomiarowego

Drugi tor pomiarowy opiera się na akwizycji danych z wykorzystaniem oscyloskopu 2 – kanałowego, gdzie urządzenie jest wpięte równolegle między sensor a płytkę przetwornika (kanał1) oraz między przetwornik a procesor (kanał2). Pozwala to na zbadanie wpływu działania przetwornika analogowo - cyfrowego na kształt i przebieg sygnału. Odczytu danych dokonano na oscyloskopie, a następnie wysyłano do terminala komputera PC.



Rys. 9. Połączenie urządzeń w drugim torze pomiarowym

3.2. Przeprowadzenie pomiarów

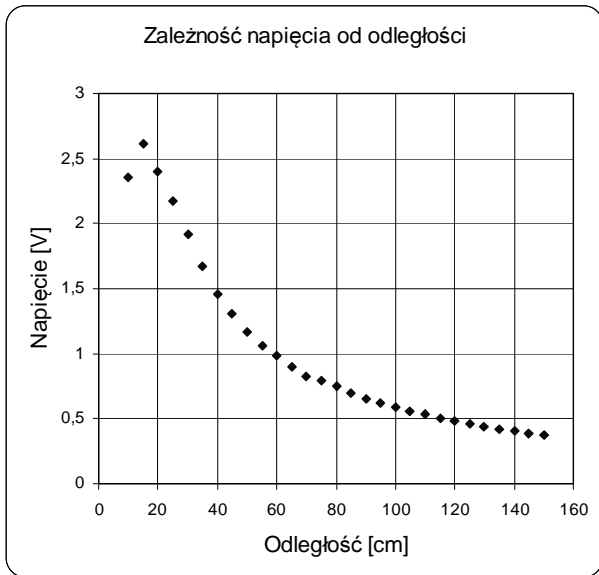
Pomiary przeprowadzono w pomieszczeniu laboratoryjnym o stałym oświetleniu oraz temperaturze. Sztuczna ściana z bloków styropianowych imitowała przeszkodę, przed którą stał robot wyposażony w czujniki GP2Y0A0YK. Zmieniano odległość robota od przeszkody i mierzono aktualną wartość napięcia bezpośrednio na wyjściu sensorów, a także między wzmacniaczem operacyjnym a procesorem. Akwizycja danych dla pomiarów statycznych zrealizowano podczas zbliżania i oddalania się od przeszkody. Dynamiczne pomiary realizowano poprzez wystąpienie zakłócenia gwałtownym pojawieniem się przeszkody oraz zbadanie wpływu wzajemnego zakłócenia się sensorów wiązkami podczerwieni.

3.3. Wyniki pomiarów statycznych

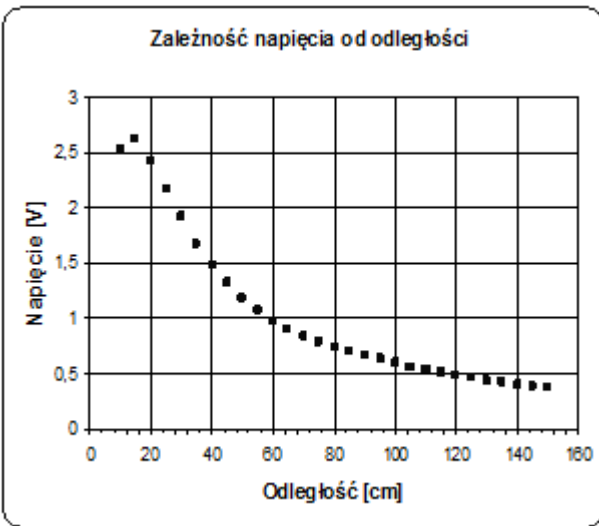
Pomiary statyczne miały wykazać ewentualne różnice charakterystyk rzeczywistych pomiarów względem podawanych przez producenta. Wykonano badania dla przeszkody zbliżającej się do czoła robota (Rys. 10) oraz obiektu oddalającego się (Rys. 11). Pomiaru wartości napięcia dokonano bezpośrednio na wyjściu czujnika przed wzmacniaczem zmieniając dystans robot/przeszkoda każdorazowo o 5 cm. Dla uwiarygodnienia pomiaru i minimalizacji akwizycji błędnych odczytów w każdej pozycji mierzono i rejestrowano napięcie pięciokrotnie, a następnie uśredniono wyniki podczas obróbki danych.

Wykres na Rys. 10 przedstawia charakterystykę statyczną na której pokazano nieliniową zależność zmian napięcia od przyrostu odległości. Zasięg efektywny sensora firmy SHARP GP2Y0A0YK zawiera się w przedziale 20 –150 cm. Porównując charakterystykę producenta (Rys. 5) z rzeczywistą zbadaną, nie widać większych odstępstw w jej przebiegu.

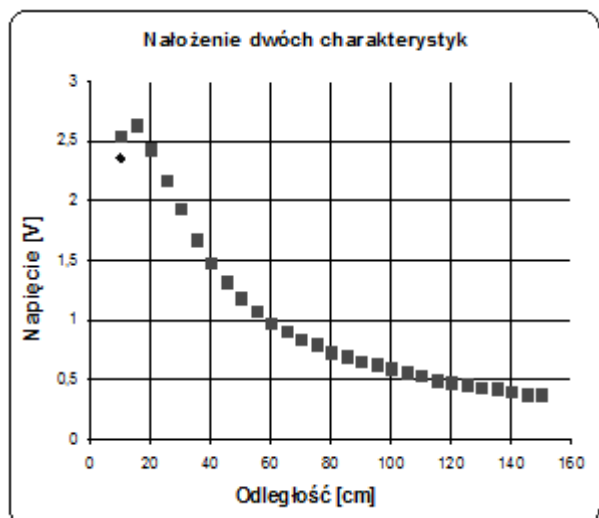
Wykres na Rys. 11 przedstawia zależność zmian napięcia przy zbliżaniu obiektu do robota. Nakładając na siebie charakterystyki statyczne zbliżania i oddalania się (Rys. 11), próbowano znaleźć ewentualne wystąpienie histerezy. Analizując przebieg z Rys. 11 zauważono, że histereza nie występuje.



Rys. 10. Zmiany napięcia na wyjściu czujnika – zbliżenie

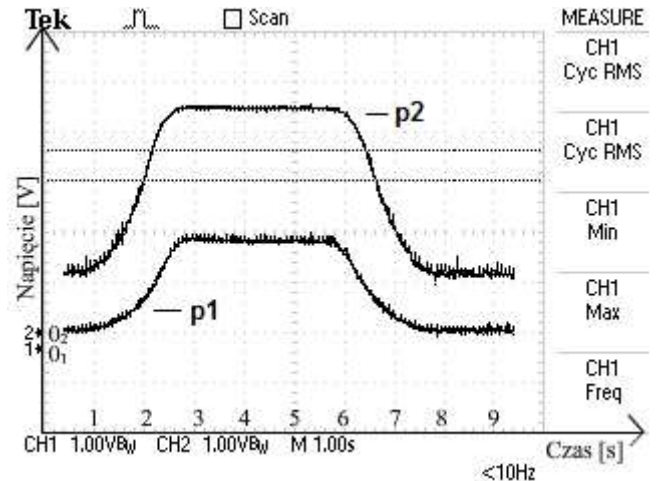


Rys. 11. Zmiany napięcia na wyjściu czujnika – oddalenie

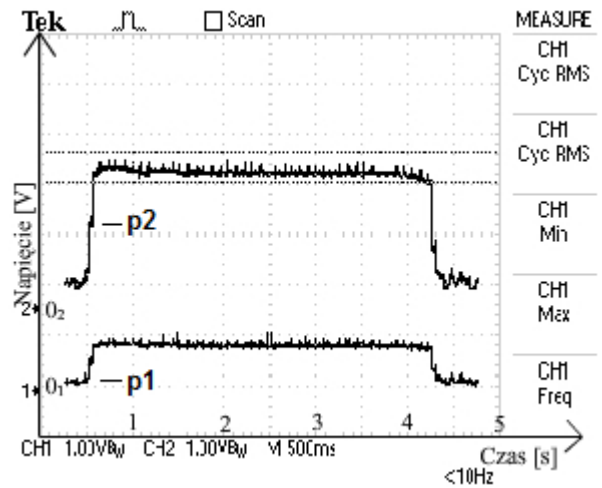


Rys. 12. Sprawdzenie wystąpienia histerezy zbliżenie – oddalenie

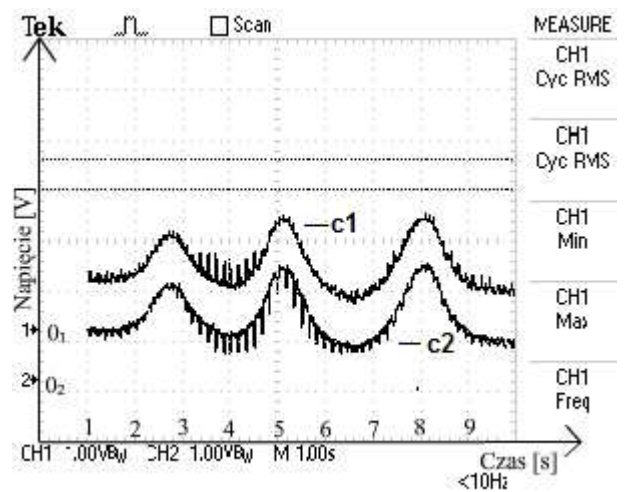
3.4. Wyniki pomiarów dynamicznych



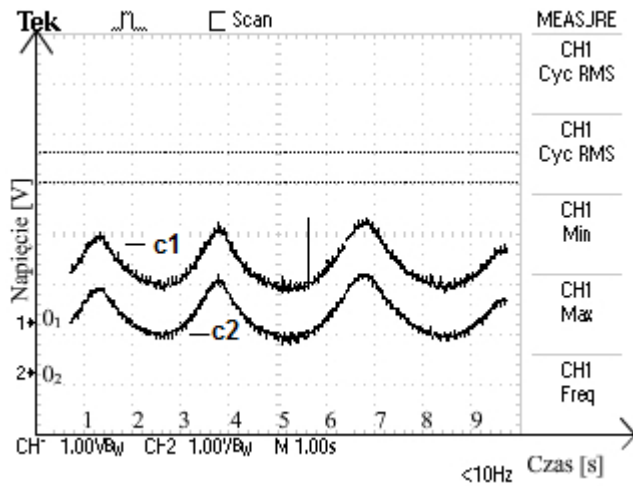
Rys. 13. Oscylogram nr 1 – zbliżenie przeszkody od 150 do 20 oraz oddalenie od 20 do 150



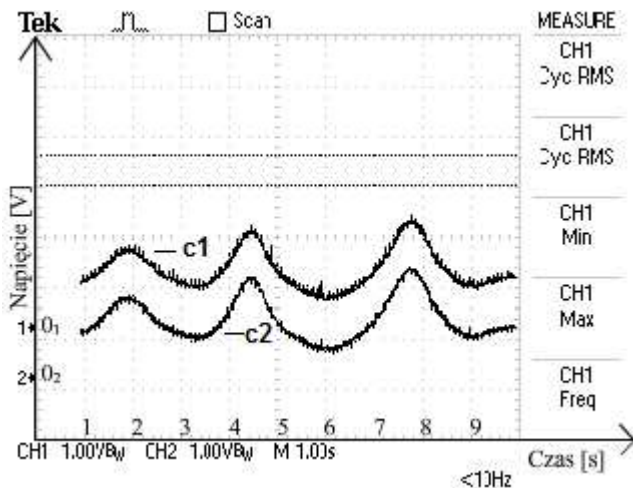
Rys. 14. Oscylogram nr 2 – skokowe pojawienie się przeszkody w odległości 50 cm od czujników



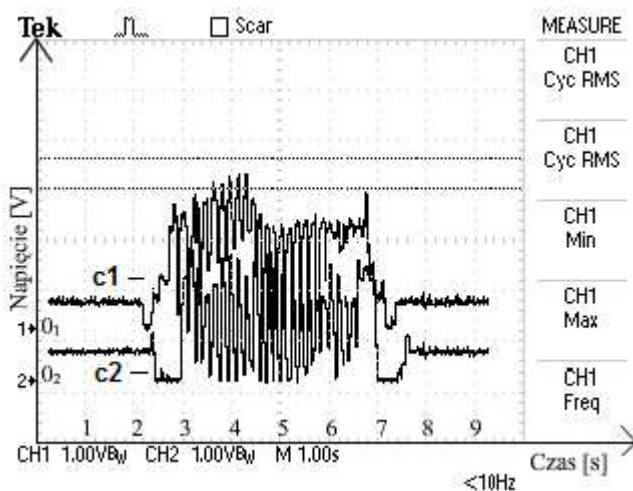
Rys. 15. Oscylogram nr 3 – wpływ wzajemnego zakłócania się czujników, rozstaw czujników w odległości 2 cm



Rys.16. Oscylogram nr 4 – wpływ wzajemnego zakłócania się czujników, rozstaw czujników w odległości 8,5 cm



Rys. 17. Oscylogram nr 5 – wpływ wzajemnego zakłócania się czujników, rozstaw czujników w odległości 12 cm



Rys.18. Oscylogram nr 6 - wpływ wzajemnego zakłócania się czujników, umieszczonych naprzeciwko względem siebie w odległości 4 cm

Pomiary przeprowadzono poprzez zmierzenie napięcia w dwóch punktach toru pomiarowego za pomocą oscylo-

skopu *Tektronix tds 1002*. Dla oscylogramów Rys. 13 i Rys. 14 pierwszym punktem (p1) był pomiar napięcia wychodzącego z czujnika, drugim (p2), pomiar napięcia po wzmacnieniu przez układ elektroniczny obsługi czujnika. Dla oscylogramów Rys. 15 – Rys. 18 badano wpływ zakłóceń czujników na siebie, gdzie pierwszy sygnał na oscyloskopie to czujnik pierwszy (c1), a sygnał drugi odpowiednio jest charakterystyką napięcia drugiego czujnika (c2). Odpowiednio na oscylogramach jest to przebieg 1 oraz 2 zaznaczone odpowiednio na osi rzędnych. Na osi odciętych natomiast mamy czas, który wynosi 10 sekund dla wszystkich pomiarów z wyjątkiem pomiaru Rys. 14 gdzie wynosi on 5 sekund.

Pierwszy pomiar przedstawiono na oscylogramie Rys. 13 polegał na rejestracji napięcia przy poruszaniu się przeszkody od 150 do 20 cm oraz powrocie przeszkody do odległości pierwotnej. Pierwszy wzrost poziomu napięcia jest to zbliżanie przeszkody do czujnika, po czym następuje stabilizacja napięcia (dla 20 cm), a następnie opadanie poziomu napięcia do punktu startowego (dla 150 cm).

Pomiar drugi przedstawiony na oscylogramie Rys. 14 przedstawia charakterystyki czujników reagujących na pojawienie się przeszkody w odległości 50 cm od nich, a następnie usunięciu przeszkody i powrocie do stanu początkowego czujników. Zaobserwowano większe oscylacje na przebiegu drugim (sygnał po wzmacnieniu), sygnały mają zbliżone czasy narastania oraz opadania, pomimo większych amplitud.

Charakterystyki na oscylogramach Rys. 15, Rys. 16 oraz Rys. 17 przedstawiają wpływ położenia czujników, umieszczonych w jednej linii na pomiar odległości. Ze względu na ten sam typ czujników można zauważyć zakłócenia, które są tym większe, im czujniki są bliżej siebie. Wynika to z zakłócania odbioru fali elektromagnetycznej (światła podczerwonego) poprzez sąsiadujące czujniki. Odpowiednio umieszczając czujniki w odległości 2 cm, występują duże zakłócenia oraz fluktuacje charakterystyki (Rys. 15), zakłámujące uzyskany wynik pomiaru. Kolejny oscylogram (Rys. 16) przedstawia pomiar przy rozstawie czujników w odległości 8,5 cm. Zaobserwowano mniejsze fluktuacje oraz bardziej liniowe i wygładzone charakterystyki pomiaru napięcia. Na Rys. 17 natomiast uzyskano najlepszy przebieg pomiaru. Wynika to z ustawienia czujników w odległości 12 cm od siebie.

Ostatni oscylogram (Rys. 18) przedstawia sytuację, gdy czujniki umieszczone są prostopadłe naprzeciwko siebie, w jednej linii w odległości 20 cm. Ze względu na budowę czujników (emiter i detektor) sygnał wysłany nie wraca do czujnika z którego został wyemitowany, tylko trafia na detektor czujnika przeciwnego zakłócając jego wskazania. Na Rys. 18. można zaobserwować oscylacje wyników uniemożliwiające odczyt napięcia, a w wyniku tego brak możliwości określenia jakiegokolwiek odległości, w momencie skierowania czujników naprzeciwko siebie.

4. ANALIZA ALGORYTMU STEROWANIA

W sterowaniu zaimplementowanym w robocie mobilnym, wyróżniamy dwa rodzaje danych sensorycznych, są to dane od czterech czujników białych linii (czujniki optycz-

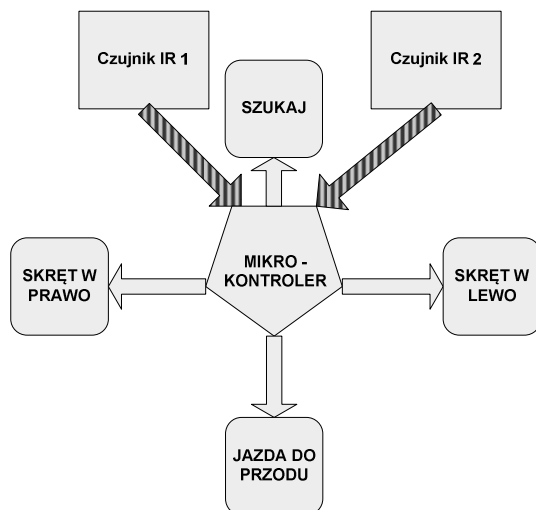
ne LTH-209-01) oraz od omawianych wyżej dwóch czujników podczerwieni GP2Y0A0YK. W zaimplementowanym algorytmie wykorzystujemy dane przez nie dostarczone, nie w sposób analogowy, lecz w sposób cyfrowy. Wynika to z ułatwienia implementacji algorytmu oraz możliwych zakłóceń czujników (w przypadku posiadania tego typu przez konkurencje).

4.1. Opis użycia danych sensorycznych w algorytmie sterowania

W algorytmie sterowania robotem mamy zaimplementowane cztery możliwości ruchu robota w zależności od danych sensorycznych:

- w przypadku braku przeciwnika (oba czujniki wskazują stan logiczny zero), robot obracając się w miejscu szuka przeciwnika. Odbywa się przez naprzemienne obroty w lewym oraz prawym kierunku;
- w przypadku stanu logicznego jeden na czujniku lewym a zera na czujniku prawym, robot również w miejscu skręca w lewo;
- analogicznie, gdy stan jedynki logicznej pojawi się na czujniku prawym, a zero na czujniku lewym, robot skręca w prawo wokół własnej osi;
- w przypadku wystąpienia stanów logicznych jeden na obu czujnikach, robot zaczyna jazdę do przodu w celu wypchnięcia przeciwnika z ringu (Rys. 2).

Powyższe przypadki w zupełności wystarczają do realizacji algorytmu wymaganego do spełnienia zadań robota podczas walk sumo.



Rys.19. Schemat wyboru akcji w zależności od stanu czujników

5. PODSUMOWANIE

W pracy niniejszej zbadano wybrane zagadnienia użycia czujników GP2Y0A0YK na podstawie ich właściwości zmian napięcia wraz ze zmianą odległości. Czujniki wybrano ze względu na ich powszechność w konstrukcjach robotów mobilnych (sumo) oraz dobry stosunek cena/jakość. Po przeprowadzeniu pomiarów i stwierdzeniu zgodności charakterystyki statycznej czujnika z charakterystyką producenta, zbadano charakterystyki dynamiczne. W wyniku badań uzyskano oscylogramy, na których widoczne zakłócenia i fluktuacje napięcia wskazują na małą dokładność sensorów. Wady te wykluczają stosowanie odczytu analogowego w algorytmie sterowania robotem. Poprawienie charakterystyk można uzyskać poprzez odpowiednie wzmocnienie oraz zastosowanie filtrów ograniczających zakłócenia. Kolejnym nasuwającym się wnioskiem jest konieczność stosowania wielu rodzajów czujników (np. oparte na emisji podczerwieni + ultradźwiękowe) w celu eliminacji błędnych odczytów. Powyższe wady zostały zminimalizowane poprzez cyfrowy odczyt stanów czujników, co umożliwiło poprawną realizację algorytmu sterowania autonomicznym robotem mobilnym oraz skuteczne działanie podczas walk robotów typu „sumo”.

LITERATURA

1. **DTR multimetru METEX M-3860D** – www.imetex.com
2. **DTR oscyloskopu Tektronix tds1002** – www2.tek.com
3. **DTR sensora GP2Y0A0YK** – www.sharpsme.com
4. **Słowik M. Ł.** (2009), *Projekt układu sterowania robotem do walk Sumo*, Praca magisterska, Politechnika Białostocka.

EXPERIMENTAL VERIFICATION OF PARAMETERS AND CHARACTERISTICS OF ROBOTIC RANGEFINDER

Abstract: Sensor equipment of autonomous mobile robot (AMR) significantly influence control process of robot. In the paper authors have surveyed sensors that can be applied to AMR. Infrared rangefinder GP2Y0A0YK is submitted to detailed examination. Measurement path was designed. In next step, static characteristics are examined and compared with those from data sheet given by producer. For dynamical research two sensors are installed on experimental mobile platform. Measurement signals and their mutual interfering for stationary and mobile obstacles were examined.

MODELOWANIE DYNAMIKI RUROCIĄGÓW OFFSHORE INSTALOWANYCH METODĄ J-LAY

Marek SZCZOTKA*

*Katedra Informatyki Stosowanej, Wydział Zarządzania i Informatyki, Akademia Techniczno-Humanistyczna,
ul. Willowa 2, 43-309 Bielsko-Biała

mszczotka@ath.bielsko.pl

Streszczenie: W pracy przedstawiono model matematyczny umożliwiający analizę dynamiki procesu układania rur na dnie morskim przy określonym falowaniu. W procesie dyskretyzacji rurociągu wykorzystano metodę sztywnych elementów skończonych. Proponowane sformułowanie bazuje na uwzględnieniu sił wewnętrznych, spowodowanych odkształceniami materiału i uwzględnieniu ich w równaniach ruchu jako sił zewnętrznych. Pozwala to na stosowanie nieliniowych charakterystyk materiałowych w przypadku wystąpienia odkształceń plastycznych. Zakładano kinematyczne wymuszenie ruchu jednostki pływającej, na której zamontowane są urządzenia do instalowania rurociągów. W modelu zasymulowano oddziaływanie dna oraz wody na elementy skończone. Stosowano zależności empiryczne, opracowane dla elementów smukłych. Wyniki symulacji przedstawiają poziom sił generowanych w trakcie układania rurociągów oraz wpływ falowania i prądów morskich na zachowanie się układu.

1. WSTĘP

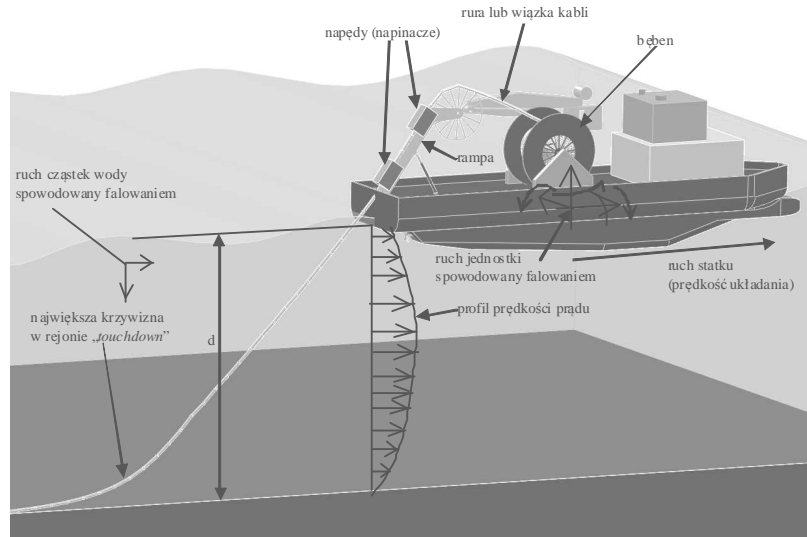
W wyniku postępującego procesu eksploatacji zasobów naturalnych występujących pod dnem morskim, wykonywanych jest wiele instalacji podwodnych. Większość z nich związana jest bezpośrednio z wydobywaniem i przetwórstwem ropy naftowej i gazu. W prawie każdej inwestycji, infrastruktura podwodnych pól naftowych i gazowych, wymaga różnego rodzaju ciągów transportowych, komunikacyjnych, zasilających. W licznych przypadkach dodatkowe instalacje służą zapobieganiu skraplaniu się gazu lub innych zasobów, co ma miejsce zwłaszcza w obszarach arktycznych. Wymaga to kładzenia dodatkowych rur, którymi przesyła się do odwiertów odpowiednie płyny techniczne. Oprócz sieci transportującej ropę czy gaz z odwiertów do jednostek magazynujących i przetwarzających (może to być platforma, jednostka FPSO, stacja na lądzie), stosuje się dużogabarytowe średnice rur do transportowania gotowego surowca do miejsca odbioru u klienta. Do największych podwodnych rurociągów zalicza się uruchomiony w 2007 roku rurociąg łączący Nyhamen w Norwegii z Easington w Wielkiej Brytanii, o średnicy 42 i 44 cali i długości ponad 1200 km. Ciśnienie robocze może wynosić 250 bar w północnym odcinku, oraz 150 bar na końcu rurociągu w stacji odbiorczej. Do instalacji rur i kabli używa się specjalistycznych jednostek pływających (Guo i inni, 2005; Palmer i King, 2004).

Analizę sił w trakcie odwijania rur z bębna w czasie kładzenia rur w warunkach falowania, przedstawiono w pracy Szczotka i innych (2007). Rurociąg dyskretyzowano metodą SES (sztywnych elementów skończonych), rozpatrując zagadnienie quasi-statyczne dla elementów rury i równanie dynamiki bębna. Pełny model dynamiki urządzenia wraz z dynamiką rurociągu oraz podatną rampą prowadzącą, a także aktywnym układem sterowania napędu

bębna, przedstawiono w pracy Szczotka (2010). We wspomnianej publikacji do symulacji pracy urządzenia z układem aktywnym zastosowano sztuczną sieć neuronową, celem zastąpienia dyskretnego modelu rury. Pozwoliło to na zachowanie nieliniowego charakteru modelowanego układu z jednoczesnym zapewnieniem obliczeń w czasie rzeczywistym. W niniejszym artykule skoncentrowano się na modelu umożliwiającym symulację układania rury na dnie morza. Zagadnienia związane z dynamiką rury na odcinku pomiędzy bębniem a napinaczem nie są analizowane, gdyż mają znikomy wpływ na ruch rury opuszczającej jednostkę. Dzieje się tak dzięki napinaczom, które kontrolują ruch (prędkość układania) rurociągu.

Do modelowania zjawisk towarzyszących układaniu rurociągów używa się najczęściej metody elementów skończonych (Bai i Bai, 2005). Stosuje się elementy belkowe lub specjalizowane elementy typu PIPE, uwzględniające duże przemieszczenia i nieliniowe związki materiałowe. Są one w bibliotekach standardowych programów typu ANSYS czy ABAQUS. Obok programów MES ogólnego przeznaczenia, istnieje szereg dedykowanych systemów, np. PIPE, PONDUS, ORCAFLEX, OFFPIPE, RIFLEX, które mają tę zaletę, iż posiadają specjalistyczne moduły implementujące kryteria i wytyczne międzynarodowych towarzystw klasyfikacyjnych czy typowe scenariusze stosowane w praktyce instalacji offshore. Stąd wynika ich duża popularność w praktyce projektowej.

Metoda sztywnych elementów skończonych jest stosowana głównie w Polsce. Swoje źródła wywodzi z przemysłu okrętowego (Kruszewski, 1971) i przez niemal czterdzieści lat doczekała się wielu zastosowań i kilku opracowań monograficznych, których przegląd można znaleźć w pracy Wittbrodta i innych (2006). W niniejszej i kilku innych pracach z powodzeniem stosowano ją do modelowania zagadnień związanych z instalacjami rurociągów typu *offshore*.



Rys. 1. Statek układający rurę metodą J-lay

Zbudowano zarówno płaski model analizowanego układu (model I) jak i jego przestrzenną wersję (model II). Dzięki odpowiednim przekształceniom oraz uniknięciu konieczności rozwiązywania układu równań algebraicznych do wyznaczenia przyspieszeń, oba modele cechują się wysoką wydajnością obliczeniową. Uwzględnia się siły hydrodynamiczne oddziałujące na elementy skończone, jak również empiryczny model opisujący dno morskie. Przedstawiono również porównanie wyników obliczeń uzyskanych metodą SES z wynikami metody MES (pakiet ANSYS) dla układu testowego (riser). Symulowano wpływ falowania na ruch jego elementów. Następnie przedstawiono przykładowe wyniki obliczeń dotyczących procesu instalowania rurociągów w warunkach falowania morskiego oraz sformułowano wnioski.

2. MODELE MATEMATYCZNE

Schemat układu do układania rur offshore'owych metodą J-lay przedstawiono na Rys. 1. Głównymi elementami systemu są:

- jednostka pływająca;
- znacznych rozmiarów bęben, na który nawinięta jest rura lub inna wiązka (kable, przewody zasilające);
- rampa prowadząca wraz z kołem prowadzącym i urządzeniem prostującym rurę (w przypadku kładzenia metodą J-lay), lub struktura podtrzymująca (ang. *stinger*), dla układu S-lay;
- układ napędowy, kontrolujący siłę naciągu rury (jeśli występuje rampa);
- zestaw mechanizmów kontrolujących naciąg rury (ang. *tensioners*), mocowanych na rampie prowadzącej (w przypadku J-lay) lub bezpośrednio w pokładzie statku (jeśli urządzenie służy do kładzenia metodą S-lay).

2.1. Opis falowania i ruchu jednostki pływającej

Statek jest modelowany jako bryła sztywna posiadająca trzy (w modelu I) lub sześć (w modelu II) stopni swobody.

Ruch jednostki jest wymuszony kinematycznie, uwzględniając parametry rzeczywistego obiektu opisanego za pomocą funkcji przejścia RAO (*Response Amplitude Operators*), Rawson i Tupper (2001). Zarówno dla płaskiego jak i przestrzennego modelu, ruch statku przyjmowano według zależności:

$$\mathbf{q}_D = f(t) \cdot \Psi(t, x), \quad (1)$$

gdzie: $f(t)$ jest funkcją symulującą proces formowania się fali, $\Psi(t, x)$ określa ruch statku, t – czas,

$$\mathbf{q}_D = \begin{cases} \begin{bmatrix} x^{(D)} & y^{(D)} & z^{(D)} & \psi^{(D)} & \theta^{(D)} & \varphi^{(D)} \end{bmatrix}^T & \text{w modelu II,} \\ \begin{bmatrix} x^{(D)} & y^{(D)} & \theta^{(D)} \end{bmatrix}^T & \text{w modelu I,} \end{cases}$$

x jest współrzędną określającą położenie statku względem przyjętego układu bezwładnościowego.

Funkcja $f(t)$ umożliwia symulację narastania falowania od równowagi statycznej układu w chwili $t = 0$, do falowania o założonych parametrach w chwili $t = T_f$:

$$f(t) = \begin{cases} 1, & t > T_f \\ a_f t^5 + b_f t^4 + c_f t^3, & 0 \leq t \leq T_f, \end{cases} \quad (2)$$

gdzie: a_f, b_f, c_f są współczynnikami wyznaczonymi z prostych zależności uzupełnionych o odpowiednie warunki brzegowe.

Funkcja $\Psi(t, x)$ może być określona jako:

$$\Psi(t, x) = \mathbf{RAO}(\xi(t, x), T_Z) \quad (3)$$

gdzie: \mathbf{RAO} określa funkcje przejścia jednostki pływającej, T_Z jest charakterystycznym okresem falowania,

$$\xi(t, x) = \sum_{j=1}^N A_j \cos(\omega_j t - k_j x + \zeta_j)$$

jest amplitudą fali,

$$N - \text{liczba składowych}, \quad A_j = \sqrt{2 \cdot \Delta\omega \cdot S(\omega_j)}, \quad k_j = \frac{\omega_j^2}{g},$$

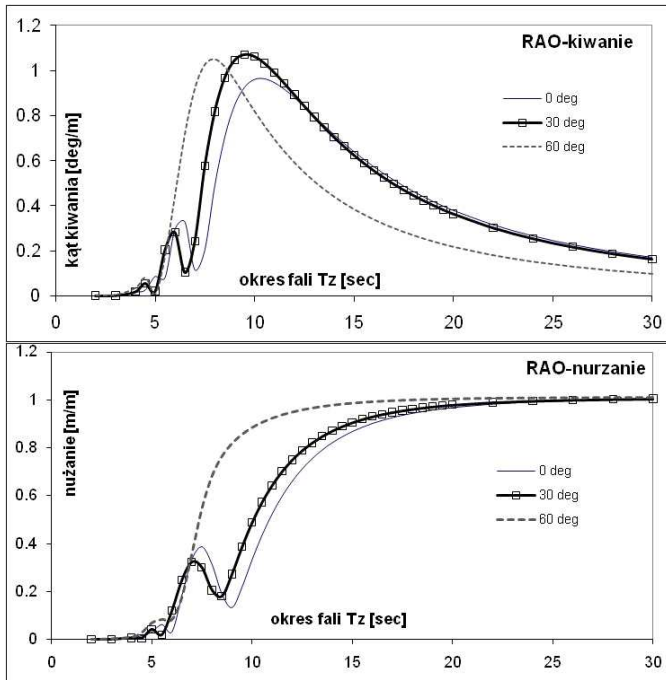
$\Delta\omega = \omega_j - \omega_{j-1}$, $\zeta_j \in \langle 0, 2\pi \rangle$ jest losowym kątem początkowym o jednostajnym rozkładzie gęstości prawdopodobieństwa, $S(\omega)$ - jest gęstością widmową mocy założonego

procesu stochastycznego opisującego falowanie (w pracy zastosowano zależność Pierson-Moskowitz'a do rozkładu

$$\text{energii falowania: } S(\omega) = \frac{5}{16} H_S^2 \omega_p^4 \omega^{-5} \exp\left(-\frac{5}{4} \left(\frac{\omega}{\omega_p}\right)^4\right),$$

$\omega_p = 2\pi/T_Z$, H_S jest charakterystyczną wysokością fali).

Przykładowe przebiegi RAO pokazano na Rys. 2.



Rys. 2. Przykładowe przebiegi RAO dla ruchów kiwania i nurzania dla trzech wartości kąta natarcia fali

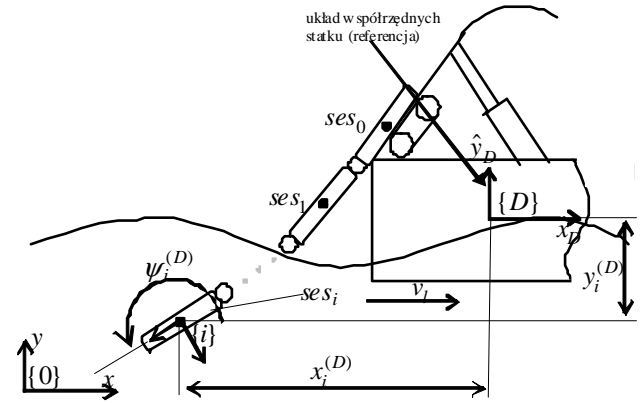
Funkcje RAO umożliwiają oszacowanie ruchu jednostki pływającej dla danych warunków falowania (wysokość fali, okres fali, ustawienie jednostki w stosunku do kierunku propagacji fali). Dla pełnego opisu ruchu w przestrzeni potrzebnych jest sześć różnych funkcji RAO (na Rys. 2 pokazano tylko krzywe używane do określenia przebiegów wymuszeń $z^{(D)}$ oraz $\theta^{(D)}$). Z przebiegów RAO można wyznaczyć amplitudy ruchu jednostki oraz kąty przesunięcia fazowego pomiędzy falą a odpowiedzią jednostki dla każdego stopnia swobody. Funkcje RAO są generowane przez specjalistyczne oprogramowanie (np. WAMIT, VERES) lub mogą być otrzymywane w warunkach laboratoryjnych poprzez wykonanie modelu statku w skali i przeprowadzeniu pomiarów w specjalnych basenach (Newman, 1994; Fathi i Hoff, 2004). Przebiegi RAO są podstawowym narzędziem dla osób pracujących przy obsłudze urządzeń (zwłaszcza dźwigów), gdyż odzwierciedlają warunki pracy i obciążenia w czasie wykonywania operacji na morzu.

2.2. Płaski model układu (I)

W modelu tym zakłada się ruch elementów jedynie w płaszczyźnie zawierającej oś podłużną statku. Model pozwala na obliczenie w czasie rzeczywistym sił w ukła-

dzie, stąd zdecydowano się na jego implementację. W praktyce istnieje szereg zastosowań dla prostych, efektywnie numerycznie modeli. Są one przydatne we wstępnej fazie obliczeń, kiedy sprawdza się różne warianty lub optymalizuje konstrukcję.

Dyskretyzacji rury dokonano według klasycznej metody SES, Rys. 3.



Rys. 3. Oznaczenia układów współrzędnych: pokładu $\{D\}$, elementu $\{i\}$, współrzędne uogólnione ses_i dla modelu (I)

Wektor współrzędnych uogólnionych układu można zapisać jako:

$$\mathbf{q} = \left[\left(\mathbf{q}_I^{(0)} \right)^T \quad \dots \quad \left(\mathbf{q}_I^{(i)} \right)^T \quad \dots \quad \left(\mathbf{q}_I^{(n)} \right)^T \right]^T \quad (4)$$

gdzie: $\mathbf{q}_I^{(i)} = [x_i^{(D)} \quad y_i^{(D)} \quad \psi_i^{(D)}]^T$, n – liczba sztywnych elementów skończonych.

Równania ruchu układu wyprowadzono z równań Lagrange'a drugiego rodzaju. Po uporządkowaniu odpowiednich wyrażeń oraz uwzględnieniu równań więzów w formie przyspieszeniowej, równania ruchu i więzów zapisano w postaci macierzowej jako:

$$\mathbf{A}_I \ddot{\mathbf{q}} - \mathbf{D}_I \dot{\mathbf{R}}_I = \mathbf{H}(t, \mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) \quad (5)$$

$$\mathbf{D}_I^T \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{G}_I(t, \mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$$

gdzie: $\mathbf{A}_I = \text{diag}\{\mathbf{A}_I^{(0)}, \dots, \mathbf{A}_I^{(n)}\}$, $\mathbf{A}_I^{(i)} = \text{diag}\{m_i, m_i, J_i\}$, m_i, J_i – masa i masowy moment bezwładności ses_i , \mathbf{H} jest wektorem prawych stron równań ruchu (od sił uogólnionych, energii potencjalnej grawitacji, ruchu unoszenia, oddziaływania wody i dna), $\mathbf{D}_I, \mathbf{G}_I$ są macierzami współczynników równań więzów, zależnymi od $t, \mathbf{q}_I, \dot{\mathbf{q}}_I$, wektor reakcji $\mathbf{R}_I = [R_x^{(0)} \quad R_y^{(0)} \quad M^{(0)} \quad R_x^{(n)} \quad R_y^{(n)}]^T$ określa położenie i orientację ses_0 wysuwanego z rampy z zadaną prędkością v_l (składowe $R_x^{(0)} \quad R_y^{(0)} \quad M^{(0)}$) oraz usytuowanie końca rury w dnie, poprzez uwzględnienie połączenia kulistego w elemencie ses_n (składowe $R_x^{(n)} \quad R_y^{(n)}$).

Wykorzystując szczególną postać macierzy mas \mathbf{A}_I , układ równań (5) można przekształcić do postaci nie wymagającej stosowania procedur numerycznych do wyznaczania $\ddot{\mathbf{q}}$ podczas całkowania równań ruchu. Rozwiązują się tylko układ pięciu równań więzów aby wyznaczyć składowe wektora \mathbf{R}_I , co znacznie przyspiesza obliczenia dla dużych n .

2.3 Model przestrzenny (II)

Układ jest podobny do modelu przedstawionego na Rys. 3. Uwzględnia się dodatkowo ruch statku w kierunku normalnym do płaszczyzny jak również kąty obrotu: myszgowania i kołysania (\mathbf{q}_D w (1) posiada sześć składowych). Również elementy skończone mają po sześć stopni swobody w ruchu względem układu odniesienia.

Wektor współrzędnych uogólnionych układu jest określony jak w (4), jeśli podstawić w miejsce $\mathbf{q}_I^{(i)}$ wektor $\mathbf{q}_{II}^{(i)}$ dla $i = 0, \dots, n$:

$$\mathbf{q}_{II}^{(i)} = [x_i^{(D)} \quad y_i^{(D)} \quad z_i^{(D)} \quad \psi_i^{(D)} \quad \theta_i^{(D)} \quad \varphi_i^{(D)}]^T. \quad (6)$$

gdzie: $x_i^{(D)}$ $y_i^{(D)}$ $z_i^{(D)}$ są współrzędnymi środka masy elementu skończonego w $\{D\}$, $\psi_i^{(D)}$, $\theta_i^{(D)}$, $\varphi_i^{(D)}$ są kątami obrotu Eulera układu lokalnego elementu ses_i względem osi układu $\{D\}$.

Równania ruchu układu przestrzennego można zapisać w postaci identycznej do (5), przy czym zmieni się wymiar układu poprzez zmianę rozmiarów macierzy \mathbf{A}_{II} , \mathbf{D}_{II} , \mathbf{G}_{II} oraz wektora nieznanych reakcji \mathbf{R}_{II} , którego składowe w tym przypadku wynoszą:

$$\mathbf{R}_{II} = \begin{bmatrix} R_x^{(0)} & R_y^{(0)} & R_z^{(0)} & M_x^{(0)} & M_y^{(0)} & M_z^{(0)} \\ R_x^{(n)} & R_y^{(n)} & R_z^{(n)} \end{bmatrix}^T \quad (7)$$

gdzie: $R_x^{(0)}, \dots, M_z^{(0)}$ są reakcjami więzów zapewniającymi założony ruch elementu ses_0 względem pokładu, składowe $R_x^{(n)}, \dots, R_z^{(n)}$ są więzami wynikającymi z połączenia przegubem kulistym końcówki rury z dnem.

Macierz mas \mathbf{A}_{II} ma w przypadku modelu przestrzennego podobną strukturę do macierzy \mathbf{A}_I w (5), przy czym w miejsce $\mathbf{A}_I^{(i)}$ należy przyjąć:

$$\left(\mathbf{A}_{II}^{(i)} \right)_{l,s=1,\dots,6} = tr \left\{ \mathbf{T}_l^{(i)} \mathbf{H}^{(i)} \mathbf{T}_s^{(i)T} \right\} \quad (8)$$

gdzie: $\mathbf{H}^{(i)} = diag\{I_x^{(i)}, I_y^{(i)}, I_z^{(i)}, m^{(i)}\}$ jest macierzą mas elementu ses_i , $I_x^{(i)}, I_y^{(i)}, I_z^{(i)}$ są głównymi centralnymi momentami bezwładności elementu, $m^{(i)}$ – masa elementu,

$$\mathbf{T}^{(i)} = \mathbf{T}_D \cdot \tilde{\mathbf{T}}^{(i)}, \quad \mathbf{T}_j^{(i)} = \frac{\partial \mathbf{T}^{(i)}}{\partial q_j^{(i)}}, \quad \mathbf{T}_D \quad \text{oraz} \quad \tilde{\mathbf{T}}^{(i)} \quad \text{są macierzami}$$

przekształceń jednorodnych dla współrzędnych odpowiednio z układu statku $\{D\}$ do globalnego oraz z układu lokalnego ses_i do układu statku.

Można wykazać, że wystarczy obliczyć tylko cztery zmienne elementy macierzy $\mathbf{A}_{II}^{(i)}$ (pozostałe są zerowe lub stałe). Wartości niezerowych elementów macierzy $\mathbf{A}_{II}^{(i)}$ są identyczne z podanymi w Wittbrodt i inni (2006). Podobnie jak dla układu płaskiego, otrzymuje się specjalną postać globalnej macierzy mas \mathbf{A}_{II} (pasmami diagonalna), w związku z tym wyznaczanie macierzy \mathbf{A}_{II}^{-1} nie nastęrcza trudności. Stąd przyspieszenia układu można obliczyć również za pomocą prostej pętli, bez stosowania procedur numerycznych do rozwiązywania układów równań.

Równania więzów dla obu modeli, zapisano w postaci:

$$-\ddot{\mathbf{r}}_0 - \ddot{\mathbf{R}}^{(0)} \mathbf{r}'_0 = \mathbf{0} \quad (9.1)$$

$$\ddot{\mathbf{\Lambda}}^{(0)} = \ddot{\mathbf{\Lambda}}^{(D)} \quad (9.2)$$

$$\ddot{\mathbf{T}}_D^{-1} \mathbf{r}_G - \ddot{\mathbf{T}}^{(i)} \mathbf{r}'_n = \mathbf{0} \quad (9.3)$$

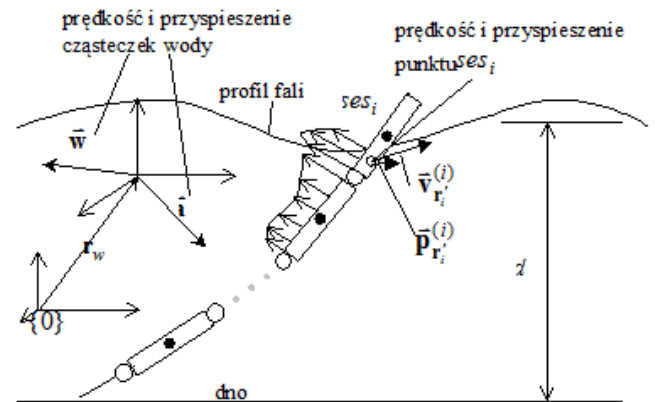
gdzie: $\mathbf{\Lambda}^{(0)} = [\psi_0^{(D)}]$, $\mathbf{\Lambda}^{(D)} = [\psi_D]$ dla modelu (I), $\mathbf{\Lambda}^{(0)} = [\psi_0^{(D)} \quad \theta_0^{(D)} \quad \varphi_0^{(D)}]^T$, $\mathbf{\Lambda}^{(D)} = [\psi_D \quad \theta_D \quad \varphi_D]^T$, w modelu (II), $\mathbf{r}'_0, \mathbf{r}'_n$ określają położenie przegubów kulistych w układach lokalnych odpowiednio ses_0 i ses_n , \mathbf{r}_G jest globalnym wektorem współrzędnych zamocowania końca rury w dnie.

Równania (9) stanowią układ 9-ciu (w przypadku modelu II) lub 5-ciu (dla modelu I) równań algebraicznych, których rozwiązanie jest możliwe po wyznaczeniu macierzy \mathbf{D} , \mathbf{G} oraz wektora \mathbf{H} .

Do całkowania równań dynamiki (5) zastosowano metodę Runge-Kutty IV rzędu ze stałym krokiem całkowania. Stosowanie równań więzów w postaci przyspieszeniowej nie powoduje, w rozpatrywanych modelach, żadnych problemów z naruszaniem więzów.

2.4. Siły hydrodynamiczne i oddziaływanie dna

W modelach dynamicznych struktur offshore, których elementy znajdują się pod powierzchnią wody, należy uwzględnić siły hydrodynamiczne (Rys. 4). Są one zależne od ruchów elementów konstrukcji, jak również ruchu cząsteczek wody a także zależą od kształtu modelowanego obiektu, właściwości powierzchni kontaktujących się z cieczą, parametrów cieczy.



Rys. 4. Siły hydrodynamiczne oddziałujące na rurę w trakcie układania na dnie morza

Zakłada się, że znane są (stosując jedną ze znanych teorii falowania, np. Stokes'a drugiego rzędu) wartości przyspieszeń i prędkości cząsteczek wody w dowolnym punkcie, o współrzędnych będących składowymi wektora pozycji \mathbf{r}_w w układzie inercjalnym:

$$\ddot{\mathbf{w}} = \ddot{\mathbf{w}}(t, \mathbf{r}_w, H_S, T_Z, d, \beta) \quad (10.1)$$

$$\ddot{\mathbf{a}} = \ddot{\mathbf{a}}(t, \mathbf{r}_w, H_S, T_Z, d, \beta) \quad (10.2)$$

gdzie: $\ddot{\mathbf{w}}$, $\ddot{\mathbf{a}}$ są wektorami prędkości i przyspieszeń cieczy, H_S jest wysokością fali, β jest kątem natarcia fali, d – głębokość akwenu.

Obliczenie prędkości i przyspieszeń dowolnego punktu

rury, pokrywającego się ze współrzędnymi globalnymi określonymi przez \mathbf{r}_w , oznaczonymi jako $\bar{\mathbf{v}}_{\mathbf{r}_i}^{(i)}$ i $\bar{\mathbf{p}}_{\mathbf{r}_i}^{(i)}$, jest prostym przekształceniem jednorodnym (musi być znany wektor współrzędnych uogólnionych $\mathbf{q}^{(i)}$ elementu oraz jego pochodne względem czasu). Siłę oddziaływania hydrodynamicznego pomiędzy cieczą a ciałem (elementem skończonym ses_i), oblicza się z równania:

$$F_{H_k}^{(i)} = \int_0^{l_i} U_k(t, \eta) d\eta \quad (11)$$

gdzie: $U_k(t, \eta) = f(\rho, C_{Ak}, C_{Dk}, D, \Delta w_k, \Delta a_k)$ jest funkcją określającą k -tą składową siły hydrodynamicznej w przekroju rury określonym współrzędną lokalną η wzdłuż osi elementu ses_i , ρ jest gęstością wody, C_{Ak} jest współczynnikiem masy dodanej, C_{Dk} jest współczynnikiem oporu hydrodynamicznego, D jest wymiarem charakterystycznym obiektu, $\Delta w_k = \Theta(\bar{\mathbf{w}} - \bar{\mathbf{v}}_{\mathbf{r}(\eta)}^{(i)})_k$ jest prędkością względną, $\Delta a_k = \Theta(\bar{\mathbf{a}} - \bar{\mathbf{p}}_{\mathbf{r}(\eta)}^{(i)})_k$ jest przyspieszeniem względnym (obie wartości są transformowane do układu lokalnego ses_i za pomocą transformacji jednorodnej Θ), l_i jest długością elementu i .

Siły hydrodynamiczne, wyznaczone według zależności (11), zostały podane po raz pierwszy przez Morison'a i innych (1950). Tak zdefiniowane siły są słuszne dla smukłych elementów, kiedy długość fali $\lambda > 5D$.

Oprócz wymuszeń spowodowanych ruchami unoszenia statku przez falowanie, na elementy układane na dnie oddziałują również siły wywołane przez prądy morskie. Modelowanie tych zjawisk jest trudne, bowiem zależą od pory roku, lokalizacji, ukształtowania dna morskiego i wielu innych czynników. Ponadto profil prędkości może być zaburzony przez turbulencje. W przypadku braku dokładnych danych, można stosować dla celów projektowych normę DNV (2007):

$$\mathbf{v}_c(z) = \mathbf{v}_w(z) + \mathbf{v}_b(z) \quad (12)$$

$$\text{gdzie: } \mathbf{v}_w(z) = \mathbf{v}_w(0) \left(\frac{d_0 + z}{d_0} \right) \text{ dla } -d_0 \leq z \leq 0,$$

$$\mathbf{v}_b(z) = \mathbf{v}_b(0) \left(\frac{d+z}{d} \right)^r,$$

$\mathbf{v}_c(z)$ jest całkowitą prędkością cieczy na głębokości z , $\mathbf{v}_w(0)$ jest prędkością wody na powierzchni spowodowaną wiatrem, wartość d_0 przeważnie przyjmuje się jako $50m$, $\mathbf{v}_b(0)$ jest prędkością prądu na powierzchni swobodnej wywołanego pływami, d – głębokość akwenu, r – parametr określający profil prądu.

Siły oddziaływania dna morskiego są również trudne w opisie ze względu na zmienne w czasie właściwości materiału i niejednorodne dno morskie. W pracy zastosowano jeden z dostępnych modeli dna piaskowego, który pozwala na wyznaczenie siły reakcji R_p następująco, DNV (2006):

$$R_p = \gamma_s B (N_q u_e + 0.5 N_{\gamma} B) \quad (13)$$

gdzie: $u_e = \max(0, u - D/4)$, D – średnica zewnętrzna ruro-

ciągu, u – penetracja dna w kierunku normalnym, γ_s jest ciężarem jednostkowym materiału dna, $B = 2\sqrt{(D-u)u}$ jeśli $u \leq D/2$ lub $B = D$ w przeciwnym wypadku $N_q = \exp(\pi \tan \varphi_s) \tan^2(45 + \varphi_s/2)$, φ_s jest kątem tarcia, $N_{\gamma} = 1,5(N_q - 1) \tan \varphi_s$.

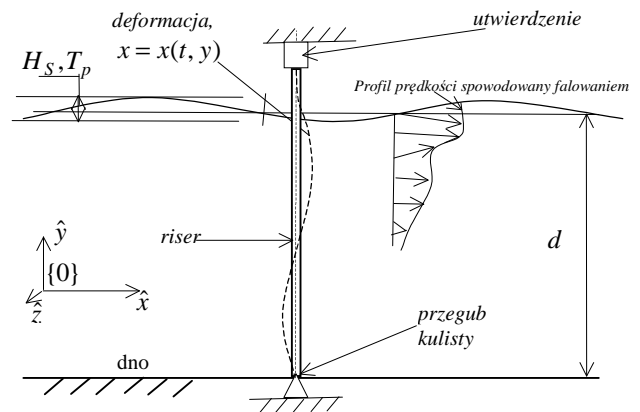
Oprócz wspomnianych sił oddziaływania struktury z wodą i dnem morskim, składowe wektora \mathbf{H} w (5) zawierają także siły uogólnione od sił i momentów zewnętrznych i wewnętrznych, sił grawitacji, wyporu hydrostatycznego, sił odśrodkowych i Coriolisa.

Model matematyczny zaimplementowano w języku C++, tworząc własne oprogramowanie komputerowe RTPV, do analizy dynamiki elementów umieszczanych na dnie morza (kablów, rur, riser'ów). Program wyposażono również w graficzny interfejs użytkownika oraz moduł do prezentowania animacji układu w czasie symulacji, zbudowany przy wykorzystaniu biblioteki OpenGL.

3. ZASTOSOWANIE MODELI DO ANALIZY DYNAMIKI RISERÓW I RUROCIĄGÓW

3.1. Uproszczony model riser'a i weryfikacja pośrednia

Program symulacyjny został zweryfikowany pośrednio przez porównanie niektórych wyników obliczeń z identycznymi modelami i obliczeniami w systemie ANSYS. Porównano układ przedstawiony na Rys. 5, składający się z pionowego riser'a, zamocowanego przegubowo w dnie, natomiast drugi koniec został unieruchomiony na pewnej wysokości ponad lustrem wody. Badano wpływ oddziaływania fali na deformacje struktury, zakładając że prędkość propagacji fali pokrywa się z kierunkiem osi \hat{x} . Podstawowe parametry analizowanego układu przedstawiono w Tabeli 1.



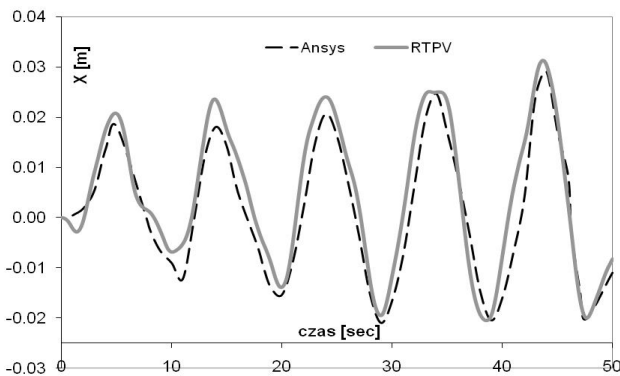
Rys. 5. Weryfikowany układ: pionowy riser zamocowany w dnie, drugi koniec unieruchomiony w prowadnicy

Do symulacji w systemie ANSYS wykorzystano element PIPE288 w połączeniu ze środowiskiem wodnym umożliwiającym analizę sił hydrodynamicznych. Dyskretyzację w systemie ANSYS, jak również we własnym oprogramowaniu RTPV, wykonano zakładając podział riser'a na 100 elementów skończonych.

Tab. 1. Parametry układu (*riser*)

Głębokość	$d = 100m$	Wysokość fali	$H_S = 2m$
Okres fali	$T_S = 10sec$	Średnica	4"
Gr. ścianki	6 mm	Współczynnik	$C_A = 1$
Prąd morski	brak	Współczynnik	$C_D = 1$
Opis fali	Airy/liniowy	Gęstość wody	$1025 \frac{kg}{m^3}$

Na Rys. 6 przedstawiono wyniki analizy dynamiki pionowego układu *riser'a*, pod wpływem sił hydrodynamicznych występujących wskutek działania falowania morza. Przebiegi przedstawiają przemieszczenia przekroju w kierunku osi \hat{x} (pokazanej na Rys. 5) na głębokości 50m. Widoczne różnice wynikają z trudności odwzorowania identycznych warunków w obu programach. Wyniki różnią się o kilkanaście procent, przy czym większe wartości sił hydrodynamicznych uzyskano we własnym oprogramowaniu. Okres i amplituda przemieszczeń po pewnym czasie symulacji są zbieżne.



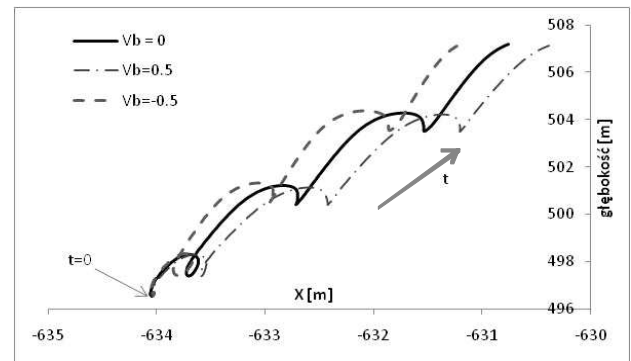
Rys. 6. Przemieszczenie przekroju riser'a w kierunku osi X, (krzywe dla przekroju w połowie długości układu) – porównanie ANSYS i RTPV)

Różnice w początkowej fazie obliczeń mogą wynikać z różnych warunków początkowych w obu programach oraz z przyjętego sposobu narastania falowania i prądów.

3.2. Symulacje układania rurociągu

W tym podrozdziale przedstawiono wyniki symulacji dla procesu układania rury na dnie morza o głębokości 600m. Analizowana długość rurociągu wynosiła około 1000m. Założono parametry fali: $H_S = 1,0m$ i $T_Z = 8sec$. Na Rys. 7 przedstawiono trajektorie środka masy wybranego elementu rury dla trzech różnych wartości prędkości i kierunków oddziaływania prądu wzdłuż osi \hat{x} : $v_b(0) = 0$, $v_b(0) = 0,5 \frac{m}{s}$ oraz $v_b(0) = -0,5 \frac{m}{s}$, przy czym w każdym przypadku zakładano wartość $v_w(0) = 0$. Przyjęto wartość współczynnika r we wzorze (12) równą jedności.

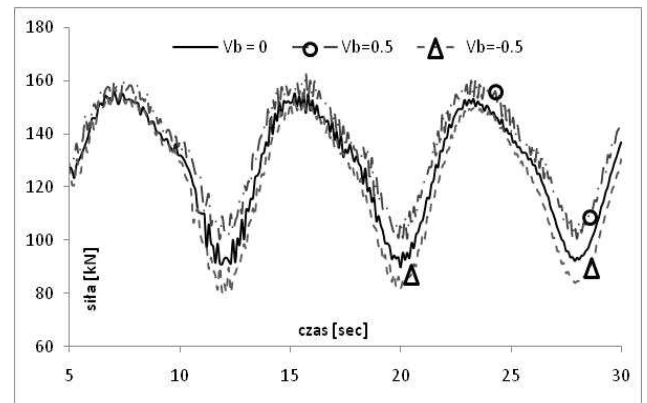
W obliczeniach przyjęto model rurociągu o średnicy 4". Czas symulacji wynosił 30 sekund, prędkość układania rurociągu $0,5 \frac{m}{s}$.



Rys. 7. Współrzędne środka masy elementu SES przy różnych wartościach prędkości prądu

Rys. 8 zestawia przebiegi czasowe siły osiowej dla przekroju rurociągu wysuwanego z rampy statku.

Wyniki zamieszczone na Rys. 7 i 8 obrazują wpływ falowania i prądów morskich na położenie i siły w elementach instalowanej struktury.

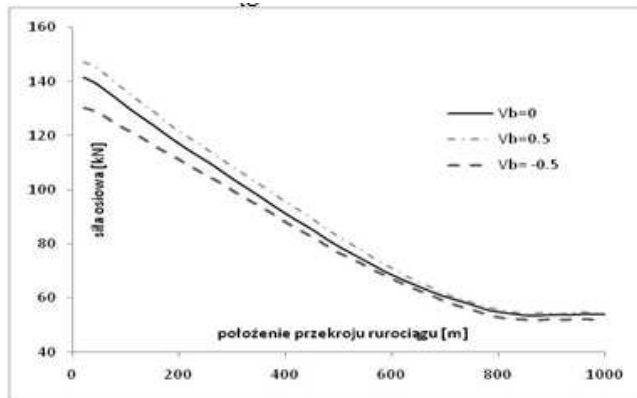


Rys. 8. Siła osiowa w przekroju przy wyjściu z rampy

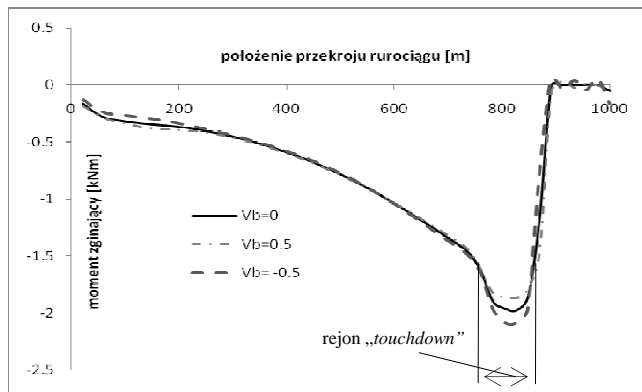
Wielkościami istotnymi dla bezpiecznej instalacji są siła osiowa oraz moment zginający występujący rurociągu. Należy dobrać w odpowiedni sposób siłę naciągu statycznego (kształt „J”) tak, aby naprężenia zginające będące wynikiem krzywizny w miejscu kontaktu z dnem nie zostały przekroczone, a jednocześnie siły dynamiczne nie spowodowały przeciążeń elementów urządzeń zamontowanych na statku. Rys. 9 przedstawia siłę osiową w przekroju rurociągu dla chwili czasowej $t=30sec$ (ostatni krok symulacji), natomiast na Rys. 10 pokazano przebiegi momentów zginających dla wszystkich przekrojów wzdłuż osi rurociągu.

Charakterystyki przedstawione na Rys. 9 i Rys. 10 obrazują typowe rozkłady wartości sił i momentów wzdłuż rurociągu w czasie instalacji na dnie. Największe co do wartości siły występują w części rurociągu, która opuszcza rampę. Jest to spowodowane niezbędnym naciąganiem utrzymywanym podczas instalacji, jak również masą własną rurociągu, która jest znaczna przy kładzeniu na dużych głębokościach. Rozkład momentu zginającego, obliczony wzdłuż osi rury, charakteryzuje się znaczną wartością w rejonie kontaktu z podłożem (dnem). Jak wynika z przebiegu momentów, wpływ założonych prądów morskich nie ma decydującego oddziaływania na charakterystykę momentu zginającego, poza częścią rurociągu w miejscu kontaktu z podłożem.

Przy niekorzystnym kierunku prądu, moment ten może ulec zwiększeniu o kilkanaście procent, co w skrajnych warunkach może doprowadzić do przekroczenia naprężeń i uszkodzenia rurociągu.



Rys. 9. Przebieg sił osiowych w rurociągu dla chwili czasowej $t = 30\text{sec}$, przy różnych wartościach prądów morskich

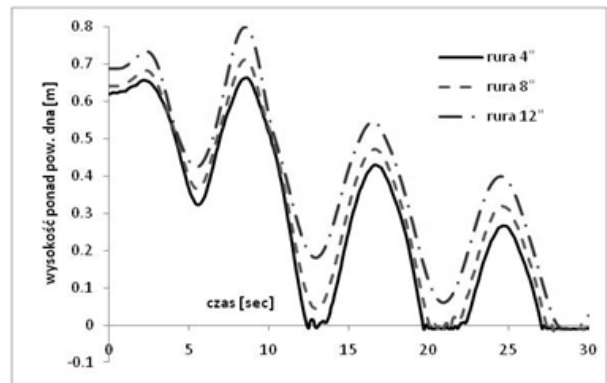


Rys. 10. Przebieg momentu zginającego w rurociągu dla chwili czasowej $t=30\text{ sec}$, przy różnych wartościach prądów morskich

Na pozostałych wykresach przedstawiono niektóre wyniki otrzymane z symulacji dla trzech różnych średnic rurociągów: 4", 8" oraz 12" o podstawowych parametrach podanych w Tabeli 2. Analizowano identyczny układ jak poprzednio, przy czym zakładano brak prądów morskich: $v_b(0) = 0$ i $v_w(0) = 0$.

Tab. 2. Podstawowe parametry analizowanych rurociągów

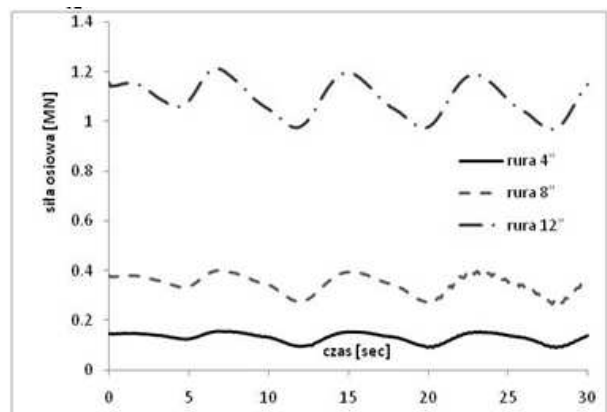
Rozmiar	4"	8"	12"
Średnica wewn.	102mm	203mm	305mm
Gr. ścianki	6mm	8mm	16mm
Masa jedn.	15.98kg/m	41.63kg/m	126.66kg/m
Moduł E	2.06 10^5 MPa		



Rys. 11. Wysokość środka masy elementu skończonego w rejonie punktu 'touchdown' dla trzech średnic rurociągu: 4", 8" i 12"

Krzywe na Rys. 11 obrazują ruch w kierunku pionowym elementu skończonego znajdującego się w rejonie 'touchdown' (miejsce gdzie rurociąg zaczyna kontaktować się z dnem). Dla elastycznego rurociągu (średnica 4") strefa kontaktu z dnem występuje wcześniej, co związane jest z jego większą krzywizną. Sztywniejszy rurociąg ma tendencję do utrzymywania mniejszej krzywizny, stąd przy tej samej konfiguracji geometrycznej, nieco później nastąpi pełen kontakt z dnem (w większej odległości od statku).

Siłę osiową dla trzech rozważanych średnic rurociągów przedstawiono na Rys. 12. Znaczna masa rurociągu o średnicy 12", w połączeniu z przyjętym ruchem unoszenia statku, powoduje pojawianie się sił osiowych o znacznych wartościach. W przypadku największego analizowanego w pracy rurociągu, zdolność mechanizmu napinającego i utrzymującego rurociąg w czasie kładzenia, musi być znacząco wyższa od otrzymanych wyników. Typowe rozwiązania pozwalają uzyskać siły naciągu rzędu 2000kN, co w analizowanych przypadkach wydaje się być wielkością odpowiednią. Należy jednak uwzględnić fakt, że często wymagany jest większy naciąg dostarczany przez mechanizm napinający, aby ograniczyć wartości momentów zginających w strefie kontaktu rurociągu z dnem. Wielkość momentu zginającego w trakcie instalacji można bowiem kontrolować przez zadanie odpowiedniej siły poziomej (co bezpośrednio definiuje kształt figury „J” utworzonej przez rurociąg).



Rys. 12. Siła osiowa występująca w rurociągu w miejscu opuszczającym rampę dla różnych średnic: 4", 8" oraz 12"

Przedstawione w pracy wyniki są przykładami symulacji numerycznych, możliwych do wykonania na podstawie opracowanych modeli przedstawionych pokrótce w poprzedniej sekcji. Analizy dotyczą instalacji rurociągów metodą *J-lay*, aczkolwiek opracowane oprogramowanie umożliwi również podobne obliczenia dla układów wykorzystujących podatną, półzanurzalną rampę (*stinger*). Jest to układ stosowany w innej, często wykorzystywanej w płytach akwenach i przy znacznych średnicach zewnętrznych rurociągów metodzie instalacji, zwanej *S-lay*.

3. UWAGI KOŃCOWE

Opracowane modele matematyczne i oprogramowanie pozwala na symulowanie wybranych zagadnień związanych z instalacjami offshore rur, kabli i innych elementów. Wyniki zostały porównane z rezultatami obliczeń wykonanych w komercyjnym systemie ANSYS. Zarówno dla statycznych przypadków obliczeniowych (nie zawartych w niniejszej pracy), jak i pewnych dynamicznych testów, własne modele numeryczne generują podobne wyniki.

Opracowane oprogramowanie komputerowe może być przydatne do analizy zjawisk związanych z instalacją elementów infrastruktury do transportu ropy i gazu. Czas niezbędny do przygotowania modeli i analizy wyników jest znacznie krótszy, niż w przypadku stosowania ogólnych, komercyjnych pakietów metody elementów skończonych. Prezentowane w pracy modele mogą znaleźć zastosowanie we wstępnych etapach i analizach związanych z instalacją rurociągów offshore'owych, optymalizacji parametrów eksploatacyjnych, szacowaniu ograniczeń lub sterowaniu.

LITERATURA

1. **Bai Y., Bai Q.** (2005), *Subsea pipelines and risers*, Elsevier, ISBN 0-080-4456-67.
2. **DNV** (2006), *Free spanning pipelines*, Det Norske Veritas.
3. **DNV** (2007), *Environmental conditions and environmental loads*, Det Norske Veritas.
4. **Fathi D., Hoff J. R.** (2004), *ShipX Vessel Responses – Theory Manual*, Marintek A/S.
5. **Guo B., Song S., Chack J., Ghalambour A.** (2005), *Offshore pipelines*, Elsevier.
6. **Morison, J.R. O'Brien, M.P., Johnson, J.W., Schaaf, S.A.** (1950), The force exerted by surface waves on piles, *Petroleum Transactions*, Vol. 189, 149-154.
7. **Newman J.** (1994) Algorithms for the free-surface green function, *Journal of Engineering Mathematics*, Vol. 19, 57-67.
8. **Palmer A.C., King R.A.** (2004), *Subsea pipeline engineering*, PennWell Corporation.
9. **Rawson K.J., Tupper E.C.** (2001), *Basic Ship Theory Vol.2*, Fifth Edition, Butterworth-Heinemann, ISBN 0-7506-5397-3.
10. **Szczotka M., Wojciech S., Maczyński A.** (2007) Mathematical model of a pipelay spread, *The Archive of Mechanical Engineering*, Vol. LIV, No 1, 27-46.
11. **Szczotka M.** (2010) Pipe laying simulation with an active reel drive, *Ocean Engineering*, Vol. 37, No. 7, 539-548.
12. **Wittbrodt E., Adamiec-Wójcik I., Wojciech S.** (2006), *Dynamics of flexible multibody systems*, Springer.

DYNAMIC ANALYSIS OF AN OFFSHORE PIPE INSTALLATION USING THE J-LAY METHOD

Abstract: The paper presents mathematical models developed for dynamic analysis of an offshore pipeline installation under wavy sea conditions and currents. The rigid finite element method has been applied in order to discretize the pipeline. Internal forces due to material deformation are treated as the external loads, which allow a nonlinear material characteristics to be taken into account. In order to define the motion of the surface vessel, a kinematic input has been assumed. Typical RAO's of an offshore construction vessel have been applied. The soil-pipe interaction, as well as fluid-pipe interaction are considered in models analysed. In both interactions a semi-empirical formulation have been applied. Fluid-structure interaction is based on the Morison equation for slender members, while the DNV's rules are used for the soil modelling. Numerical simulations have been performed and the results attached show the level of forces during installation. Wave and current loads are investigated, as well as different pipe diameters. Some validation of the programme developed has been presented, too. A planar model of a riser is investigated in the ANSYS environment which forms the basis for indirect verification of the method.

Pracę częściowo wykonano w ramach projektu N N502 464934 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

BADANIA MODELOWE JAKO NARZĘDZIE IDENTYFIKACJI SIŁ MIĘŚNI ŻWACZOWYCH

Józef WOJNAROWSKI*, Jerzy MARGIELEWICZ**, Wiesław CHLADEK***

*Katedra Mechaniki Stosowanej, Wydział Mechaniczny Technologiczny, Politechnika Śląska,
ul. Konarskiego 18a, 40-100 Gliwice

**Katedra Logistyki i Transportu Przemysłowego, Wydział Transportu, Politechnika Śląska,
ul. Krasickiego 8, 40-019 Katowice

***Katedra Technologii Materiałów, Wydział Inżynierii Materiałowej i Metalurgii, Politechnika Śląska
ul. Krasickiego 8, 40-019 Katowice

jozef.wojnarowski@polsl.pl, jerzy.margielewicz@polsl.pl, wieslaw.chladek@polsl.pl

Streszczenie: W pracy przedstawiono metodykę identyfikacji sił mięśni żwaczowych narządu żucia. W zaproponowanym podejściu przeprowadzono ocenę sił mięśniowych narządu żucia, z uwzględnieniem oddziaływania układu nerwowego. Taki sposób prowadzenia badań modelowych jest alternatywnym ujęciem problemu równowagi biostatycznej narządu żucia, w stosunku do dotychczas stosowanych metod obliczeniowych. Dodatkowo podczas przeprowadzonych obliczeń numerycznych uwzględniono ograniczenia, związane z maksymalną wydolnością poszczególnych mięśni żwaczowych. Wyniki obliczeń numerycznych przedstawiono w postaci przebiegów czasowych sił mięśni narządu żucia oraz charakterystyki odwzorowującej wpływ przyłożenia zewnętrznego obciążenia do łuku żębowego zuchwy.

1. WPROWADZENIE

Jedną z najczęściej stosowanych metod identyfikacji sił mięśni żwaczowych, jest rozwiązanie zagadnienia statycznej równowagi układu sił. Taki sposób podejścia do równowagi biostatycznej narządu żucia (układu stomatognatycznego), umożliwia wyznaczenie reakcji w stawach skroniowo-żuchwowych oraz wartości sił generowanych przez mięśnie, odpowiedzialne za realizację czynności fizjologicznych przez zuchwę. Formułując model numeryczny, w pierwszej kolejności należy zdefiniować siły bierne oraz czynne oddziałujące na zuchwę. Najczęściej jako siły bierne traktuje się reakcje w stawach skroniowo-żuchwowych oraz siły zewnętrzne (siły okluzyjne) przyłożone do łuku żębowego, siły czynne odwzorowują natomiast aktywność mięśni. Ocena związków przyczynowo-skutkowych, zachodzących pomiędzy siłą okluzyjną a siłami mięśniowymi, należy do zagadnień trudnych z punktu widzenia biomechaniki układu stomatognatycznego. Trudności te spowodowane są tym, że mięśnie narządu żucia tworzą układ statycznie niewyznaczalny, który jest w stanie wygenerować różne kombinacje sił zapewniających równowagę biostatyczną zuchwy.

Z teoretycznego punktu widzenia, można wyróżnić dwie klasy metod oceny sił mięśniowych układu stomatognatycznego. Pierwszą stanowią metody, w których wektory sił mięśniowych zastępuje się jedną siłą wypadkową (Margielewicz i inni, 2007; Weijs, 1989). Drugą natomiast reprezentują metody, których podstawą jest bezpośrednia identyfikacja sił w mięśniach. Do grupy tej zaliczane są metody wykorzystujące np.: kryteria optymalizacyjne (Osborn i inni, 1985; Trainor i inni, 1995), formalizm metody ele-

mentów skończonych (Chladek, 2000; Ichim i inni, 2007; Iwaszki i inni, 2003), sztywnych elementów skończonych (SES) oraz inne specjalistyczne oprogramowanie inżynierskie takie jak np.: Adams czy I-Deas (Korioth i inni, 1994; Peck i inni, 2007; Sellers i inni, 2004).

Pomimo niewątpliwych zalet wymienionych metod, cechują się one również określonymi wadami. Jedną z nich jest nieuwzględnianie podczas obliczeń numerycznych oddziaływania układu nerwowego. W miejscu tym należy zaznaczyć, że pomimo wielu prób, nie opracowano jak dotychczas jednoznacznej metodyki umożliwiającej weryfikację wyników badań modelowych, ponieważ jak dotychczas nie opracowano technologii pozwalającej na przeprowadzenie bezinwazyjnych pomiarów sił mięśni narządu żucia w warunkach klinicznych i laboratoryjnych. Z tego też względu w niniejszej pracy podjęto próbę matematycznego opisu działania mięśni, z uwzględnieniem wpływu oddziaływania układu nerwowego.

Zdaniem autorów identyfikacja sił mięśniowych, bez uwzględnienia wpływu układu nerwowego na mięśnie, nie odzwierciedla w pełni wpływu ich na sposób funkcjonowania narządu żucia.

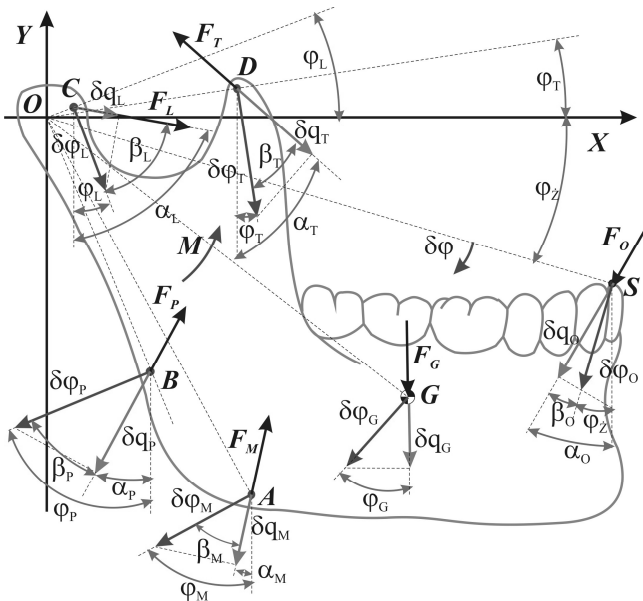
2. SFORMUŁOWANIE MODELU NUMERYCZNEGO

Model matematyczny układu stomatognatycznego, wprowadzono dla przypadku, gdy obciążenie zewnętrzne przyłożone jest symetrycznie do łuku żębowego. Mając na uwadze taki sposób obciążenia zuchwy można wówczas przestrzenny model narządu żucia, zredukować do płaskiego układu sił, którego schemat przedstawiono na Rys.1.

Brak precyzyjnych danych umożliwiających liczbowe zdefiniowanie lokalizacji przyczepów mięśni do zuchwy sprawia, że dużą popularnością w badaniach modelowych cieszą się rozwiązania uproszczone.

Zaletą rozwiązań uproszczonych jest możliwość zredukowania powierzchni przyczepów do punktów, co w konsekwencji powoduje uśrednienie kierunków działania wektorów sił mięśniowych. Niemniej jednak taka idealizacja narządu żucia jest dopuszczalna, ponieważ wyniki badań klinicznych przeprowadzone dla różnych typów twarzy: długich i krótkich, wykazały stosunkowo dobrą zbieżność linii działania sił mięśni narządu żucia. Najczęstszym sposobem podparcia modelu zuchwy, w miejscu występowania stawów skroniowo-zuchwowych jest zastosowanie stałych podpór przegubowych (punkt O , Rys. 1). Takie podparcie jest szczególnie wygodne i daje dobre efekty jeżeli analizuje się równowagę biostatyczną zuchwy obciążonej symetrycznie tzw. zwarcie centryczne (Chladek, 2000).

Mając powyższy fakt na względzie, podporę przegubową w przyjętym do badań modelowych układzie zlokalizowano w okolicy środka głowy wyrostka kłykciowego, z podporą tą związano nieruchomy układ współrzędnych, względem którego wyprowadzono zależności konieczne do przeprowadzenia symulacji komputerowych.



Rys. 1. Schemat ideowy narządu żucia

Na podstawie schematu ideowego (Rys. 1) wyprowadzono związki analityczne, zachodzące pomiędzy wektorami sił a przemieszczeniami przyczepów mięśni zuchwy. Związki te wyprowadzono zgodnie z formalizmem zasady prac przygotowanych:

$$-M \cdot \delta\varphi - F_M \cdot \delta q_M - F_P \cdot \delta q_P - F_T \cdot \delta q_T + F_L \cdot \delta q_L + F_O \cdot \delta q_O + F_G \cdot \delta q_G = 0. \quad (1)$$

W równaniu (1) poszczególne symbole oznaczają odpowiednio: M – moment bezwładności zuchwy, δq_i – przemieszczenia przygotowane F_O – obciążenie zewnętrzne, F_G – siła ciężkości zuchwy, F_M – siła w mięśniu żwaczu, F_P – siła w mięśniu skrzydłowo-przyśrodkowym, F_T – siła

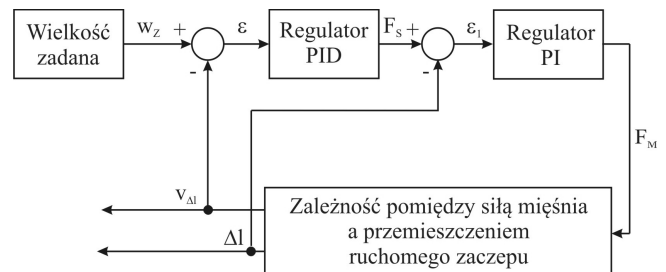
w mięśniu skroniowym, F_L – siła w mięśniu skrzydłowo-bocznym. Zależności analityczne charakteryzujące przemieszczenia przygotowane przyjmują wówczas postać:

$$\begin{aligned} \delta q_O &= \overline{OS} \cdot \cos(\alpha_O - \varphi_Z) \cdot \delta\varphi, & \delta q_G &= \overline{OG} \cdot \cos(\varphi_G) \cdot \delta\varphi, \\ \delta q_M &= \overline{OA} \cdot \cos(\varphi_M - \alpha_M) \cdot \delta\varphi, & \delta q_L &= \overline{OC} \cdot \cos(\alpha_L - \varphi_L) \cdot \delta\varphi, \\ \delta q_P &= \overline{OB} \cdot \cos(\varphi_P - \alpha_P) \cdot \delta\varphi, & \delta q_T &= \overline{OD} \cdot \cos(\alpha_T - \varphi_T) \cdot \delta\varphi. \end{aligned} \quad (2)$$

Podstawiając (2) do (1) otrzymuje się równanie, opisujące relację pomiędzy mięśniami, zuchwą a zewnętrznym obciążeniem. Oddziaływanie układu nerwowego na mięśnie narządu żucia odwzorowano natomiast przy użyciu metod stosowanych w teorii sterowania. Podstawą identyfikacji sił mięśniowych w takim ujęciu, jest wykorzystanie właściwości ujemnego sprzężenia zwrotnego.

Ujemne sprzężenie zwrotne, zapewnia porównanie wielkości regulowanej zadaną, w wyniku czego otrzymuje się sygnał błędny, który następnie przekazywany jest na wejście regulatora funkcjonującego jako układu nerwowego. Zadaniem regulatora jest takie oddziaływanie na mięśnie, by wielkości regulowane zostały skorygowane i ustalone na poziomie wartości zadanej.

Z punktu widzenia teorii sterowania, rozróżnia się sterowanie stałowartościowe oraz zmiennowartościowe. Sterowanie stałowartościowe mięśni narządu żucia, sprowadza się do zapewnienia stałej długości mięśni żwaczowych, niezależnie od wartości obciążenia przyłożonego do łuku zębowego zuchwy. W przypadku sterowania zmiennowartościowego, mięśnie żwaczowe ulegają wydłużeniu lub skróceniu, generując w tym samym czasie siły zapewniające realizację czynności fizjologicznych przez zuchwę. Na rysunku 2 przedstawiono ogólny schemat identyfikacji siły generowanej przez mięsień.



Rys. 2. Ogólny schemat blokowy identyfikacji siły w mięśni

Zastosowanie dodatkowej prędkościowej pętli sprzężenia zwrotnego spowodowane było tym, że wstępnie przeprowadzone symulacje komputerowe, w których uwzględniono jedynie pojedynczą pętlę sprzężenia zwrotnego, nie dostarczyły satysfakcjonujących wyników. Brak zakładanych wyników związany był przede wszystkim ze zbyt dużym przemieszczeniem kątowym zuchwy.

Formułując model obliczeniowy w pierwszej kolejności należy postawić sobie pytanie, które zmienne są wielkościami regulowanymi, a które sterującymi? Z teoretycznego punktu widzenia proces sterowania można opisać przy użyciu jednej lub wielu zmiennych. Ponadto jeżeli celem badań modelowych jest identyfikacja sił mięśni narządu żucia, należy ustalić liczbę pętli sprzężenia zwrotnego.

W ogólnym ujęciu liczba pętli sprzężenia zwrotnego jest wielokrotnością liczby mięśni uwzględnionych w symulacji

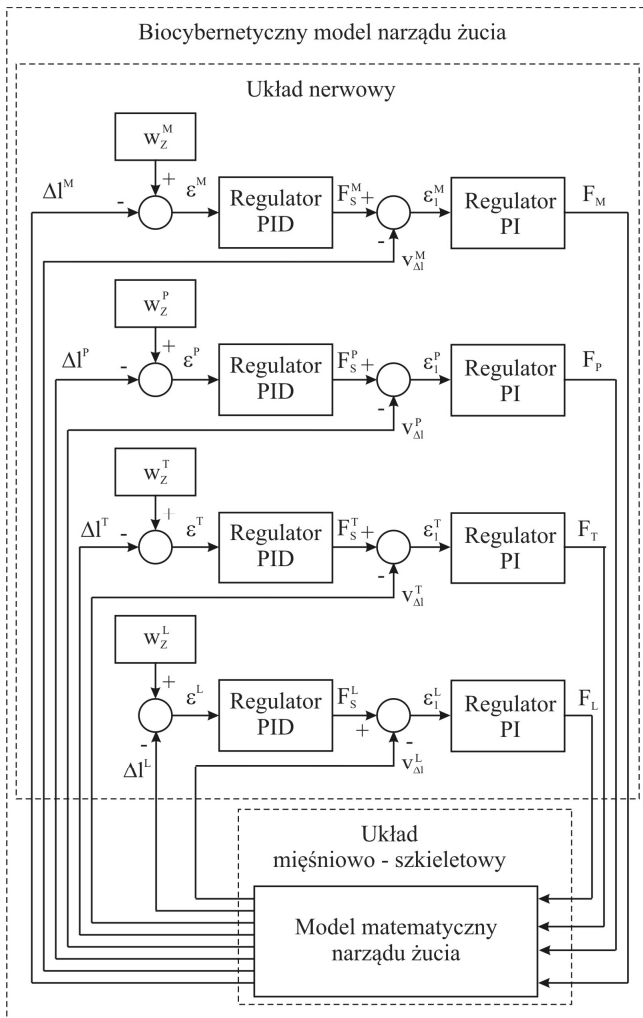
komputerowej. W niniejszej pracy jako wielkości regulowane przyjęto zmiany długości mięśni, natomiast wielkościami sterującymi są siły generowane przez mięśniowe. Mając powyższe założenia modelowe na uwadze, zdefiniowano kryteria sterowania, które przyjmują postać:

$$\int_0^{\infty} \varepsilon(t) dt = 0 \Rightarrow \int_0^{\infty} (w_z - \Delta l) dt = 0, \quad (3)$$

gdzie: $\varepsilon(t)$ - błąd regulacji, w_z - wielkość zadana skurczu lub rozkurczu, Δl - przyrost długości mięśnia.

Kryterium (3) „mówi”, że podczas obciążania łuku zębowego siłą zewnętrzną, długość mięśnia nie może ulec zmianie, niezależnie od wartości wywieranego obciążenia na żuchwę.

W dalszym ciągu pracy zamieszczono schemat blokowy (Rys. 3), który jest podstawą identyfikacji sił mięśniowych narządu żucia. Indeksy górne określają pętle sprzężeń zwrotnych, w których obliczane są odpowiednie siły mięśniowe, i tak poszczególne symbole odpowiadają mięśniom: M - żwacz, P - skrzydłowo-przyśrodkowy, T - skroniowy, L - skrzydłowo-boczny.



Rys. 3. Schemat blokowy identyfikacji sił mięśni żwaczowych, uwzględniający oddziaływanie układu nerwowego

Prawa sterowania wyprowadzone na podstawie schematu blokowego (Rys. 3) dane są zależnościami:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varepsilon^L(t) = w_z^L(t) - \Delta l^L(t) \\ F_S^L(t) = K_1^L \cdot \varepsilon^L(t) + T_{1l}^L \int \varepsilon^L(t) dt + T_D^L \frac{d\varepsilon^L(t)}{dt} \\ \varepsilon_1^L(t) = F_S^L(t) - v_{\Delta}^L(t) \\ F_L(t) = K_2^L \cdot \varepsilon_1^L(t) + T_{2l}^L \int \varepsilon_1^L(t) dt \\ \varepsilon^L(t) = w_z^L(t) - \Delta l^L(t) \\ F_S^T(t) = K_1^T \cdot \varepsilon^T(t) + T_{1l}^T \int \varepsilon^T(t) dt + T_D^T \frac{d\varepsilon^T(t)}{dt} \\ \varepsilon_1^T(t) = F_S^T(t) - v_{\Delta}^T(t) \\ F_T(t) = K_2^T \cdot \varepsilon_1^T(t) + T_{2l}^T \int \varepsilon_1^T(t) dt \\ \varepsilon^P(t) = w_z^P(t) - \Delta l^P(t) \\ F_S^P(t) = K_1^P \cdot \varepsilon^P(t) + T_{1l}^P \int \varepsilon^P(t) dt + T_D^P \frac{d\varepsilon^P(t)}{dt} \\ \varepsilon_1^P(t) = F_S^P(t) - v_{\Delta}^P(t) \\ F_P(t) = K_2^P \cdot \varepsilon_1^P(t) + T_{2l}^P \int \varepsilon_1^P(t) dt \\ \varepsilon^M(t) = w_z^M(t) - \Delta l^M(t) \\ F_S^M(t) = K_1^M \cdot \varepsilon^M(t) + T_{1l}^M \int \varepsilon^M(t) dt + T_D^M \frac{d\varepsilon^M(t)}{dt} \\ \varepsilon_1^M(t) = F_S^M(t) - v_{\Delta}^M(t) \\ F_M(t) = K_2^M \cdot \varepsilon_1^M(t) + T_{2l}^M \int \varepsilon_1^M(t) dt \end{array} \right. \quad (4)$$

gdzie: $\varepsilon^i(t)$ - błędy regulacji, $w_z^i(t)$ - wielkości zadane, Δl^i - wielkości sterowane, $\varepsilon_1^i(t)$ - błędy regulacji w prędkościowych pętlach sprzężenia zwrotnego, $K_j^i(t)$ - wzmacnienia regulatorów, T_D^i , T_{1l}^i , T_{2l}^i - stałe czasowe regulatorów, F_i - siły mięśni.

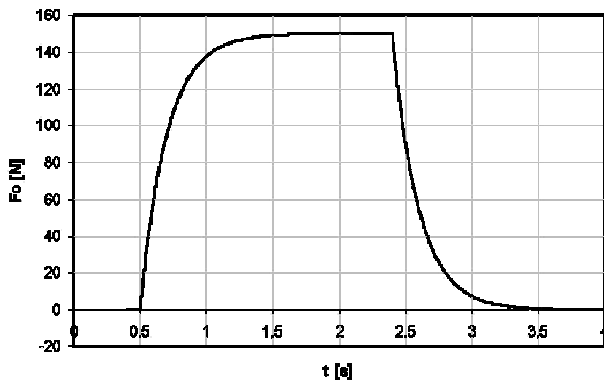
Schemat blokowy (Rys. 3) oraz zależności analityczne są podstawą do przeprowadzenia badań modelowych, w których uwzględniono wpływ układu nerwowego na wielkości sił generowanych przez mięśnie narządu żucia.

3. BADANIA MODELOWE

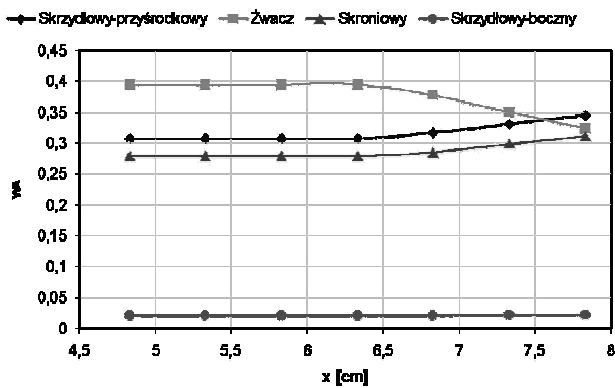
W przeprowadzonych badaniach modelowych mających na celu identyfikację sił mięśni żwaczowych, zastosowano regulatory o działaniu ciągłym typu PID oraz PI. Dodatkowo formułując model obliczeniowy, przyjęto następujące założenia modelowe:

- Identyfikację sił mięśniowych, badano w tzw. zwarcu centrycznym.
- Głowa wyrostka kłykciowego żuchwy, przyjmuje stabilne położenie w stawie skroniowo-żuchwowym.
- Regulatory odwzorowujące oddziaływanie układu nerwowego, funkcjonują na zasadzie regulacji stałwartościowej.
- Założono ograniczenia związane z maksymalną wydolnością poszczególnych mięśni żwaczowych.
- Łuk zębowy żuchwy obciążono siłą zewnętrzną, której przykładowy profil przedstawiono na Rys. 4.

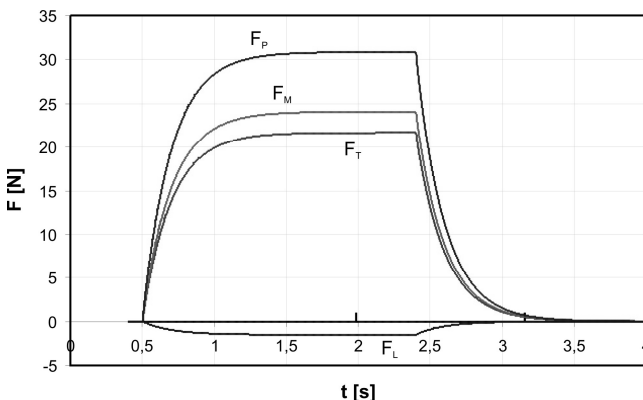
Wyniki obliczeń numerycznych przedstawiono w postaci wykresów czasowych reprezentujących charakter zmiany wartości wektorów siły mięśniowej (Rys. 6 i 7).



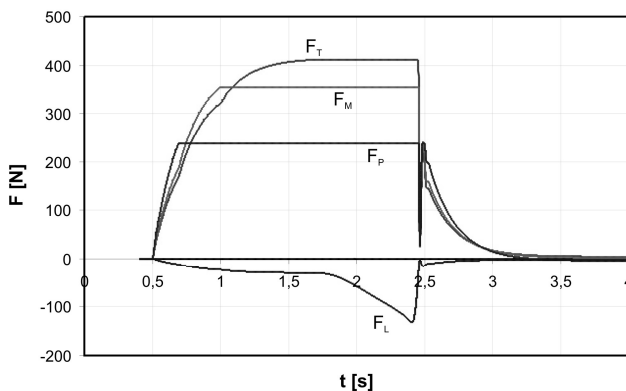
Rys. 4. Graficzne zobrazowanie kształtu krzywej, modelującej zmianę obciążenia przyłożonej do łuku zębowego żuchwy



Rys. 5. Współczynniki aktywności mięśni żwaczowych



Rys. 6. Przebiegi czasowe sił mięśni żwaczowych podczas obciążenia żuchwy siłą F_0 równą 30[N]



Rys. 7. Przebiegi czasowe sił mięśni żwaczowych podczas obciążenia żuchwy siłą F_0 równą 367[N]

Ujemne wartości sił generowanych przez mięśnie skrzydłowe-boczne (F_L), wynikają z przyjętego w modelu zwrotu wektora siły mięśniowej. Ze względu na ograniczenia objętościowe artykułu, autorzy nie zamieszczają przebiegów czasowych: błędów regulacji oraz przemieszczenia kąтового żuchwy. Przy maksymalnym obciążeniu łuku zębowego siłą zewnętrzną (Rys. 7), przemieszczenie kątowe żuchwy nie przekroczyło wartości 1° , natomiast błędy regulacji określające zmianę długości mięśnia był mniejsze od 1mm.

4. WNIOSKI

Przedstawiona w prac metoda jest alternatywnym podejściem do tak postawionego zagadnienia badawczego, w stosunku do metod opublikowanych. Autorzy pracy podczas przeprowadzania przeglądu literaturowego nie spotkali się z problematyką identyfikacji sił mięśni żwaczowych, w których uwzględniane było oddziaływanie układu nerwowego. Zaproponowana metodyka identyfikacji sił mięśniowych, traktuje mięsie jako „czarne skrzynki”, których podstawowym zadaniem jest realizacja założonego prawa sterowania. W przeprowadzonych badaniach modelowych, założono kryterium stałowartościowej regulacji. Niemniej jednak w miejscu tym należy wyraźnie zaznaczyć, że możliwe jest przyjęcie prawa sterowania odwzorowującego zmiennowartościową regulację. Przyjmując w takiej postaci prawo sterowania, możliwe jest identyfikowanie sił mięśniowych narządu żucia podczas realizacji np.: aktu żucia. Na podstawie przeprowadzonych symulacji komputerowych można sformułować następujące wnioski:

- Podczas identyfikowania sił mięśni narządu żucia, nie jest wymagana znajomość modeli matematycznych mięśni, jak również definiowanie stopnia ich aktywności.
- Uwzględnienie ograniczeń wynikających z maksymalnej siły generowanej przez poszczególne mięśnie żwaczowe, możliwe jest określenie aktywności mięśni.
- Wraz z przemieszczaniem się obciążenia zewnętrznego w stronę zębów trzonowych, aktywność żwacza maleje, nie obserwuje się natomiast istotnej zmiany aktywności mięśnia skrzydłowo-boczno. (Rys. 5)
- W początkowym etapie obciążania, największą aktywność wykazują mięśnie: skrzydłowo-przyśrodkowe (F_P), żwacz (F_M), skroniowe (F_T) oraz skrzydłowo-boczne (F_L) (Rys. 6).
- Można sądzić, że aktywność poszczególnych mięśni jest wynikiem ich przestrzennej orientacji, która w ujęciu matematycznym zdeterminowana jest przez przemieszczenia przygotowane.
- Na podstawie zamieszczonych wyników badań modelowych można stwierdzić, że mięśnie skrzydłowo-boczne stabilizują żuchwę. Ich aktywność wzrasta w momencie osiągnięcia maksymalnych sił przez mięśnie: skrzydłowo-przyśrodkowe, żwacz oraz skroniowe (Rys. 7).

Celowym jest prowadzenie w dalszym ciągu badań modelowych, dotyczących identyfikacji sił mięśni żwaczowych w ujęciu biocybernetycznym. W przyszłych badaniach zaproponowaną w pracy metodykę, należy zastosować do przestrzennego modelu narządu żucia.

LITERATURA

1. **Chladek W.** (2000), System modelowania wybranych stanów mechanicznych żuchwy ludzkie, *Zeszyty Nauk. Pol. Śl.*, Ser. Hutnictwo, Nr 59, Gliwice.
2. **Ichim I., Kieser J.A., Swain M.V.** (2007), Functional significance of strain distribution in the human mandible under masticatory load: Numerical predictions, *Archives of Oral Biology*, 52, 465–473.
3. **Iwasaki L.R., Baird B. W., McCall W.D. Jr, Nickel J.C.** (2003), Muscle and temporomandibular joint forces associated with chincup loading predicted by numerical modeling, *American Journal of Orthodontics and Dentofacial Orthopedics*, Vol. 124, No. 5, 530-539.
4. **Korioth T., Hannam A.** (1994), Deformation of the human mandible during simulated tooth clenching, *J. Dent. Res.*, 73(1), 56-66.
5. **Margielewicz J., Chladek W.** (2007), Zasada prac przygotowanych w identyfikacji sił mięśni żwaczowych, *III Sympozjum nt.: Eksperyment i metody poznawcze w stomatologii, Nowoczesny Technik Dentystyczny*, Wydanie specjalne, 103-109.
6. **Osborn J., Baragar F.** (1985), Predicted pattern of human muscle activity during clenching derived from a computer assisted model: symmetric vertical bite forces, *Journal Biomechanics*, Vol 18 No 8, 599-612.
7. **Peck C. C., Hannam A.G.** (2007) Human jaw and muscle modeling, *Archives of Oral Biology*, 52, 300–304
8. **Sellers W. I., Crompton R. H.** (2004) Using sensitivity analysis to validate the predictions of a biomechanical model of bite forces, *Annals of Anatomy*, No 186, 89-95
9. **Trainor P., McLachlan K., McCall W.**(1995), Modeling of forces in the human masticatory system with optimization of the angulations of the joint loads, *Journal Biomechanics*, Vol 28 No 7, 829-843.
10. **Weijs W. A.** (1989), The functional significance of morphological variation of the human mandible and masticatory muscle, *Acta Morphol Neerl Scand*, 27(1-2), 149-162.

MODELLING STUDYING AS THE TOOL OF THE IDENTIFICATION FORCES OF MANDIBULAR SYSTEMS MUSCLES

Abstract: The paper presents a methodology to identify the forces of masticatory muscles. The proposed approach was evaluated masticatory muscle forces, including the impact of the nervous system. This method of research is an alternative model of the problem of balance of masticatory biostatic, with respect to existing methods of calculations. In addition, in carrying out numerical calculations take into account constraints related to the maximum capacity of the individual muscles. The results of numerical calculations are presented in the form of time histories of forces of masticatory muscles and the characteristics of mapping decisions and brokering the impact of application of external load to the arch of the mandible.

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego N N518 384237 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego