

**19-я Международная конференция  
«Авиация и космонавтика»**

**19<sup>th</sup> International Conference  
“Aviation and Cosmonautics”  
(AviaSpace-2020)**

**Тезисы  
Abstracts**

Москва, МАИ  
23-27 ноября 2020 г.

Moscow, MAI  
23-27 November, 2020

Simulink Matlab environment using the software tools for modeling object dynamics available in it. The mathematical model allowed to carry out research of UAV control modes in real time. It comprises the following elements or modules:

- the UAV dynamics calculation module;
- the module of calculating the external forces and moments applied to the UAV, including modules of calculating the aerodynamic forces and moments, as well as thrust and weight forces and moments;
- the module of software connection with the inceptors (located in the simulator cockpit or on the Futaba remote control) and the visualization system;
- the UAV longitudinal, directional, and lateral control system and engine control system module.

The initial modeling data includes the mass/inertia and geometric UAV characteristics, models of aerodynamic forces and moments and engine thrust.

The study of aircraft dynamics through mathematical modeling revealed a number of issues pertaining to UAVs, namely: high overshoot and spiral instability in lateral motion, as well as the development of yaw oscillation in roll.

The frequency response characteristics of the controlled element were identified. In accordance with the research results, the parameters of the unmanned aerial vehicle control system were determined.

The experimental studies involved ground-based simulation using a flight simulator, which confirmed in practice the correctness of the selected means of UAV control system automation.

Based on the conducted studies, a list of recommendations was put together for using a real autopilot as part of the demonstrator during flight tests.

#### **Разработка цифровой модели БПЛА самолетного типа**

Исмаилов К.К., Кагенов А.М., Костюшин К.В., Орлов С.А.

НИ ТГУ, г. Томск, Россия

В данной работе рассматривается беспилотный летательный аппарат (БПЛА) схемы летающее крыло с полезной нагрузкой 2 кг. Исходя из требований к летательному аппарату и с учетом технологий изготовления определены его геометрические характеристики. Расчет первого приближения БПЛА проводился итерационным способом до получения максимального значения аэродинамического качества крыла при минимальной скорости сваливания. В целях технологического упрощения изготовления БПЛА выбрана трапецеидальная форма крыла в плане. Для достижения эллиптического распределения крыло БПЛА имеет аэродинамическую и геометрическую крутку, что уменьшает индуктивное сопротивление, а отрицательная крутка на концевой части крыла повышает его устойчивость при потере скорости и сваливании [1]. В результате получено крыло с площадью 0.663 м<sup>2</sup>, размахом 2.3 м, САХ 0.346 м, теоретическими скоростями полета: минимальной 14 м/с, наивысшего качества 22 м/с.

Для проверки первого приближения проведены расчеты по определению аэродинамических характеристик БПЛА при теоретических скоростях в Ansys Fluent и OpenFOAM [2]. Результаты расчетов показывают хорошее совпадение между решателями Ansys Fluent и OpenFOAM, удовлетворительно согласующимися с результатами первого приближения. Скорость наивысшего качества составила 20 м/с, которая меньше теоретической из-за большего коэффициента сопротивления формы. Минимальная скорость 14 м/с достигается при угле атаки 10 градусов. Наблюдается устойчивое поведение крыла по углу атаки на скоростях максимального качества. При увеличении угла атаки крыла выше 10 градусов возникает срыв потока на концевой части крыла, распространяющийся от килевинглета, что может привести к опасности неуправляемого авторотационного явления – штопора. При дальнейшем увеличении угла атаки срыв распространяется в сторону средней части крыла, и при 15 градусах срыв потока занимает до 70% его площади.

Данное научное исследование (№ 8.2.31.2019) выполнено при поддержке Программы повышения конкурентоспособности ТГУ.

Литература:

1. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К., Бадягин А.А., Ротин В.Е., Склянский Ф.И., Кондрашов Н.А., Киселев В.А., Фомин Н.А. Проектирование самолетов: учебник для вузов – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

2. Kagenov A.M., Kostyushin K.V., Ismailov K.K., Kostyushina N.O., Orlov S.A., Prokhanov S.A. The development of a cloud system for investigation of UAVs aerodynamic characteristics // J. Phys.: Conf. Ser. 2020. V. 1488. P. 1-5. doi:10.1088/1742-6596/1488/1/012017

### **Development of plane type UAV digital model**

Ismailov K.K., Kagenov A.M., Kostiyushin K.V., Orlov S.A.

NR TSU, Tomsk, Russia

This paper considers an unmanned aerial vehicle (UAV) designed on flying wing configuration and has a payload of 2 kg. The wing characteristics were determined according to requirements for aircraft and taking into account manufacturing technologies. The calculation of the first approximation of the UAV was carried out iteratively until the maximum value of the aerodynamic efficiency of the plane was obtained at the minimum level-flight stalling speed. In order to technologically simplify the UAV manufacturing, a trapezoidal wing shape was chosen. To achieve an elliptic lift distribution, UAV wing has aerodynamic and geometric twist, which causes inductive drag decreasing, and the negative twist at the wing tip increases its stability in the stall event [1]. The calculations found that the wing area is 0.663 m<sup>2</sup>, wingspan – 2.3 m, MAC – 0.346 m and theoretical speed: stall-speed – 14 m/s, the highest efficiency speed – 22 m/s.

To check the first approximation calculations, an analysis were provided in order to determine aerodynamic characteristics of the UAV at theoretical speeds in Ansys Fluent and OpenFOAM [2]. The simulation results obtained from Ansys Fluent and OpenFOAM are in close agreement, and are in satisfactory agreement with the results of first approximation. The highest efficiency speed obtained is 20 m/s, which is less than the theoretical speed due to higher value of parasite drag. The stall-speed of 14 m/s is achieved at angle of attack of 10 degrees. Stable behavior of the UAV is observed at flight speeds close to speed of maximum efficiency. At angles of attack above 10 degrees, a stall occurs at the wing tip, propagating from winglet-fin, which can lead to a danger of an uncontrolled autorotation – nose spin. Further with angle of attack increasing the stall widens in direction to wing root, and at 15 degrees, the stall takes up to 70% of wing area.

This research was supported by "The Tomsk State University competitiveness improvement programme" under grant № 8.2.31.2019.

#### **References:**

1. Eger S.M., Mishin V.F., Liseytshev N.K., Badyagin A.A., Rotin V.E., Sklyansky F.I., Kondrashov N.A., Kisilev V.A., Fomin N.A. Airplane Design – Moscow: Mashinostroenie, 1983. – 616 p.

2. Kagenov A.M., Kostyushin K.V., Ismailov K.K., Kostyushina N.O., Orlov S.A., Prokhanov S.A. The development of a cloud system for investigation of UAVs aerodynamic characteristics // J. Phys.: Conf. Ser. 2020. V. 1488. P. 1-5. doi:10.1088/1742-6596/1488/1/012017

### **О применении функции `intlinprog` в специализированном программном комплексе планирования оптимальных маршрутов полета легких дронов с учетом действия ветра**

Калашников А.И., Моисеев Д.В.

МАИ, г. Москва, Россия

До сих пор в составе специализированного программного комплекса решения задач маршрутизации полета [1] использовалась функция `bintprog` пакета MATLAB и `cplexlp` пакета CPLEX. В более поздних версиях пакета MATLAB функция `bintprog` была заменена `intlinprog` с более широкими возможностями. В докладе обсуждены вопросы, связанные с применением функции `intlinprog` в программном комплексе планирования маршрутов полета.

Исследование возможностей функции `intlinprog` проводилось на задачах двух типов. В первой задаче определялся наискорейший замкнутый маршрут дрона для облета точечных и протяженных объектов. Во второй задаче строились маршруты полета для группы дронов, обеспечивающие наискорейший облет заданного множества точечных объектов.