

Piotr GOLAŃSKI, Marek SZCZEKALA, Jerzy MANEROWSKI,
 Michał ROGUSZEWSKI
Air Force Institute of Technology (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych)

PARAMETERIZED MODEL OF FLIGHT DYNAMICS OF THE TRANSPORT HELICOPTER

Sparametryzowany model dynamiki lotu śmigłowca transportowego

Abstract: *The article addresses investigating the possibilities of making a parameterized flight dynamics model in a mixed reality environment. The purpose was to obtain a model for a Mi-17 helicopter. The Mi-17 VI helicopter flight test characteristics were used to evaluate the above model. As a comparative criterion, compatibility between the model's selected characteristics and the real object was adopted. Simulation tests were conducted on a cabin simulator set made via MR (mixed reality) technology. Test results confirmed the possibility of reconstructing the selected helicopter type's flight dynamics using the parameterized model.*

Keywords: flight dynamics model, Mi-17 helicopter, Unity3D, mixed reality, MR

Streszczenie: *Przedmiotem pracy było badanie możliwości tworzenia sparametryzowanego modelu dynamiki lotu SP w środowisku mieszanej rzeczywistości. Celem pracy było uzyskanie takiego modelu śmigłowca Mi-17. Do oceny uzyskanego modelu wykorzystano charakterystyki uzyskane z badań w locie śmigłowca Mi-17 VI. Jako kryterium porównawcze przyjęto zgodność wybranych charakterystyk modelu i rzeczywistego obiektu. Badania symulacyjne przeprowadzono na zestawie symulatora kabinowego wykonanego w technologii MR (Mixed Reality). Wyniki badań potwierdziły możliwość odwzorowania dynamiki lotu wybranego typu śmigłowca przez sparametryzowany model.*

Słowa kluczowe: model dynamiki lotu, śmigłowiec Mi-17, Unity3D, mieszana rzeczywistość, MR

1. Introduction

Modelling the flight dynamics of airborne objects is nowadays of interest to many scientific institutions. Mathematical models of airborne objects are used e.g. in simulation tests [2, 6, 15], flight simulators or virtualization-technology based aircraft-dedicated diagnostic simulators intended for learning or testing pilots [1, 3, 14].

Obtaining new mathematical models of aircraft is a complicated process requiring a complex methodology. Still, it is not always associated with the construction of a precise model as in the case of models applied in flight simulators or models used to test the reasons for aircraft accidents. In the case mentioned above, the simplified models are sufficient. Therefore, the objective is to find a technology for making a parameterized model of flight dynamics, which will allow for enabling a simulation of any aircraft with the desired accuracy.

The technology, which enables to quickly create the flight models of any airborne objects with any accuracy, is called a parametric geometry [5]. Such a model has two layers: the basic layer describing the law of physics and the flight physics, which is unchangeable for each type of airborne object and parameter layer (fig. 1).

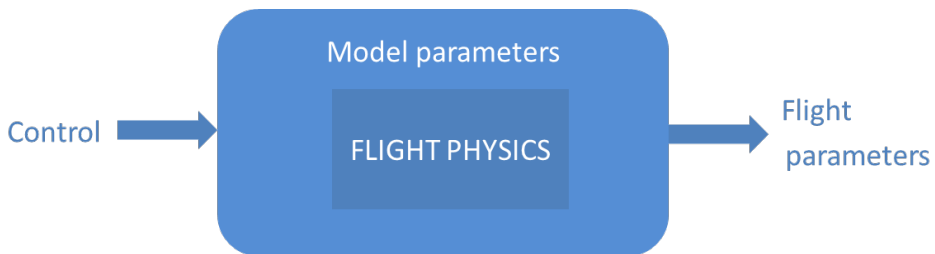


Fig. 1. Structure of a model based on parametric geometry

The parameter layer consists of two types of parameters:

- basic parameters – scalar coefficients,
- complex parameters – vectors of coefficients, which describe the geometrical specification (dimensions, location and orientation) and behaviour of elements that make up an airborne object (e.g. ailerons, rotor blade etc.).

This technology is applied in such tools as OpenVSP [20] for conceptual designing and testing flying objects and their elements, or PlaneMaker [21] for constructing models for X-Plane simulator. Such an attitude is used in Aircraft Toolkit Flight Physics (ATFP) [18], and it enables us to produce a flight dynamics parameterized model of selected aircraft in Unity 3D environment [19]. ATFP package is an extended software and graphics library, including a parameterized generator of aircraft models. The generator has the form of open-source scripts, which allow you to expand and modify the code. Moreover, the package includes examples of aircraft models.

The manuscript aimed to obtain a model of the Mi-17 helicopter by selecting the appropriate parameters from the ATFP aircraft model generator package.

2. Description of the parameterized model

2.1. Coordinate systems, geometric and kinematic relationships

ATFP toolkit uses the following left-handed rectangular coordinate systems:

$GX_GY_GZ_G$ – connected with the surface of an ellipsoid (fig. 2). Axis orientation corresponds to the convention adopted in engine devised in *Unity3D*. Due to the above, GZ_G axis is situated on the meridional plane, is tangential at G point to geographical meridian and is oriented to the north;

$Oxyz$ – connected with the object with the origin point O in the middle of the mass of A/E (fig. 2). Similarly, as in the case of $GX_GY_GZ_G$ system, axis orientation corresponds to the convention adopted in the *Unity3D* engine. Therefore, Oz axis overlaps with the longitudinal axis of the object and is oriented to the front. The location of the system relative to the $GX_GY_GZ_G$ system is defined by the vector of location \vec{R} and Euler angles Ψ , Θ and Φ ,

Transforming $GX_GY_GZ_G$ system using translation vector \vec{R} , we obtain system $OXYZ$. Assuming that the components of any vector are defined in the matrix notation in system $OXYZ$ by vector \mathbf{X} :

$$\mathbf{X} = [X \quad Y \quad Z]^T, \tag{1}$$

and in the system connected with object $Oxyz$ by vector \mathbf{x} :

$$\mathbf{x} = [x \quad y \quad z]^T, \tag{2}$$

then the mutual instantaneous location of the systems is determined by Euler angles Ψ , Θ , and Φ - angles of rotation of the system $OXYZ$ one by one relative to the instantaneous axes (fig. 2).

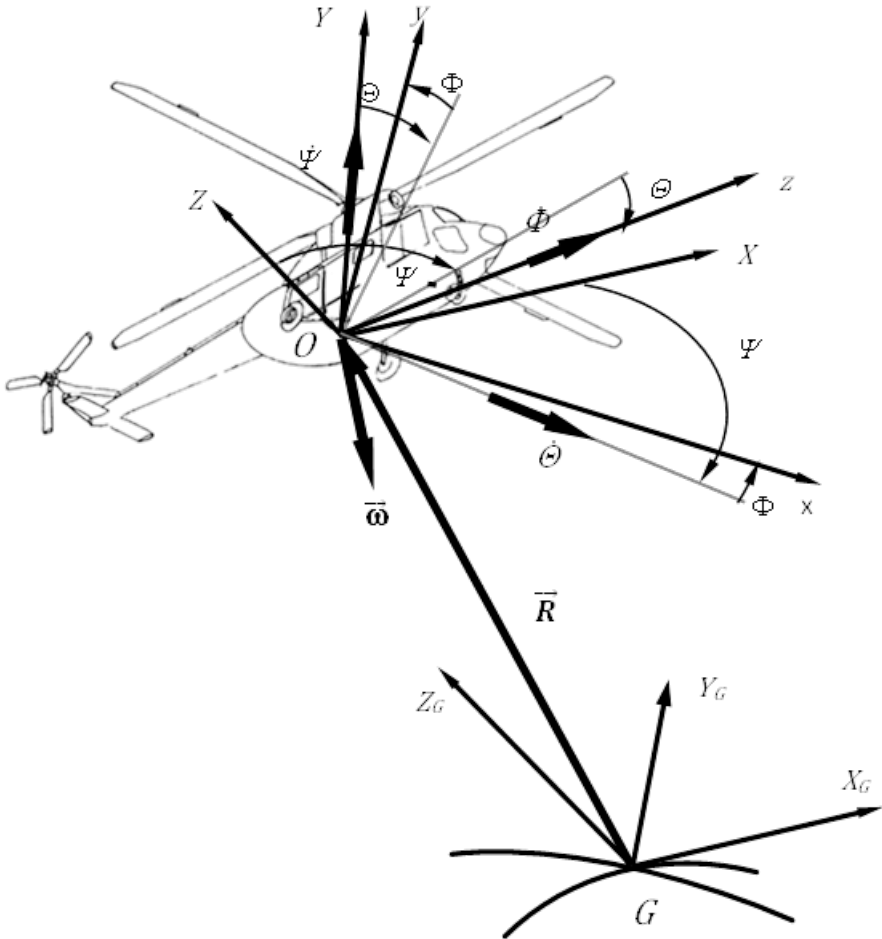


Fig. 2. Coordinate systems in Unity3D connected with the surface of an ellipsoid of the earth GXGYGZG and the object Oxyz

The relationship between vector x and vector X can be determined by three geometric transformations, similarly as it was depicted in [4, 9, 10], obtaining the following dependence:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = E \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}, \quad (3)$$

where \mathbf{E} is Euler's matrix:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \sin \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Phi + \cos \Psi \cdot \cos \Phi & \cos \Theta \cdot \sin \Phi & \cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Phi + \sin \Psi \cdot \cos \Phi \\ \sin \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Phi - \cos \Psi \cdot \sin \Phi & \cos \Theta \cdot \cos \Phi & \cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Phi - \sin \Psi \cdot \sin \Phi \\ \sin \Psi \cdot \cos \Theta & -\sin \Theta & \cos \Psi \cdot \cos \Theta \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Matrix \mathbf{E} is an orthogonal matrix, i.e.

$$\mathbf{E}^{-1} = \mathbf{E}^T, \quad (5)$$

With such assumptions, the kinematic relationships can be described as follows:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \mathbf{E}_\omega \cdot \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

where:

$$\mathbf{E}_\omega = \begin{bmatrix} 0 & \cos \Phi & -\cos \Theta \cdot \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Theta \cdot \cos \Phi \\ 1 & 0 & -\sin \Phi \end{bmatrix}, \quad (7)$$

2.2. Equations of movement

The model adopted the following general assumptions:

- 1) the aircraft is treated as a solid body, with the elements moving relative to it,
- 2) the model includes the features that are applied in:
 - classic flight dynamics,
 - a description of handling characteristics,
- 3) control of the model should correspond to the control of the real object,
- 4) object performs flight in an international standard atmosphere,
- 5) the aircraft's landing gear is treated as an elastic and damping system, the load of which changes the location of the object relative to the earth.

Using the basic principles of mechanics, the equation of motion can be described as follows:

$$\mathbf{F}_B = \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_T + \mathbf{F}_A, \quad (8)$$

where:

F – are vectors of forces and torques acting on the aircraft, while indexes are marked respectively:

B – inertia (immovable and movable aerial vehicles),

G – gravity,

A – aerodynamic,

T – the thrust of the helicopter rotor.

Due to the fact that Unity 3D game engine included the principles of classical physics, thus all forces and moments of forces, except those which are connected with the operation of the main rotor, result from mass and aerodynamic characteristics, which can be determined during the edition of the modelled object. In such a way, mass characteristics includes determining the inertia elements – solid bodies – by specifying its location, orientation and mass in Unity 3D editor (blue elements in fig. 3).

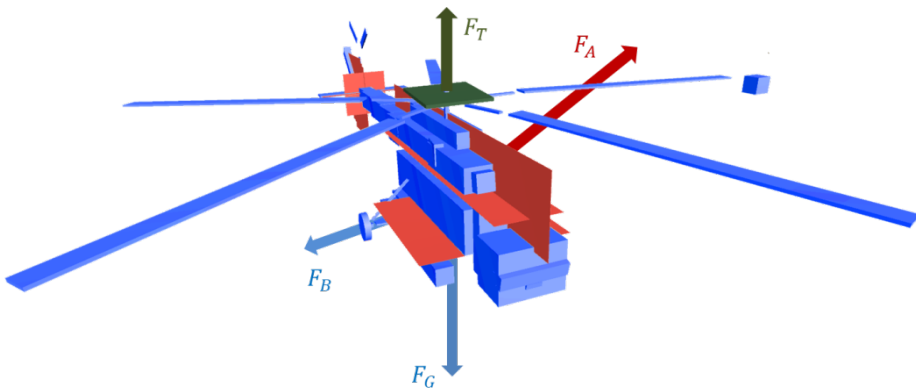


Fig. 3. Model of the Mi-17 helicopter in parametric geometry

With respect to the production of aerodynamic forces, in the case of *Aircraft Toolkit Flight Physics*, relationships were developed, that enabled us to estimate the aerodynamic lift and drag force produced on rectangular bodies, which belong to aerodynamic surfaces (red surfaces in fig. 3).

The special type of aerodynamic surface is a disc of the main rotor (green element in fig. 3). This disc has three degrees of freedom (3DOF): it rotates, and simultaneously it can lean or tilt. Due to this force, the helicopter moves, which results in the production of aerodynamic forces related to aerodynamic surfaces and inertia related to masses. Bearing and control elements are constructed from such elements.

Forces and moments of bearing and control elements are calculated for each element that, when summed up, give the resultant motion of the whole object. With regard to the helicopter, aerodynamic surfaces do not take part in the control. They only affect their stability and frontal resistance and may generate a little aerodynamic lift.

3. Testing a model

The formal description of a parameterized model of aircraft enables us, by the change in coefficient values, to receive different dynamic properties of the described aerial vehicle, and hence, to get different aircraft models. The paper examines to what extent it is possible to obtain other A/E models by modifying the parameters of one A/E type. The objective was to obtain the characteristics of the Mi-17 helicopter. To assess the model, the polar curve was applied, which is the relationship between vertical speed and horizontal component of flight speed v_p for a defined power of power unit and height, which is $w = f(v_p)$. In practice, three methods are used to define polar curves during in-flight tests:

- continuous climb method (an aircraft executes an ascending flight with the constant speed with the full range of altitude changes),
- gradual climb method (within a narrow altitude range, a number of ascending flights is performed with various flight speeds),
- level acceleration flight test technique.

Due to the experience of the research team in determining the polar curves, the method of the gradual climb was selected.

The test was conducted using a simulator performed in MR technology (Mixed Reality) [7] (fig. 4). The technology enables to integrate the real helicopter control instruments visible in the figure, with the virtual world visualized in virtual reality goggles. During tests, procedures and data on the Mi-8/17 helicopter were used that is data concerning flight preparation, flight techniques, tests and test flights [12, 13, 16, 17].

For comparative purposes, the results from tests of the Mi-17 helicopter were used [11]. The obtained polar curve for this helicopter was illustrated in fig. 5.

As it results from the figure, satisfactory compatibility of the model with the real helicopter was achieved. The fastest climbing speed w (which equalled the speed for minimum power required in level flight [8]) obtained for a model is 10.6 m/s and is as different from 10.3 values given by the manufacturer (referenced in [11]) as the value obtained from the flight tests of the real helicopter.

Moreover, it needs to be emphasized that the obtained model of Mi-17 transport helicopter was created based on the same ATRP software technology, as in the case of the model of the combat helicopter AH-64 Apache, which was delivered in this package. The differences between these two models are mainly in the distribution and values of masses, location and geometrical size of aerodynamic surfaces as well as the distribution and values of forces of the power unit. To a lesser extent, the differences concern the coefficients of the equations of a mathematical model.



Fig. 4. Mixed Reality Helicopter simulator

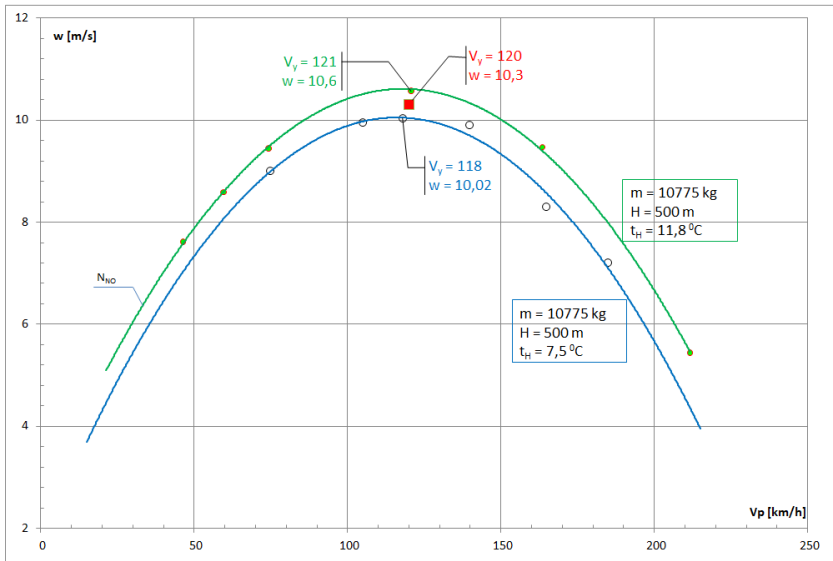


Fig. 5. Comparison of Rate of Climb (ROC) vs. Airspeed curves from the model (line green) and from the flight tests of the real Mi-17 helicopter (line blue)

4. Summary and conclusions

1. The result of this work is a parameterized model of the Mi-17 transport helicopter built in accordance with the concept of parametric geometry;
2. The following tools were used: Unity3D game engine and a tool package of flight physics called Aircraft Toolkit Flight Physics;
3. The compatibility of the model's characteristics in the form of Rate of Climb (ROC) vs. Airspeed curves with the characteristics of the real helicopter was adopted as its correctness criterion. The test was performed on a cockpit simulator made in mixed reality technology. Due to the conducted tests, model's characteristics achieved satisfactory compatibility with those of the real helicopter.

To thoroughly verify the model, it is necessary to conduct additional tests to get the other characteristics of helicopters. This will require installing an auto-pilot mechanism in the model, to facilitate the performance of simulated flights.

The most important objective of the works was to master the technology of fast and relatively easy model development for an extensive class of aerial objects, which could be applied, where the very high accuracy is not required. Models such as a parameterized model of the Mi-17 helicopter can be successfully applied in virtualization-technology based aircraft-dedicated procedural and diagnostic simulators for pilots and ground personnel, in training systems for the servicing personnel of combat radars and anti-aircraft systems and personnel of the command centres of the Polish Air Force.

5. References

1. Barabanov M., Kovalenko G., Balyasnikov V., Smurov M., Chepiga V.: Experimental Validation For The Training Method And Mathematical Model Of The Pilot Skill Formation In Maintenance Of Attitude Orientation. *Transport Problem*, Vol. 12, Iss. 4, 2017.
2. Beuth-Jakubowska K., Stelmach A.: Methods of mathematical modeling of the take-off operation of a commercial aircraft. *Transport Problem*, Vol. 6, Iss. 4, 2011.
3. Butlewski K., Golański P., Karczmarz D., Mądrzycki P., Puchalski W., Szczepański C.: Symulator badawczo-konstrukcyjny do projektowania i optymalizacji interfejsów człowiek-maszyna. *Scientific Journal of Polish Naval Academy – Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej*, No. 169 K/1.
4. Fiszdon W.: *Mechanika lotu*, tom I i II. PWN, Warszawa 1961.
5. Gloude-mans J.R., McDonald R.: Improved Geometry Modeling for High Fidelity Parametric Design. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4–7 January 2010, Orlando, Florida.
6. Golański P., Szkudlarz H.: Zastosowanie sterowania rozmytego do modelowania działania pilota podczas symulowanego rozbiegu samolotu TS-11 "Iskra". *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej. Mechanika*, 3/2011.

7. Haller M., Billinghurst M., Thomas B.: Emerging technologies of augmented reality – interfaces and design. Idea Group Inc., 2007.
8. Johnson W.: Helicopter Theory, Courier Corporation, 2012.
9. Lebediev A.A., Czernobrovkin L.S.: Dynamika polota. Maszynostrojenije, Moskwa 1973.
10. Manerowski J.: Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających. Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa 1999.
11. Nowakowski M.: Badania w locie śmigłowca Mi-17-1V. Prace Instytutu Lotnictwa 219, Warszawa 2011.
12. Programy lotów próbnych kontrolnych śmigłowca Mi-17, Dowództwo Sił Powietrznych, WLOP 399/2008, Warszawa 2008.
13. Programy oblotów śmigłowców typu Mi-8. Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 1901/78, Poznań 1978.
14. Socha V., Hanakova L., Freigang M., Kraus J., Stojic S. Socha L., Hanak P.: Impact of pilots' tiredness on the outcome of psychological testing. Transport Problem, Vol. 14, Iss. 2, 2019.
15. Stelmach A.: Neural model of the aircraft landing phase. The Archives of Transport, Vol. XXIV, No. 2, 2012.
16. Śmigłowiec Mi-8 – Technika pilotowania. MON, Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 1437/71, Poznań 1972.
17. Śmigłowiec Mi-17 – Instrukcja załadunku i wyważania. Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 2781/89, Poznań 1990.
18. <http://gargore.com/uas/aircraft-toolkit/manual.0.77.php>
19. <http://unity3d.com>
20. <http://openvsp.org/>
21. <https://developer.x-plane.com/manuals/planemaker/>

SPARAMETRYZOWANY MODEL DYNAMIKI LOTU ŚMIGŁOWCA TRANSPORTOWEGO

1. Wprowadzenie

Modelowanie dynamiki lotu sterowanych obiektów powietrznych jest współcześnie przedmiotem zainteresowania licznych ośrodków naukowych. Modele matematyczne obiektów powietrznych są wykorzystywane m.in. w badaniach symulacyjnych [2, 5, 15], a także w symulatorach lotu czy specjalizowanych symulatorach proceduralnych do nauki lub badania pilotów [1, 3, 14].

Pozyskiwanie nowych modeli matematycznych statków powietrznych jest procesem skomplikowanym, wymagającym złożonej metodologii, przy czym nie zawsze chodzi o stworzenie dokładnego modelu, tak jak ma to miejsce w przypadku modeli stosowanych w symulatorach lotu czy modeli stosowanych do badania przyczyn wypadków lotniczych. W tych przypadkach wystarczają modele uproszczone. Dlatego celowe jest opracowanie technologii tworzenia sparametryzowanego modelu dynamiki lotu, pozwalającego na symulację dowolnego statku powietrznego z zadaną dokładnością.

Technologią, która pozwala na szybkie tworzenie modelu dynamiki lotu dowolnego obiektu powietrznego z zadaną dokładnością, jest geometria parametryczna [5]. Na rys. 1 przedstawiono strukturę modelu opartego na geometrii parametrycznej.



Fig. 1. Struktura modelu opartego na geometrii parametrycznej

Model taki ma dwie warstwy: warstwę podstawową opisującą prawa fizyki i fizykę lotu, która jest niezmienna dla każdego typu obiektu powietrznego, oraz warstwę parametrów. Warstwa parametrów obejmuje:

- parametry proste – współczynniki skalarne,

- parametry złożone – wektory współczynników opisujące geometryczną specyfikację (wymiary, położenie i orientację) i zachowanie elementów tworzących obiekt powietrzny (np. lotka, łopata wirnika itp.).

Jest to technologia stosowana w takich narzędziach jak OpenVSP [20] do konceptualnego projektowania i badania statków powietrznych oraz ich elementów, czy też PlaneMaker [21] do budowy modeli dla symulatora X-Plane. Takie podejście jest wykorzystane w *Aircraft Toolkit Flight Physics* (ATFP) [18] do tworzenia sparametryzowanego modelu dynamiki lotu wybranych statków powietrznych w środowisku Unity3D. Pakiet ATFP jest rozbudowaną biblioteką programowo-graficzną, zawierającą sparametryzowany generator modeli statków powietrznych. Generator ma postać skryptów w formie otwartych źródeł, co pozwala na rozbudowę i modyfikację kodu. Dodatkowo pakiet zawiera przykładowe modele statków powietrznych.

Celem pracy było uzyskanie modelu śmigłowca Mi-17 poprzez odpowiednie zdefiniowanie parametrów generatora modeli statków powietrznych pakietu ATFP.

2. Opis modelu

2.1. Układy współrzędnych oraz zależności geometryczne i kinematyczne

Biblioteka ATFP wykorzystuje następujące lewoskrętne układy współrzędnych prostokątnych:

$GX_GY_GZ_G$ – związany z powierzchnią elipsoidy (rys. 2). Orientacja osi odpowiada konwencji przyjętej w silniku Unity3D. W związku z tym oś GZ_G leży na płaszczyźnie południkowej, jest styczna w punkcie G do południka geograficznego i zwrócona na północ;

$Oxyz$ – związana z obiektem o początku O w środku masy SP (rys. 1). Podobnie jak w przypadku układu $GX_GY_GZ_G$ orientacja osi odpowiada konwencji przyjętej w silniku Unity3D. Dlatego oś Oz pokrywa się z osią podłużną obiektu i jest skierowana ku przodowi. Położenie układu względem układu $GX_GY_GZ_G$ zdefiniowane jest wektorem położenia \vec{R} oraz kątami Eulera Ψ , Θ i Φ .

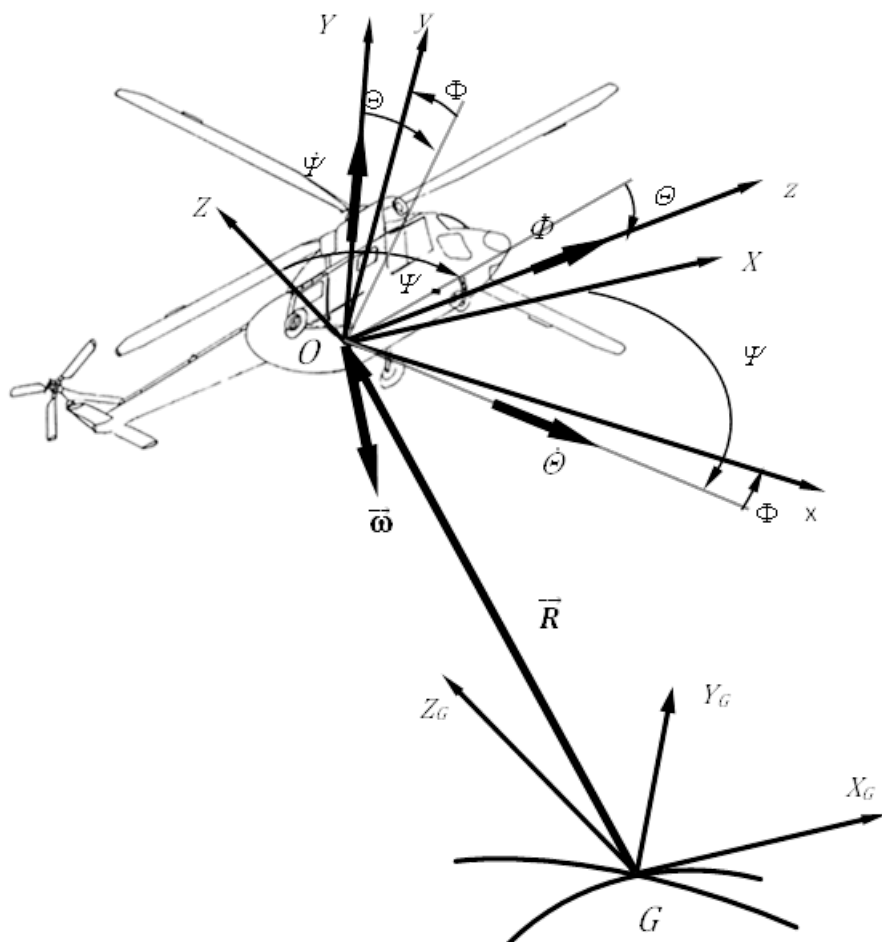
Dokonując translacji układu $GX_GY_GZ_G$ o wektor położenia \vec{R} , otrzymujemy układ $OXYZ$. Przyjmując, że składowe dowolnego wektora zdefiniowane są w zapisie macierzowym w układzie $OXYZ$ wektorem \mathbf{X} :

$$\mathbf{X} = [X \ Y \ Z]^T \quad (1)$$

a w układzie związanym z obiektem $Oxyz$ wektorem \mathbf{x} :

$$\mathbf{x} = [x \quad y \quad z]^T \quad (2)$$

to wzajemne chwilowe położenie układów określone jest kątami Eulera Ψ , Θ , i Φ – kątami obrotu układu $OXYZ$ kolejno względem chwilowych osi (rys. 2).



Rys. 2. Układy współrzędnych w Unity3D związane z powierzchnią elipsoidy Ziemi $GX_GY_GZ_G$ i obiektem $Oxyz$

Zależność pomiędzy wektorem \mathbf{x} i wektorem \mathbf{X} można wyznaczyć na drodze trzech przekształceń geometrycznych, podobnie jak przedstawiono to w [4, 9, 10], uzyskując następującą zależność:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{E} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (3)$$

gdzie \mathbf{E} jest macierzą Eulera:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \sin \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Phi + \cos \Psi \cdot \cos \Phi & \cos \Theta \cdot \sin \Phi & \cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Phi + \sin \Psi \cdot \cos \Phi \\ \sin \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Phi + \cos \Psi \cdot \sin \Phi & \cos \Theta \cdot \cos \Phi & \cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Phi + \sin \Psi \cdot \sin \Phi \\ \sin \Psi \cdot \cos \Theta & -\sin \Theta & \cos \Psi \cdot \cos \Theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

Macierz \mathbf{E} jest macierzą ortonormalną, tzn.

$$\mathbf{E}^{-1} = \mathbf{E}^T \quad (5)$$

Przy takich założeniach zależności kinematyczne można przedstawić zależnościami:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \mathbf{E}_\omega \cdot \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (6)$$

gdzie:

$$\mathbf{E}_\omega = \begin{bmatrix} 0 & \cos \Phi & -\cos \Theta \cdot \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Theta \cdot \cos \Phi \\ 1 & 0 & -\sin \Phi \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.2. Równania ruchu

W modelu przyjęto następujące założenia ogólne:

- 1) statek powietrzny jest traktowany jako bryła sztywna z przemieszczającymi się względem niego ruchomymi elementami,
- 2) model uwzględnia własności stosowane w:
 - klasycznej mechanice lotu,
 - opisie własności pilotażowych,
- 3) sterowanie modelem powinno odpowiadać sterowaniu rzeczywistym obiektem,
- 4) obiekt realizuje lot w atmosferze wzorcowej,

- 5) podwozie statku powietrznego jest traktowane jako układ sprężysto-tłumiący, którego obciążenie zmienia położenie obiektu względem ziemi.

Wykorzystując podstawowe zasady mechaniki, równanie ruchu można przedstawić następująco

$$F_B = F_G + F_T + F_A \quad (8)$$

gdzie:

F – oznaczają wektory sił i momentów sił działających na statek powietrzny, natomiast indeksy odpowiednio:

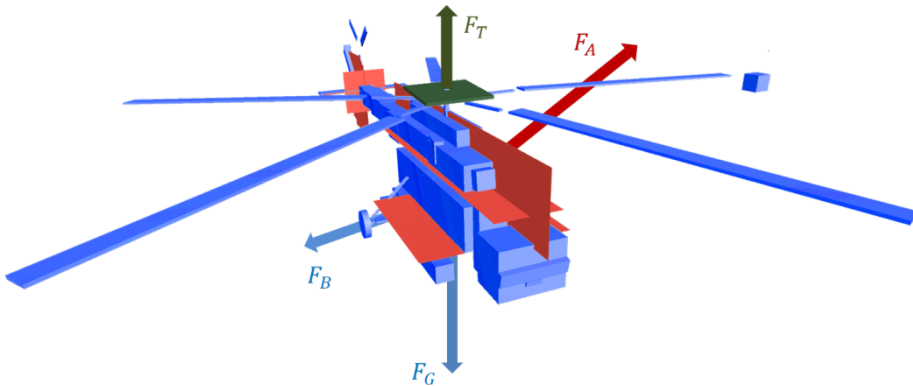
B – bezwładności (nieruchomych i ruchomych zespołów statku powietrznego),

G – ciężkości,

A – aerodynamicznych,

T – ciągu wirnika nośnego.

Ponieważ w pakiecie Unity3D zostały zawarte prawa fizyki klasycznej, dlatego wszystkie siły i momenty sił oprócz tych, które są związane z pracą wirnika nośnego, wynikają z charakterystyk masowych i aerodynamicznych, które można określić podczas edycji modelowanego obiektu. I tak charakterystyka masowa sprowadza się do określenia elementów bezwładnościowych – brył sztywnych – poprzez określenie ich położenia i orientacji oraz masy w edytorze Unity3D (zaznaczone niebieskim kolorem na rys. 2).



Rys. 3. Model śmigłowca Mi-17 w ujęciu geometrii parametrycznej

Jeśli chodzi o generację sił aerodynamicznych, to w przypadku pakietu *Aircraft Toolkit Flight Physics*, wprowadzono zależności pozwalające wyznaczyć siły nośne i oporu powstające na prostokątnych bryłach stanowiących powierzchnie aerodynamiczne (zaznaczone kolorem czerwonym na rys. 3).

Szczególnym rodzajem powierzchni aerodynamicznej jest powierzchnia tarczy wirnika nośnego (zaznaczone kolorem zielonym na rys. 3). Tarcza ta ma trzy stopnie swobody: wiruje i jednocześnie może się pochylać i przechylać. W wyniku działania tej siły śmigłowiec przemieszcza się, co powoduje powstawanie sił aerodynamicznych związanych

z powierzchniami aerodynamicznymi i bezwładności związanych z masami. Z takich elementów budowane są elementy nośne i sterujące.

Dla każdego elementu nośnego i sterującego obliczane są siły i momenty sił, które po zsumowaniu dają wypadkowy ruch całego obiektu. W przypadku śmigłowca powierzchnie aerodynamiczne nie biorą udziału w sterowaniu, a jedynie wpływają na jego stateczność i opory czołowe oraz mogą generować niewielką siłę nośną.

3. Badania modelu

Uzyskany formalny opis sparametryzowanego modelu statku powietrznego pozwala poprzez zmianę wartości współczynników na uzyskiwanie różnych właściwości dynamicznych opisywanego obiektu powietrznego, a tym samym, na uzyskiwanie różnych modeli statku powietrznego. W pracy badano, w jakim stopniu można, modyfikując parametry modelu jednego typu statku powietrznego, otrzymać inny model SP. Celem badania było uzyskanie charakterystyki śmigłowca Mi-17. Do oceny modelu wykorzystano charakterystykę biegunową prędkości, czyli zależność prędkości pionowej od poziomej składowej prędkości lotu V_P dla ustalonej mocy zespołu napędowego i określonej wysokości, czyli $w = f(V_P)$. W praktyce stosowane są trzy metody wyznaczania biegunowej prędkości podczas prób w locie:

- metoda ciągłego wznoszenia (samolot wykonuje lot wznoszący ze stałą prędkością w pełnym zakresie zmian wysokości),
- metoda schodkowa (w wąskim przedziale wysokości wykonuje się szereg lotów wznoszących z różną prędkością lotu),
- metoda rozpędzania w locie poziomym.

Ze względu na doświadczenie zespołu badawczego do wyznaczenia biegunowej prędkości wznoszenia wykorzystano metodę schodkową.

Badanie przeprowadzono na zestawie symulatora kabinowego wykonanego w technologii mieszanej rzeczywistości MR (*Mixed Reality*) [7] (rys. 4). Technologia pozwala na integrację rzeczywistych organów sterowania śmigłowcem widocznych na rysunku, z wirtualnym światem wizualizowanym w goglach wirtualnej rzeczywistości VR (*Virtual Reality*). W badaniach wykorzystano procedury i dane dotyczące przygotowania do lotu oraz technik pilotowania i wykonywania prób i oblotów dla śmigłowca Mi-8/17 zawarte w [12, 13, 16, 17].

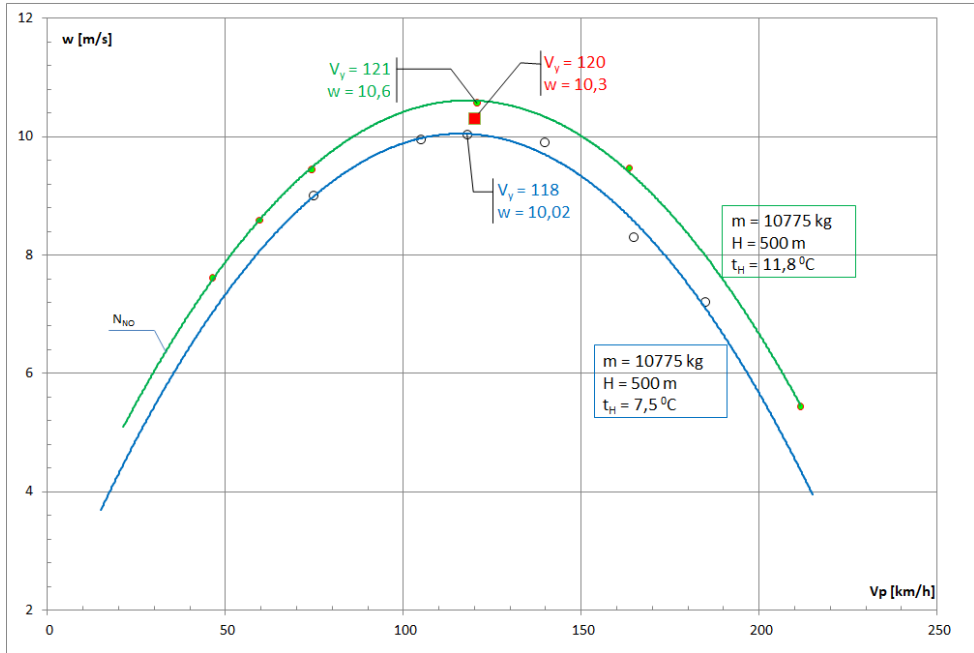
Do celów porównawczych wykorzystano wyniki uzyskane z badań śmigłowca Mi-17 [11]. Uzyskaną biegunową prędkości dla tego śmigłowca przedstawiono na rys. 5.

Jak wynika z rysunku, osiągnięto zadowalającą zgodność charakterystyki modelu z rzeczywistym wzorcem. Uzyskana prędkość najszybszego wznoszenia (równa prędkości minimalnej mocy [8]) w dla modelu wynosi 10,6 m/s i w takim samym stopniu jest różna od wartości literaturowych jak wartość uzyskana z prób w locie rzeczywistego śmigłowca.

Ponadto należy podkreślić, że uzyskany model śmigłowca transportowego, jakim jest Mi-17, powstał w oparciu o tę samą technologię oprogramowania pakietu ATFP jak dostarczony z tym pakietem przykładowy model śmigłowca szturmowego AH-64 Apache. Różnice pomiędzy obydwooma modelami dotyczą głównie rozkładu i wartości mas, położenia i geometrycznych rozmiarów powierzchni aerodynamicznych oraz rozmieszczenia i wartości sił zespołu napędowego. W mniejszym stopniu różnice dotyczą współczynników równań modelu matematycznego.



Rys. 4. Symulator kabinowy Mi-17 w technologii MR



Rys. 5. Porównanie biegunowych prędkości wznoszenia modelu (kolor zielony) i rzeczywistego śmigłowca Mi-17 (kolor niebieski)

4. Podsumowanie i wnioski

1. Wynikiem pracy jest sparametryzowany model śmigłowca transportowego Mi-17, zbudowany zgodnie z koncepcją geometrii parametrycznej.
2. Do implementacji wykorzystano następujące narzędzia: silnik gier Unity3D oraz pakietu narzędziowego fizyki lotu – *Aircraft Toolkit Flight Physics*.
3. Jako kryterium poprawności modelu przyjęto zgodność jego charakterystyk w postaci biegunowych prędkości z charakterystykami rzeczywistego śmigłowca. Badanie przeprowadzono na zestawie symulatora kabinowego wykonanego w technologii mieszanej rzeczywistości MR (*Mixed Reality*). W wyniku przeprowadzonych badań uzyskano zadowalającą zgodność charakterystyki modelu z rzeczywistym wzorcem.

Do uzyskania pełnej weryfikacji modelu niezbędne jest przeprowadzenie dodatkowych badań pozwalających uzyskać inne charakterystyki śmigłowca. Wymagać to będzie dodania do modelu mechanizmów związanych z autopilotem, co ułatwi wykonywanie symulowanych oblotów.

Najważniejszym jednak celem przeprowadzonych prac było opanowanie technologii szybkiego i w miarę prostego tworzenia modeli dla szerokiej klasy obiektów powietrznych, które mogłyby być zastosowane wszędzie tam, gdzie nie jest wymagana bardzo duża

dokładność. Modele takie jak sparametryzowany model śmigłowca Mi-17 mogą być zatem z powodzeniem zastosowane w lotniczych symulatorach proceduralnych i diagnostycznych dla pilotów i personelu naziemnego, w systemach szkoleniowych dla obsługi bojowych radarów i zestawów przeciwlotniczych oraz personelu stanowisk dowodzenia Sił Powietrznych.

5. Literatura

1. Barabanov M., Kovalenko G., Balyasnikov V., Smurov M., Chepiga V.: Experimental Validation For The Training Method And Mathematical Model Of The Pilot Skill Formation In Maintenance Of Attitude Orientation. *Transport Problem*, Vol. 12, Iss. 4, 2017.
2. Beuth-Jakubowska K., Stelmach A.: Methods of mathematical modeling of the take-off operation of a commercial aircraft. *Transport Problem*, Vol. 6, Iss. 4, 2011.
3. Butlewski K., Golański P., Karczmarz D., Mądrzycki P., Puchalski W., Szczepański C.: Symulator badawczo-konstrukcyjny do projektowania i optymalizacji interfejsów człowiek-maszyna. *Scientific Journal of Polish Naval Academy – Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej*, No. 169 K/1.
4. Fiszdon W.: *Mechanika lotu*, tom I i II. PWN, Warszawa 1961.
5. Gloude-mans J.R., McDonald R.: Improved Geometry Modeling for High Fidelity Parametric Design. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4–7 January 2010, Orlando, Florida.
6. Golański P., Szkudlarz H.: Zastosowanie sterowania rozmytego do modelowania działania pilota podczas symulowanego rozbiegu samolotu TS-11 "Iskra". *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej. Mechanika*, 3/2011.
7. Haller M., Billinghamurst M., Thomas B.: *Emerging technologies of augmented reality – interfaces and design*. Idea Group Inc., 2007.
8. Johnson W.: *Helicopter Theory*, Courier Corporation, 2012.
9. Lebediev A.A., Czernobrovkin L.S.: *Dynamika polota. Maszynostrojenije*, Moskwa 1973.
10. Manerowski J.: *Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*. Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa 1999.
11. Nowakowski M.: *Badania w locie śmigłowca Mi-17-1V*. Prace Instytutu Lotnictwa 219, Warszawa 2011.
12. *Programy lotów próbnych kontrolnych śmigłowca Mi-17*, Dowództwo Sił Powietrznych, WLOP 399/2008, Warszawa 2008.
13. *Programy oblotów śmigłowców typu Mi-8*. Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 1901/78, Poznań 1978.
14. Socha V., Hanakova L., Freigang M., Kraus J., Stojic S. Socha L., Hanak P.: Impact of pilots' tiredness on the outcome of psychological testing. *Transport Problem*, Vol. 14, Iss. 2, 2019.

15. Stelmach A.: Neural model of the aircraft landing phase. The Archives of Transport, Vol. XXIV, No. 2, 2012.
16. Śmigłowiec Mi-8 – Technika pilotowania. MON, Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 1437/71, Poznań 1972.
17. Śmigłowiec Mi-17 – Instrukcja załadunku i wyważania. Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 2781/89, Poznań 1990.
18. <http://gargore.com/uas/aircraft-toolkit/manual.0.77.php>
19. <http://unity3d.com>
20. <http://openvsp.org/>
21. <https://developer.x-plane.com/manuals/planemaker/>