

Janusz ĆWIKLAK
 Military University of Aviation (Lotnicza Akademia Wojskowa)

NUMERICAL SIMULATIONS OF BIRD STRIKES WITH THE USE OF VARIOUS EQUATIONS OF STATE

Symulacje numeryczne zderzeń ptaków ze statkiem powietrznym z wykorzystaniem różnych równań stanu

Abstract: *The paper presents results of numerical analyses of the collision of various bird models (dummies) with a helicopter windshield. Three different numerical bird models were elaborated. According to the subject literature, applying an appropriate equation of state has an influence on impact parameters. The author used the LS_DYNA software package. This is a computational code designed to analyse fast-changing phenomena by means of the finite-element method. SPH method has been used for bird strike simulations. In the research, three different equations of state have been used: Grüneisen's, polynomial and tabulated.*

Keywords: bird strikes, numerical simulations of bird strikes, equations of state

Streszczenie: *W artykule zaprezentowano wyniki analiz numerycznych zderzenia różnych modeli ptaka z oszkleniem helikoptera. Opracowano trzy różne modele numeryczne ptaka. Jak wynika z analizy literatury przedmiotu badania zastosowanie odpowiedniego równania stanu (EOS, Equation of State) wpływa na parametry zderzenia. W badaniach wykorzystano pakiet oprogramowania LS-DYNA. Jest to kod obliczeniowy do analizy zjawisk szybko-zmiennych metodą elementów skończonych. Modele ptaków opracowano z wykorzystaniem metody SPH. W analizach uwzględniono trzy różne równania stanu, takie jak: Grüneisena, wielomianowej oraz w postaci tabelaryzowanej.*

Słowa kluczowe: kolizje statków powietrznych z ptakami, numeryczne symulacje zderzeń, równania stanu

1. Introduction

Bird strikes can result in significant structural damage to an aircraft and thus constitute a serious threat to aircraft safety. In helicopters, the most vulnerable parts are the windshield, the front of the fuselage and rotor blades [2]. Therefore, all front aircraft components are required by aviation authorities to demonstrate certification in case of a bird strike before newly developed aircraft may enter into operation.

The legal regulations concerning the strength requirements for the helicopter glazing include the specifications C3-23-29 [16]. According to these specifications, the windshield, in the category of a heavy helicopter, should withstand a strike of a bird with a mass of 1 kg, by the speed of 180 km/h, and at the altitude of 2438 m. There are no requirements for the category of light helicopters and airplanes. Taking into account the events that occurred, when the bird mass exceeded 1 kg, the windshield was damaged, and the bird remains got into the cockpit, the author decided to examine similar cases in a numerical environment [17].

The numerical analyses have been successfully used for designing aircraft capable of withstanding bird strikes for over 30 years. They proved to be effective and considerably cheaper than certification tests involving real birds [6, 8].

The collision of an aircraft with a bird can be numerically modelled by means of the classic Lagrangian method, ALE coupling (Arbitrary-Lagrangian Eulerian) and SPH method (Smoothed Particle Hydrodynamics) [6, 12]. Several studies, in which the authors compare the results obtained by the above methods, are available [6, 7, 8]. Taking into account that due to the bird strike, heavy deformations to the object occur (bird model deformations), the most suitable appears to be the SPH method [3].

Designing a bird model that will reflect the behaviour of a real bird is crucial for bird strike numerical analysis. Apart from determining its shape and parameters, such as dimension, mass, density and porosity, it is significant to apply an appropriate equation of the state of the materials chosen for bird modelling [3, 4, 12, 13].

Generally, an equation of state describes a relationship between density and pressure during a collision. After analysing the subject literature, it may be concluded that there is no universal method for choosing EOS [3, 6], which is determined either analytically or experimentally.

The majority of the researchers select one of the available options provided by the software used. Taking into account the available information from [6], approximately 20 authors relied on polynomial EOS. The next most popular options were Grüneisen and tabulated EOS. Some of them applied the Murnaghan method.

The majority of the analysed papers relied on the application of the appropriate EOS based on the results of the experimental studies of other researchers, which included the collision of the gelatin dummy birds with rigid plates [3, 6, 12, 13]. An example of that can be the work of Smojver, who analysed various EOS and compared them with the results of theoretical and experimental investigations. The conclusions resulting from his research can be boiled down to the statement that Grüneisen's EOS correlates well with the results of theoretical calculations without taking porosity into account. On the other hand, the use of the

polynomial EOS with a porosity of 10% reflects the results of experimental research accurately [13].

In contrast to the EOS studies listed above, which are based on homogeneous strikes of bird dummies with a rigid metal plate, this article presents an analysis of impact parameters with a helicopter windshield using the selected EOS.

2. Research methodology

To conduct an analysis of a bird strike on an aircraft windshield, the author used the LS-DYNA software package. This is a computational code designed to analyse fast-changing phenomena by means of the finite-element method [10].

The analyses used the SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) method. It was applied in MES numerical analyses to prevent limitations related to FEM mesh deformation occurring when dealing with large deformations.

Within the conducted analyses, the impacted object was a helicopter windshield. The windshield of Agusta A-109 was selected [18, 19].

2.1. Windshield model

The numerical model of the windshield consists of 9,339 finite elements and 9,516 nodes. Belytschko-Tsay shell elements with five degrees of freedom at each node were selected. The shell elements were characterised by the windshield glass thickness of 3.81 mm of the Agusta A-109 helicopter [18]. To this end, the LS-PrePost generator was used, which formed a solid element mesh by adding thickness to the existing shell elements.

The windshield of the Agusta A-109 helicopter is made from acrylic glass [14]. The elastic-perfectly plastic model was used, and the reinforcement modulus was equal to 0. The material model that was used took into account the failure; thus, the components of the windshield model, in which the failure strain was exceeded ($FS = 0.067$), underwent erosion, i.e., were removed from the model during the simulation [2, 14].

2.2. Bird models

The dimensions of the bird models were determined based on an assumed bird mass (3.6 kg) and material's density. For a cylinder with hemispherical ends (model no. 4), the author assumed the ratio of the model length and the diameter, which is 2:1. ($D = 142.52$ mm and $L = 285.04$ mm), whereas the number of SPH particles amounted to 28784.

For the stork model of a simplified shape (model no. 1), the following parameters were assumed: mass = 3.6 kg, 70% of the mass is the bird's torso, the densities of the material for bird's body parts equalled respectively: 900 kg/m^3 – head, 1500 kg/m^3 – neck, 1150 kg/m^3 – torso; 590 kg/m^3 – wings.

Generating the bird model, the following simplifications were made: the bird's beak, feet, legs, and the tail were ignored. The shape of the torso, the head and the neck were assumed to be cylindrical, and the shape of the wings was assumed to be rectangular with hemispherical ends. The wingspan of the bird's model was 757.58 mm. While developing the shape of particular parts of the simplified stork model, work [11] was taken into consideration.

Next, the author created a stork model with similar parameters to that of the shape of a real bird (model no. 2). Thus, a solid stork model was applied. It was used to create the SPH model with the following parameters: mass = 3.6 kg, 68% - bird's torso with legs and feet, 22 % - wings, 10 % - neck, head and beak.

The above-mentioned model consists of 37,638 SPH elements. The bird's length from beak to tail equals 991.83 mm, and the wingspan is 1,534.15 mm. The biometric parameters correspond to the parameters of the stork of average size [20]. The dimensions of a real stork (length and wingspan) were two times bigger than the model of the simplified shape. While generating the SPH particles, attempts were made to make similar distances between them in each of the three models. The distances equalled on average 6 mm.

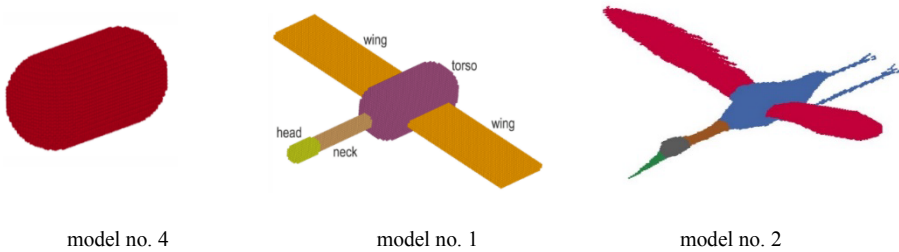


Fig. 1. Bird models used in FE analyses: cylinder-shaped model with spherical endings (model no. 4) bird model with a simplified shape (model no. 1) stork model similar to the real stork (model no. 2)

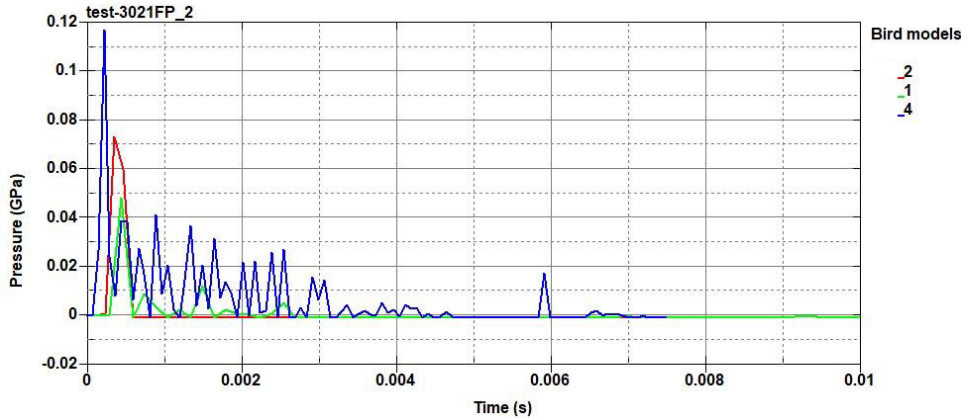


Fig. 2. Distribution of Hugoniot pressure and steady flow during a bird impact

To perform a preliminary validation of the bird models, results of numerical analyses were compared with experimental investigations described in Willbeck’s work [15]. Pressure graphs were demonstrated in fig. 2. The analysis of the obtained curves of pressure distribution shows that their shape is similar to those obtained in the above-mentioned investigation. It is possible to distinguish Hugoniot peak pressure and steady flow.

2.3. Parameters of the numerical analysis

To immobilize the windshield, which means to fix it to the helicopter frame, all the nodes on the windshield edge were grouped in a set of nodes, and all the translational degrees of freedom in x , y , z directions were constrained. The rotational degrees towards all the three axes of the global coordinate system were also constrained.

Contact model of nodes with the surface was used. The function of the master segment was served by the windshield, whereas the slave segment was the dummy bird. The analyses took into consideration the friction coefficient between the contact objects, which equalled 0.1. We adopted the default or recommended values for the majority of the required parameters [3].

The velocity of the object impacting the windshield was determined based on the helicopter cruise speed, which was 285 km/h (79.167 m/s) [18]. This is the speed of the dummy bird striking a fixed windshield. It was adopted that the analysis time is from 10 to 20 ms depending on the type of a bird model.

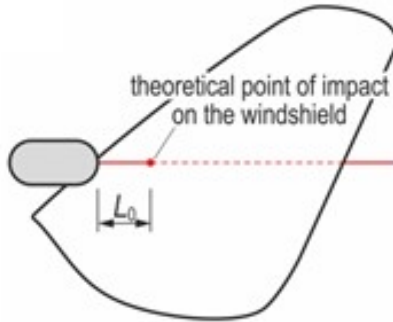


Fig. 3. Position of bird models in the initial moment of analysis for all bird models

In the initial analysis, for all the three variants of the dummy bird model, the boundary particle or the node of the model were positioned at an equal distance from the theoretical piercing point on the windshield, which has been illustrated in fig. 2.

In order to avoid instability, time step $6e-6s$ was applied, which was obtained by equation 1, based on Courant-Friedrichs-Lewy (CFL) condition for the SPH method:

$$\Delta t \leq 0.1 \frac{h}{u} \quad (1)$$

where, 0.1 is a constant factor, h particle spacing in SPH, and u is the maximum velocity in the computation [1].

2.4. Equations of state (EOS)

An equation of state is a relation between density (volume), internal energy, temperature, pressure P , and it may be expressed as:

$$P = P(V,E) = P(V,T) \quad (2)$$

where V , E and T are volumes, internal energy and temperature respectively. Equation of state for gases is a well-known equation:

$$PV = nRT \quad (3)$$

where R is the individual gas constant and depends on the particular gas [3].

There are no equations of state for liquids and gases derived analytically. Therefore, they are generated empirically based on experimental studies. Applying the appropriate EOS during bird model designing is crucial for numerical analyses of a bird strike. One of the EOS derived specifically for solids is Mie–Grüneisen equation of state. Nonetheless,

according to the subject literature, the Mie–Grüneisen equation [3, 6] was applied to model the hydrodynamic behaviour of a bird.

All EOS have some constants that can be predefined but cannot be measured directly. A standard method is to use analytically simplified approximations or parameters based on experimental data.

The application of the appropriate EOS depends on the software used, which usually does not provide the user with a wide selection of EOS. In the research, three different equations of state have been studied Mie–Grüneisen, polynomial and tabulated.

MIE-GRUNEISEN EOS:

The equation defines the pressure in the shock-compressed material as [3]:

$$p = \rho_0 C^2 \mu \left\{ \frac{\left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{a}{2} \mu^2 \right]}{\left[1 - (S_1 - 1) \mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2} \right]^2} \right\} + (\gamma_0 + a\mu)E, \quad (4)$$

whereas for the expanded material, as:

$$p = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + a\mu)E, \quad (5)$$

where:

- C – bulk speed of sound,
- γ_0 – Grüneisen gamma,
- S_1 – linear coefficient,
- S_2 – quadratic coefficient,
- S_3 – cubic coefficient,
- a – first order volume correction to γ_0 ,
- μ – volume parameter, expressed as $\mu = (\rho/\rho_0) - 1$,
- ρ – actual density,
- ρ_0 – initial density,
- E – internal energy per unit of mass.

POLYNOMIAL EOS:

In this EOS, a form of polynomial is used [3, 7, 13].

$$p = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 \quad (6)$$

where: C_0, C_1, C_2 and C_3 are constants connected to material and μ is a coefficient based on the relation of current density ρ to initial density ρ_0 .

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \tag{7}$$

TABULATED EOS:

Pressure P in the tabulated EOS equals [7]:

$$P=C(\epsilon_V)+\gamma T(\epsilon_V)E \tag{8}$$

where:

C – the constant array,

T – the temperature constant,

ϵ_V – volumetric strain given by the natural logarithm of the relative volume,

E – internal energy.

Since the change in temperature can be overlooked in regard to a collision of a bird with aircraft, the equation of state is given as follows:

$$P=C(\epsilon_V) \tag{9}$$

Table 1

EOS coefficients in the tabulated form [7]

lp	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ϵ_V	1	0	-0.0953	-0.1044	-0.1124	-0.1178	-0.1258	-0.1310	-0.1484	-0.2327
c	-5000	0	294	1470	2940	4410	5880	7350	14700	73500

3. Results

In the course of the studies, a variety of impact parameters were analysed, such as contact force, windshield deflection, distribution of energy, strain, pressure, etc. Below, a few of them are presented. By analyzing the impact force curve, the windshield piercing time can be identified (maximum force value). In figures 4, 6, and 8, it is the time of the steep plunge of the impact force. Taking into account the bird model shape and EOS type

applied, it can be noticed that in the case of a real-life bird model differences between the curves occur after windshield piercing, which indicates that the type of EOS applied impacts the deformation process.

An interesting comparative analysis was to check whether the application of various equations of state has an influence on the velocity at which windshield damage occurs. The differences in these velocities are only a few percent. The other impact parameters, such as internal energy distribution, pressure or strain were of similar character. These analyses were the subject of another work sent for publication.

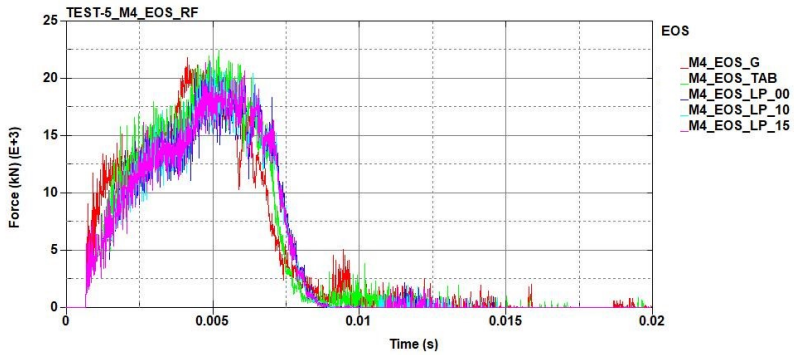


Fig. 4. Impact force depending on the type of EOS applied for cylinder-shaped model

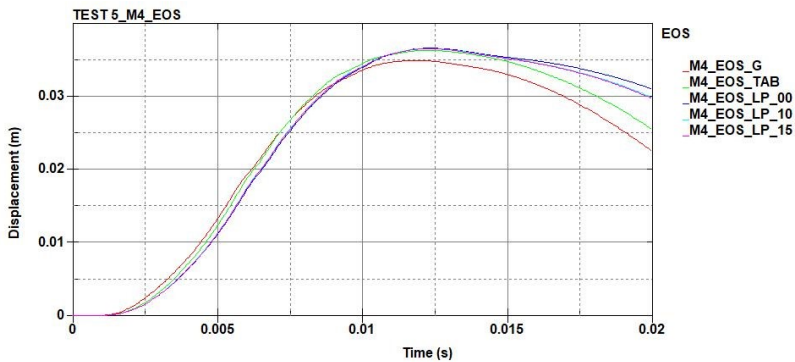


Fig. 5. Windshield deflection depending on the type of EOS applied for cylinder-shaped model

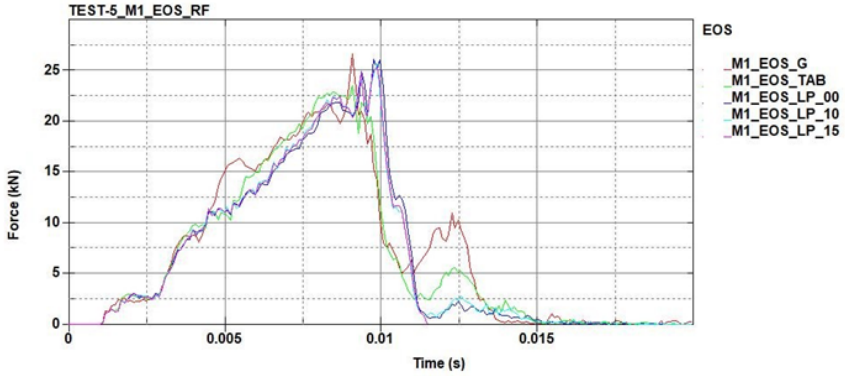


Fig. 6. Impact force depending on the type of EOS applied for bird model with a simplified shape

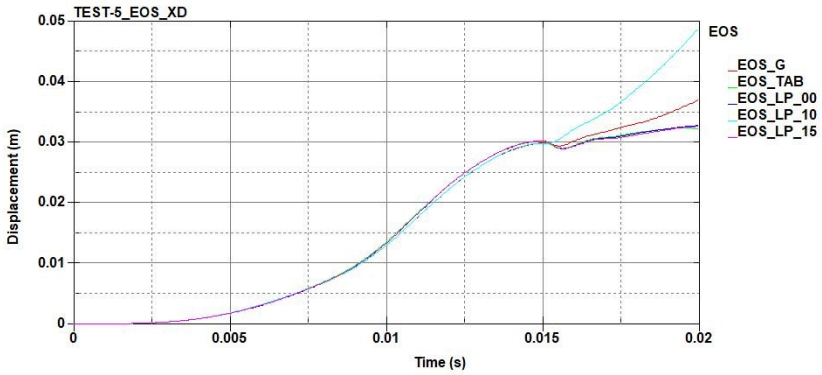


Fig. 7. Windshield deflection depending on the type of EOS applied for stork model with a simplified shape

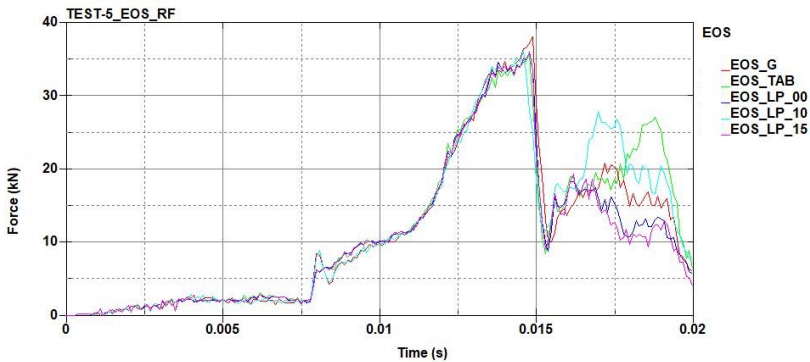


Fig. 8. Impact force depending on the type of EOS applied for real-life bird model

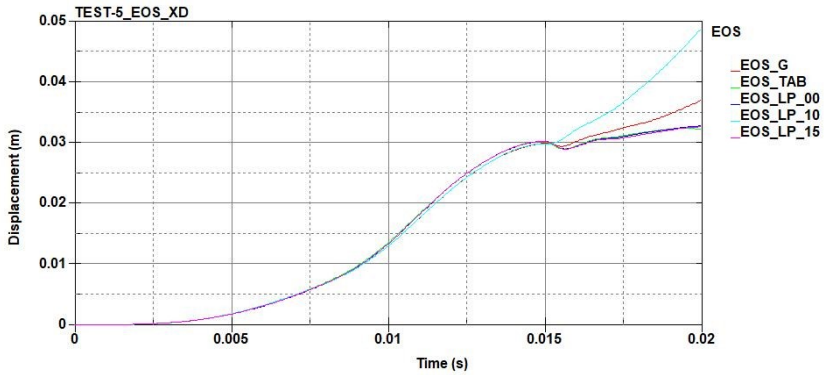


Fig. 9. Windshield deflection depending on the type of EOS applied EOS real-life bird model

In the cylinder-shaped (fig. 4) and real-life stork (fig. 6) models, the fastest way to pierce the windshield is to use the Grüneisen's EOS. In the case of the tabulated EOS and polynomial EOS, it is approximately 1 ms longer. Further differences can be identified regarding impact forces as well. Examining the cylinder-shaped model, the highest values were measured for Grüneisen's EOS and tabulated EOS (fig. 4). By contrast, in regard to the model of the simplified shape (model no. 1), applying the tabulated EOS resulted in achieving smaller force compared to others by approx. 6 kN (fig. 6). As can be seen in fig. 8, similarly to the case of model No. 1 (fig. 6), the maximum value of impact force reaches the highest value for Grüneisen's EOS. Probably, this results from not considering a porosity in this EOS. Analysing the curves of windshield deflection, it can be concluded that their character is similar (figs. 5, 7, 9). Differences spotted regard the maximum windshield deflection just before its piercing and amounted respectively to model no. 4 – approx. 36 mm, model no. 1 – approx. 25 and model no. 2 – approx. 30 mm.

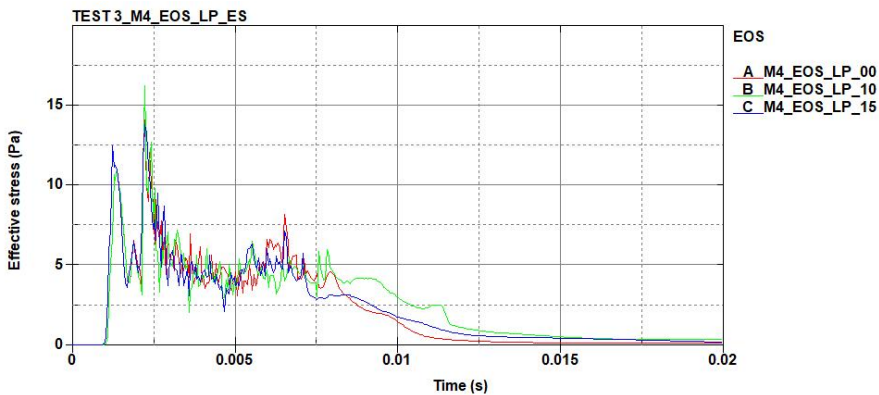


Fig. 10. Strain distribution depending on porosity - model no. 4

It is interesting to analyse the stress distribution in the aspect of various material porosity. As can be concluded from fig. 10, the highest value of stress was measured in regard to 10% porosity, not to 0%. The differences in the windshield deformation depending on the bird model are presented in fig. 11.

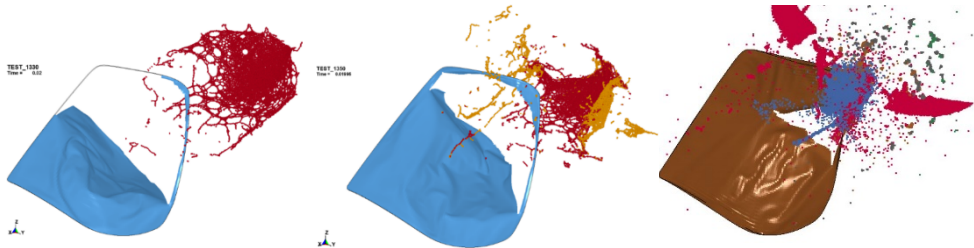


Fig. 11. Windshield deformation depending on bird model

The strain and the size of the failures depend on the shape of the model for the same impact parameters. It turns out that the model in shape similar to the real stork caused fewer damages than the others.

4. Conclusions

The paper presents the results of numerical analyses of three dummy birds, which differ in shape, mass, dimensions and other parameters, during the impact process with the helicopter windshield. Taking into account an analysis of the available subject literature as well as previous research conducted by the author, the SPH method for bird modelling was selected for modelling the birds. Different equations of state were applied in order to determine its influence on the impact parameters such as impact force, strain, windshield deflection. Comparing the results of the selected parameters, it can be concluded that EOS applied has an impact on the windshield deformation and strain distribution, particularly in the aspect of the material porosity. The results of the research are similar to these presented by other authors. The use of the multi-material real-life bird model coupled with Grüneisen's equation of state reflects quite accurately heavy failures that occur during a bird strike, which confirms the results of other investigators, especially in relation to the numerical analysis of collisions with aircraft windshield.

5. References

1. Ansari H.: Bird strike damage analysis on a model of a business jet composite wing leading edge. Unpublished MSC by Research Thesis. Coventry: Coventry University, 2016.

2. Cwiklak J.: Study of aircraft collisions with birds - numerical analysis. Biblioteka Problemów Eksploatacji, Wydawnictwo Naukowe Instytutu Technologii Eksploatacji, Radom 2016.
3. Hedayati R., Sadighi M.: Bird strike: An Experimental, Theoretical and Numerical Investigation, Woodhead Publishing in Mechanical Engineering, an Imprint of Elsevier, Cambridge, England, 2016.
4. Hedayati R., Ziaei-Rad S.: Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method. *International Journal of Crashworthiness*, 17 (4), 2012.
5. Hedayati R., Ziaei-Rad S., Eyvazian A.: Bird strike analysis on a typical helicopter windshield with different lay-ups. *Journal of Mechanical Science and Technology* 28 (4), 2014.
6. Heimbs S.: Computational methods for bird strike simulations: A review. *Computers and Structures*, Vol. 89, 2011.
7. Huertas-Ortecho C.: Robust Bird-strike modeling using LS-DYNA. Master thesis, University of Puerto Rico, 2006.
8. Lavoie M., Gakwaya A., Nejad Ensan M., Zimcik G.: Review of existing numerical methods and validation procedure available for bird strike modelling. *ICCES*, Vol. 2, No. 4, 2007.
9. Delsart D., Boyer F., Vagnot A.: Assessment of a substitute bird model for the prediction of bird-strike of helicopters structures, *Proceedings of the 7th International Conference on Mechanics and Materials in Design Albufeira/Portugal 11-15 June 2017*. Editors J.F. Silva Gomes and S.A. Meguid, Publ. INEGI/FEUP 2017.
10. LS-DYNA Keyword User's Manual, Vol. I, Livermore Software Technology Corporation, USA 2007.
11. McCallum S.C., Constantinou C.: The influence of bird-shape in bird-strike analysis. 5th European LS-DYNA Users Conference, Paper No. 2c-77, Birmingham, United Kingdom 2005.
12. Nizampatnam LS.: Models and methods for bird strike load predictions. PhD thesis, Wichita State University 2007.
13. Smojver I., Ivančević D.: Advanced Modelling of Bird Strike on High Lift Devices Using Hybrid Eulerian–Lagrangian Formulation. *Aerospace Science and Technology*, vol. 23, no. 1, 2012.
14. Wang F.S., Yue Z.F., Yan W.Z.: Factors study influencing on numerical simulation of aircraft windshield against bird strike, *Shock and Vibration*, Vol. 18, 2011.
15. Wilbeck J.S.: Impact behavior of low strength projectiles, Report No. AFML-TR-77-34, Air Force Materials Lab., Air Force Wright Aeronautical Lab's, Wright-Patterson Air Force base, 1977.
16. Certification Specifications for Large Rotorcraft, CS-29, Amdt 2, 2011.
17. N109TK, EW/C2011/07/10, AAIB Bulletin, 3/2012.
18. <http://www.agustawestland.com/product/helicopters/aw109-power-2>.
19. <https://grabcad.com/library/augusta-a-109-1>.
20. https://en.wikipedia.org/wiki/White_stork.

SYMULACJE NUMERYCZNE ZDERZEŃ PTAKÓW ZE STATKIEM POWIETRZNYM Z WYKORZYSTANIEM RÓŻNYCH RÓWNAŃ STANU

1. Wprowadzenie

Kolizje z ptakami stanowią poważne zagrożenie dla konstrukcji samolotów, ponieważ mogą doprowadzić do poważnych uszkodzeń strukturalnych. W śmigłowcach szczególnie wrażliwe na zderzenie z ptakiem są: szyba przednia, przednia część kadłuba, a także łopaty wirnika [2]. W efekcie urzędy lotnictwa wymagają, by wszystkie przednie elementy posiadały certyfikację na wypadek zderzeń z ptakiem zanim zostaną dopuszczone do eksploatacji.

Regulacje prawne odnośnie do wymogów wytrzymałości oszklenia kabiny statków powietrznych zawierają specyfikacje CS-23-29 [16]. Jak wynika z tych specyfikacji, szyba w kategorii śmigłowca ciężkiego powinna wytrzymać zderzenia z ptakiem o masie 1 kg przy prędkościach 180 km/h na wysokości 2438 m. Natomiast nie ma wymogów odnośnie do kategorii śmigłowców lekkich. Biorąc pod uwagę zaistniałe zderzenia, gdy masa ptaka była większa niż 1 kg, nastąpiło zniszczenie szyby i szczątki ptaka znalazły się w kabinie, postanowiono zbadać podobne przypadki w środowisku numerycznym [17].

Od ponad 30 lat wykorzystuje się powszechnie obliczeniowe techniki numeryczne do wstępnego projektowania elementów statków powietrznych odpornych na zderzenia z ptakami i stanowią one skuteczne narzędzie w porównaniu z kosztownymi fizycznymi testami certyfikacyjnymi z ptakami rzeczywistymi [6, 8].

Zderzenie obiektu latającego, jakim jest statek powietrzny, z ptakiem może być modelowane numerycznie metodą klasyczną Lagrange'a, ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) oraz techniką SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) [6, 12]. W literaturze można znaleźć szereg prac, w których autorzy porównują wyniki uzyskane ww. metodami obliczeniowymi [6, 7, 8]. Z uwagi na fakt, iż w wyniku zderzenia mamy do czynienia z dużymi deformacjami obiektu (deformacje ptaka) najbardziej optymalne wydaje się podejście wykorzystujące technikę SPH [3].

W procesie modelowania zderzenia statku powietrznego z ptakiem istotne jest opracowanie modelu ptaka, którego zachowanie podczas zderzenia będzie bliskie rzeczywistości. Oprócz wyboru odpowiedniego kształtu modelu oraz parametrów takich jak: wymiary, masa, gęstość, porowatość [3, 4, 12, 13] istotny jest wybór odpowiedniego równania stanu dla materiału przyjętego do modelowania ptaka.

Ogólnie rzecz ujmując, równanie stanu (EOS) opisuje związek pomiędzy gęstością a ciśnieniem podczas zderzenia. Analizując literaturę przedmiotu, można dojść do wniosku, że nie ma ustalonej analitycznie czy eksperymentalnie jednej, uniwersalnej reguły wyboru EOS [3, 6].

Generalnie większość badaczy wybiera jedną z opcji oferowanych przez wykorzystywane oprogramowanie. Biorąc pod uwagę dane z pracy [6], ok. 20 autorów opierało się na EOS wielomianowym. W następnej kolejności wykorzystywano EOS Grüneisena i w postaci stabelaryzowanej. Niektórzy stosowali metodę Murnaghana. Generalnie większość analizowanych prac skupiała się na zastosowaniu konkretnego EOS na podstawie wyników innych badaczy szczególnie badań eksperymentalnych, które polegały na zderzeniu modeli wykonanych głównie z żelatyny z metalową płytą [3, 6, 12, 13]. Przykładem może być m.in. praca Smojvera, który analizował różne EOS i porównywał z wynikami obliczeń teoretycznych i eksperymentalnych. Konkluzje wynikające z jego badań można sprowadzić do stwierdzenia, że EOS Grüneisena dobrze koreluje z wynikami obliczeń teoretycznych bez uwzględnienia porowatości. Natomiast użycie EOS w postaci wielomianowej z porowatością 10% dobrze odzwierciedla wyniki badań eksperymentalnych [13]. W odróżnieniu od wymienionych powyżej badań EOS na podstawie zderzeń homogenicznych modeli ptaków z twardą płytą stalową w niniejszym artykule przedstawiono analizy parametrów zderzenia z szybą śmigłowca z wykorzystaniem wybranych EOS.

2. Metodyka badań

W celu dokonania analizy zderzenia ptaka z szybą statku powietrznego wykorzystano pakiet oprogramowania LS-DYNA [10]. Jest to kod obliczeniowy do analizy zjawisk szybkozmiennych metodą elementów skończonych. W przeprowadzonych analizach wykorzystano technikę SPH. Znalazła ona zastosowanie w analizach numerycznych MES w celu uniknięcia ograniczeń związanych z deformacją siatki elementów skończonych podczas rozwiązywania zagadnień z silnymi deformacjami [6]. W ramach prowadzonych analiz obiektem uderzanym była szyba przednia śmigłowca. Wybrano szybę śmigłowca Agusta A-109 [18, 19].

2.1. Model szyby

Model numeryczny szyby składa się z 9339 elementów skończonych oraz 9516 węzłów. Wybrano elementy powłokowe Belytschko-Tsay z pięcioma stopniami swobody w każdym węźle. Elementom powłokowym zadeklarowano grubość szyby śmigłowca Agusta A-109, tj. 3,81 mm [18]. W tym celu wykorzystano generator LS-PrePost, który stworzył siatkę elementów bryłowych poprzez nadanie grubości istniejącym elementom powłokowym. Szyba śmigłowca Agusta A-109 wykonana jest ze szkła akrylowego [14]. Zastosowano model sprężysto idealnie plastyczny, przy czym moduł wzmocnienia był równy 0. Zastosowany model materiałowy uwzględniał niszczenie, w związku z czym

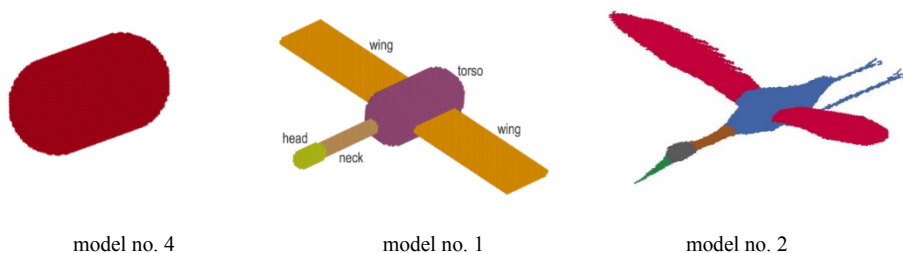
elementy modelu szyby, w których przekroczone zostały odkształcenia niszczące ($FS = 0,067$), ulegały erozji, tj. były usuwane z modelu w trakcie symulacji [2, 14].

2.2. Modele ptaka

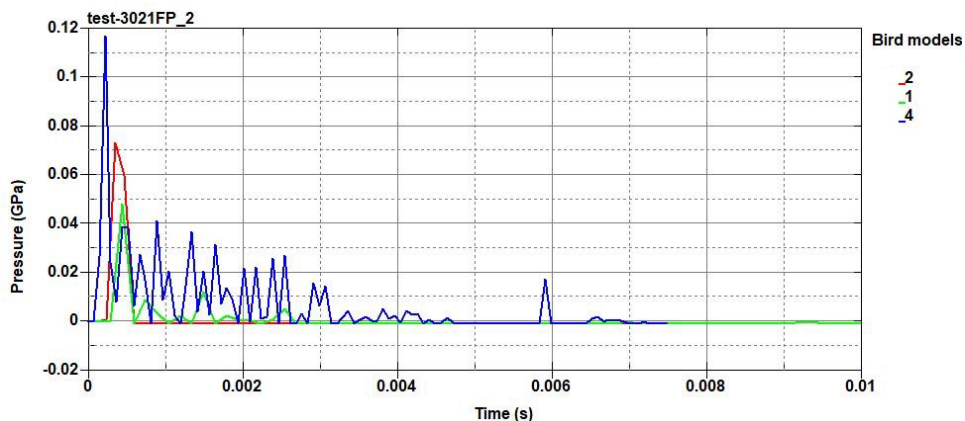
Wymiary modeli ptaka wyznaczono na podstawie przyjętej masy ptaka (3,6 kg) oraz gęstości materiału. Przyjęto do badań modele o masie 3,6 kg w celu porównania różnych kształtów modeli, w tym modelu bociana o parametrach zbliżonych do naturalnego bociana. Dla walca ze sferycznymi zakończeniami (model nr 4) przyjęto stosunek długości modelu do średnicy równy 2:1 ($D = 142,52$ mm i $L = 285,04$ mm), natomiast liczba cząstek SPH wynosiła 28784.

Dla modelu bociana o uproszczonym kształcie (model nr 1) przyjęto następujące parametry: masa = 3,6 kg; 70% masy stanowi korpus; gęstości części ciała ptaka wynosiły odpowiednio 900 kg/m^3 – głowa, 1500 kg/m^3 – szyja, 1150 kg/m^3 – korpus; 590 kg/m^3 – skrzydła. Generując model ptaka, przyjęto następujące uproszczenia: pominięto dziób, nogi i ogon ptaka; założono walcowy ze sferycznymi końcami kształt korpusu, głowy i szyi oraz prostopadłościenny z zaokrąglonymi krawędziami kształt skrzydeł. Uwzględniając powyższe dane oraz zastosowane uproszczenia, uzyskano model ptaka o masie 3,604 kg złożony z 29 972 cząstek SPH o długości 455,51 mm i rozpiętości 757,58 mm. Opracowując kształt poszczególnych części uproszczonego modelu bociana brano pod uwagę pracę [11].

W dalszej kolejności wykonano model bociana o parametrach zbliżonych do kształtu naturalnego ptaka (model nr 2). W tym celu wykorzystano bryłowy model bociana, w oparciu o który opracowano model SPH o następujących parametrach: masa = 3,6 kg; 68% – korpus ptaka wraz z nogami; 22% – skrzydła; 10% – szyja, głowa i dziób. Opracowany model składa się z 37 638 elementów SPH, długość ptaka od dzioba do ogona wynosi 991,83 mm, a rozpiętość skrzydeł 1534,15 mm. Parametry biometryczne odpowiadają parametrom średniej wielkości bociana [20]. Generalnie wymiary modelu naturalnego bociana (długość i rozpiętość) były dwa razy większe od modelu o uproszczonym kształcie. Generując cząsteczki SPH, starano się, aby odległości między nimi w każdym z trzech modeli były zbliżone i wynosiły średnio 6 mm.



Rys. 1. Modele ptaków: model w kształcie walca (model nr 4), model bociana o uproszczonym kształcie (model nr 1), model w kształcie zbliżonym do naturalnego bociana (model nr 2)



Rys. 2. Rozkład ciśnienia i przepływu ustalonego Hugoniota podczas uderzenia z ptakami

W celu wstępnej walidacji modeli ptaka porównano uzyskane w wyniku analiz numerycznych ciśnienia z wynikami badań eksperymentalnych opisanych w pracy Willbecka [15]. Przebiegi ciśnienia zaprezentowano na rys. 2. Rozkłady ciśnienia, a szczególnie ich kształt, są porównywalne do wspomnianych badań Wilbecka. Jest możliwe rozróżnienie zarówno piku ciśnienia Hugoniota, jak i przepływu ustalonego.

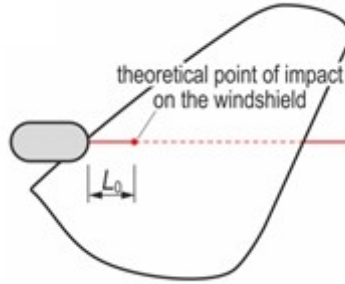
2.3. Parametry analizy numerycznej

W celu unieruchomienia szyby, co odpowiada zamocowaniu do konstrukcji nośnej śmigłowca, wszystkie węzły znajdujące się na krawędzi szyby zgrupowano w zbiór węzłów i odebrano wszystkie stopnie swobody – translacyjne na kierunkach x , y i z oraz rotacyjne względem wszystkich trzech osi globalnego układu współrzędnych.

Zastosowano model kontaktu węzłów z powierzchnią. Funkcję ciała nadrzędnego pełniła szyba, natomiast podrzędnego modele ptaka. W analizach uwzględniono współczynnik tarcia pomiędzy stykającymi się obiektami równy 0,1. Dla większości wymaganych parametrów związanych z tarciem przyjęto wartości domyślne lub rekomendowane [3].

Prędkość, z jaką nadlatujący obiekt uderzał w szybę, ustalono na podstawie prędkości przelotowej śmigłowca równej 285 km/h (79,167 m/s) [18]. Z taką prędkością model ptaka uderza w nieruchomą szybę. Czas analizy przyjęto od 10 do 20 ms w zależności od rodzaju modelu ptaka.

W chwili początkowej analizy, dla wszystkich trzech modeli ptaka, skrajna cząstka lub węzeł tegoż modelu znajdowały się w jednakowej odległości od teoretycznego punktu przebiecia szyby, co schematycznie przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Położenie modeli ptaka w chwili początkowej analizy

W celu zapewnienia stabilności obliczeń przyjęto krok czasowy 6e-6 s, który obliczono, wykorzystując warunek Courant-Friedrichs-Lewy (CFL), określony wzorem 1 dla metody SPH:

$$\Delta t \leq 0.1 \frac{h}{u} \quad (1)$$

gdzie 0,1 jest współczynnikiem stałym, h jest odległością pomiędzy cząstkami SPH, a u jest maksymalną prędkością cząstek przyjętą w obliczeniach [1].

2.4. Równania stanu (EOS)

Równanie stanu jest relacją pomiędzy gęstością (objętością), energią wewnętrzną, temperaturą i ciśnieniem, ciśnienie P może zostać wyrażone jako:

$$P = P(V,E) = P(V,T) \quad (2)$$

gdzie V , E oraz T są odpowiednio objętością, energią wewnętrzną i temperaturą. Dla gazów, równanie stanu jest opisane jako dobrze znane równanie:

$$PV = nRT \quad (3)$$

gdzie R jest stałą gazową i jest specyficzna dla danego materiału gazowego [3].

Dla ciał stałych i płynów nie istnieją równania stanu wyprowadzane analitycznie. W związku z tym, generowane są one jako empiryczne sformułowania w oparciu o wyniki eksperymentalne. W procesie analiz numerycznych zderzeń samolotów z ptakami istotne jest zastosowanie właściwego równania stanu w modelu ptaka. Jednym z popularnych równań stanu dla ciał stałych jest równanie Mie–Grüneisena. Jednak jak wynika z analizy literatury, korzystano z EOS Mie–Grüneisena [3, 6], by zamodelować zachowanie hydrodynamiczne ptaka. Jednak jak podano w pracy wyniki tych badań były mniej dokładne w porównaniu z wynikami badań eksperymentalnych [3, 6, 13].

Wszystkie EOS mają pewne stałe, które mogą być predefiniowane, ale nie mogą być mierzone bezpośrednio. Standardową techniką jest użycie analitycznie uproszczonych aproksymacji lub wykorzystanie parametrów uzyskanych eksperymentalnie. Zastosowanie odpowiedniego EOS zależy również od użytego oprogramowania, które zwykle nie daje wielkiego wyboru EOS. W niniejszych analizach uwzględniono trzy różne równania stanu takie jak: Grüneisena, w postaci tabelaryzowanej oraz w postaci wielomianowej z porowatością 0%, 10% i 15%.

GRUNEISEN EOS

Równanie stanu Grüneisena definiuje ciśnienie dla materiału ściskanego w postaci [3]:

$$p = \rho_0 C^2 \mu \left\{ \frac{\left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{a}{2} \mu^2 \right]}{\left[1 - (S_1 - 1) \mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2} \right]^2} \right\} + (\gamma_0 + a \mu) E, \quad (4)$$

natomiast dla rozciąganego, jako:

$$p = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + a \mu) E, \quad (5)$$

gdzie:

- C – prędkość dźwięku (*bulk speed of sound*),
- γ_0 – parametr Mie–Grüneisena (*Grüneisen gamma*),
- S_1 – współczynnik liniowy,
- S_2 – współczynnik kwadratowy,
- S_3 – współczynnik sześcienny,
- a – współczynnik korekcji objętości pierwszego rzędu dla parametru γ_0 ,
- μ – parametr objętościowy, wyrażany jako $\mu = (\rho/\rho_0) - 1$,
- ρ – gęstość aktualna,
- ρ_0 – gęstość początkowa,
- E – energia wewnętrzna na jednostkę masy.

POLYNOMIAL EOS

W tym EOS jest wyrażany jako forma wielomianu [3, 7, 13].

$$p = C_0 + C_1 \mu + C_2 \mu^2 + C_3 \mu^3 \quad (6)$$

gdzie: C_0 , C_1 , C_2 i C_3 są stałymi związanymi z materiałem, a μ jest bezwymiarowym współczynnikiem opartym na stosunku obecnej gęstości ρ do gęstości początkowej ρ_0 .

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (7)$$

TABULATED EOS

Ciśnienie P w równaniu stanu w postaci stabelaryzowanej ma postać [7]:

$$P=C(\varepsilon_v)+\gamma T(\varepsilon_v)E \quad (8)$$

gdzie:

C – stała ściśliwości,

T – stała temepary,

ε_v – współczynnik odkształcenia objętościowego,

E – energia wewnętrzna.

Biorąc pod uwagę zderzenie samolotu z ptakiem zmiany temperatury możemy pominąć, więc równanie stanu ma postać:

$$P=C(\varepsilon_v) \quad (9)$$

Tabela 1

Współczynniki EOS w postaci stabelaryzowanej [7]

lp	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ε_v	1	0	-0.0953	-0.1044	-0.1124	-0.1178	-0.1258	-0.1310	-0.1484	-0.2327
c	-5000	0	294	1470	2940	4410	5880	7350	14700	73500

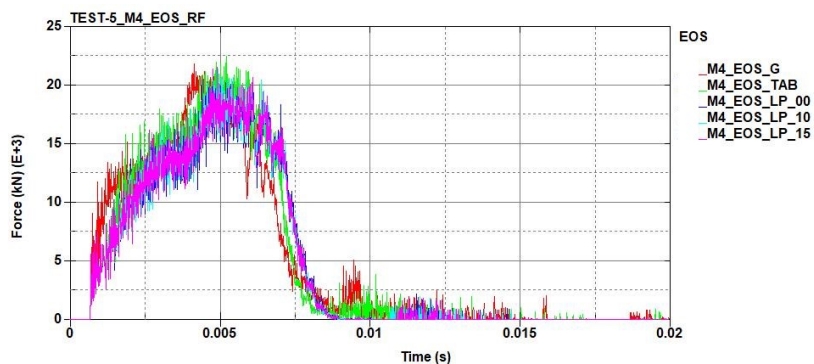
3. Wyniki badań

W ramach prowadzonych badań wykonano szereg analiz różnych parametrów zderzenia, takich jak: siła kontaktu, ugięcie szyby, rozkład energii, naprężeń, ciśnienia itp. Poniżej zaprezentowano niektóre z nich.

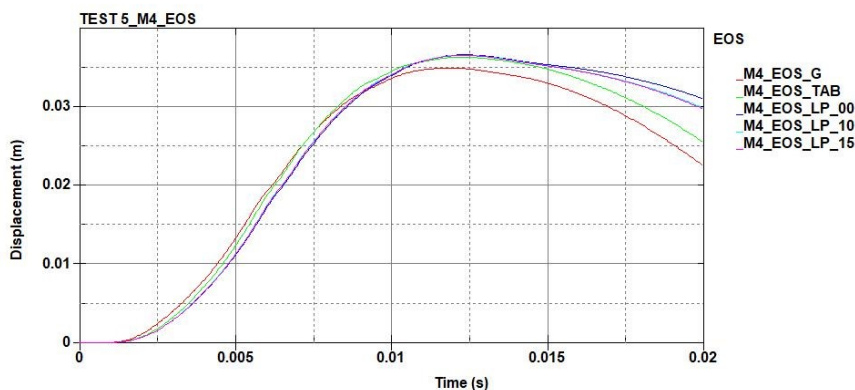
Analizując krzywe siły uderzenia, można zidentyfikować moment przebicia szyby (maksymalna wartość siły). Na rys. 3, 5, 7 jest to moment, w którym następuje gwałtowny spadek siły uderzenia. Biorąc pod uwagę kształt modelu ptaka oraz zastosowany rodzaj EOS, widzimy, że w przypadku modelu bociana o realnym kształcie do momentu przebicia szyby przebieg krzywych jest podobny, różnice występują po jej przebicciu, co świadczy, że

rodzaj zastosowanego EOS wpływa na sposób jej deformacji. Natomiast analizując pozostałe modele, daje się zauważyć różnice pomiędzy czasami, w których następuje przebicie szyby.

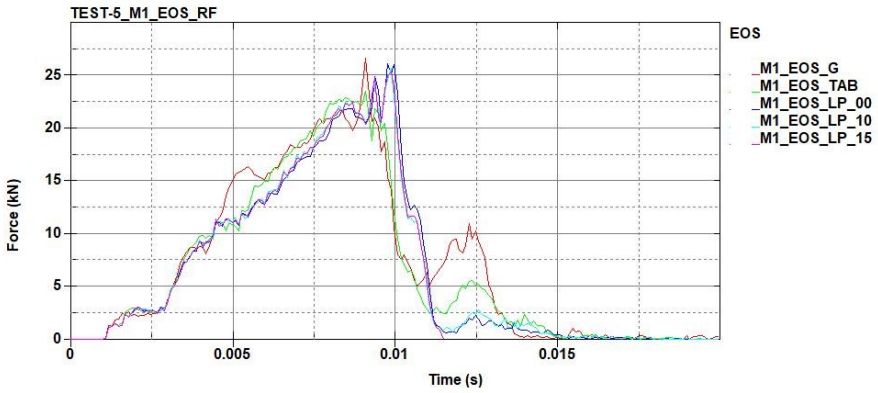
Interesującą analizą porównawczą było sprawdzenie, czy zastosowanie różnych równań stanu wpływa na prędkość, przy której następuje zniszczenie szyby. Okazuje się, że różnice tych prędkości są niewielkie, w granicach kilku procent. Analizując inne parametry zderzenia, takie jak: rozkład energii wewnętrznej, ciśnienia czy naprężeń, przebiegi ich mają podobny charakter.



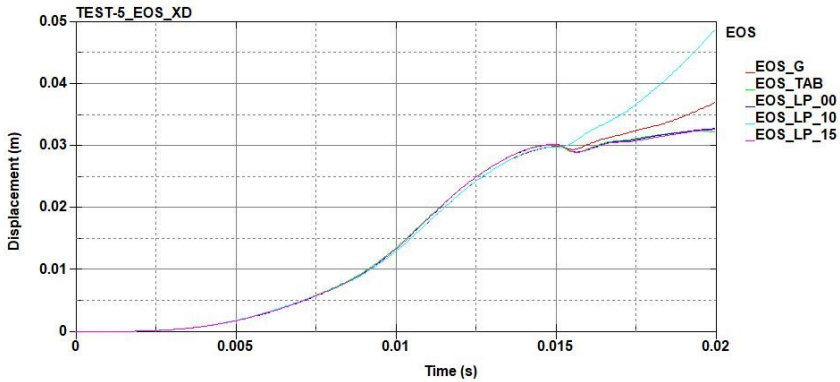
Rys. 4. Siła uderzenia w zależności od rodzaju EOS dla modelu w kształcie walca



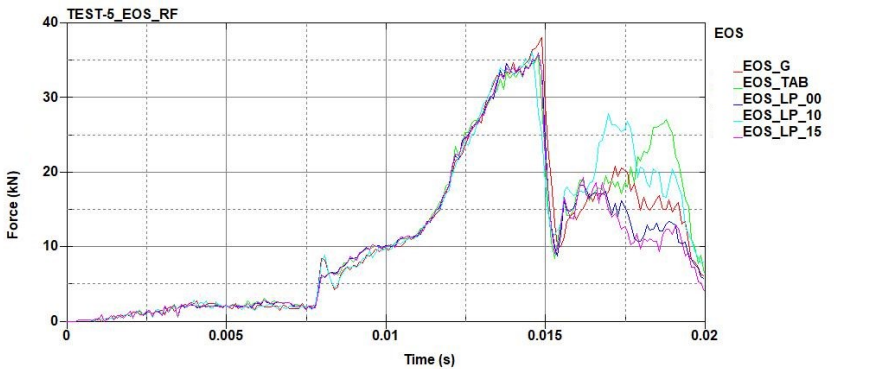
Rys. 5. Ugięcie szyby w zależności od rodzaju EOS dla modelu kształcie walca



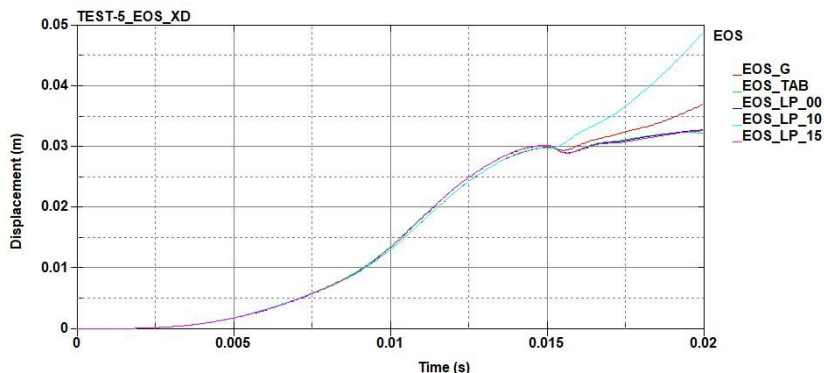
Rys. 6. Siła uderzenia w zależności od rodzaju EOS dla modelu bociana o uproszczonym kształcie



Rys. 7. Ugięcie szyby w zależności od rodzaju EOS dla modelu bociana o uproszczonym kształcie

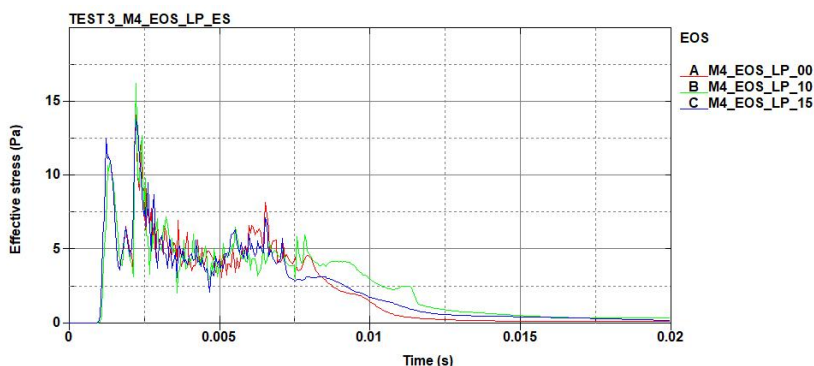


Rys. 8. Siła uderzenia w zależności od rodzaju EOS dla modelu w kształcie zbliżonym do rzeczywistego bociana

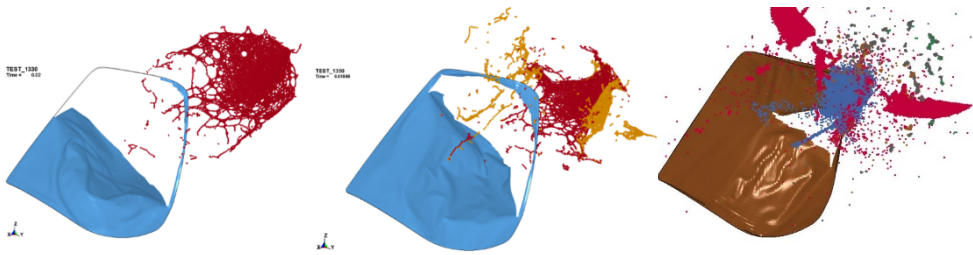


Rys. 9. Ugięcie szyby w zależności od rodzaju EOS dla modelu w kształcie zbliżonym do rzeczywistego bociana

W modelu w kształcie walca (rys. 4) oraz uproszczonym modelu bociana (rys. 6) najszybciej szyba zostaje przebita przy zastosowaniu EOS Grüneisena, a przy EOS postaci stabelaryzowanej i wielomianowej czas ten jest o ok. 1 ms dłuższy. Różnice można zauważyć w maksymalnych wartościach siły uderzenia. Rozpatrując model w kształcie walca, największe wartości są dla EOS Grüneisena i przy EOS postaci stabelaryzowanej (rys. 4). Natomiast w przypadku modelu ptaka o uproszczonym kształcie, stosując EOS postaci stabelaryzowanej ma mniejszą wartość siły w stosunku do pozostałych EOS o ok. 6 kN (rys. 6). Analizując rys. 8, podobnie jak w przypadku uproszczonego modelu bociana (rys. 6), maksymalna wartość siły uderzenia jest największa dla EOS Grüneisena. Prawdopodobnie jest to spowodowane brakiem uwzględnienia porowatości w tym EOS. Biorąc pod uwagę krzywe ugięcia szyby, można wywnioskować, że do chwili przebitcia szyby ich przebieg jest podobny (rys. 5, 7, 9), różnice jednak są w wartościach maksymalnych ugięcia tuż przed przebitciem szyby i wynoszą odpowiednio dla modelu nr 4 – ok. 36 mm, dla modelu nr 1 – 25 mm i dla modelu nr 2 – 30 mm.



Rys. 10. Rozkład naprężeń w zależności od porowatości dla modelu nr 4



Rys. 11. Sposób deformacji szyby w zależności od modelu ptaka

Interesujący jest rozkład naprężeń w modelu ptaka w aspekcie różnej porowatości materiału. Jak wynika z rys. 10, największa wartość naprężeń wystąpiła przy porowatości 10%, a nie przy porowatości 0%.

Różnice w deformacji szyby w zależności od modeli prezentuje rys. 11. Sposób deformacji oraz wielkość uszkodzeń zależy od kształtu modelu przy tych samych parametrach zderzenia. Okazuje się, że model w kształcie zbliżonym do rzeczywistego spowodował mniejsze uszkodzenia w stosunku do pozostałych.

4. Wnioski i podsumowanie

W artykule zaprezentowano wyniki analiz numerycznych trzech różniących się kształtem modeli ptaka podczas zderzenia z szybą śmigłowca. Biorąc pod uwagę analizę literatury przedmiotu oraz wcześniejsze badania autora, wybrano technikę SPH do modelowania ptaków oraz zastosowano różne równania stanu. Określono wpływ zastosowanego EOS na takie parametry analizy jak siła uderzenia, naprężenia, ugięcie szyby. Porównując wyniki analiz wymienionych parametrów, należy stwierdzić, że zastosowane równania stanu mają wpływ na sposób deformacji szyby, rozkład naprężeń, szczególnie w aspekcie porowatości materiału. Uzyskane wyniki są podobne do prezentowanych przez innych autorów. Zastosowany wielomateriałowy model ptaka wykorzystujący równanie stanu Grüneisena dość dobrze odzwierciedla zachowanie się modelu ptaka podczas dużych deformacji, które pojawiają się podczas zderzenia z szybą, co potwierdza wyniki innych badaczy, szczególnie w odniesieniu do badań zderzeń z oszkleniem kabiny statku powietrznego.

5. Literatura

1. Ansari H.: Bird strike damage analysis on a model of a business jet composite wing leading edge. Unpublished MSC by Research Thesis. Coventry: Coventry University, 2016.

2. Cwiklak J.: Study of aircraft collisions with birds - numerical analysis. Biblioteka Problemów Eksploatacji, Wydawnictwo Naukowe Instytutu Technologii Eksploatacji, Radom 2016.
3. Hedayati R., Sadighi M.: Bird strike: An Experimental, Theoretical and Numerical Investigation, Woodhead Publishing in Mechanical Engineering, an Imprint of Elsevier, Cambridge, England, 2016.
4. Hedayati R., Ziaei-Rad S.: Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method. *International Journal of Crashworthiness*, 17 (4), 2012.
5. Hedayati R., Ziaei-Rad S., Eyvazian A.: Bird strike analysis on a typical helicopter windshield with different lay-ups. *Journal of Mechanical Science and Technology* 28 (4), 2014.
6. Heimbs S.: Computational methods for bird strike simulations: A review. *Computers and Structures*, Vol. 89, 2011.
7. Huertas-Ortecho C.: Robust Bird-strike modeling using LS-DYNA. Master thesis, University of Puerto Rico, 2006.
8. Lavoie M., Gakwaya A., Nejad Ensan M., Zimcik G.: Review of existing numerical methods and validation procedure available for bird strike modelling. *ICCES*, Vol. 2, No. 4, 2007.
9. Delsart D., Boyer F., Vagnot A.: Assessment of a substitute bird model for the prediction of bird-strike of helicopters structures, *Proceedings of the 7th International Conference on Mechanics and Materials in Design Albufeira/Portugal 11-15 June 2017*. Editors J.F. Silva Gomes and S.A. Meguid, Publ. INEGI/FEUP 2017.
10. LS-DYNA Keyword User's Manual, Vol. I, Livermore Software Technology Corporation, USA 2007.
11. McCallum S.C., Constantinou C.: The influence of bird-shape in bird-strike analysis. 5th European LS-DYNA Users Conference, Paper No. 2c-77, Birmingham, United Kingdom 2005.
12. Nizampatnam LS.: Models and methods for bird strike load predictions. PhD thesis, Wichita State University 2007.
13. Smojver I., Ivančević D.: Advanced Modelling of Bird Strike on High Lift Devices Using Hybrid Eulerian–Lagrangian Formulation. *Aerospace Science and Technology*, vol. 23, no. 1, 2012.
14. Wang F.S., Yue Z.F., Yan W.Z.: Factors study influencing on numerical simulation of aircraft windshield against bird strike, *Shock and Vibration*, Vol. 18, 2011.
15. Wilbeck J.S.: Impact behavior of low strength projectiles, Report No. AFML-TR-77-34, Air Force Materials Lab., Air Force Wright Aeronautical Lab's, Wright-Patterson Air Force base, 1977.
16. Certification Specifications for Large Rotorcraft, CS-29, Amdt 2, 2011.
17. N109TK, EW/C2011/07/10, AAIB Bulletin, 3/2012.
18. <http://www.agustawestland.com/product/helicopters/aw109-power-2>.
19. <https://grabcad.com/library/augusta-a-109-1>.
20. https://en.wikipedia.org/wiki/White_stork.

