


UDC 007.52 + 681.51

 10.25209/2079-3316-2026-17-2-3-82


Comparison of decentralized, centralized, and hybrid interaction structures for a heterogeneous team of unmanned aerial vehicles

Tagir Zabirovich **Muslimov**

ITMO University, St. Petersburg, Russia

Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russia

tagir.muslimov@gmail.com

Abstract. The article discusses the concept of a heterogeneous or polymorphic interacting team of unmanned aerial vehicles (UAVs or drones) to assess the potential for further development of a swarm system based on this approach. Several options for the structure of interaction between individual UAVs in a group are explored: decentralized, centralized, and hybrid architectures. An analysis of control efficiency was based on flight simulations of a UAV formation in accordance with several metrics. As a result, the advantages and disadvantages of each of the studied options for the structure of interaction in a heterogeneous UAV team were identified.

The study was conducted using computer flight simulation with realistic dynamics of individual vehicles. The influence of time delays in communication channels on the quality of the cooperative control system was also considered. The simulation results yielded quantitative metrics reflecting the performance of the coordinated control system for a heterogeneous UAV formation, which were then analyzed. Flight parameter graphs are also provided, allowing conclusions to be drawn about the influence of the interaction structure on the behavior of individual vehicles during operation.

Autonomous heterogeneous groups and swarms of UAVs are a promising area of research that is attracting increasing attention. Such systems have significant advantages over homogeneous UAV teams. This article presents an analysis of the influence of different interaction structure options on the operation of the control system of a heterogeneous UAV group and the flight dynamics of such a formation. The results of the study may be useful for evaluating possible ways of practical implementation of a heterogeneous autonomous UAV swarm. (*Linked article texts in English and in Russian*).

Key words and phrases: swarm of drones, flocking control, swarm control, swarm robotics, UAV formation, hybrid robot team, Input-to-State Stability (ISS)

2020 *Mathematics Subject Classification:* 93C85; 93C95, 93-10

Acknowledgments: The work was carried out within the framework of a grant provided under agreement No. 70-2025-000650 dated May 26, 2025, between ITMO University and the National Technology Initiative Projects Support Fund.

For citation: Tagir Z. Muslimov. *Comparison of decentralized, centralized, and hybrid interaction structures for a heterogeneous team of unmanned aerial vehicles*. Program Systems: Theory and Applications, 2026, **17**:2(71), pp. 3–82. (*In English, in Russian*). https://psta.psirars.ru/read/psta2026_2_3-82.pdf

Introduction

One of the most promising areas of research on autonomous unmanned aerial vehicles (UAVs or drones) is the field of cooperative or swarm control [1, 2]. Currently, quite a few publications study swarm systems of UAVs [3–5]. However, the groups studied in these articles are usually homogeneous, consisting of vehicles of the same type (e.g., quadcopters [6, 7] or fixed-wing UAVs [8]).

Recently, however, an increasing number of publications have specifically addressed heterogeneous teams of UAVs — groups consisting of different types of aircraft. Heterogeneous swarms enable the full potential of different UAV types to be exploited [9]. Nevertheless, differences in dynamic constraints and energy consumption models create problems in accurately describing flight path planning tasks for such a UAV swarm [10]. Therefore, researching various aspects of heterogeneous swarms is relevant.

In [11], a heterogeneous group consisting of one helicopter and several quadcopters was studied. In [12], a heterogeneous team of UAVs was used for power line inspection. By utilizing the different characteristics of the UAVs, the time required for planning and executing the inspection mission was reduced. Work [13] considers a heterogeneous group of UAVs and refers to it as a “polymorphic swarm”. Different roles were assigned to the UAVs depending on their type when surveying a given area. Fixed-wing UAVs were used for high-altitude observation, and quadcopters were used for close-range inspection. The effectiveness of various configurations of heterogeneous swarms with different compositions, in terms of the ratio of fixed-wing UAVs to quadcopters, was preliminarily assessed. Article [14] studies a heterogeneous swarm that makes decisions based on precedents.

This article proposes a structure for a heterogeneous team consisting of two subgroups: fixed-wing and multirotor (rotary-wing) UAVs. Each subgroup can perform specific tasks, and the subgroups interact through designated UAV retransmitters. Generally, a team of two subgroups forms a coherent, heterogeneous group that can solve known tasks more effectively

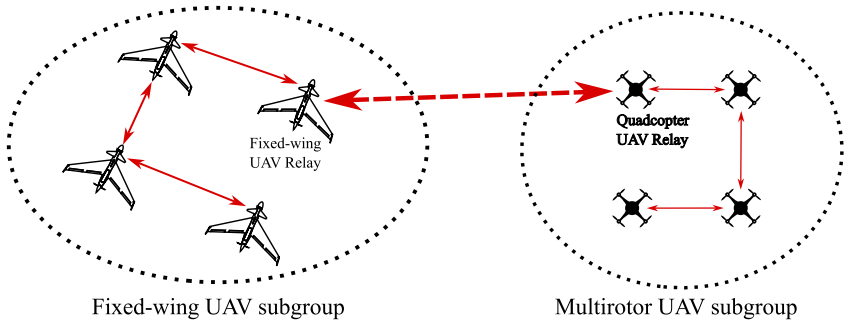


FIGURE 1. A heterogeneous group consisting of two subgroups: fixed-wing UAVs and quadcopters

and possibly perform new tasks beyond the capabilities of a homogeneous group. Figure 1 shows a generalized diagram of the proposed system.

To study such a heterogeneous group’s structure, we analyzed different types of interactions using computer modeling: decentralized, centralized, and hybrid. Eventually, the consideration chose a decentralized structure for further study due to its greater potential and flexibility of application.

A comparative analysis of the structures and justification for the choice will be presented in the modeling results section, which demonstrates advantages such as smaller integral mismatches and less influence from imperfect communication channel performance. Some advantages of a decentralized structure were also identified in the analysis of system stability, which is reflected in the “Stability analysis” section of this article. The decentralized interaction structure described above can also be referred to as a “swarm”, since each individual UAV is controlled based solely on local information from its *neighbors*. In addition, scaling such a system will not cause any problems, even with a small initial number of vehicles in subgroups. Therefore, preliminary research can be carried out on a small number of UAVs.

Article [15] compares different interaction structures, but focuses on a homogeneous group controlled by an operator rather than an autonomous team. In [16], a heterogeneous group of UAVs was used for coverage path planning in precision farming. However, this team cannot be fully considered heterogeneous since the group consisted of aircraft of the same type (multirotors), albeit different models. The authors of article [17] consider the task of reconfiguring a two-level heterogeneous group of UAVs. Their study investigated a team consisting of different aircraft types (multirotors and fixed-wings). Article [18] studied the distribution of tasks in a heterogeneous swarm of UAVs, with vehicles differing in specialization; however, the types of aircraft were not specified.

Some studies focus on the process of information exchange. For instance, article [19] proposes a scheme for information exchange between unmanned aerial vehicles (UAVs) within a group and between the group and the control center. This scheme allows one to calculate the optimal parameters of the transmitting devices. However, this article considered a homogeneous team of UAVs and focused primarily on organizing information exchange rather than on how the interaction structures influence the flight dynamics of the group. Work [20] is closer to our article, but the group studied there was also homogeneous.

Let us also consider the patent “Self-organizing and self-controlled swarm of UAVs and method for monitoring territory for the presence of a predetermined event using such a swarm” [21] and the main differences between the system studied in our article and the one presented in this patent. In the present patent, the swarm consists of aircraft of the same type (with different types of attachments on them), which are assigned different roles. There is a description of the scenario for “detecting an event” using such a swarm.

The main difference between the system we propose is that it uses different types of aircraft (fixed-wing and multirotor), which gives rise to new properties of such a heterogeneous swarm (the term “polymorphic swarm” is also used in some articles [13]). These new properties are provided by the possibility of different types of attachments and by the characteristics in the flight dynamics of the aircraft themselves, such as fundamentally diverse speeds, maneuverability, the ability or inability to hover in a given area, and flight duration.

One example of a heterogeneous swarm application is a mission to reconnoiter, observe, and detect forest fires and how they spread across a certain area. As stated in article [13], different stages of the mission require diverse types of aircraft with dissimilar capabilities and flight dynamics. If the search area is large enough, which it usually is, the most effective way to survey and monitor the territory is to fly at a high altitude for a long time because a larger area is covered at high altitudes.

In such a situation, using a multirotor is not rational in terms of energy consumption. Fixed-wing UAVs are most effective at surveillance tasks. However, detecting an event, such as a fire, is often only the first step in a mission, especially when false positives are possible. For instance, a bright spot in a thermal image could be either a fire or a living organism. Next, the information must be verified, but high flight altitude hinders this second step of the mission. At this stage, it is much more effective to use multirotor UAVs that fly at low altitudes.

Thus, the fixed-wing subgroup detects and directs the multirotor subgroup to the specified area to verify the information. The need for different types of aircraft arises from the fact that each type is more effective at performing its assigned step in the mission. However, unlike our article, [13] does not divide UAVs into subgroups of the same type, within which they interact to build a formation.

There is a need to use several interacting vehicles of different types in each subgroup of a heterogeneous swarm. In patent [21], the UAVs in each subgroup operate independently and interact with each other to a limited extent. For instance, in the “research drone” subgroup, each UAV conducts a survey independently and then sends a detection signal via a “tag” or directly to other UAVs. Thus, its interaction is limited to alerting other UAVs. Similarly, in the “search drone” subgroup, the UAVs do not interact with each other to complete the task; rather, they only alert others after completing their task.

Patent [21] states that “worker drones” and “coordinator drones” can move in formation; that is, they can interact to build a formation within these subgroups. However, it does not explain how this is implemented or what control algorithm is used.

In this article, formation control and interaction are decentralized, leading to inherent swarm scalability and initial adaptability to vehicle loss in the group. The key difference in the system we propose is that the fixed wing-type UAV subgroup conducts a joint survey of the territory. Data exchange can occur not only for formation flight but also for information integration — i.e., fusion of sensor data — which provides more effective event detection. Additionally, decentralization renders the system insensitive to aircraft loss (damage of vehicles does not lead to mission failure).

The main advantages of the proposed system are:

- Covering a larger area in less time by increasing the speed of mission tasks (using several vehicles instead of one).
- Cost-effectiveness: using multiple inexpensive aircraft instead of one expensive one.
- The use of different types of UAVs in different subgroups leads to more efficient completion of mission subtasks by each subgroup due to the variances in flight dynamics characteristics of each vehicle type (difference from patent [21]).
- Interaction for fusion of sensor data leads to more effective event detection (difference from patent [21]).

Observation takes place from diverse points and angles. A group of UAVs can perform observations more effectively than a single UAV. A single UAV can send information obtained from a camera, for example, to other UAVs in the group for further processing and improvement of observation efficiency. Additionally, UAVs can coordinate their actions based on the exchange of sensor data to improve data collection about the environment.

For example, when a detected object must be classified (recognition task), the recognition is facilitated by the exchange of data between UAVs and by inspecting the object from different angles and using different types of sensors (e.g., infrared and computer vision).

Data from diverse angles can be fused using a Bayesian or Kalman filter. The fusion can be centralized, decentralized, or hybrid, depending on the structure of data exchange within the group and its subgroups.

- Initial adaptability of the system to the loss of vehicles in the group due to decentralization of each subgroup of a heterogeneous team, which leads to increased reliability (difference from patent [21]).
- The ability to quickly and efficiently redistribute roles by decentralizing each subgroup of a heterogeneous team (difference from patent [21]).
- Interaction between subgroups can occur during the mission and not only after a subgroup completes a task. This allows for the flexible application of the team and more effective execution of complex missions in dynamic conditions (difference from patent [21]).

To evaluate the advantages and disadvantages of different types of interaction in a heterogeneous group of UAVs, we conducted detailed comparative modeling and analysis. The purpose of this work, therefore, is to propose and conduct a preliminary comparative analysis of three interaction structures (centralized, decentralized, hybrid) specifically for a heterogeneous team (fixed-wing UAVs and multirotor UAVs). Thus, the novelty of the work lies not in the development of new control laws for individual UAV agents, but in their integration within a heterogeneous system and comparative analysis of different interaction structures specifically for such a heterogeneous group. The results of this study may be useful for evaluating possible ways of implementing a heterogeneous autonomous UAV swarm in practice.

Table 1 presents a generalized comparison of the key characteristics of the works reviewed above and our study, highlighting the systemic differences among the main research directions.

TABLE 1. Comparison of existing approaches relative to the proposed system

Group of works	Key features in the context of comparison	Distinctions of our study
Works with limited or formal heterogeneity [11–13], [16], [18]	Heterogeneity is often reduced to different types of payload, different models of the same UAV type, or role assignment without considering flight dynamics. There is no in-depth analysis of interaction structures (centralized/decentralized) or the impact of differences in UAV dynamics.	In our study, heterogeneity is achieved by using fundamentally different UAV types (fixed-wing and multirotor) with separation into subgroups. Within subgroups, interaction is implemented for formation flight and the possibility of sensor data fusion, which allows efficient use of dynamic differences.
Works that investigate similar issues but on homogeneous groups [15], [19], [20]	Interaction structures, information exchange, and stability are analyzed, but for groups composed of UAVs of the same type. The results cannot be directly transferred to a heterogeneous swarm due to differences in dynamics and communication requirements.	For the first time, a comparative analysis of structures (centralized, decentralized, hybrid) is performed specifically for a heterogeneous group. The specificities of interaction between subgroups with different dynamic characteristics and the influence of non-ideal communication channels are taken into account.
Works with heterogeneous UAV types (fixed-wing + multirotor) [13] (partially), [17]	Heterogeneous groups are considered, but the focus is on reconfiguration or roles at different mission stages. Interaction between UAVs is either absent or limited; there is no decentralized control within subgroups or real-time sensor data fusion capabilities.	A two-level structure is proposed, where each subgroup of homogeneous UAVs operates in a decentralized manner, and interaction between subgroups is carried out through dedicated relay UAVs. This ensures scalability, robustness to UAV loss, and flexible role redistribution during the mission.
Patent [21] (closest analogue)	Self-organizing swarm of UAVs of the same type with different equipment. Interaction between subgroups (explorers, searchers, coordinators, workers) is essentially notification of stage completion; there is no decentralized formation control or real-time data fusion capabilities.	Key differences: <ul style="list-style-type: none"> – Use of different UAV types (fixed-wing + multirotor). – Possibility of decentralized control within each subgroup. – Adaptability to UAV loss due to the potential of decentralization. – Interaction between subgroups during mission execution, not only after stage completion.

Below we describe the dynamic models used to simulate the aircraft. The use of generally accepted nonlinear rigid body dynamics models for UAVs in the literature and the consideration of upper limits on linear and angular velocities increase the realism of these models.

1. Models used

1.1. Fixed-wing UAV model

In the earth (world) frame, the position of this UAV is specified as a vector $[x_e \ y_e \ h]^T$ in meters. The angular position is specified by the angles: course angle, flight-path angle, and roll angle $[\chi \ \gamma \ \varphi]^T$ in radians.

We assume that the UAV is equipped with a tuned autopilot that successfully stabilizes its motion. The high-level model assumes that the UAV flies in a coordinated turn mode with zero sideslip. The autopilot controls flight speed, altitude, and roll angle. The corresponding equations of motion for the high-level model are as follows [22]:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_e &= v_g \cos \chi \cos \gamma, & \dot{y}_e &= v_g \sin \chi \cos \gamma, \\
 \dot{h} &= v_g \sin \gamma, & \dot{\chi} &= \frac{g \cos(\chi - \psi)}{v_g} \tan \varphi, \\
 v_g \sin(\gamma^c) &= \min(\max(k_h(h^c - h), -v_g), v_g), \\
 \dot{\gamma} &= k_\gamma(\gamma^c - \gamma), & \dot{v}_a &= k_{v_a}(v_a^c - v_a), \\
 \frac{g \cos(\chi - \psi)}{v_g} \tan \varphi^c &= k_\chi(\chi^c - \chi), \\
 \ddot{\varphi} &= k_{P_\varphi}(\varphi^c - \varphi) + k_{D_\varphi}(-\dot{\varphi}).
 \end{aligned}$$

Here v_a and v_g are the air and ground speeds of the UAV; k_* is the controller parameters; g is the gravitational acceleration. As can be seen, this approximation of dynamics is consistent with standard PD- and P-controllers with corresponding coefficients.

This high-level model assumes that the autopilot receives the specified values of the course angle, flight path angle, and airspeed $[\chi^c \ \gamma^c \ v_a^c]^T$. At the same time, the specified roll angle φ^c is calculated before it is sent directly to the autopilot.

Thus, the states of this model are the elements of the following vector:

$$[x_e \ y_e \ h \ v_a \ \chi \ \gamma \ \varphi \ \dot{\varphi}]^T.$$

1.2. Multirotor type UAV (quadcopter) model

In the earth (world) frame, the position of this UAV is specified as a vector $[x_e \ y_e \ z_e]^T$ in meters. The angular position is specified using ZYX Euler angles: $[\psi \ \theta \ \varphi]^T$ in radians. Angular velocities are denoted as $[p \ q \ r]^T$ in radians per second. The high-level model of the motion of a multirotor (quadcopter) is specified in accordance with [23].

The rotation matrix, which translates a vector from the body frame to the earth frame, looks the following way:

$$R_b^e = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\psi s_\theta s_\varphi - c_\varphi s_\psi & c_\varphi c_\psi s_\theta + s_\varphi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & c_\varphi c_\psi + s_\varphi s_\theta s_\psi & -c_\psi s_\varphi + c_\varphi s_\theta s_\psi \\ -s_\theta & c_\theta s_\varphi & c_\varphi c_\theta \end{bmatrix}.$$

Here, c_* and s_* denote $\cos(*)$ and $\sin(*)$ respectively.

The acceleration of the UAV's center of mass in the earth frame is given as follows:

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x}_e \\ \ddot{y}_e \\ \ddot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + R_b^e \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -F_{thrust} \end{bmatrix},$$

where

m is the mass of the UAV,

g is the gravitational acceleration,

$-F_{thrust}$ is the total force generated by the propellers along the $-z_b$ axis of the body frame (pointing upward when the UAV is in a horizontal position).

The closed loop of the controller for the roll and pitch angles is approximately represented by the behavior of two independent PD-controllers for the two rotation angles and two independent P-controllers for the yaw rate and thrust force. Angular velocities, angular accelerations, and thrust are specified by the following equations:

$$J = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = J \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{P_\varphi}(\varphi^c - \varphi) + K_{D_\varphi}(-\dot{\varphi}) \\ K_{P_\theta}(\theta^c - \theta) + K_{D_\theta}(-\dot{\theta}) \\ K_{P_\psi}(\psi^c - \psi) \end{bmatrix},$$

$$\dot{F}_{thrust} = K_{P_F}(F_{thrust}^c - F_{thrust}).$$

This high-level model assumes that the autopilot receives specified values for roll, pitch, and yaw angular velocity

$$[\phi^c \quad \theta^c \quad \psi^c]^T,$$

as well as a specified total thrust force F_{thrust}^c .

The coefficients (proportional and derivative) of the control loops are specified as K_{P_*} and K_{D_*} , respectively, where the symbol $*$ denotes either Euler angles or thrust. These coefficients, along with the mass of the UAV, are parameters that can be specified in the model properties.

Thus, the states of this model are the elements of the following vector:

$$[x_e \quad y_e \quad z_e \quad \dot{x}_e \quad \dot{y}_e \quad \dot{z}_e \quad \psi \quad \theta \quad \varphi \quad p \quad q \quad r \quad F_{thrust}]^T.$$

1.3. Model of interaction structure within a fixed-wing UAV subgroup

In [24, 25], a model of interaction structure in a UAV team was presented and described in detail using the example of circular formation movement (this approach can also be applied to other types of group movement, such as parallel formations [26]). Note that works [24, 25] consider homogeneous systems and a single interaction structure.

Let us assume that there are N fixed-wing UAVs in the group. Let us introduce the vector of relative phase shift errors $\bar{\mathbf{e}}_\theta = (\hat{e}_{i,j}) \in \mathbb{R}^{N(N-1) \times 1}$, where $\hat{e}_{i,j}$ is the error value for the directly interacting i th and j th UAV agents. The flight speed control laws use elements of the vector \mathbf{e}_θ [24, 25]:

$$(1) \quad \mathbf{e}_\theta = \begin{bmatrix} e_1 \\ \vdots \\ e_k \\ \vdots \\ e_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{e}_{12} \\ \vdots \\ -\hat{e}_{k-1,k} + \hat{e}_{k,k+1} \\ \vdots \\ -\hat{e}_{N-1,N} \end{bmatrix} = \widehat{\mathbf{M}}_\theta \bar{\mathbf{e}}_\theta + \mathbf{D},$$

where

$\mathbf{D} = -\mathbf{M}_\theta \mathbf{H}_\theta^{-1} \left(\mathbf{P}_{\theta d}^\top, \hat{P}_\theta \right)^\top$ is the system control vector in the relative state space (a space of dimension $(N - 1)$ generated by the columns of the interaction graph incidence matrix);

\mathbf{H}_θ is a matrix that assigns relative distances between UAV agents, defined as follows:

$$\mathbf{H}_\theta = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_1 \\ \mathbf{q}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{q}_N \end{bmatrix}, \quad \mathbf{q}_i = \begin{bmatrix} \vdots \\ 1 \\ \vdots \\ -1 \\ \vdots \end{bmatrix}^\top, \quad i < N, \quad \mathbf{q}_N = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}^\top,$$

here

$$\mathbf{H}_\theta \in \mathbb{R}^{N \times N} \quad \mathbf{q}_i \in \mathbb{R}^{1 \times N};$$

the values “1” and “-1” in \mathbf{q}_i essentially determine between which sides the calculation of the relative phase shift angle occurs; this, in turn, affects how the vector $\mathbf{P}_{\theta d} \in \mathbb{R}^{(N-1) \times 1}$ — the vector of desired relative phase shift angles — will be set;

$\hat{P}_\theta = \sum_{k=1}^N p_{\theta k}$ is the sum of current phase shift angles;

$\check{\mathbf{e}}_\theta = (\check{e}_{i,i+1})_{i=1}^{N-1} \in \mathbb{R}^{(N-1) \times 1}$ is the vector of current phase shift angles for directly interacting UAV agents, calculated using a triple product.

For example, when selecting a finite clockwise motion (top view):

$$\check{e}_{i,i+1} = \begin{cases} \beta = \arccos \frac{(\mathbf{d}_i, \mathbf{d}_{i+1})}{\|\mathbf{d}_i\| \|\mathbf{d}_{i+1}\|}, & \mathbf{n} \cdot (\mathbf{d}_i \times \mathbf{d}_{i+1}) \geq 0, \\ 2\pi - \beta, & \text{any either case} \end{cases},$$

where

$\mathbf{d}_k, k \in 1, 2, \dots, N$ is the distance vector from the center of the circle to the vehicle at the current moment in time,

$$\mathbf{n} = (0, 0, 1)^\top;$$

$\mathbf{M}_\theta \in \mathbb{R}^{N \times N}$ is an interaction matrix, which in the case of decentralized “neighbor-to-neighbor” interaction defined by the interaction graph, has the following form:

$$\mathbf{M}_\theta \triangleq \mathbf{M}_\theta^{ntn} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & -2 & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & \ddots & \ddots & 1 & 0 \\ \vdots & \ddots & 1 & -2 & 1 \\ 0 & \ddots & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix}.$$

$\widehat{\mathbf{M}}_\theta \in \mathbb{R}^{N \times (N-1)}$ is a matrix obtained from the matrix $\mathbf{M}_\theta \mathbf{H}_\theta^{-1}$ by removing the N th column.

A remarkable feature of the above model is that to change the interaction structure in a team, it is sufficient to adjust the matrix \mathbf{M}_θ and the placement of “1” and “-1” in \mathbf{q}_i in accordance with the structure. For example, consider a “leader-followers” interaction structure with an interactive *leader*, i.e., a *leader* who participates in building the formation:

$$\mathbf{M}_\theta \triangleq \mathbf{M}_\theta^{lf} = \begin{bmatrix} -3 & 1 & 1 & \cdots & 1 \\ 1 & -1 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 0 & -1 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

The “leader-followers” structure with an interactive *leader* refers to hybrid structures that combine the advantages (and disadvantages) of both decentralized and centralized approaches.

Under an “all-to-all” interaction structure (no decentralization), the \mathbf{M}_θ matrix looks as follows:

$$\mathbf{M}_\theta \triangleq \mathbf{M}_\theta^{ata} = \begin{bmatrix} -3 & 1 & \cdots & 1 \\ 1 & -3 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 1 \\ 1 & \cdots & 1 & -3 \end{bmatrix}.$$

If the *leader* does not participate in the creation of the formation (this is the structure that will be used in the case of a centralized structure), then the matrix $\widehat{\mathbf{M}}_\theta$ is obtained from the matrix $\mathbf{E} \left(\mathbf{M}_\theta^{lf} \mathbf{H}_\theta^{-1} \right)$ by removing the

N th column, where the matrix $\mathbf{E} \in \mathbb{R}^{N \times N}$ is defined in this way:

$$\mathbf{E} \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 \end{bmatrix}.$$

It should be noted that in this article, a *decentralized* structure is understood to mean the absence of a single control center for the entire system as a whole, while a *hybrid* structure is understood to mean a combination of centralized and decentralized control within subgroups. In some terminologies, such a system is referred to as a hierarchical centralized system with feedback. We also note that within the framework of this study, the roles of *leaders* are fixed, and the possibility of their dynamic replacement is a subject for further study.

2. Control laws for building a given formation with fixed-wing UAVs

Let us choose the control law for fixed-wing UAV speeds \mathbf{v}^c in the following form [24, 25]:

$$\mathbf{v}^c = \begin{bmatrix} v_1 & v_2 & \dots & v_N \end{bmatrix}^T \triangleq v \mathbf{1}_N + \mathbf{L},$$

where

$$\mathbf{1}_N \triangleq [1 \quad 1 \quad \dots \quad 1]^T,$$

$\mathbf{L} \triangleq (v_f (\frac{2}{\pi}) \arctan(k_\theta e_i))_{i=\overline{1,N}} \in \mathbb{R}^{N \times 1}$ is determined taking into account (1);

v is the cruising speed, optimal in terms of the aerodynamic characteristics of the UAV;

v_f is the maximum value of the additional velocity vector norm, which is selected in accordance with the minimum and maximum possible speed of the UAV;

k_θ is a positive coefficient on which the smoothness of the vehicles' exit to the specified relative positions depends.

Let us choose the control law for the course angles of fixed-wing UAVs χ^c in the following form [24, 25]:

$$\chi^c \triangleq (\varphi_i + \lambda [\pi/2 + \arctan(k_o \{d_i - \rho\})])_{i=\overline{1,N}} \in \mathbb{R}^{N \times 1},$$

where

- φ_i is the phase angle of rotation of the i th UAV;
- $\lambda = \pm 1$ is a parameter that sets the direction of rotation of the formation (clockwise or counterclockwise);
- k_o is a positive coefficient that determines the smoothness of the vehicles' exit onto a given circular path;
- d_i is the distance from the i th UAV to the center of rotation;
- ρ is the radius of rotation.

3. Interaction structure in a heterogeneous team of UAVs

The heterogeneous UAV group (or team) consists of two types of vehicles: fixed-wing and multirotor (quadcopters). The fixed-wing UAV subgroup performs circular motion with a common radius and builds a given formation through phase shift angles. The quadcopter subgroup performs circular motion within the area outlined by the trajectories of the fixed-wing UAV subgroup, but with smaller rotation radii. Note that this task serves as an illustrative example for testing the algorithm, rather than a description of a real mission.

We assume that these two subgroups interact with each other through one selected UAV relay in each subgroup (two UAV relays in total). Note that due to the interchangeability of vehicles of the same type in each subgroup, the aircraft designated as a UAV relay may be changed, i.e., another UAV may be selected as a relay during the mission.

This means that the quadcopter subgroup is capable of receiving information about the status of one fixed-wing UAV relay. We assume that the quadcopter relay seeks to maintain the same phase angle of rotation φ^R as the fixed-wing UAV relay. That is, this quadcopter uses this phase angle as a control input to obtain the desired position:

$$p_1^{n,quad} = \rho_1 \cos \varphi^R, \quad p_1^{e,quad} = \rho_1 \sin \varphi^R,$$

where

- ρ_1 is the radius of rotation of the first quadcopter (relay aircraft);
- $[p_1^{n,quad}, p_1^{e,quad}]^T$ is the coordinate vector of the first quadcopter in the earth frame.

The motion is considered using the example of a subgroup of three quadcopters. For the second and third quadcopters, the equations of

motion are as follows:

$$p_2^{n,quad} = \rho_2 \cos(\varphi^R + \Delta\varphi^R), \quad p_2^{e,quad} = \rho_2 \sin(\varphi^R + \Delta\varphi^R),$$

$$p_3^{n,quad} = \rho_3 \cos(\varphi^R - \Delta\varphi^R), \quad p_3^{e,quad} = \rho_3 \sin(\varphi^R - \Delta\varphi^R),$$

where

ρ_* is the radius of rotation of the quadcopters;

$[p_*^{n,quad}, p_*^{e,quad}]^T$ is the vector of coordinates of the quadcopters in the earth frame;

$\Delta\varphi^R$ is the specified phase shift angle.

Next, let us consider how the rotation radii are controlled in a subgroup of quadcopters. We assume that the quadcopter relay can be assigned as the *leader* in this subgroup. If the “leader-followers” interaction structure is selected, the formation of control inputs by radius $[\rho_1^c \quad \rho_2^c \quad \rho_3^c]^T$ is set as follows:

$$\rho_1^c = \rho_1 + k_{fw,1}(\rho^{fw} - \rho_1 - \Delta_{fw,1}),$$

$$\rho_2^c = \rho_2 + k_{12}(\rho_1 - \rho_2 - \Delta_{12}),$$

$$\rho_3^c = \rho_3 + k_{13}(\rho_1 - \rho_3 - \Delta_{13}),$$

where

$k_{fw,1}, k_{12}, k_{13}$ are tunable coefficients;

ρ^{fw} is the current radius of rotation of the fixed-wing UAV relay;

$\Delta_{fw,1}$ is the specified offset in the radius of rotation between the fixed-wing UAV relay and the first quadcopter (*leader*);

Δ_{12} is the specified displacement along the rotation radius between the *leader* and the second quadcopter;

Δ_{13} is the specified displacement along the rotation radius between the *leader* and the third quadcopter.

Here it is assumed that the quadcopter relay receives data on the radius of rotation of the fixed-wing UAV relay. Therefore this quadcopter sets its radius of rotation by subtracting from this final radius.

In the case of a decentralized interaction structure, the formation of

control inputs along the radius $[\rho_1^c \quad \rho_2^c \quad \rho_3^c]^T$ is defined as follows:

$$\begin{aligned}\rho_1^c &= \rho_1 + k_{fw,1}(\rho^{fw} - \rho_1 - \Delta_{fw,1}), \\ \rho_2^c &= \rho_2 + k_{12}(\rho_1 - \rho_2 - \Delta_{12}) + k_{32}(\rho_3 - \rho_2 + \Delta_{32}), \\ \rho_3^c &= \rho_3 + k_{32}(\rho_2 - \rho_3 - \Delta_{32}),\end{aligned}$$

where

k_{32} is a tunable coefficient;

Δ_{12} is the specified offset along the radius of rotation between the first and second quadcopters;

Δ_{32} is the specified offset along the radius of rotation between the third and second quadcopters.

If the fixed-wing UAV relay is far from the final circular flight path, to speed up the quadcopter subgroup's exit to the specified rotation orbits, it is advisable to calculate the rotation radius of the quadcopter relay not from the current position of the fixed-wing relay. Instead, the calculation should be based on the final circular flight path.

When calculating the specified rotation radius, the first quadcopter is guided by the fixed-wing UAV relay. The second quadcopter is guided by both the first and third quadcopters (they are considered its *neighbors*). The third quadcopter is guided only by the second quadcopter (it is considered its *neighbor*).

4. Stability analysis

This section analyzes the stability of the proposed system. First, works [24, 25] demonstrated global asymptotic stability for a subgroup of fixed-wing UAVs. Next, the stability of the system is analyzed in terms of Input-to-State Stability (ISS).

Let us define the dynamics of deviations in Euler angles for a subgroup of quadcopters in the following form, based on the model presented earlier:

$$\begin{aligned}\ddot{e}_\varphi + K_{D_\varphi} \dot{e}_\varphi + K_{P_\varphi} e_\varphi &= w_\varphi(t), \\ \ddot{e}_\theta + K_{D_\theta} \dot{e}_\theta + K_{P_\theta} e_\theta &= w_\theta(t), \\ \dot{e}_\psi + K_{P_\psi} e_\psi &= w_\psi(t), \\ \dot{e}_F + K_{P_F} e_F &= w_F(t),\end{aligned}$$

where w_φ , w_θ , w_ψ , and w_F are bounded disturbances from interaction with a subgroup of fixed-wing UAVs.

Let us introduce the state vector:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} e_\varphi \\ \dot{e}_\varphi \\ e_\theta \\ \dot{e}_\theta \\ e_\psi \\ e_F \end{bmatrix}$$

Then the system in state space is written as follows:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{w},$$

where

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -K_{P_\varphi} & -K_{D_\varphi} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -K_{P_\theta} & -K_{D_\theta} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -K_{P_\psi} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -K_{P_F} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{6 \times 6} \text{ is}$$

a block-diagonal Hurwitz matrix,

$\mathbf{B} = \mathbf{I}_6$ is an input matrix defined as a unit matrix,

$$\mathbf{w} = \begin{bmatrix} 0 \\ w_\varphi \\ 0 \\ w_\theta \\ w_\psi \\ w_F \end{bmatrix} \text{ — is a vector of bounded disturbances.}$$

Since matrix \mathbf{A} is Hurwitz, for any matrix $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T > 0$ there exists a unique solution $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T > 0$ to the Lyapunov equation

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} = -\mathbf{Q}.$$

A quadratic form is chosen as the Lyapunov function:

$$V(\mathbf{x}) = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}.$$

Derivative of the Lyapunov function:

$$\begin{aligned} \dot{V}(\mathbf{x}) &= (\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{w})^T \mathbf{P} \mathbf{x} + \mathbf{x}^T \mathbf{P} (\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{w}) \\ &= \mathbf{x}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}) \mathbf{x} + 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{w} \\ &= -\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{w}. \end{aligned}$$

Using Young's inequality, for any $\epsilon > 0$, we can obtain:

$$2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{w} \leq \frac{1}{\epsilon} \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x} + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2.$$

Then the derivative of the Lyapunov function can be estimated as follows:

$$\dot{V} \leq -\mathbf{x}^T \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \right) \mathbf{x} + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2.$$

Let us introduce the notation $\mathbf{M} \triangleq \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P}$ (symmetric positive semidefinite matrix).

We choose ϵ sufficiently large so that the matrix $\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M}$ remains positive definite. Since $\mathbf{M} \geq 0$, then

$$\mathbf{x}^T \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M} \right) \mathbf{x} \geq \left(\lambda_{\min}(\mathbf{Q}) - \frac{1}{\epsilon} \lambda_{\max}(\mathbf{M}) \right) \|\mathbf{x}\|^2.$$

Therefore, it is sufficient to choose $\epsilon > \frac{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}{\lambda_{\min}(\mathbf{Q})}$ to ensure that

$$\lambda_{\min} \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M} \right) > 0.$$

We will introduce new designations:

$$\lambda_m \triangleq \lambda_{\min} \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M} \right) > 0, \quad \lambda_p \triangleq \lambda_{\min}(\mathbf{P}) > 0, \quad \Lambda_p \triangleq \lambda_{\max}(\mathbf{P}) > 0.$$

Then the evaluation for the Lyapunov function derivative is written as

$$(2) \quad \dot{V} \leq -\lambda_m \|\mathbf{x}\|^2 + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2 \leq -\frac{\lambda_m}{\Lambda_p} V + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2.$$

Let $\alpha = \frac{\lambda_m}{\Lambda_p} > 0$, $\beta = \epsilon > 0$. Then, multiplying both sides of the last inequality (2) by $e^{\alpha t}$ and integrating, we obtain:

$$V(t) \leq e^{-\alpha t} V(0) + \frac{\beta}{\alpha} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{w}(\tau)\|^2.$$

Using $\lambda_p \|\mathbf{x}\|^2 \leq V(\mathbf{x})$ and $V(0) \leq \Lambda_p \|\mathbf{x}(0)\|^2$, we reduce this inequality to

$$(3) \quad \|\mathbf{x}(t)\|^2 \leq \frac{\Lambda_p}{\lambda_p} e^{-\alpha t} \|\mathbf{x}(0)\|^2 + \frac{\beta}{\alpha \lambda_p} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{w}(\tau)\|^2.$$

Let us define the functions of class \mathcal{KL} and class \mathcal{K}_∞ :

$$\beta_{\text{ISS}}(s, t) = \sqrt{\frac{\Lambda_p}{\lambda_p}} e^{-\frac{\alpha}{2} t} s \in \mathcal{KL}, \quad \gamma_{\text{ISS}}(s) = \sqrt{\frac{\beta}{\alpha \lambda_p}} s \in \mathcal{K}_\infty.$$

By taking the square root of both parts of (3), we obtain the standard form of Input-to-State estimation:

$$\|\mathbf{x}(t)\| \leq \beta_{\text{ISS}}(\|\mathbf{x}(0)\|, t) + \gamma_{\text{ISS}} \left(\sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{w}(\tau)\| \right).$$

Thus, the system is stable in state \mathbf{x} with bounded input \mathbf{w} (ISS-stable). This means that external inputs introduced by interaction with a subgroup of fixed-wing UAVs will not cause undesirable effects in the operation of the system.

The above analysis was conducted in a generalized form, so let us highlight some features that arise when using a specific interaction structure option. In the case of a decentralized structure, the disturbance from the fixed-wing relay passes through several interaction cascades (a chain of quadcopters), each of which has its own dynamics. This leads to the fact that the influence of the disturbance on the quadcopters further down the chain is additionally filtered. In a centralized structure, quadcopters receive information directly from the relay quadcopter of their subgroup, so disturbance filtering occurs only once (by the dynamics of that relay). Consequently, a decentralized structure has better filtering properties with respect to high-frequency disturbance components. In terms of input-state stability (ISS), this means that the gain γ_{ISS} for a decentralized structure is smaller than for a centralized one, at least for those state components that correspond to the quadcopters at the end of the chain. This aspect is explained by the relationship between γ_{ISS} and the \mathcal{H}_∞ -norm of the system:

$$\gamma_{ISS} \propto \|\mathbf{G}(s)\|_\infty = \sup_{\omega \in \mathbb{R}} \sigma_{\max} |\mathbf{G}(j\omega)|,$$

where $\mathbf{G}(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B}$ and matrix \mathbf{A} is Hurwitz [27]. As for the hybrid structure, its interaction topology is the same as in the centralized one, but due to the active participation of the fixed-wing relay in the formation building, its state changes more intensively. This intensification is equivalent to an increase in the disturbance amplitude $\mathbf{w}(t)$. Therefore, despite identical transfer functions, the final disturbance effect may be more significant.

Let the disturbance $\mathbf{w}(t)$ contain a bounded variable delay $\tau(t) \leq \tau_{\max}$, i.e., $\mathbf{w}(t) = \widehat{\mathbf{w}}(t - \tau(t))$. The system with delayed input is obtained by composing the original ISS-system (operator $\mathbf{G} : \mathbf{w} \mapsto \mathbf{x}$) and the pure delay operator ($\Delta_\tau : \widehat{\mathbf{w}} \mapsto \mathbf{w}$). Since the delay operator does not amplify the signal in the \mathcal{L}_∞ -norm ($\|\Delta_\tau\|_\infty = 1$), the ISS estimate for \mathbf{G} directly implies the ISS estimate for the composition $\mathbf{G} \circ \Delta_\tau$ with respect to the original input $\widehat{\mathbf{w}}$. Thus, bounded delays in this case do not violate ISS-stability.

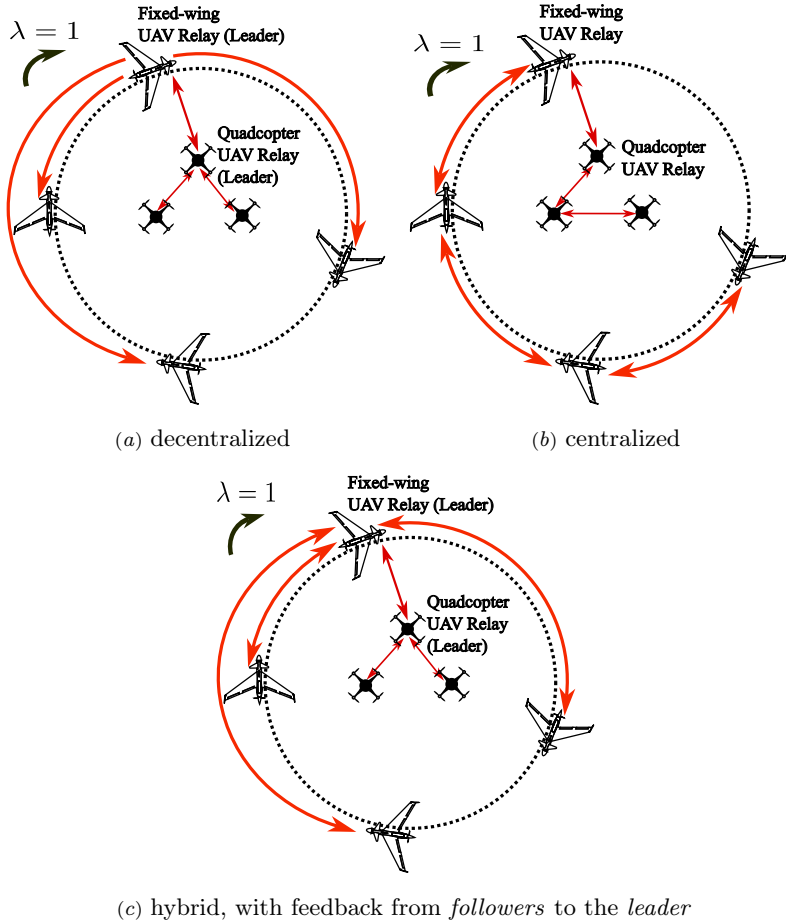


FIGURE 2. Interaction structures in a heterogeneous group

5. Comparison of centralized, decentralized, and hybrid interaction structures

For experimental verification of the interaction structures, the diagrams of which are shown in Figure 2, a MATLAB/Simulink model of a heterogeneous UAV team was created, fragments of which are shown in Figure 3 and Figure 4. The flight simulation parameters used are presented in Table 2.

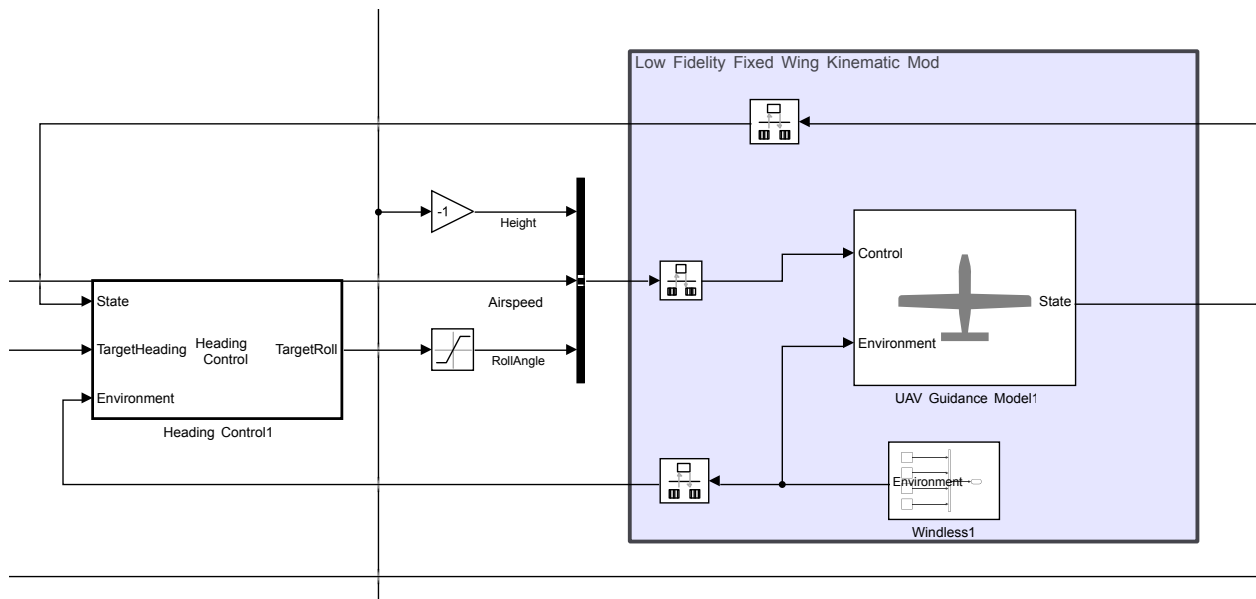


FIGURE 3. A fragment of a structural model in MATLAB/Simulink describing a specific fixed-wing UAV

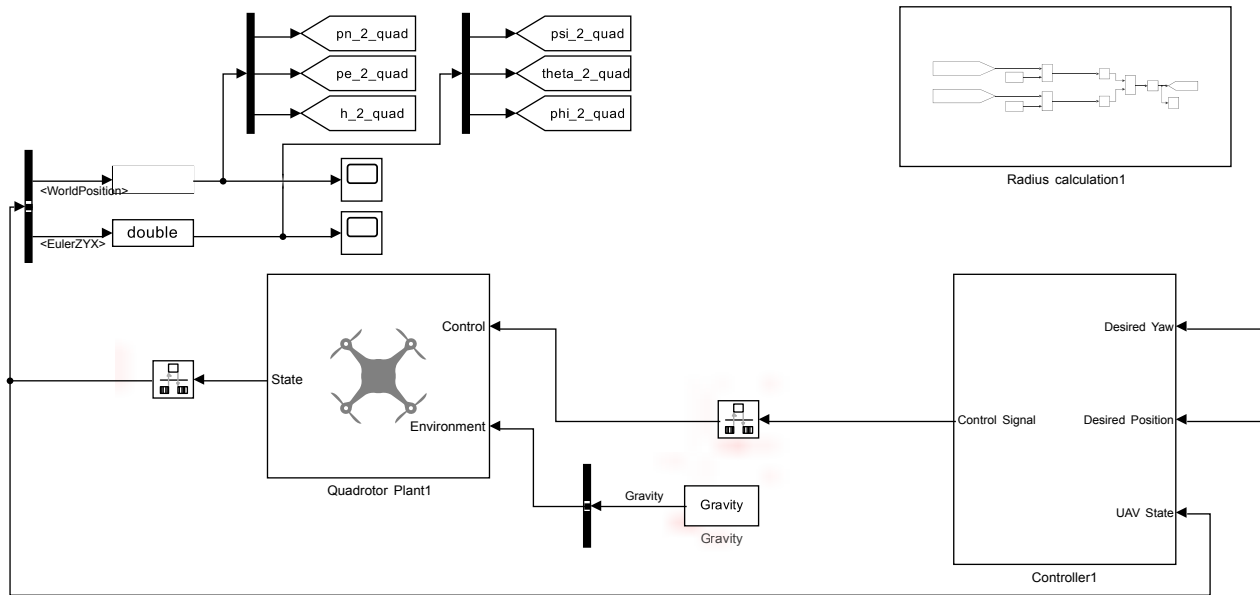


FIGURE 4. Part of the structural model in MATLAB/Simulink describing certain multicopter

TABLE 2. Simulation parameters

Parameter	Value
Initial positions of fixed-wing UAVs, [m]	$\mathbf{x}_1^0 = [190 \ 920 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_2^0 = [255 \ 250 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_3^0 = [720 \ 145 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_4^0 = [920 \ 770 \ 100]^T$
Initial positions of quadcopters, [m]	$\mathbf{x}_{1Q}^0 = [430 \ 450 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_{2Q}^0 = [420 \ 440 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_{3Q}^0 = [410 \ 430 \ 100]^T$
Vector of initial course angles of fixed-wing UAVs, [rad]	$\boldsymbol{\chi}^0 = [0 \ 0 \ 0]^T$
Initial speed vector of fixed-wing UAVs, [m/s]	$\mathbf{v}^0 = [13 \ 13 \ 13 \ 13]^T$
Final cruising speed of fixed-wing UAV formation, [m/s]	$v = 13$
Radius of circular path, [m]	$\rho = 200$
Gains	$k_\theta = 10, \quad k_o = 0.02$
Vector of desired phase shift angles between fixed-wing UAVs, [rad]	$\mathbf{P}\theta_d = \left[\frac{3\pi}{2} \quad \frac{13\pi}{9} \quad \frac{29\pi}{18} \right]^T$
Specified phase angle shift angle for a subgroup of quadcopters, [rad]	$\Delta\varphi^R = \pi/6$
Specified deviation along the radius of rotation between quadcopters, [m]	$(\Delta_{12}, \Delta_{13}, \Delta_{32}) = (20, 35, 15)$
Specified deviation along the radius of rotation between UAV relays, [m]	$\Delta_{fw,1} = 150$
Quadcopter weight, [kg]	$m = 0.1$
Gravitational acceleration, [m/s ²]	$g = 9.81$
Gains in the control loops of the fixed-wing UAVs	$k_h = k_{D\varphi} = 3.9, \quad k_\gamma = 39,$ $k_{v_a} = 1, \quad k_\chi = 0.39, \quad k_{P\varphi} = 5.9414,$
Gains in the control loops of the quadcopters	$K_{P\varphi} = K_{P\theta} = 3402.97, \quad K_{P\psi} = 1950$ $K_{D\varphi} = K_{D\theta} = 116.67, \quad K_{P_F} = 3900$
Minimum and maximum bank angle values of fixed-wing UAVs, [rad]	$\varphi^{\min} = -\frac{\pi}{9}, \quad \varphi^{\max} = \frac{\pi}{9}$

During the simulation process, the following metrics are calculated to evaluate the effectiveness of the control algorithms.

Integral quadratic path error I^{path} :

$$I^{path} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^4 \left(e_i^{path} \right)^2 dt,$$

where t_0 is the start time of the simulation; T is the end time of the simulation; e_i^{path} is the path error of the i th UAV (distance to the specified path line).

Integral quadratic angular error I^{path} :

$$I^{angle} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{angle} \right)^2 dt,$$

where e_i^{angle} is the angular error of the i th UAV (the difference between the desired and current phase shift angles).

Integral quadratic control input for course angle $I^{angleEffort}$ (course angle control effort):

$$I^{angleEffort} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^4 (\chi - \chi^c)^2 dt.$$

Integral quadratic control input for speed $I^{speedEffort}$ (speed control effort):

$$I^{speedEffort} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^4 (v_a - v_a^c)^2 dt.$$

Integral quadratic coordinate errors for the subgroup of quadcopters along the x_e, y_e, z_e axes, respectively:

$$I^{Qx} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{Qx} \right)^2 dt$$

$$I^{Qy} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{Qy} \right)^2 dt$$

$$I^{Qz} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{Qz} \right)^2 dt.$$

Time delays are an important factor in the operation of both centralized and decentralized control algorithms [28]. In [29], 900 MHz RF modems were used to implement data exchange in a circular formation of real fixed-wing UAVs. For this type of modem, the delay is usually in the range

of 10–100 ms. This delay includes the time for signal encoding/decoding, radio channel transmission, and data processing. In [29], a delay time of less than 30 ms was obtained. Therefore, the delay time in the simulation was set to 30 ms and simulation time was set to 180 s. The delay was introduced into the Simulink models in the communication channels between the fixed-wing UAV relay and the quadcopter relay, as well as between the vehicles in the subgroups.

6. Discussion of simulation results

6.1. Main results

A centralized interaction structure leads to a significantly higher integral quadratic angular error (35.7-39%) compared to a decentralized one. At the same time, in the presence of delays in the interaction channels, this metric increases by 2.8% for a decentralized structure and by 5.2% for a centralized structure. This fact indicates that decentralized control algorithms are less sensitive to the presence of time delays.

The integral quadratic path error is 7.4% higher for the centralized interaction structure. At the same time, this error does not increase when time delays are introduced, which is explained by the lack of interaction between vehicles in the control law for entering a circular path.

The speed control effort is significantly higher for the decentralized structure, mainly because the *leader* UAV does not participate in the formation building in the case of a centralized structure, i.e., its flight speed remains constant. The course angle control effort is slightly higher for the centralized structure, which is due to the independence of the control laws for entering the flight path from the interaction between vehicles.

A significant increase in control effort in the case of time delays is determined by an increase in the oscillation of transient processes in this control loop. A reduction in oscillation can be achieved by decreasing the gain k_θ .

Table 3 summarizes the simulation results. The final trajectories of the heterogeneous group for different control structures are shown in Figures 5–7, while the angular errors in the fixed-wing UAV subgroup and the coordinate errors of the quadcopters are shown in Figures 8–10.

TABLE 3. Simulation results

Delay	Integral quadratic error					Integral quadratic control effort	
	path I^{path} , [km]	angle I^{angle} , [deg]	coordinate for quadcopters I^{Qx} , [km] I^{Qy} , [km] I^{Qz} , [μ k]			for course angle $I^{\text{angleEffort}}$, [rad/s]	for speed $I^{\text{speedEffort}}$, [m/s^2]
Decentralized structure							
0 ms	3421	184900	467.5	81.4	0.043	60.18	141.9
30 ms	3422	190100	467.9	81.7	0.048	60.19	256.6
Centralized structure							
0 ms	3674	251000	294.6	137.3	0.036	62.46	81.5
30 ms	3675	264200	294.7	137.6	0.037	62.48	88.5
Hybrid structure							
0 ms	3597	114900	292.0	133.4	0.046	60.08	198.3
30 ms	3595	127900	291.6	133.8	0.049	60.09	456.4

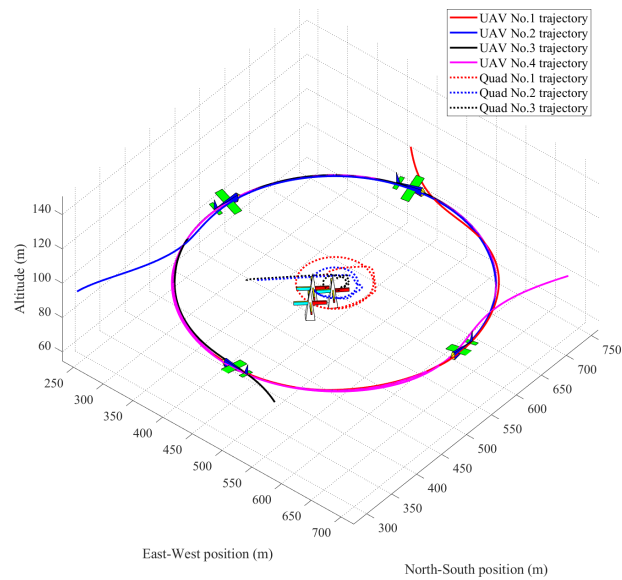
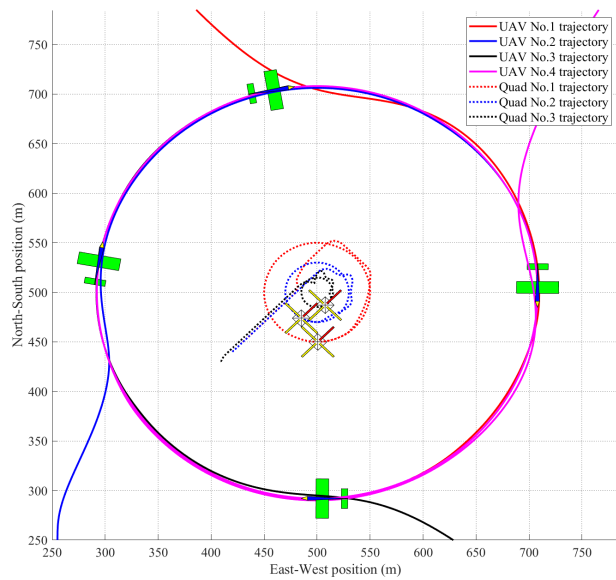


FIGURE 5. Full trajectories of a heterogeneous group under a decentralized control structure

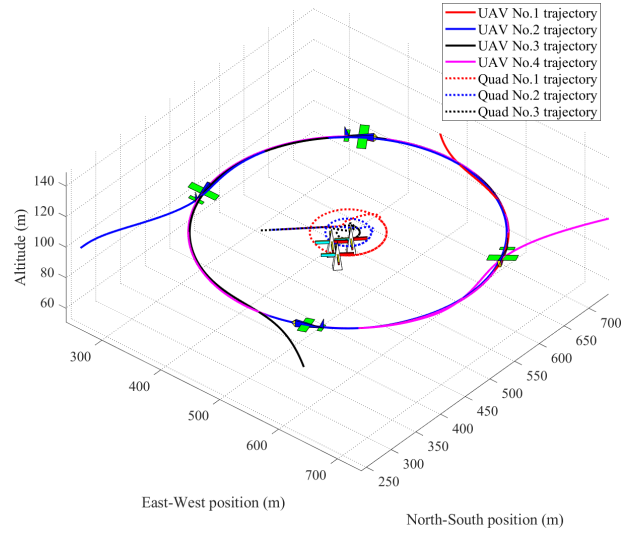
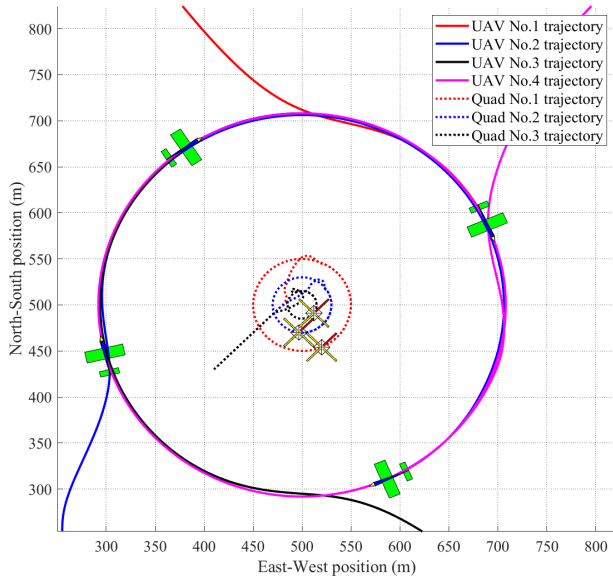


FIGURE 6. Full trajectories of a heterogeneous group under a centralized control structure

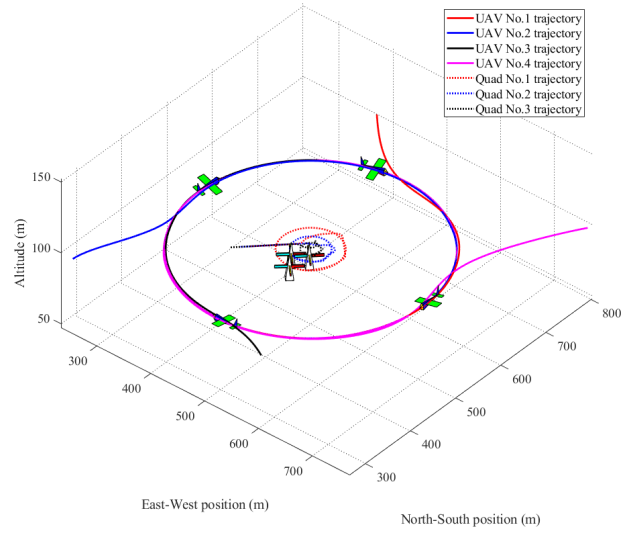
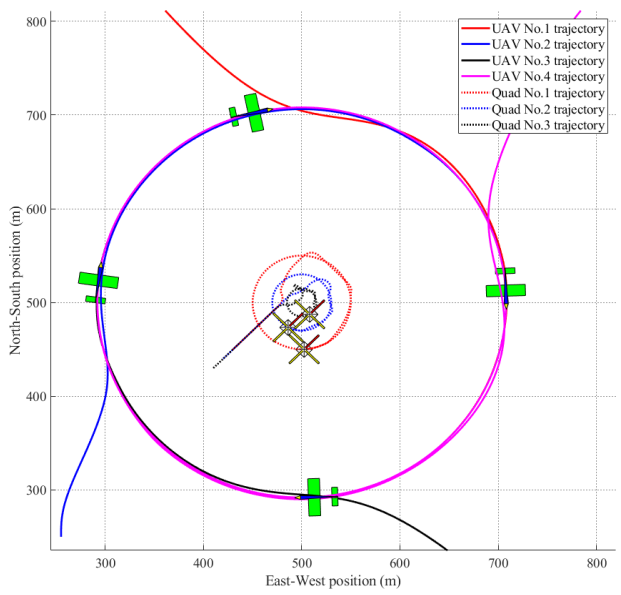
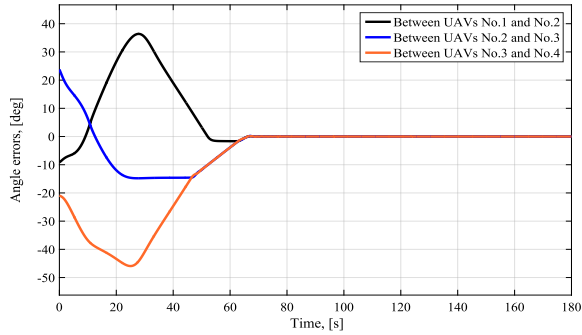
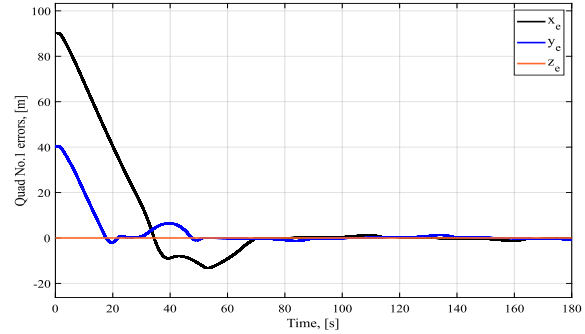


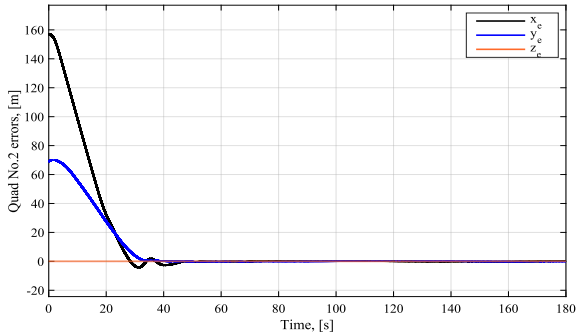
FIGURE 7. Full trajectories of a heterogeneous group under a hybrid control structure



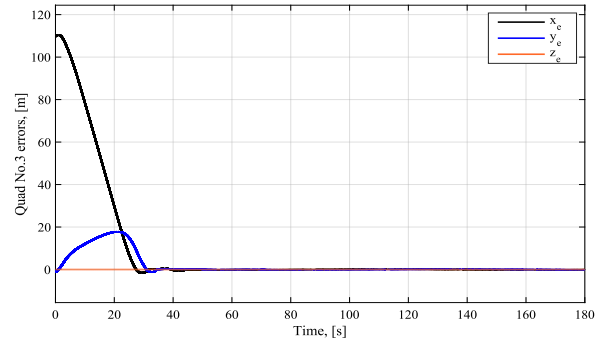
(a) Angular errors in the fixed-wing UAV subgroup



(b) Coordinate errors for first quadcopter

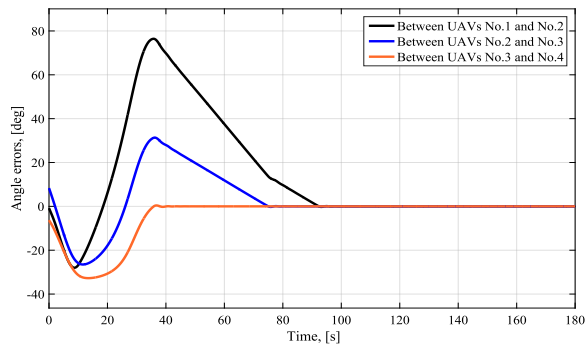


(c) Coordinate errors for second quadcopter

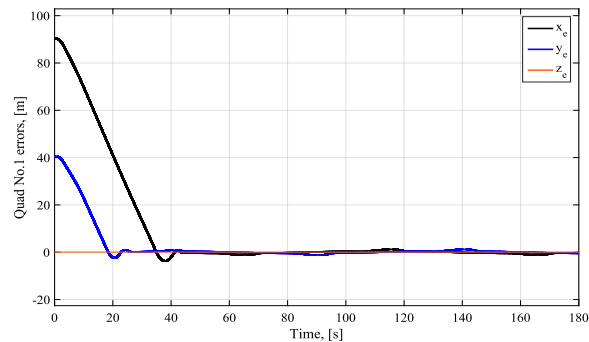


(d) Coordinate for third quadcopter

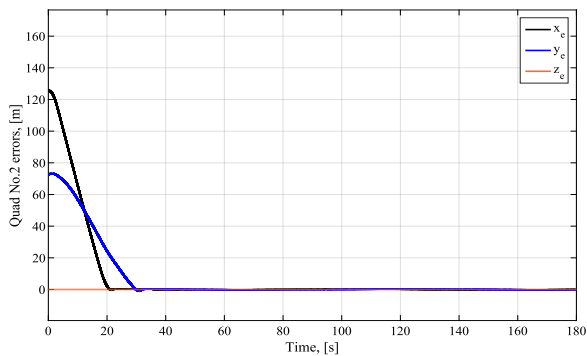
FIGURE 8. Errors in the case of a decentralized structure



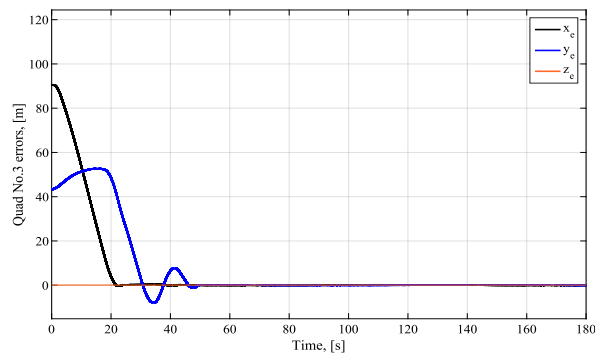
(a) Angular errors in the fixed-wing UAV subgroup



(b) Coordinate errors for first quadcopter

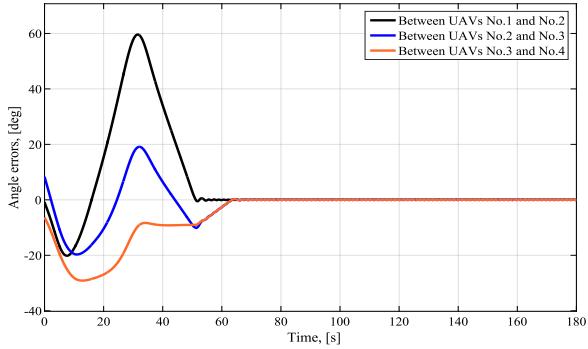


(c) Coordinate errors for second quadcopter

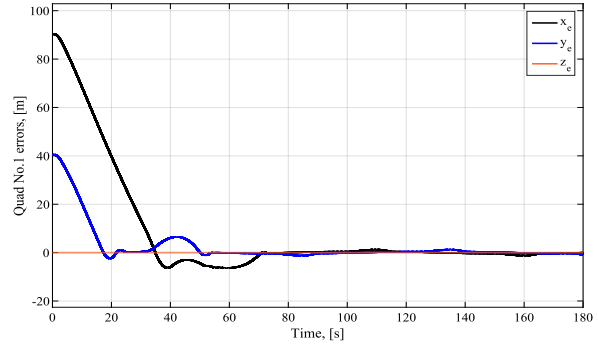


(d) Coordinate for third quadcopter

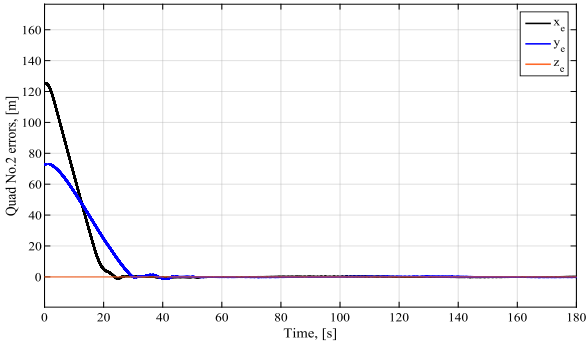
FIGURE 9. Errors in the case of a centralized structure



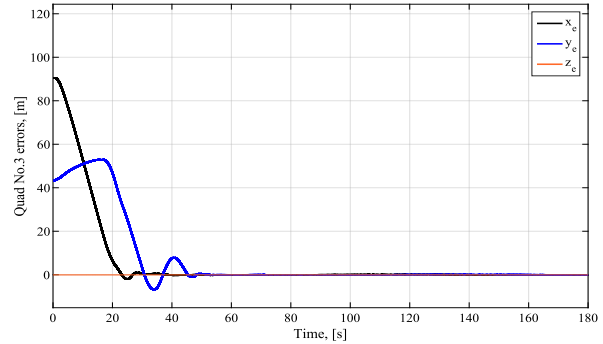
(a) Angular errors in the fixed-wing UAV subgroup



(b) Coordinate errors for first quadcopter



(c) Coordinate errors for second quadcopter



(d) Coordinate errors for third quadcopter

FIGURE 10. Errors in the case of a hybrid structure

The integral quadratic coordinate errors for the subgroup of quadcopters remain essentially unchanged when time delays are introduced, which is justified by their significantly lower movement dynamics and higher maneuverability. At the same time, it can be seen that along the x_e axis, this metric is significantly higher (58.7%) for the decentralized structure. This difference is due to the fact that in the case of decentralized interaction, the fixed-wing UAV *leader* participates in the formation building and significantly changes its speed. Therefore, the quadcopter relay, which adapts to this vehicle, is also forced to vary its trajectory to a greater extent. As a result, the other quadcopters in the subgroup adapt to the quadcopter relay and its variable movement.

However, as can be seen, the integral quadratic coordinate error along the y_e axis is significantly higher (68.5%) for the centralized structure. The reason for this difference can be understood from the graphs—the main contribution to this metric is made by the third quadcopter, whose movement is highly oscillatory. Note that this third vehicle was the furthest away from the lead vehicle.

In a centralized structure, the third quadcopter is guided by the lead quadcopter, which does not participate in the formation building. In a decentralized structure, the third aircraft is guided by the second, which in turn interacts with the first (lead) and third. The *leader* quadcopter also contributes to the formation building. As a result, due to the feedback from the *leader* and the second quadcopter, the trajectory of the third vehicle becomes smooth with a quick exit to the required coordinates. The integral quadratic coordinate error along the z_e axis is insignificant because the formation is built in projection onto a horizontal plane, so the flight altitude remains close to the specified value.

The hybrid structure shows the lowest integral quadratic angular error value of the three selected structure options. However, this is accompanied by a significant increase in speed control efforts, especially when time delays are introduced. This increase is associated with a significant increase in oscillation of the flight speed control loops. It should also be noted that for the hybrid structure, the integral quadratic path error is approximately 5% higher than for the decentralized structure, which indicates a slight decrease in the speed of reaching the specified path.

As for the integral quadratic coordinate errors for the quadcopter subgroup, in the hybrid structure, the values of this metric are comparable to the centralized structure variant along the x_e (approximately 1% less) and y_e (approximately 3% less) axes. The coordinate error graphs are very similar to the centralized variant for the second and third quadcopters (however, there are still some differences in the graphs). The graphs for the first quadcopter are closer to the graphs of such a quadcopter in the case of a decentralized structure, although the mismatch is still significantly smaller for the hybrid variant. This pattern of graphs can be explained by the fact that in the case of a hybrid structure, the quadcopter relay (*leader*) tracks the angular position of the fixed-wing UAV relay, which in turn participates in the formation building of its own subgroup.

6.2. Energy consumption analysis based on available simulation results and stability assessment

The energy consumption of UAVs is directly related to the nature of their movement: sudden changes in speed, frequent maneuvers, and trajectory fluctuations lead to increased energy consumption. In the context of this work, the key indicators that allow for an indirect assessment of energy efficiency are:

- Integral speed control effort ($I^{speedEffort}$)—this metric reflects how actively the control system changed the UAV speed relative to the set speed. For fixed-wing UAVs, the power consumption in steady state is approximately proportional to the cube of the speed. Therefore, even minor but frequent deviations in speed from the optimal cruising value can significantly increase the energy consumption of the entire group.
- Integral course control effort ($I^{angleEffort}$)—characterizes the activity of roll and course maneuvers. Performing maneuvers requires the creation of additional lift and overcoming increased drag, which also leads to increased energy consumption.
- The nature of trajectories and coordinate errors—“uneven”, fluctuating trajectories, especially for multicopters, indicate constant acceleration and deceleration. For a multicopter, the energy consumption for such movement is significantly higher than for smooth movement or hovering.

The decentralized structure exhibits lower values of the integral angular error (I^{angle}) compared to the centralized structure, indicating rapid and accurate formation building with maneuvers of acceptable duration. Although the speed control effort ($I^{speedEffort}$) for this structure is higher than that of a centralized structure without delays, when a 30 ms delay is introduced, the increase in this metric is not as significant as in the hybrid structure. This indicates the robustness and stability of decentralized control. The smooth trajectories of multicopters with small oscillations also indicate the energy-efficient movement of this subgroup. It can be concluded that a decentralized structure provides the most balanced and predictable energy consumption, especially in conditions of non-ideal communication channels.

The centralized structure has the largest angular error, which implies a longer and more energy-intensive formation building process. At the same time, the speed control effort for this structure is significantly lower in the absence of delays, since the *leader* does not participate in the formation building and flies at a constant speed. However, this advantage is reduced when delays are introduced: $I^{speedEffort}$ increases by 8.5%. Moreover, for the multicopter subgroup, there is a pronounced oscillation in the trajectory of the third aircraft (Figure 9d), which indicates the high energy consumption of this quadcopter. Thus, a centralized structure may be less energy-efficient in real conditions due to the occurrence of trajectory oscillations in the *followers*.

The hybrid structure shows the best result in terms of angular formation accuracy (minimum I^{angle} value), which may correspond to an energy-efficient process of reaching the specified formation. However, a key drawback is the extremely high sensitivity of the speed control loop to delays: when a delay of 30 ms is introduced, the $I^{speedEffort}$ metric increases 2.3 times (from 198.3 to 456.4). Such significant speed fluctuations require fixed-wing UAVs to constantly accelerate and decelerate, which, according to the cubic dependence of power on speed, leads to a significant increase in the energy consumption of this subgroup. From an energy perspective, a hybrid structure appears to be the least efficient under conditions of real communication delays.

Based on the indirect metrics presented in the paper, it can be argued that a decentralized interaction structure has the greatest energy efficiency

potential for long-term autonomous missions of a heterogeneous swarm. Its advantages in terms of low sensitivity to communication delays, smooth trajectories, and no significant increase in control efforts make energy consumption more predictable compared to centralized and, especially, hybrid approaches. This qualitative conclusion is consistent with the general advantages of decentralized systems noted in the article and adds an important practical aspect to their comparison.

Conclusions

This article presents a preliminary analysis of various interaction structures of a heterogeneous group of UAVs. This is in contrast to previous works [24, 25], which consider homogeneous systems and a single interaction structure. For the proposed heterogeneous group of UAVs, an Input-to-State Stability (ISS) analysis was performed, which confirmed the stability of this type. The simulation results showed that, despite its greater structural complexity, decentralized control has a number of advantages:

- higher accuracy and speed of reaching the specified formation;
- lower sensitivity to delays in communication channels;
- less tendency of vehicles farther away from the UAV relay (*leader*) to experience trajectory oscillations with significant amplitude.

The hybrid structure has both advantages and disadvantages:

- the lowest value of the integral quadratic angular error, which indicates higher speed and accuracy of formation construction in terms of angular positions;
- some reduction in the speed and accuracy of the group's exit to the specified flight path compared to the decentralized structure;
- exceptionally high sensitivity of the group flight speed control loop to delays in communication channels.

The choice of a decentralized structure is also determined by the measuring equipment used for formation flight implementation. Here, it is important which parameters of the relative position of aircraft are used in the control laws. We also note that this study has a limitation: the modelling is based on a single set of initial conditions. However, the stability analysis conducted prior to this justifies this choice.

References

- [1] V. P. Kutakhov, R. V. Mescheryakov. “Group control of unmanned aerial vehicles: a generalized problem statement of applying artificial intelligence technologies”, *Control Sciences*, 2022, no. 1, pp. 55–60. [doi](#) ↑⁴
- [2] O. V. Frolov, R. N. Safin, T. G. Coj, E. A. Martinez-Garsiya, E. A. Magid. “Formation control of unmanned aerial vehicle swarms for outdoor monitoring in search and rescue tasks”, *Uchenye zapiski Kazanskogo universiteta. Seriya Fiziko-matematicheskie nauki*, **167**:4 (2025), pp. 786–805. [doi](#) ↑⁴
- [3] E. A. Gejs, O. O. Morozov, A. V. Kozyr’, A. G. Efromeev. “Methodology for the synthesis of a multicopter controller acting as a swarm agent using the thermal motion equivalent method”, *Mexatronika, avtomatizaciya, upravlenie*, **25**:1 (2024), pp. 43–52 (in Russian). [doi](#) ↑⁴
- [4] A. M. Bojko, R. A. Girgidov. “Key features of a swarm assembly algorithm for autonomous unmanned aerial vehicles (UAVs) in absence of GNSS and stable radio communication”, *Robototekhnika i tekhnicheskaya kibernetika*, **10**:1 (2022), pp. 25–31 (in Russian). [doi](#) ↑⁴
- [5] I. B. Saenko, E. S. Mityakov, O. S. Lauta, A. P. Sokolov. “Algorithm of UAV swarm control with elements of cluster analysis”, *Informaciya i kosmos*, 2024, no. 4, pp. 68–75 (in Russian). [URL](#) ↑⁴
- [6] H. Abaunza, P. Castillo, S. V. Drakunov. “Quadrotor fleet autonomous navigation: fusing virtual points control and nonlinear potential fields”, *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, **33**:3 (2025), pp. 903–914. [doi](#) ↑⁴
- [7] D.-N. Bui, M. D. Phung. “Radial basis function neural networks for formation control of unmanned aerial vehicles”, *Robotica*, **42**:6 (2024), pp. 1842–1860. [doi](#) ↑⁴
- [8] C. E. D. Riboldi, M. Tomasoni. “Formation flight of fixed-wing UAVs: dynamic modeling, guidance design, and testing in realistic scenarios”, *Aerospace*, **12**:3 (2025), id. 260, 49 pp. [doi](#) ↑⁴
- [9] V. A. Serov, O. V. Trubienko. “Hybrid model of coalition formation in network-centric systems”, *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie*, 2025, no. 1(150), pp. 137–161 (in Russian). ↑⁴
- [10] X. Xu, Ch. Xie, L. Ma, L. Yang, T. Zhang. “Multi-objective evolutionary algorithm with two balancing mechanisms for heterogeneous UAV swarm path planning”, *Appl. Soft Comput.*, **173** (2025), id. 112927. [doi](#) ↑⁴
- [11] F. Ghaderi, A. Toloei, R. Ghasemi. “NMPC formation control for heterogeneous multi-air vehicles with obstacle avoidance and connectivity maintenance”, *Intell. Serv. Robot.*, **18**:1 (2025), pp. 27–41. [doi](#) ↑⁴
- [12] A. Caballero, F. J. Roman-Escorza, I. Maza, A. Ollero. “Multi-UAV approach for fast inspection of overhead power lines: from route planning to field operation”, *J. Intell. Robot. Syst.*, **111**:2 (2025), id. 67, 21 pp. [doi](#) ↑⁴

- [13] F. Saffre, H. Karvonen, H. Hildmann. “The why and how of polymorphic artificial autonomous swarms”, *Drones*, **9**:1 (2025), pp. 53. [↑4, 6, 7](#)
- [14] V. K. Abrosimov, E. S. Mixajlova. “Classification of group control precedents”, *Informacionno-upravlyayushhie sistemy*, 2025, no. 2(135), pp. 27–36 (in Russian). [↑4](#)
- [15] D. G. Pantenkov. “Optimization of centralized, hierarchical and leading operator controls of a group of distributed unmanned aerial vehicles”, *Polet. Obshherossijskij nauchno-tekhnicheskij zhurnal*, 2022, no. 8–9, pp. 40–62 (in Russian). [↑6](#)
- [16] R. I. Mukhamediev, K. Yakunin, M. Aubakirov, I. Assanov, Y. Kuchin, A. Symagulov. “Coverage path planning optimization of heterogeneous UAVs group for precision agriculture”, *IEEE Access*, **11** (2023), pp. 5789–5803. [↑6](#)
- [17] A. G. Podvesovskij, A. A. Filonov, V. I. Venec, G. N. Nastas, A. A. Zaxarova. “Decision making model for reconfiguration of heterogeneous group of interacting cyberphysical system objects”, *Upravlenie bol'shimi sistemami*, 2025, no. 113, pp. 346–379 (in Russian). [↑6](#)
- [18] V. I. Petrenko, F. B. Tebueva, V. O. Antonov, A. V. Sakol'chik. “Distribution of tasks in a clustered field of goals for homogeneous and heterogeneous UAV groups”, *Robototekhnika i tekhnicheskaya kibernetika*, **11**:2 (2023), pp. 99–109 (in Russian). [↑6](#)
- [19] L. N. Kazakov, E. P. Kubyshkin, D. E. Palej. “Construction of the Optimal Information Exchange Scheme of an Adaptive Motion Control System for a Group of Unmanned Aerial Vehicles”, *Automatic Control and Computer Sciences*, **58**:7 (2024), pp. 753–761. [↑6](#)
- [20] V. X. Pshixopov, M. Yu. Medvedev. “Comparative analysis of centralized and decentralized algorithms for the movement of multicopter-type UAVs”, *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki*, 2022, no. 1(225), pp. 121–139 (in Russian). [↑6](#)
- [21] A. A. Fomichev, A. A. Sidorov. *Self-organizing and self-managing swarm of UAVs and method for monitoring territory for presence of set event through such swarm*, Patent No 2805431 C1 Rossijskaya Federaciya, MPK G08G 5/00, G05D 1/10, B64C 39/00. No 2022135382 : zayavl. 30.12.2022 : opubl. 16.10.2023, 2023, 12 pp. (in Russian). [↑6, 7, 8, 9](#)
- [22] R. W. Beard, T. W. McLain. *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*, Princeton University Press, Princeton and Oxford, 2012, ISBN 978-0-691-14921-9, 320 pp. [↑11](#)
- [23] D. Mellinger, N. Michael, V. Kumar. “Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors”, *Int. J. Rob. Res.*, **31**:5 (2012), pp. 664–674. [↑12](#)

- [24] T. Z. Muslimov, R. A. Munasypov. “Decentralized circular formation control of fixed-wing UAVs using vector field method”, *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviacionnogo tekhnicheskogo universiteta*, **23**:3(85) (2019), pp. 112–121 (in Russian). [URL](#) ↑_{13, 16, 19, 39}
- [25] T. Z. Muslimov, R. A. Munasypov. “Consensus-based cooperative circular formation control strategy for multi-UAV system”, *2019 International Russian Automation Conference (RusAutoCon)* (Sochi, Russia, 08–14 September 2019), IEEE, 2019, ISBN 978-1-7281-0265-8, pp. 1–8. [doi](#) ↑_{13, 16, 19, 39}
- [26] T. Z. Muslimov. “Methods and algorithms for formation control of fixed wing unmanned aerial vehicles”, *Sistemnaya inzheneriya i informacionnye tekhnologii*, **6**:1(16) (2024), pp. 3–15 (in Russian). [doi](#) ↑₁₃
- [27] H. K. Khalil. *Nonlinear Control*, third ed., Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 2015, ISBN 0-13-067389-7, 767 pp. [URL](#) ↑₂₂
- [28] A. Yu. Aleksandrov, S. B. Ruzin. “Decentralized control algorithms for a group of mobile agents on a line under distributed communication delay”, *Vestnik Sankt-Peterburgskogo universiteta. Prikladnaya matematika. Informatika. Processy upravleniya*, **21**:1 (2025), pp. 139–150 (in Russian). [doi](#) ↑₂₇
- [29] S. Kim, H. Cho, D. Jung. “Circular formation guidance of fixed-wing UAVs using mesh network”, *IEEE Access*, **10** (2022), pp. 115295–115306. [doi](#) ↑_{27, 28}

Received	23.09.2025;
approved after reviewing	18.03.2026;
accepted for publication	01.04.2026;
published online	18.04.2026.

Information about the author:



Foto by T. Muslimov, CC-BY-SA

Tagir Zabirovich Muslimov

Ph.D., Research Fellow at ITMO University, Associate Professor at UUST. Research interests: robotics, control theory, unmanned aerial vehicles, swarm and formation control of autonomous robots

[id](#) 0000-0002-9264-529X
 e-mail: tagir.muslimov@gmail.com

The author declare no conflicts of interests.

УДК 007.52 + 681.51

 10.25209/2079-3316-2026-17-2-3-82

Сравнение децентрализованной, централизованной и гибридной структур взаимодействия для гетерогенной группы беспилотных летательных аппаратов

Тагир Забирович Муслимов[✉]

Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия

Уфимский университет науки и технологий, Уфа, Россия

[✉]tagir.muslimov@gmail.com

Аннотация. В статье рассматривается концепция гетерогенной (разнородной) или полиморфной взаимодействующей группы беспилотных летательных аппаратов (БПЛА или дронов) для оценки перспектив дальнейшего построения роевой системы на основе такого подхода. Исследуются несколько вариантов структуры взаимодействия между отдельными БПЛА в составе группы: децентрализованная, централизованная и гибридная архитектуры. На основе моделирования полета формации БПЛА проведен анализ эффективности управления в соответствии с несколькими метриками. В результате выявлены преимущества и недостатки каждого из изучаемых вариантов структуры взаимодействия в гетерогенной группе БПЛА.

Исследование проведено на основе компьютерного моделирования полета с реалистичной динамикой отдельных летательных аппаратов. Рассмотрено влияние временных задержек в каналах связи на качество работы системы управления группой. По итогам моделирования получены значения количественных метрик, отражающие эффективность системы группового управления гетерогенной формацией БПЛА, и выполнен их анализ. Приведены графики параметров полета, которые позволяют сделать выводы о влиянии структуры взаимодействия на поведение отдельных летательных аппаратов в процессе их функционирования.

Автономные гетерогенные группы и рои БПЛА являются перспективным направлением для исследований, которое привлекает все больше внимания. Такие системы обладают существенными преимуществами по сравнению с однородными по составу группами БПЛА. Статья содержит анализ влияния разных вариантов структуры взаимодействия на работу системы управления гетерогенной группой БПЛА и динамику полета такой формации. Результаты исследования могут быть полезны для оценки возможных способов практической реализации гетерогенного автономного роя БПЛА.

(Связанные тексты статьи на английском и на русском языках)

Ключевые слова и фразы: рой дронов, стайное управление, управление роем, групповая робототехника, строй БПЛА, разнородная группа роботов, устойчивость системы по входу-состоянию

Благодарности: Работа выполнена в рамках гранта, предоставленного по договору от 26.05.2025 № 70-2025-000650 между Университетом ИТМО и Фондом поддержки проектов Национальной технологической инициативы.

Для цитирования: Муслимов Т.З. *Сравнение децентрализованной, централизованной и гибридной структур взаимодействия для гетерогенной группы беспилотных летательных аппаратов* // Программные системы: теория и приложения. 2026. Т. 17. № 2(71). С. 3–82. (Англ.+русс.) https://psta.psiras.ru/read/psta2026_2_3-82.pdf

Введение

Одно из наиболее перспективных направлений исследований по автономным беспилотным летательным аппаратам (БПЛА или дронам) относится к области управления группами или роями [1, 2]. В настоящее время публикуются работы, в которых изучаются роевые системы БПЛА [3–5]. При этом на сегодняшний день в подавляющем большинстве случаев такие изучаемые группы (в том числе роевые) являются однородными по составу, то есть состоят из летательных аппаратов одного типа (например, квадрокоптеров [6, 7] или самолетных БПЛА [8]).

В последнее время все чаще в публикациях рассматриваются разнородные (или гетерогенные) группы БПЛА, то есть состоящие из летательных аппаратов разных типов. Именно гетерогенные рои позволяют в полной мере использовать возможности отличающихся типов БПЛА [9]. В то же время различия в динамических ограничениях и моделях энергопотребления создают проблемы для точного описания задач планирования траектории полета такого роя БПЛА [10]. Поэтому исследования аспектов функционирования гетерогенных роев являются актуальными.

В работе [11] изучалась гетерогенная группа, состоявшая из одного вертолета и нескольких квадрокоптеров. В статье [12] гетерогенная группа применялась для инспекции линий электропередач. За счет использования особенностей БПЛА разных типов удалось достичь сокращения времени на планирование и выполнение миссии инспекции. Работа [13] рассматривает гетерогенную группу БПЛА, применяя к ней термин «полиморфный рой». При этом на БПЛА возлагаются разные роли в зависимости от их типа при выполнении миссии обследования заданной области. БПЛА самолетного типа использовались для наблюдения с большой высоты, а квадрокоптеры – для инспекции с близкого расстояния. В итоге была предварительно оценена эффективность работы различных конфигураций гетерогенного роя при разном его составе по соотношению БПЛА самолетного типа и квадрокоптеров. Объектом исследования в статье [14] является гетерогенный рой, который принимает решения на основе прецедентов.

В статье предлагается структура гетерогенного (разнородного или полиморфного) роя, который состоит из двух подгрупп: подгруппы БПЛА

самолетного типа и подгруппы БПЛА мультироторного типа. Каждая подгруппа выполняет индивидуальную задачу, при этом подгруппы взаимодействуют между собой через специально назначенные БПЛА-ретрансляторы (по одному в каждой подгруппе). В целом группа, состоящая из двух подгрупп, образует целостный гетерогенный коллектив, способный более эффективно решать известные задачи и возможно выполнить новые задачи, которые не под силу однородной группе. Рисунок 1 показывает обобщенную схему предлагаемой системы.

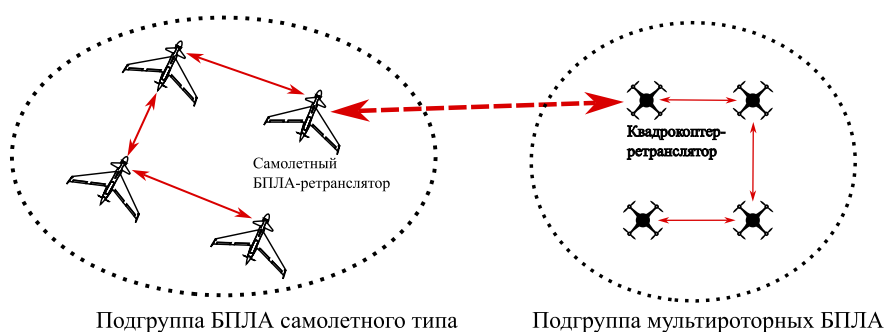


Рисунок 1. Гетерогенная группа, состоящая из двух подгрупп: БПЛА самолетного типа и квадрокоптеры

Для изучения структуры такой гетерогенной группы были проанализированы с помощью компьютерного моделирования разные типы взаимодействия в группе: децентрализованный, централизованный и гибридный. Для дальнейшего исследования выбрана децентрализованная структура ввиду ее большей перспективности и гибкости.

Сравнительный анализ структур и обоснование выбора будут представлены в разделе результатов моделирования, который продемонстрирует такие преимущества, как: меньшие интегральные рассогласования и меньшее влияние несовершенства характеристик канала связи. Некоторые достоинства децентрализованной структуры также выявлены при анализе устойчивости системы, что отражено в разделе «Анализ устойчивости» данной статьи. Термин «рой» используется для описания децентрализованной структуры взаимодействия внутри группы потому, что каждый БПЛА управляется исключительно на основе локальной информации от своих *sоседей*. Кроме того, масштабирование такой системы не вызовет проблем даже при небольшом исходном количестве летательных аппаратов в подгруппах. Следовательно, предварительные исследования могут проводиться с использованием малой группы БПЛА.

В статье [15] проводилось сравнение разных структур взаимодействия, но для однородной группы, управляемой оператором, а не автономной группы, как в нашей статье. В работе [16] гетерогенная группа БПЛА была использована для задачи планирования обследования территории в целях точного земледелия. Однако такой коллектив нельзя в полной мере назвать гетерогенным, поскольку рассмотренная группа состояла из летательных аппаратов одного типа (мультироторов), хотя и разных моделей. Авторы статьи [17] изучают задачу реконфигурации двухуровневой гетерогенной группы БПЛА. При этом в [17] исследовалась группа, состоявшая из аппаратов разных типов – мультироторов и самолетных. В работе [18] изучалось распределение задач в гетерогенном рое БПЛА, причем различающихся по специализациям, но именно типы летательных аппаратов не уточнены.

В некоторых работах внимание обращено на процесс информационного обмена между бортами. Например, в статье [19] предложена схема информационного обмена между БПЛА внутри группы и самой группы с пунктом управления, позволяющая рассчитать оптимальные параметры передающих устройств. Однако при этом рассматривалась однородная группа БПЛА и основное внимание уделено организации информационного обмена, а не влиянию структуры взаимодействия на динамику полета группы. Более близкой к нашей статье является работа [20], однако исследуемая там группа была однородной.

Рассмотрим также патент «Самоорганизующийся и самоуправляемый рой БПЛА и способ контроля территории на наличие установленного события посредством такого роя» [21] и основные отличия исследуемой в нашей статье системы от той, что представлена в этом патенте. В данном патенте рой состоит из летательных аппаратов одного типа (с различными типами навесного оборудования на них), которым назначаются отличающиеся роли. Также имеется описание сценария действий для «обнаружения события» посредством такого роя.

Основное отличие предлагаемой нами системы состоит в том, что используются аппараты *разных* типов (самолетные и мультироторные), из чего вытекают новые свойства такого разнородного или гетерогенного роя (встречается также термин «полиморфный рой» в англоязычных статьях [13]). Новые свойства обеспечиваются не только возможными отличиями в навесном оборудовании, но и различиями в динамике полета самих аппаратов: принципиально разные скорость, маневренность, возможность или невозможность зависания в заданной области, продолжительность полета у разных типов аппаратов.

В качестве примера применения разнородного роя можно назвать миссию по разведке, наблюдению, обнаружению очагов и процессов распространения лесного пожара по некоторой территории. Как отмечено в [13], на разных этапах миссии требуются аппараты с разнообразными возможностями и с отличающейся динамикой полета. Если область поиска достаточно большая, что обычно верно, то наиболее эффективные результаты при обследовании территории и наблюдении за ней можно получить при полете на большой высоте в течение продолжительного времени (эта высота полета дает покрытие большей площади) с более высокой скоростью.

В такой ситуации применение мультиротора нерационально с точки зрения расхода энергии. Наиболее эффективно с задачей наблюдения справляются БПЛА самолетного типа. Однако обнаружение некоторого события (например, очага возгорания) зачастую является только первым шагом миссии, особенно в ситуации, когда возможен ложноположительный результат. Например, яркое пятно на тепловом изображении может быть как очагом возгорания, так и живым объектом. Далее нужно произвести уточнение информации, и большая высота полета является препятствием для выполнения этого второго шага миссии. Здесь, на данном шаге, гораздо эффективнее использовать мультироторные БПЛА, летящие на низкой высоте.

Таким образом, подгруппа БПЛА самолетного типа производит обнаружение и направляет подгруппу мультироторов в заданную область для уточнения информации. Необходимость использования разных типов аппаратов возникает из-за того, что определенная категория бортов эффективнее выполняет назначенный ей шаг миссии. Вместе с тем в отличие от этой статьи в работе [13] нет разделения на подгруппы одного типа, внутри которых БПЛА взаимодействуют между собой для построения заданной формации.

Существует необходимость использования нескольких коммуницирующих аппаратов разного типа в каждой подгруппе разнородного роя. В патенте [21] БПЛА в подгруппе действуют самостоятельно, взаимодействуя между собой ограниченно. Например, в подгруппе «дронов-исследователей» каждый такой БПЛА проводит обследование в одиночку и далее рассылает сигнал обнаружения через «метку» или самостоятельно другим аппаратам. Таким образом, его коммуникация ограничена оповещением остальных БПЛА. Аналогично, в подгруппе «дронов-поисковиков» каждый БПЛА не взаимодействует с другими в целях выполнения задания, а лишь оповещает их после завершения своего задания.

В патенте [21] сказано, что «дроны-рабочие» и «дроны-координаторы» могут двигаться строем (формацией), то есть в данных подгруппах они способны взаимодействовать для построения заданной формации. В то же время не сообщается, за счет чего это достигается и какой применяется алгоритм управления.

В этой статье управление группой и взаимодействие происходят децентрализованно, что ведет к возможности беспроблемной масштабируемости роя и изначальной адаптируемости к потере аппаратов в группе. Ключевое отличие предлагаемой ниже системы состоит в том, что подгруппа БПЛА самолетного типа проводит совместное обследование территории. При этом обмен данными может происходить не только для полета строем (формацией), но и для комплексирования информации, то есть слияния сенсорных данных, что открывает возможности более эффективного обнаружения событий. Кроме того, за счет децентрализации система становится нечувствительной к потере БПЛА в группе, поскольку утрата аппаратов не ведет к срыву миссии.

Основные преимущества предлагаемой системы:

- Покрытие большей площади за меньшее время увеличивает скорость выполнения задач миссии за счет применения нескольких аппаратов вместо одного.
- Экономическая эффективность: множество дешевых аппаратов выгоднее одного дорогостоящего.
- Использование отличающихся типов БПЛА в разных подгруппах ведет к более эффективному выполнению подзадач миссии каждой подгруппой за счет различий в характеристиках динамики полета отдельного типа аппаратов, чем в патенте [21]:
- Взаимодействие для слияния сенсорных данных ведет к более эффективному обнаружению событий в сравнении с патентом [21]:

Наблюдение происходит с разных точек под различными углами; информация, получаемая отдельным БПЛА (например, с камеры) предполагает пересылку другим БПЛА в составе группы (например, соседним) для дальнейшей обработки и улучшения эффективности наблюдения и обнаружения. Также БПЛА, на основе обмена сенсорными данными, могут строить свои совместные действия для улучшения итогового сбора данных об окружающей среде.

Когда, например, нужно отнести обнаруженный объект к определенному классу (задача распознавания), то помогают и сам обмен данными между БПЛА, и то, что осмотр объекта происходит с разных углов различными бортами и, возможно, различными видами сенсоров (например, с одного борта в инфракрасном диапазоне, а с другого — с помощью компьютерного зрения).

Слияние данных с разных БПЛА можно производить на основе фильтра Байеса или фильтра Калмана. Реализация слияния может быть централизованной, децентрализованной или гибридной в зависимости от структуры обмена данными в группе и подгруппах.

- Изначальная адаптируемость системы к потере аппаратов в группе за счет децентрализации каждой подгруппы разнородного роя ведет к повышению надежности относительно патента [21].
- Возможность быстрого и эффективного перераспределения ролей за счет децентрализации каждой подгруппы разнородного роя отличает от патента [21].
- Взаимодействие подгрупп роя может происходить *в процессе* выполнения миссии, а не только после завершения задания какой-либо подгруппой. Это приводит к гибкому применению роя и более эффективному выполнению сложных миссий в динамических условиях (отличие от патента [21]).

Для оценки преимуществ и недостатков различных типов взаимодействия в гетерогенной группе БПЛА ниже приводятся детальное сравнительное моделирование и анализ. Целью этой работы является предложение и проведение предварительного сравнительного анализа трех структур взаимодействия (централизованной, децентрализованной, гибридной) специально для гетерогенного коллектива (БПЛА самолетного типа и мультироторные БПЛА). Новизна работы заключается не в разработке новых законов управления для отдельных агентов-БПЛА, а в их интеграции в рамках гетерогенной системы и сравнительном анализе различных структур взаимодействия именно для такой разнородной группы. Результаты исследования могут быть полезны для оценки возможных способов реализации гетерогенного автономного роя БПЛА на практике.

В таблице 1 представлено обобщенное сравнение ключевых характеристик рассмотренных выше работ и предлагаемого исследования, что позволяет увидеть системные отличия основных направлений существующих научных разработок.

Таблица 1. Сравнение существующих подходов по отношению к исследуемой системе

Группа работ	Ключевые особенности в контексте сравнения	Отличия нашего исследования
Работы с ограниченной или формальной гетерогенностью [11–13], [16], [18]	Гетерогенность часто сводится к разным типам навесного оборудования, разным моделям одного типа БПЛА или разделению ролей без учета динамики полета. Отсутствует глубокий анализ структур взаимодействия (централизованная/децентрализованная) и влияния различий в динамике аппаратов.	В нашем исследовании гетерогенность обеспечена принципиально разными типами БПЛА (самолетными и мультироторными) с разделением на подгруппы. Внутри подгрупп реализованы взаимодействия для построения формаций и возможность слияния сенсорных данных, что позволяет эффективно использовать динамические различия.
Работы, исследующие близкие вопросы, но на однородных группах [15], [19], [20]	Анализируются структуры взаимодействия, информационный обмен, устойчивость, но для группы, состоящей из аппаратов одного типа. Результаты не переносятся напрямую на гетерогенный рой из-за различий в динамике и требованиях к связи.	Впервые проведен сравнительный анализ гетерогенной, централизованной, децентрализованной и гибридной структуры управления роями с принципиально различной динамикой. Показано влияние характеристик аппаратов и структуры взаимодействия на надежность и эффективность связи.
Работы с разнотипными БПЛА (самолетные + мультироторы) [13] (частично), [17]	Рассматриваются гетерогенные группы, но акцент сделан на рекофигурации или ролях на разных этапах миссии. Взаимодействие между аппаратами либо отсутствует, либо ограничено, нет децентрализованного управления внутри подгрупп и возможностей слияния сенсорных данных в реальном времени.	Предложена двухуровневая структура, где каждая подгруппа однородных БПЛА функционирует в том числе в децентрализованном режиме, а взаимодействие между подгруппами осуществляется через выделенные ретрансляторы. Это обеспечивает масштабируемость, устойчивость к потере узлов и гибкое перераспределение задач.
Патент [21] (наиболее близкий аналог)	Самоорганизующийся рой из аппаратов одного типа с разным оборудованием. Взаимодействие между подгруппами (исследовательской, поисковой, координационной, прочими) носит характер оповещения о завершении этапа, отказа или смены задачи, отсутствует единое поле управления строем и возможности слияния данных в реальном времени.	Основные отличия: – Использование различных типов БПЛА (самолетных + мультироторных). – Возможность децентрализованного управления внутри каждой подгруппы. – Способность адаптироваться к потере БПЛА благодаря возможностям децентрализации. – Взаимодействие между подгруппами во время выполнения миссии, а не только после завершения этапа.

Ниже представлено описание используемых для моделирования летательных аппаратов динамических моделей. Использование общепринятых в литературе нелинейных моделей динамики твердого тела для БПЛА и учет ограничений сверху на линейные и угловые скорости повышают реалистичность этих моделей.

1. Используемые модели

1.1. Модель БПЛА самолетного типа

В земной (глобальной) системе координат положение этого БПЛА задается в виде вектора $[x_e \ y_e \ h]^T$ в метрах. Угловое положение задается через углы: курсовой угол, угол наклона траектории полета и угол крена $[\chi \ \gamma \ \varphi]^T$ в радианах.

Считаем, что БПЛА оснащен настроенным автопилотом, который успешно стабилизирует движение. Высокоуровневая модель предполагает, что БПЛА летит в режиме координированного поворота с нулевым боковым скольжением (сносом). Автопилот управляет скоростью полета, высотой и углом крена. Соответствующие уравнения движения для высокоуровневой модели имеют вид [22]:

$$\begin{aligned} \dot{x}_e &= v_g \cos \chi \cos \gamma, & \dot{y}_e &= v_g \sin \chi \cos \gamma, \\ \dot{h} &= v_g \sin \gamma, & \dot{\chi} &= \frac{g \cos(\chi - \psi)}{v_g} \tan \varphi, \\ v_g \sin(\gamma^c) &= \min(\max(k_h(h^c - h), -v_g), v_g), \\ \dot{\gamma} &= k_\gamma(\gamma^c - \gamma), & \dot{v}_a &= k_{v_a}(v_a^c - v_a), \\ \frac{g \cos(\chi - \psi)}{v_g} \tan \varphi^c &= k_\chi(\chi^c - \chi), \\ \ddot{\varphi} &= k_{P_\varphi}(\varphi^c - \varphi) + k_{D_\varphi}(-\dot{\varphi}). \end{aligned}$$

Здесь через v_a и v_g обозначены воздушная и земная скорости БПЛА; через k_* – коэффициенты регулятора (контроллера); через g – ускорение свободного падения. Как можно заметить, эта аппроксимация динамики согласуется со стандартными ПД- и П-регуляторами с соответствующими коэффициентами.

Высокоуровневая модель предполагает, что в автопилот поступают заданные значения курсового угла, угла наклона траектории и воздушной скорости $[\chi^c \ \gamma^c \ v_a^c]^T$. При этом происходит расчет задаваемого значения угла крена φ^c перед его непосредственным поступлением в автопилот.

Таким образом, состояниями данной модели являются элементы следующего вектора:

$$[x_e \ y_e \ h \ v_a \ \chi \ \gamma \ \varphi \ \dot{\varphi}]^T.$$

1.2. Модель БПЛА мультироторного типа (квадрокоптера)

В земной (глобальной) системе координат положение этого БПЛА задается в виде вектора $[x_e \ y_e \ z_e]^T$ в метрах. Угловое положение через ZYX-углы Эйлера: $[\psi \ \theta \ \varphi]^T$ в радианах. Угловые скорости обозначаются как $[p \ q \ r]^T$ в радианах в секунду. Высокоуровневая модель движения мультиротора (квадрокоптера) задается в соответствии с работой [23].

Матрица поворота, которая переводит вектор из связанной системы координат в земную систему координат, выглядит следующим образом:

$$R_b^e = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\psi s_\varphi s_\theta - c_\varphi s_\psi & c_\varphi c_\psi s_\theta + s_\varphi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & c_\varphi c_\psi + s_\varphi s_\theta s_\psi & -c_\psi s_\varphi + c_\varphi s_\theta s_\psi \\ -s_\theta & c_\theta s_\varphi & c_\varphi c_\theta \end{bmatrix}.$$

Здесь через c_* и s_* обозначены $\cos(*)$ и $\sin(*)$ соответственно.

Ускорение центра масс БПЛА в земной системе координат задается в таком виде:

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x}_e \\ \ddot{y}_e \\ \ddot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + R_b^e \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -F_{thrust} \end{bmatrix},$$

где

m – масса БПЛА,

g – ускорение свободного падения,

$-F_{thrust}$ – общая сила, создаваемая пропеллерами вдоль оси $-z_b$ связанной системы координат (указывающей вверх при горизонтальном положении БПЛА).

Замкнутый контур регулятора углового положения по углам крена-тангажа приближенно представляется через поведение двух независимых ПД-регуляторов для двух углов поворота и двумя независимыми П-регуляторами для угловой скорости рыскания и силы тяги. Угловые скорости, угловые ускорения и сила тяги задаются через следующие уравнения:

$$J = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = J \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{P_\varphi}(\varphi^c - \varphi) + K_{D_\varphi}(-\dot{\varphi}) \\ K_{P_\theta}(\theta^c - \theta) + K_{D_\theta}(-\dot{\theta}) \\ K_{P_\psi}(\psi^c - \psi) \end{bmatrix},$$

$$\dot{F}_{thrust} = K_{P_F}(F_{thrust}^c - F_{thrust}).$$

Высокоуровневая модель предполагает, что в автопилот поступают заданные значения крена, тангажа, угловой скорости рыскания

$$[\phi^c \quad \theta^c \quad \psi^c]^T,$$

а также заданная суммарная сила тяги F_{thrust}^c .

Коэффициенты (пропорциональные и по производной) контуров управления заданы в виде K_{P*} и K_{D*} соответственно, где символом * обозначены либо углы Эйлера, либо сила тяги. Эти коэффициенты наряду с массой БПЛА являются параметрами, которые могут быть заданы в свойствах модели.

Таким образом, состояниями данной модели являются элементы следующего вектора:

$$[x_e \quad y_e \quad z_e \quad \dot{x}_e \quad \dot{y}_e \quad \dot{z}_e \quad \psi \quad \theta \quad \varphi \quad p \quad q \quad r \quad F_{thrust}]^T.$$

1.3. Модель структуры взаимодействия в подгруппе БПЛА самолетного типа

В работах [24, 25] представлена и подробно описана модель структуры взаимодействия в группе БПЛА на примере кругового движения формации (данный подход может применяться и для других типов движения группы, например параллельных формаций [26]). Отметим, что в статьях [24, 25] рассматриваются однородные системы и единичная структура взаимодействия.

Пусть в группе N отдельных БПЛА самолетного типа. Определим вектор ошибок (рассогласований) относительных углов сдвига фаз $\bar{\mathbf{e}}_\theta = (\hat{\mathbf{e}}_{i,j}) \in \mathbb{R}^{N(N-1) \times 1}$, где $\hat{\mathbf{e}}_{i,j}$ – значение ошибки (рассогласования) для непосредственно взаимодействующих i -го и j -го агентов-БПЛА. В законах

управления скоростью полета используются элементы вектора \mathbf{e}_θ [24, 25]:

$$(1) \quad \mathbf{e}_\theta = \begin{bmatrix} e_1 \\ \vdots \\ e_k \\ \vdots \\ e_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{e}_{12} \\ \vdots \\ -\hat{e}_{k-1,k} + \hat{e}_{k,k+1} \\ \vdots \\ -\hat{e}_{N-1,N} \end{bmatrix} = \widehat{\mathbf{M}}_\theta \check{\mathbf{e}}_\theta + \mathbf{D},$$

где

$\mathbf{D} = -\mathbf{M}_\theta \mathbf{H}_\theta^{-1} \left(\mathbf{P}_{\theta d}^T, \hat{P}_\theta \right)^T$ – вектор управления системой в пространстве относительных состояний (пространство размерности $(N-1)$ порождается столбцами матрицы инцидентности графа коммуникации);

\mathbf{H}_θ – матрица, назначающая между какими агентами-БПЛА будут задаваться относительные расстояния, определяемая следующим образом:

$$\mathbf{H}_\theta = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_1 \\ \mathbf{q}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{q}_N \end{bmatrix}, \quad \mathbf{q}_i = \begin{bmatrix} \vdots \\ 1 \\ \vdots \\ -1 \\ \vdots \end{bmatrix}^T, \quad i < N, \quad \mathbf{q}_N = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}^T,$$

при этом

$$\mathbf{H}_\theta \in \mathbb{R}^{N \times N} \quad \mathbf{q}_i \in \mathbb{R}^{1 \times N};$$

положения «1» и «-1» в \mathbf{q}_i по сути определяют между какими бортами происходит вычисление относительного угла сдвига фаз;

это в свою очередь влияет на то, как будет задаваться $\mathbf{P}_{\theta d} \in \mathbb{R}^{(N-1) \times 1}$ – вектор желаемых относительных углов сдвига фаз;

$\hat{P}_\theta = \sum_{k=1}^N p_{\theta k}$ – сумма текущих углов сдвига фаз;

$\check{\mathbf{e}}_\theta = (\check{e}_{i,i+1})_{i=1}^{N-1} \in \mathbb{R}^{(N-1) \times 1}$ – вектор текущих углов сдвига фаз для непосредственно взаимодействующих агентов-БПЛА, вычисляемый с помощью смешанного произведения векторов. Например, при выборе конечного движения по часовой стрелке (вид сверху):

$$\check{e}_{i,i+1} = \begin{cases} \beta = \arccos \frac{(\mathbf{d}_i, \mathbf{d}_{i+1})}{\|\mathbf{d}_i\| \|\mathbf{d}_{i+1}\|}, & \mathbf{n} \cdot (\mathbf{d}_i \times \mathbf{d}_{i+1}) \geq 0 \\ 2\pi - \beta, & \text{в остальных случаях} \end{cases},$$

здесь

$\mathbf{d}_k, k \in 1, 2, \dots, N$ – вектор расстояния от центра окружности до борта в текущий момент времени,

$$\mathbf{n} = (0, 0, 1)^T;$$

$\mathbf{M}_\theta \in \mathbb{R}^{N \times N}$ – матрица взаимодействия, которая в случае децентрализованного взаимодействия «сосед с соседом», определяемого графом коммуникации, имеет вид

$$\mathbf{M}_\theta \triangleq \mathbf{M}_\theta^{ntn} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & -2 & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & \ddots & \ddots & 1 & 0 \\ \vdots & \ddots & 1 & -2 & 1 \\ 0 & \ddots & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix}.$$

$\widehat{\mathbf{M}}_\theta \in \mathbb{R}^{N \times (N-1)}$ – матрица, получаемая из матрицы $\mathbf{M}_\theta \mathbf{H}_\theta^{-1}$ удалением N -го столбца.

Замечательное свойство вышеописанной модели заключается в том, что для смены структуры взаимодействия в группе достаточно скорректировать матрицу \mathbf{M}_θ , а также расстановку «1» и «-1» в \mathbf{q}_i в соответствии со структурой. Например, при структуре взаимодействия «ведущий-ведомые» с интерактивным *ведущим*, то есть участвующим в построении формации, получим

$$\mathbf{M}_\theta \triangleq \mathbf{M}_\theta^{lf} = \begin{bmatrix} -3 & 1 & 1 & \cdots & 1 \\ 1 & -1 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 0 & -1 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

Структура «ведущий-ведомые» с интерактивным *ведущим* относится к гибридным структурам, которые сочетают в себе достоинства и недостатки как децентрализованного, так и централизованного подходов.

При структуре взаимодействия «каждый с каждым» (отсутствие децентрализации) матрица \mathbf{M}_θ имеет вид

$$\mathbf{M}_\theta \triangleq \mathbf{M}_\theta^{ata} = \begin{bmatrix} -3 & 1 & \cdots & 1 \\ 1 & -3 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 1 \\ 1 & \cdots & 1 & -3 \end{bmatrix}.$$

В случае если *ведущий* не участвует в построении формации (именно такая структура будет использоваться в случае централизованной структуры), матрица $\widehat{\mathbf{M}}_\theta$ получается из матрицы $\mathbf{E} \left(\mathbf{M}_\theta^{lf} \mathbf{H}_\theta^{-1} \right)$ удалением N -го

столбца, где матрица $\mathbf{E} \in \mathbb{R}^{N \times N}$ задается таким образом:

$$\mathbf{E} \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 \end{bmatrix}.$$

Следует отметить, что в данной статье под «децентрализованной» структурой понимается отсутствие единого центра управления всей системой в целом, а под «гибридной» структурой – сочетание централизованного и децентрализованного управления в подгруппах. В некоторых терминологиях такая система называется иерархической централизованной системой с обратной связью. Также отмечаем, что в рамках нашего исследования роли *ведущих* являются фиксированными, а возможность их динамической замены является предметом дальнейшего изучения.

2. Законы управления для построения заданной формации БПЛА самолетного типа

Выберем закон управления для скоростей БПЛА самолетного типа \mathbf{v}^c в таком виде [24, 25]:

$$\mathbf{v}^c = [v_1 \quad v_2 \quad \dots \quad v_N]^T \triangleq \mathbf{v}\mathbf{1}_N + \mathbf{L},$$

где

$$\mathbf{1}_N \triangleq [1 \quad 1 \quad \dots \quad 1]^T,$$

$$\mathbf{L} \triangleq (v_f \left(\frac{2}{\pi}\right) \arctan(k_\theta e_i))_{i=\overline{1, N}} \in \mathbb{R}^{N \times 1} \text{ определяется с учетом (1);}$$

v – крейсерская скорость, оптимальная с точки зрения аэродинамических характеристик БПЛА;

v_f – максимальное значение нормы вектора дополнительной скорости, которое выбирается в соответствии с минимальной и максимальной возможной скоростью БПЛА;

k_θ – положительный коэффициент, от которого зависит плавность выхода бортов на заданные относительные положения.

Выберем закон управления для курсовых углов БПЛА самолетного типа χ^c в следующем виде [24, 25]:

$$\chi^c \triangleq (\varphi_i + \lambda [\pi/2 + \arctan(k_o \{d_i - \rho\})])_{i=\overline{1, N}} \in \mathbb{R}^{N \times 1},$$

где

φ_i – фазовый угол вращения i -го БПЛА;

- $\lambda = \pm 1$ – параметр, который задает направление вращения формации (по или против часовой стрелки);
 k_o – положительный коэффициент, от которого зависит плавность выхода бортов на заданную круговую линию пути;
 d_i – расстояние от i -го БПЛА до центра вращения;
 ρ – радиус вращения.

3. Структура взаимодействия в гетерогенной группе БПЛА

Гетерогенная группа БПЛА состоит из бортов двух типов: самолетных и мультироторных (квадрокоптеров). Подгруппа БПЛА самолетного типа совершает круговое движение с общим радиусом и выстраиванием заданной формации через углы сдвигов фаз. Подгруппа квадрокоптеров совершает круговое движение внутри области, очерчиваемой траекториями подгруппы БПЛА самолетного типа, причем с меньшими радиусами вращения. Отметим, что эта задача служит иллюстративным примером для тестирования алгоритма, а не описанием реальной миссии.

Считаем, что две подгруппы взаимодействуют между собой через один выбранный БПЛА-ретранслятор в каждой подгруппе (итого два БПЛА-ретранслятора). Заметим, что вследствие взаимозаменяемости бортов идентичного типа в каждой подгруппе может происходить смена аппарата, назначаемого в качестве БПЛА-ретранслятора, то есть избрание другого БПЛА в качестве ретранслятора может произойти в процессе выполнения миссии.

Предполагается способность подгруппы квадрокоптеров получать сведения о состояниях одного БПЛА-ретранслятора самолетного типа. Подразумевается, что квадрокоптер-ретранслятор стремится поддерживать такой же фазовый угол вращения φ^R , как и БПЛА-ретранслятор самолетного типа. То есть данный квадрокоптер использует этот фазовый угол в качестве управляющего воздействия для получения заданной позиции:

$$p_1^{n,quad} = \rho_1 \cos \varphi^R, \quad p_1^{e,quad} = \rho_1 \sin \varphi^R,$$

где

ρ_1 – радиус вращения первого квадрокоптера (борт-ретранслятор),

$[p_1^{n,quad}, p_1^{e,quad}]^T$ – вектор координат первого квадрокоптера в земной системе координат.

Движение рассматривается на примере подгруппы из трех квадрокоптеров. Для второго и третьего квадрокоптеров уравнения движения

выглядят таким образом:

$$p_2^{n,quad} = \rho_2 \cos(\varphi^R + \Delta\varphi^R), \quad p_2^{e,quad} = \rho_2 \sin(\varphi^R + \Delta\varphi^R),$$

$$p_3^{n,quad} = \rho_3 \cos(\varphi^R - \Delta\varphi^R), \quad p_3^{e,quad} = \rho_3 \sin(\varphi^R - \Delta\varphi^R),$$

где

ρ_* – радиусы вращения квадрокоптеров,

$[p_*^{n,quad}, p_*^{e,quad}]^T$ – вектора координат квадрокоптеров в земной системе координат,

$\Delta\varphi^R$ – задаваемый угол смещения фазового угла вращения (сдвиг фаз).

Далее рассмотрим, как происходит управление радиусами вращения в подгруппе квадрокоптеров. Считаем, что квадрокоптер-ретранслятор может назначаться в качестве *ведущего* в этой подгруппе. В случае выбора структуры взаимодействия *ведущий-ведомые* формирование управляющих воздействий по радиусу $[\rho_1^c \ \rho_2^c \ \rho_3^c]^T$ задается так:

$$\rho_1^c = \rho_1 + k_{fw,1}(\rho^{fw} - \rho_1 - \Delta_{fw,1}),$$

$$\rho_2^c = \rho_2 + k_{12}(\rho_1 - \rho_2 - \Delta_{12}),$$

$$\rho_3^c = \rho_3 + k_{13}(\rho_1 - \rho_3 - \Delta_{13}),$$

где

$k_{fw,1}, k_{12}, k_{13}$ – настраиваемые коэффициенты,

ρ^{fw} – текущий радиус вращения БПЛА-ретранслятора самолетного типа,

$\Delta_{fw,1}$ – задаваемое смещение по радиусу вращения между БПЛА-ретранслятором самолетного типа и первым квадрокоптером (*ведущий*),

Δ_{12} – задаваемое смещение по радиусу вращения между *ведущим* и вторым квадрокоптером,

Δ_{13} – задаваемое смещение по радиусу вращения между *ведущим* и третьим квадрокоптером.

Здесь предполагается, что квадрокоптер-ретранслятор получает данные о радиусе вращения БПЛА-ретранслятора самолетного типа. Поэтому данный квадрокоптер устанавливает свой радиус вращения через вычитание от этого конечного радиуса.

В случае децентрализованной структуры взаимодействия формирование управляющих воздействий по радиусу $[\rho_1^c \ \rho_2^c \ \rho_3^c]^T$ задается

так:

$$\begin{aligned}\rho_1^c &= \rho_1 + k_{fw,1}(\rho^{fw} - \rho_1 - \Delta_{fw,1}), \\ \rho_2^c &= \rho_2 + k_{12}(\rho_1 - \rho_2 - \Delta_{12}) + k_{32}(\rho_3 - \rho_2 + \Delta_{32}), \\ \rho_3^c &= \rho_3 + k_{32}(\rho_2 - \rho_3 - \Delta_{32}),\end{aligned}$$

где

k_{32} – настраиваемый коэффициент,

Δ_{12} – задаваемое смещение по радиусу вращения между первым и вторым квадрокоптерами,

Δ_{32} – задаваемое смещение по радиусу вращения между третьим и вторым квадрокоптерами.

Если БПЛА-ретранслятор самолетного типа сильно удален от конечной круговой путевой линии, для ускорения выхода подгруппы квадрокоптеров на заданные орбиты вращения целесообразно вычислять радиус вращения квадрокоптера-ретранслятора не от текущего положения самолетного ретранслятора, а от конечной круговой путевой линии.

Первый квадрокоптер при вычислении задаваемого радиуса вращения ориентируется на БПЛА-ретранслятор самолетного типа. Второй квадрокоптер ориентируется как на первый, так и на третий квадрокоптер (они считаются его *соседями*). Третий квадрокоптер ориентируется только на второй квадрокоптер (он считается его *соседом*).

4. Анализ устойчивости

В данном разделе проводится анализ устойчивости предлагаемой системы. Прежде всего, в работах [24, 25] была показана асимптотическая устойчивость в целом для подгруппы БПЛА самолетного типа. Далее проводится анализ устойчивости системы по входу-состоянию (Input-to-State Stability – ISS).

Определим динамику рассогласований по углам Эйлера для подгруппы квадрокоптеров в следующем виде, основываясь на представленной ранее модели:

$$\begin{aligned}\ddot{e}_\varphi + K_{D_\varphi} \dot{e}_\varphi + K_{P_\varphi} e_\varphi &= w_\varphi(t), \\ \ddot{e}_\theta + K_{D_\theta} \dot{e}_\theta + K_{P_\theta} e_\theta &= w_\theta(t), \\ \dot{e}_\psi + K_{P_\psi} e_\psi &= w_\psi(t), \\ \dot{e}_F + K_{P_F} e_F &= w_F(t),\end{aligned}$$

где w_φ , w_θ , w_ψ и w_F – ограниченные возмущения от взаимодействия с подгруппой БПЛА самолетного типа.

Введем в рассмотрение вектор состояний:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} e_\varphi \\ \dot{e}_\varphi \\ e_\theta \\ \dot{e}_\theta \\ e_\psi \\ e_F \end{bmatrix}.$$

Тогда система в пространстве состояний записывается следующим образом:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{w},$$

где

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -K_{P_\varphi} & -K_{D_\varphi} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -K_{P_\theta} & -K_{D_\theta} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -K_{P_\psi} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -K_{P_F} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{6 \times 6} -$$

блочно-диагональная гурвицева матрица,

$\mathbf{B} = \mathbf{I}_6$ – матрица входа, определяемая как единичная матрица,

$$\mathbf{w} = \begin{bmatrix} 0 \\ w_\varphi \\ 0 \\ w_\theta \\ w_\psi \\ w_F \end{bmatrix} - \text{вектор ограниченных возмущений.}$$

Поскольку матрица \mathbf{A} гурвицева, то для любой матрицы $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T > 0$ существует единственное решение $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T > 0$ для уравнения Ляпунова

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} = -\mathbf{Q}.$$

Выбирается квадратичная форма в качестве функции Ляпунова

$$V(\mathbf{x}) = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}.$$

Производная функции Ляпунова

$$\begin{aligned} \dot{V}(\mathbf{x}) &= (\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{w})^T \mathbf{P} \mathbf{x} + \mathbf{x}^T \mathbf{P} (\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{w}) \\ &= \mathbf{x}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}) \mathbf{x} + 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{w} \\ &= -\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{w}. \end{aligned}$$

Используя неравенство Юнга, для любого $\epsilon > 0$ можно получить

$$2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{w} \leq \frac{1}{\epsilon} \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x} + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2.$$

Тогда производная функции Ляпунова может быть оценена следующим

образом:

$$\dot{V} \leq -\mathbf{x}^T \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \right) \mathbf{x} + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2.$$

Введем обозначение $\mathbf{M} \triangleq \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P}$ (симметричная положительно полуопределенная матрица).

Выбираем ϵ достаточно большим, чтобы матрица $\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M}$ оставалась положительно определенной. Так как $\mathbf{M} \geq 0$, то

$$\mathbf{x}^T \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M} \right) \mathbf{x} \geq \left(\lambda_{\min}(\mathbf{Q}) - \frac{1}{\epsilon} \lambda_{\max}(\mathbf{M}) \right) \|\mathbf{x}\|^2.$$

Поэтому достаточно выбрать $\epsilon > \frac{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}{\lambda_{\min}(\mathbf{Q})}$, чтобы обеспечить выполнение

$$\lambda_{\min} \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M} \right) > 0.$$

Введем новые обозначения:

$$\lambda_m \triangleq \lambda_{\min} \left(\mathbf{Q} - \frac{1}{\epsilon} \mathbf{M} \right) > 0, \quad \lambda_p \triangleq \lambda_{\min}(\mathbf{P}) > 0, \quad \Lambda_p \triangleq \lambda_{\max}(\mathbf{P}) > 0.$$

Тогда оценка для производной функции Ляпунова записывается как

$$(2) \quad \dot{V} \leq -\lambda_m \|\mathbf{x}\|^2 + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2 \leq -\frac{\lambda_m}{\Lambda_p} V + \epsilon \|\mathbf{w}\|^2.$$

Пусть $\alpha = \frac{\lambda_m}{\Lambda_p} > 0$, $\beta = \epsilon > 0$. Тогда, умножая обе части последнего неравенства (2) на $e^{\alpha t}$ и интегрируя, можно получить

$$V(t) \leq e^{-\alpha t} V(0) + \frac{\beta}{\alpha} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{w}(\tau)\|^2.$$

Используя $\lambda_p \|\mathbf{x}\|^2 \leq V(\mathbf{x})$ и $V(0) \leq \Lambda_p \|\mathbf{x}(0)\|^2$, данное неравенство сведем к

$$(3) \quad \|\mathbf{x}(t)\|^2 \leq \frac{\Lambda_p}{\lambda_p} e^{-\alpha t} \|\mathbf{x}(0)\|^2 + \frac{\beta}{\alpha \lambda_p} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{w}(\tau)\|^2.$$

Определим функции класса \mathcal{KL} и класса \mathcal{K}_∞

$$\beta_{\text{ISS}}(s, t) = \sqrt{\frac{\Lambda_p}{\lambda_p}} e^{-\frac{\alpha}{2} t} s \in \mathcal{KL}, \quad \gamma_{\text{ISS}}(s) = \sqrt{\frac{\beta}{\alpha \lambda_p}} s \in \mathcal{K}_\infty.$$

Через извлечение квадратного корня из обеих частей (3) получаем стандартную форму оценки по входу-состоянию:

$$\|\mathbf{x}(t)\| \leq \beta_{\text{ISS}}(\|\mathbf{x}(0)\|, t) + \gamma_{\text{ISS}} \left(\sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{w}(\tau)\| \right).$$

Таким образом, система устойчива по состоянию \mathbf{x} при ограниченном входе \mathbf{w} . Это означает, что внешние входы, вводимые взаимодействием с подгруппой БПЛА самолетного типа, не вызовут нежелательных эффектов в работе системы.

Вышеизложенный анализ был проведен в обобщенном виде, поэтому выделим некоторые особенности, возникающие в случае использования конкретного варианта структуры взаимодействия. В случае децентрализованной структуры возмущение от самолетного ретранслятора проходит через несколько каскадов взаимодействия (цепочку квадрокоптеров), каждый из которых обладает своей динамикой. Это приводит к тому, что влияние возмущения на квадрокоптеры, находящиеся дальше по цепочке, дополнительно фильтруется. В централизованной структуре квадрокоптеры получают информацию напрямую от квадрокоптера-ретранслятора своей подгруппы, поэтому фильтрация возмущения происходит только один раз (динамикой данного ретранслятора). Следовательно, децентрализованная структура обладает лучшими фильтрующими свойствами по отношению к высокочастотным компонентам возмущения. В терминах устойчивости по входу-состоянию (ISS) это означает, что коэффициент усиления γ_{ISS} для децентрализованной структуры меньше, чем для централизованной, по крайней мере для тех компонент состояния, которые соответствуют квадрокоптерам в конце цепочки. Данный аспект объясняется взаимосвязью γ_{ISS} и \mathcal{H}_∞ -нормы системы:

$$\gamma_{ISS} \propto \|\mathbf{G}(s)\|_\infty = \sup_{\omega \in \mathbb{R}} \sigma_{\max} |\mathbf{G}(j\omega)|,$$

где $\mathbf{G}(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B}$, и матрица \mathbf{A} является гурвицевой [27]. Что касается гибридной структуры, то в ней топология взаимодействия такая же, как в централизованной, но из-за активного участия самолетного ретранслятора в построении формации его состояние изменяется более интенсивно, что эквивалентно увеличению амплитуды возмущения $\mathbf{w}(t)$. Поэтому, несмотря на одинаковые передаточные функции, итоговое возмущающее воздействие может оказаться более значительным.

Пусть возмущение $\mathbf{w}(t)$ содержит ограниченную переменную задержку $\tau(t) \leq \tau_{\max}$, то есть $\mathbf{w}(t) = \widehat{\mathbf{w}}(t - \tau(t))$. Система с запаздывающим входом получается композицией исходной ISS-системы (оператора $\mathbf{G} : \mathbf{w} \mapsto \mathbf{x}$) и оператора чистой задержки ($\Delta_\tau : \widehat{\mathbf{w}} \mapsto \mathbf{w}$). Поскольку оператор задержки не усиливает сигнал в \mathcal{L}_∞ -норме ($\|\Delta_\tau\|_\infty = 1$), из ISS-оценки для \mathbf{G} непосредственно следует ISS-оценка для композиции $\mathbf{G} \circ \Delta_\tau$ относительно исходного входа $\widehat{\mathbf{w}}$. Таким образом, ограниченные задержки в данном случае не нарушают ISS-устойчивость.

5. Сравнение централизованной, децентрализованной и гибридной структур

Для экспериментальной проверки структур взаимодействия, схемы которых показаны на рисунке 2, была создана в MATLAB/Simulink модель

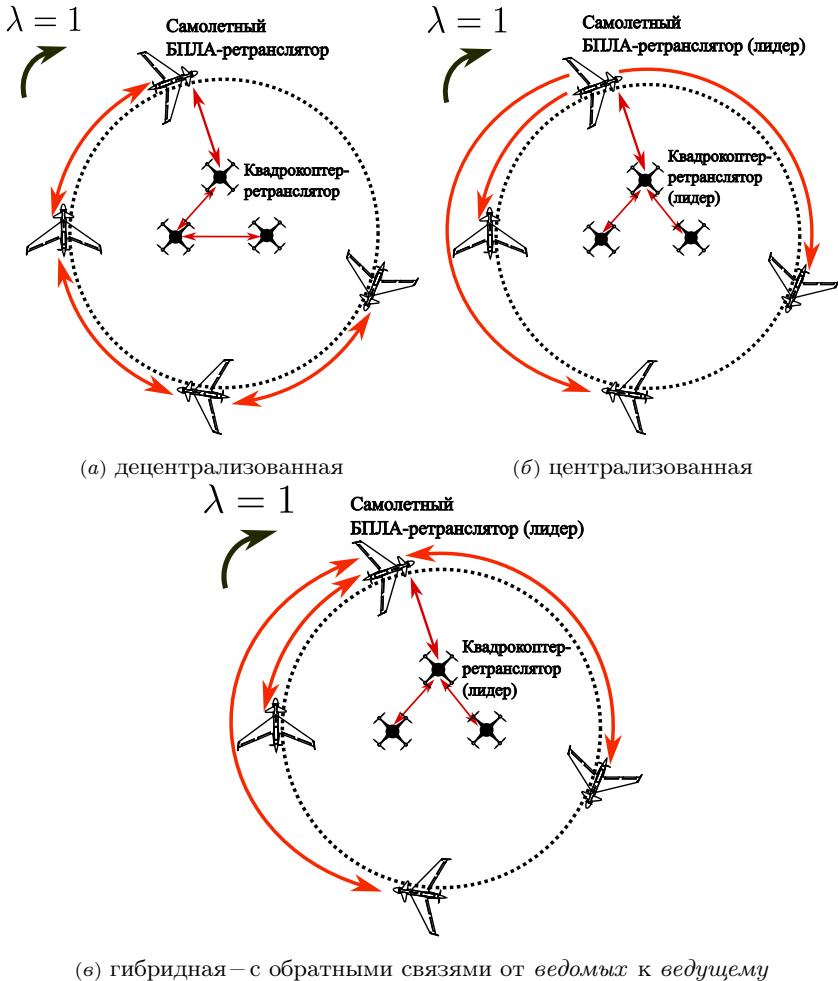


Рисунок 2. Структуры взаимодействия в гетерогенной группе гетерогенной группы БПЛА, фрагменты которой показаны на рисунках 3 и 4, а используемые параметры моделирования полета – в таблице 2.

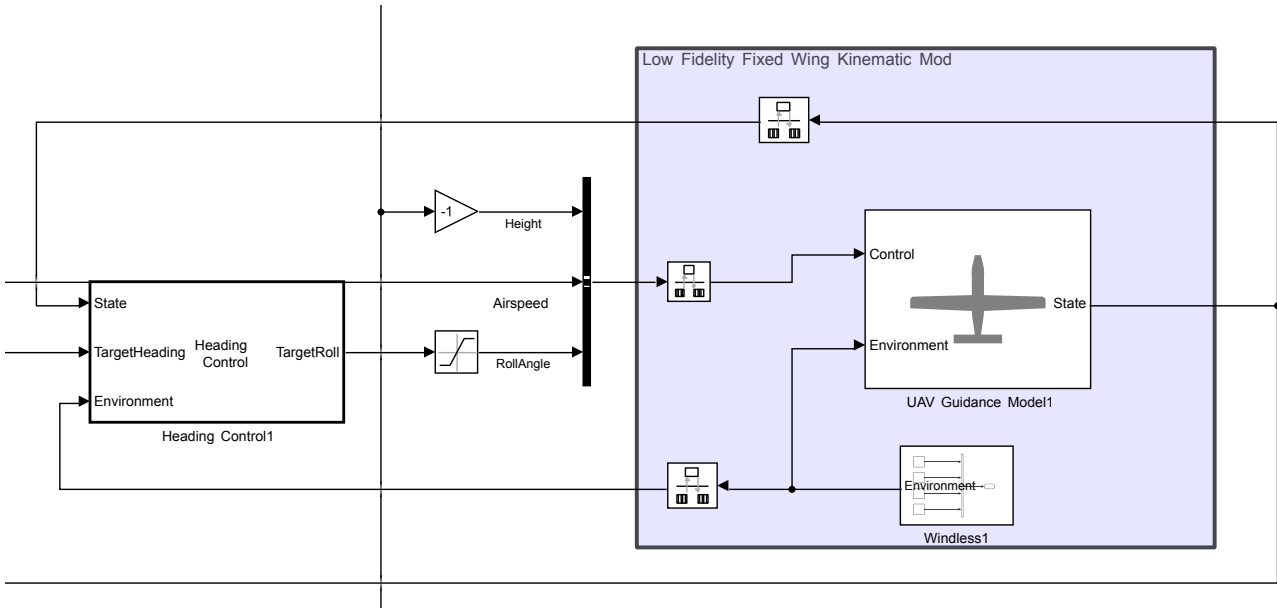


Рисунок 3. Фрагмент структурной модели в MATLAB/Simulink, описывающий конкретный БПЛА самолетного типа

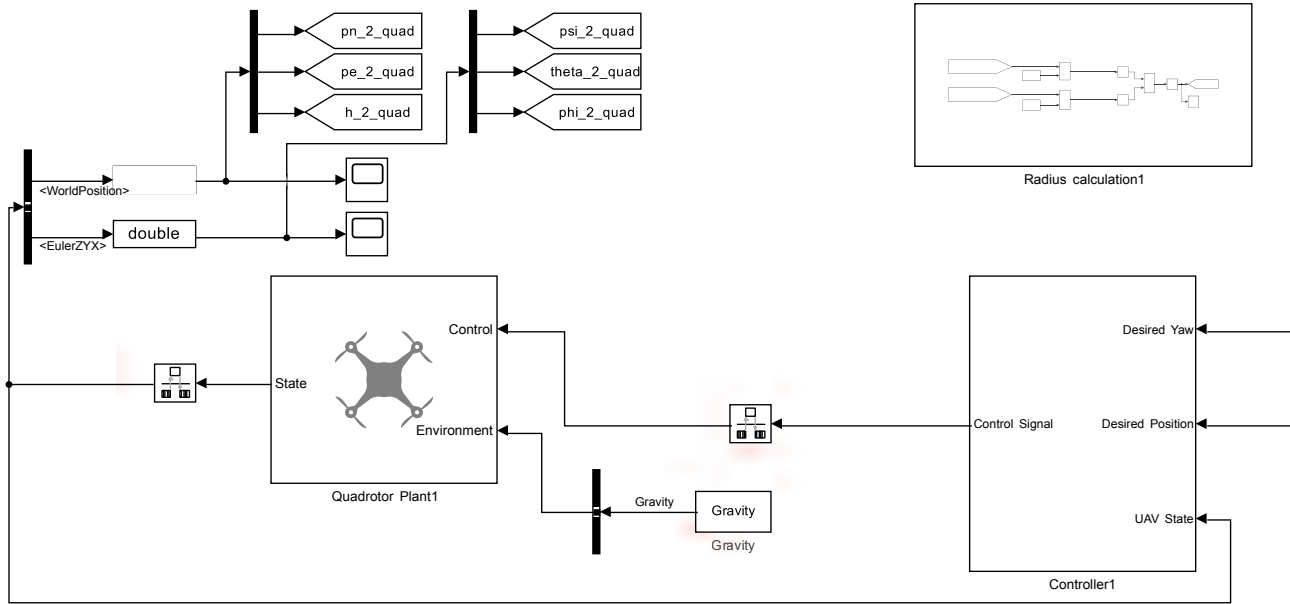


Рисунок 4. Часть структурной модели в MATLAB/Simulink, описывающая конкретный мультироторный БПЛА

ТАБЛИЦА 2. Параметры моделирования

Параметр	Значение
Начальные положения БПЛА самолетного типа, [м]	$\mathbf{x}_1^0 = [190 \ 920 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_2^0 = [255 \ 250 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_3^0 = [720 \ 145 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_4^0 = [920 \ 770 \ 100]^T$
Начальные положения квадрокоптеров, [м]	$\mathbf{x}_{1Q}^0 = [430 \ 450 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_{2Q}^0 = [420 \ 440 \ 100]^T$, $\mathbf{x}_{3Q}^0 = [410 \ 430 \ 100]^T$
Вектор начальных курсовых углов БПЛА самолетного типа, [рад]	$\chi^0 = [0 \ 0 \ 0]^T$
Вектор начальных скоростей БПЛА самолетного типа, [м/с]	$\mathbf{v}^0 = [13 \ 13 \ 13 \ 13]^T$
Финальная крейсерская скорость формации БПЛА самолетного типа, [м/с]	$v = 13$
Радиус круговой путевой линии, [м]	$\rho = 200$
Коэффициенты усиления	$k_\theta = 10, \quad k_o = 0.02$
Вектор желаемых углов сдвига фаз между БПЛА самолетного типа, [рад]	$\mathbf{P}_{\theta d} = \begin{bmatrix} \frac{3\pi}{2} & \frac{13\pi}{9} & \frac{29\pi}{18} \end{bmatrix}^T$
Задаваемый угол смещения фазового угла вращения для подгруппы квадрокоптеров, [рад]	$\Delta\varphi^R = \frac{\pi}{6}$
Задаваемое смещение по радиусу вращения между квадрокоптерами, [м]	$(\Delta_{12}, \Delta_{13}, \Delta_{32}) = (20, 35, 15)$
Задаваемое смещение по радиусу вращения между БПЛА-ретрансляторами, [м]	$\Delta_{fw,1} = 150$
Масса квадрокоптера, [кг]	$m = 0.1$
Ускорение свободного падения, [м/с ²]	$g = 9.81$
Коэффициенты усиления в контурах управления БПЛА самолетного типа	$k_h = k_{D\varphi} = 3.9, \quad k_\gamma = 39,$ $k_{v_a} = 1, \quad k_\chi = 0.39, \quad k_{P_\varphi} = 5.9414,$
Коэффициенты усиления в контурах управления квадрокоптером	$K_{P_\varphi} = K_{P_\theta} = 3402.97, \quad K_{P_\psi} = 1950$ $K_{D_\varphi} = K_{D_\theta} = 116.67, \quad K_{P_F} = 3900$
Минимальное и максимальное значение угла крена БПЛА самолетного типа, [рад]	$\varphi^{\min} = -\frac{\pi}{9}, \quad \varphi^{\max} = \frac{\pi}{9}$

В процессе моделирования вычисляются следующие метрики, которые служат для оценки эффективности работы алгоритмов управления.

Интегральная квадратичная путевая ошибка (рассогласование) I^{path} :

$$I^{path} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^4 \left(e_i^{path} \right)^2 dt,$$

где t_0 – момент времени начала моделирования; T – момент времени завершения моделирования; e_i^{path} – путевая ошибка (рассогласование) i -го БПЛА (расстояние до заданной путевой линии).

Интегральная квадратичная угловая ошибка (рассогласование) I^{angle} :

$$I^{angle} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{angle} \right)^2 dt,$$

где e_i^{angle} – угловая ошибка (рассогласование) i -го БПЛА (разница между желаемым и текущим углами сдвига фаз). Интегральное квадратичное управляющее воздействие по курсовому углу $I^{angleEffort}$ (затраты на управление по курсовому углу):

$$I^{angleEffort} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^4 (\chi - \chi^c)^2 dt.$$

Интегральное квадратичное управляющее воздействие по скорости $I^{speedEffort}$ (затраты на управление по скорости):

$$I^{speedEffort} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^4 (v_a - v_a^c)^2 dt.$$

Интегральные квадратичные координатные ошибки (рассогласования) для подгруппы квадрокоптеров по осям x_e, y_e, z_e соответственно:

$$I^{Qx} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{Qx} \right)^2 dt$$

$$I^{Qy} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{Qy} \right)^2 dt$$

$$I^{Qz} = \int_{t_0}^T \sum_{i=1}^3 \left(e_i^{Qz} \right)^2 dt.$$

Достаточно важным фактором работы и централизованных, и децентрализованных алгоритмов управления являются временные задержки [28]. В работе [29] для реализации обмена данными в круговой формации реальных БПЛА самолетного типа были использованы 900 МГц RF-модемы. Для такого типа модемов задержка обычно находится в диапазоне 10–100 мс. Эта задержка включает время на кодирование/

декодирование сигнала, передачу по радиоканалу и обработку данных. В работе [29] экспериментально было получено время задержки менее 30 мс. Поэтому данное время при моделировании было выбрано равным 30 мс, а время моделирования – равным 180 с. Задержка была введена в модели Simulink в каналы связи между БПЛА-ретранслятором самолетного типа и квадрокоптером-ретранслятором, а также между бортами в подгруппах.

6. Обсуждение результатов моделирования

6.1. Основные результаты

Централизованная структура взаимодействия по сравнению с децентрализованной приводит к значительно большей интегральной квадратичной угловой ошибке (35.7-39%). При наличии задержки в каналах взаимодействия для децентрализованной структуры происходит рост этой метрики на 2.8%, а при централизованной структуре – на 5.2%. Этот факт свидетельствует о меньшей чувствительности децентрализованных алгоритмов управления к наличию временных задержек.

Интегральная квадратичная путевая ошибка на 7.4% больше для централизованной структуры взаимодействия. Она не растет при введении временных задержек, что объясняется отсутствием учета взаимодействия между бортами в законе управления выхода на круговую путевую линию.

Затраты на управление по скорости существенно выше для децентрализованной структуры – главным образом объясняется тем, что БПЛА-ведущий не участвует в построении формации в случае централизованной структуры, то есть его скорость полета остается постоянной. Затраты на управление по курсовому углу незначительно выше для централизованной структуры, что обусловлено независимостью законов управления по выходу на путевую линию от взаимодействия между бортами.

Существенный рост затрат на управление в случае введения временных задержек определяется повышением колебательности переходных процессов в этом контуре управления. Снижение колебательности может быть достигнуто через уменьшение коэффициента усиления k_{θ} .

В таблице 3 сведены результаты моделирования. Окончательные траектории гетерогенной группы при различных структурах управления показаны на рисунках 5–7, а угловые рассогласования в подгруппе БПЛА самолетного типа и координатные рассогласования квадрокоптеров – на рисунках 8–10.

ТАБЛИЦА 3. Результаты моделирования

Задержка	Интегральная квадратичная ошибка					Затраты на управление (интегральное квадратичное управляющее воздействие)	
	путевая I^{path} , км	угловая I^{angle} , градусы	координатная квадрокоптеров I^{Qx} , км I^{Qy} , км I^{Qz} , мкм			по курсовому углу $I^{\text{angleEffort}}$, рад/с	по скорости $I^{\text{speedEffort}}$, м/с ²
Децентрализованная структура							
0 мс	3421	184900	467.5	81.4	0.043	60.18	141.9
30 мс	3422	190100	467.9	81.7	0.048	60.19	256.6
Централизованная структура							
0 мс	3674	251000	294.6	137.3	0.036	62.46	81.5
30 мс	3675	264200	294.7	137.6	0.037	62.48	88.5
Гибридная структура							
0 мс	3597	114900	292.0	133.4	0.046	60.08	198.3
30 мс	3595	127900	291.6	133.8	0.049	60.09	456.4

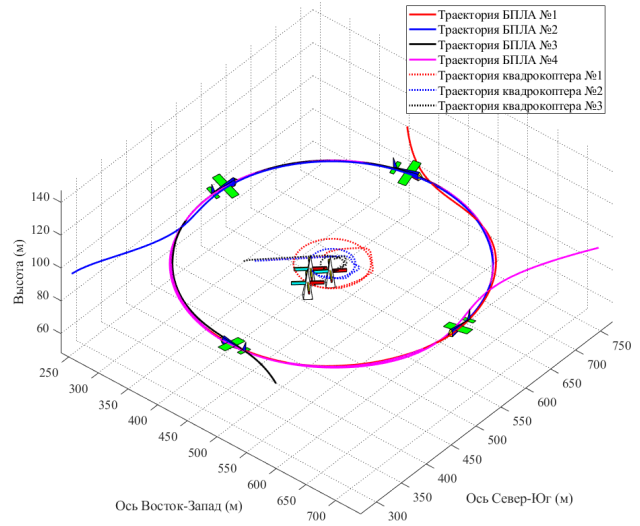
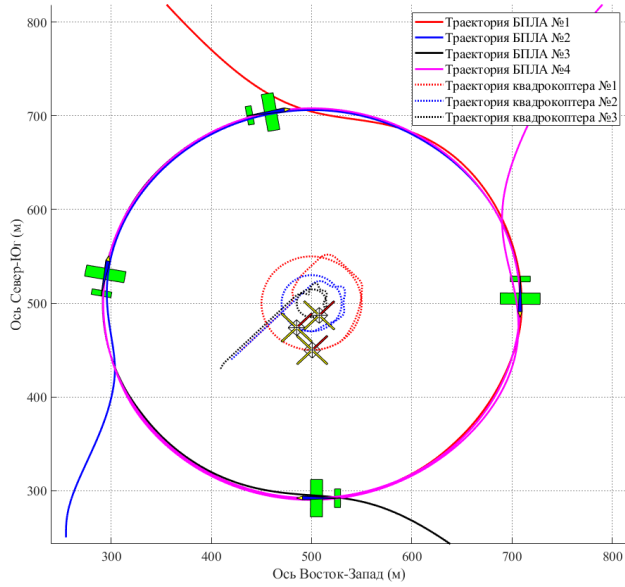


РИСУНОК 5. Окончательные траектории группы с децентрализованной структурой

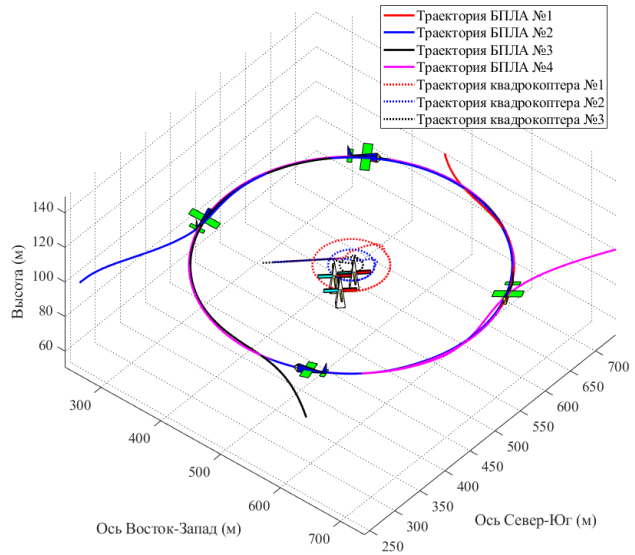
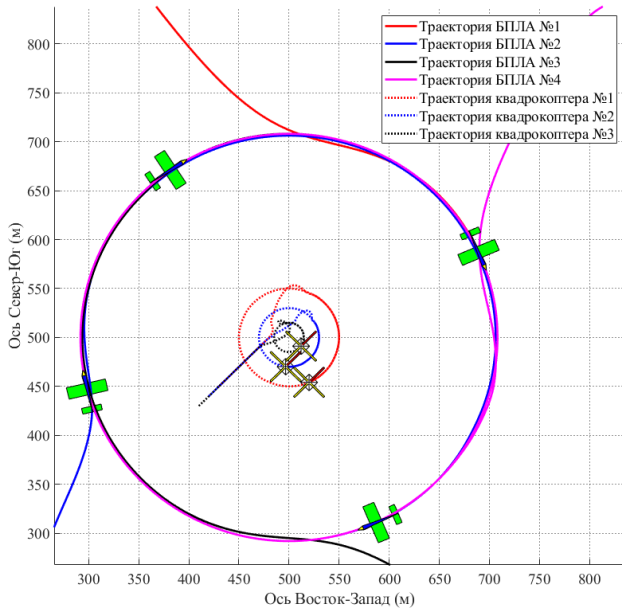


Рисунок 6. Окончательные траектории группы с централизованной структурой

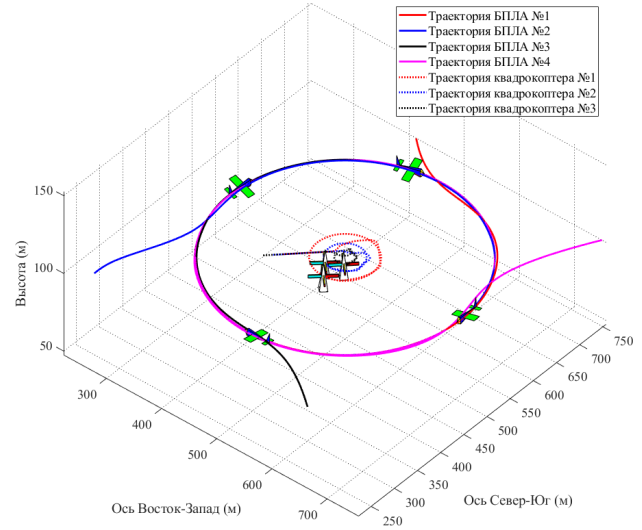
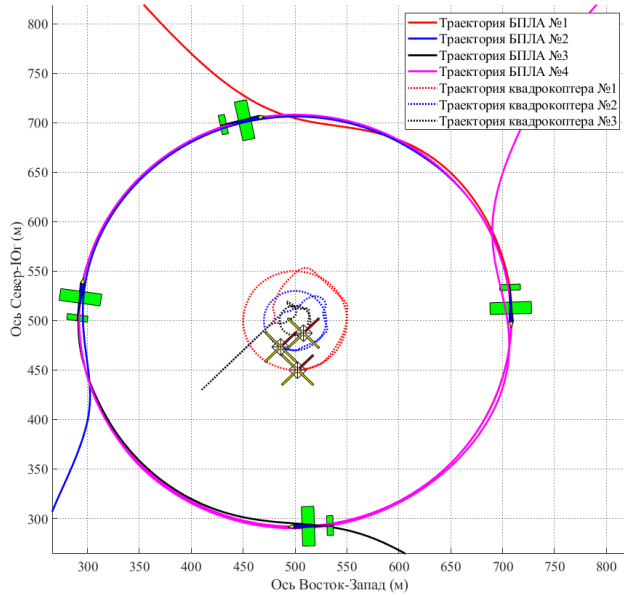
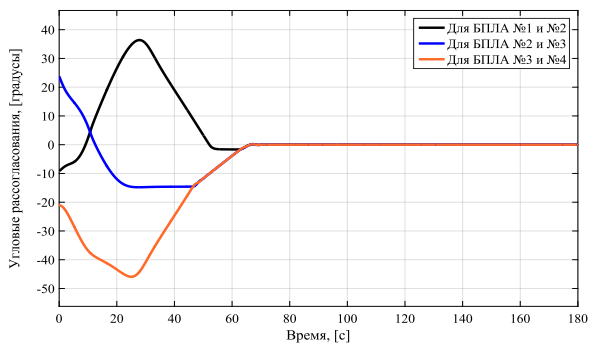
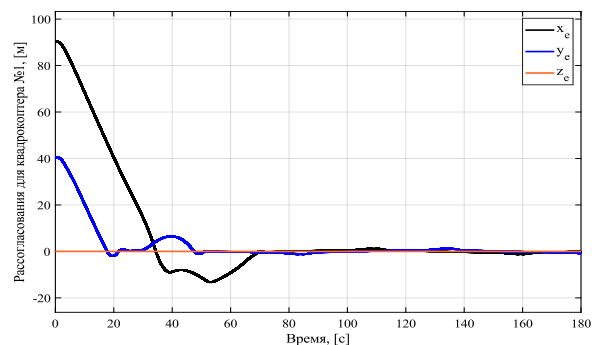


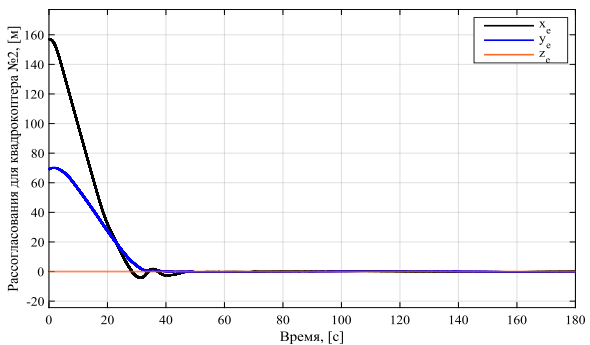
Рисунок 7. Окончательные траектории группы с гибридной структурой



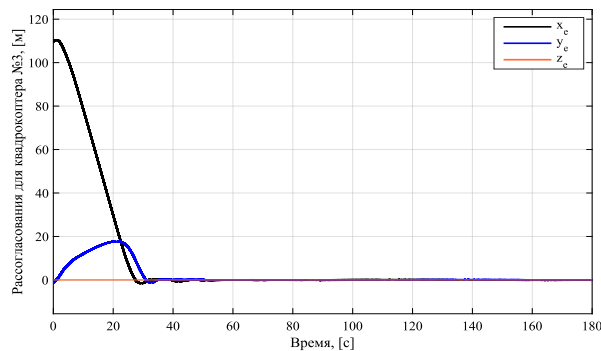
(а) Угловые в подгруппе БПЛА самолетного типа



(б) Координатные для первого квадрокоптера

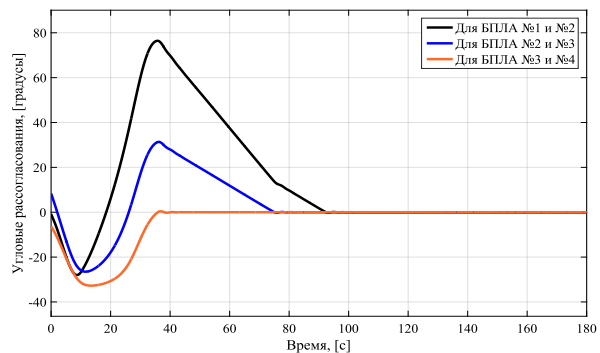


(в) Координатные для второго квадрокоптера

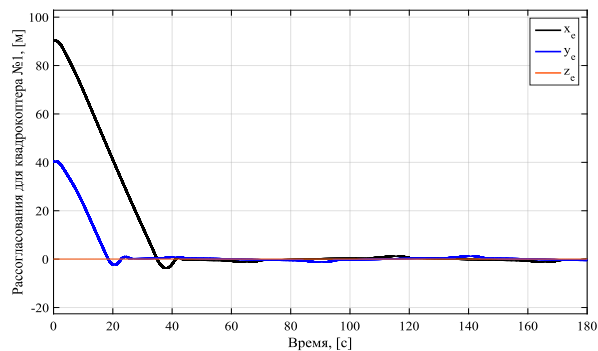


(г) Координатные для третьего квадрокоптера

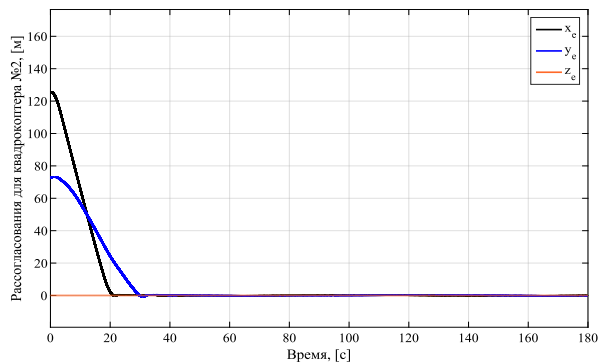
РИСУНОК 8. Рассогласования в случае децентрализованной структуры



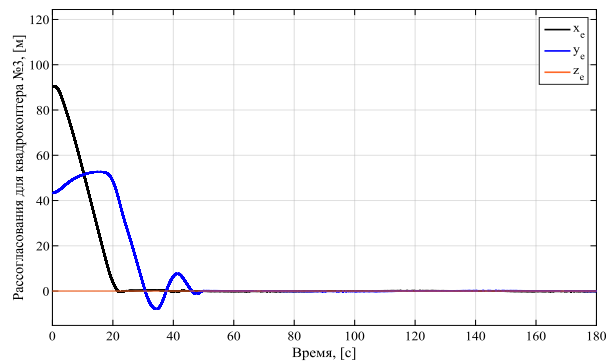
(а) Угловые в подгруппе БПЛА самолетного типа



(б) Координатные для первого квадрокоптера

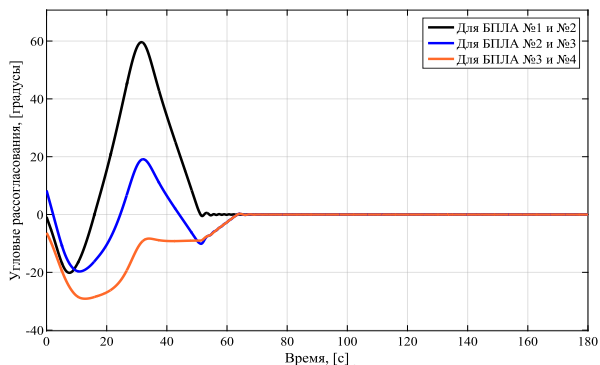


(в) Координатные для второго квадрокоптера

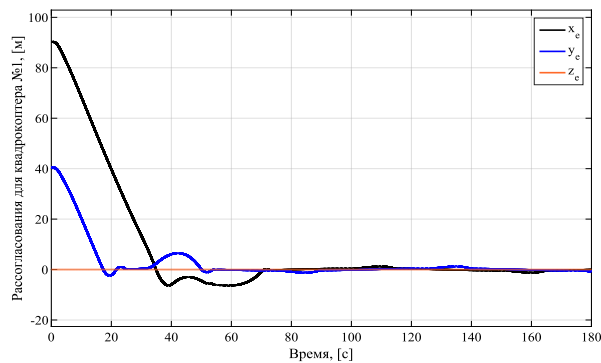


(г) Координатные для третьего квадрокоптера

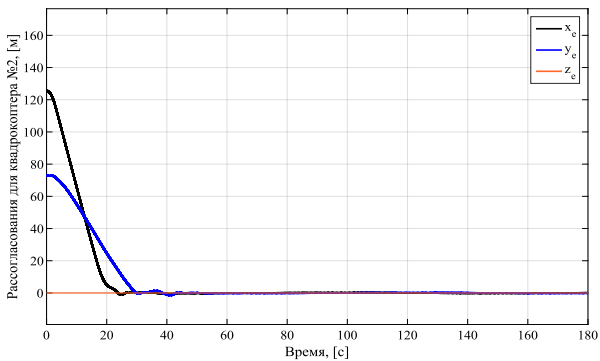
Рисунок 9. Рассогласования в случае централизованной структуры



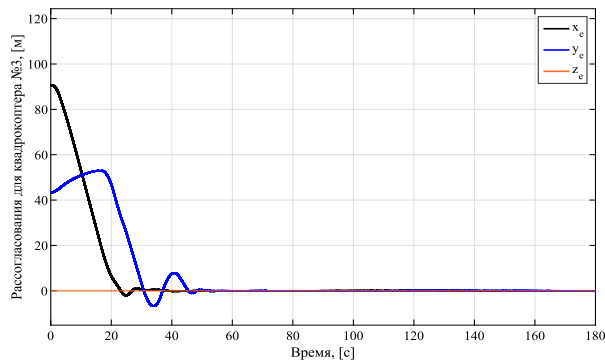
(а) Угловые в подгруппе БПЛА самолетного типа



(б) Координатные для первого квадрокоптера



(в) Координатные для второго квадрокоптера



(г) Координатные для третьего квадрокоптера

Рисунок 10. Рассогласования в случае гибридной структуры

Интегральные квадратичные координатные ошибки для подгруппы квадрокоптеров практически не меняются при введении временных задержек, что обосновано значительно более низкой динамикой их движения и значительно более высокой маневренностью.

При этом можно заметить, что по оси x_e данная метрика ощутимо выше ($\approx 59\%$) для децентрализованной структуры. Такое отличие обусловлено тем, что в случае децентрализованного взаимодействия БПЛА-ведущий самолетного типа участвует в построении формации и в значительной мере меняет скорость своего движения. Поэтому квадрокоптер-ретранслятор, подстраивающийся под этот борт, также вынужден в большей мере варьировать свою траекторию движения. В итоге остальные квадрокоптеры в подгруппе подстраиваются под квадрокоптер-ретранслятор и его переменчивое движение.

Однако, как можно заметить, интегральная квадратичная координатная ошибка по оси y_e существенно выше ($\approx 69\%$) уже для централизованной структуры. Понять причину такого отличия можно из графиков – основной вклад в эту метрику вносит третий квадрокоптер, движение которого обладает значительной колебательностью. Заметим, что данный третий БПЛА был наиболее удален от борта-ведущего.

В централизованной структуре третий квадрокоптер ориентируется по квадрокоптеру-ведущему, который не участвует в построении формации. В децентрализованной структуре третий борт ориентируется по второму, который в свою очередь взаимодействует с первым (*ведущим*) и третьим. Квадрокоптер-ведущий также вносит свой вклад в построение формации. В результате, из-за наличия обратной связи от *ведущего* и второго квадрокоптера, траектория движения третьего БПЛА становится плавной с быстрым выходом в требуемые координаты. Интегральная квадратичная координатная ошибка по оси z_e незначительна из-за того, что построение формации происходит в проекции на горизонтальную плоскость, поэтому высота полета сохраняется близкой к заданному значению.

Гибридная структура показывает наименьшее значение интегральной квадратичной угловой ошибки из трех выбранных вариантов структур. Однако наряду с этим сильно растут затраты на управление по скорости, особенно при введении временных задержек. Такой рост связан со значительным увеличением колебательности в контурах управления скоростью полета. Отметим также, что для гибридной структуры интегральная квадратичная путевая ошибка выше примерно на 5% по сравнению с децентрализованной структурой, что говорит о незначительном снижении скорости выхода на заданную путевую линию.

Что касается интегральных квадратичных координатных ошибок для подгруппы квадрокоптеров, то для гибридной структуры значения этой метрики сопоставимы с вариантом централизованной структуры по осям x_e (меньше примерно на 1%) и y_e (меньше примерно на 3%). Графики координатных ошибок существенно схожи с централизованным вариантом для второго и третьего квадрокоптеров (некоторые отличия в графиков все же есть). Графики для первого квадрокоптера ближе к графикам первого квадрокоптера в случае децентрализованной структуры, однако рассогласования все же значительно меньше для гибридного варианта. Такой характер графиков объясняется тем, что в случае гибридной структуры квадрокоптер-ретранслятор (*ведущий*) отслеживает угловое положение БПЛА-ретранслятора самолетного типа, который в свою очередь участвует в построении формации в своей подгруппе.

6.2. Анализ энергопотребления на основе имеющихся результатов моделирования и проверки устойчивости

Энергопотребление БПЛА напрямую связано с характером их движения: резкие изменения скорости, частые маневры и колебания траектории приводят к повышенным энергозатратам. В контексте данной работы ключевыми индикаторами, позволяющими косвенно оценить энергоэффективность, являются:

- Интегральные затраты на управление скоростью ($I_{speedEffort}$) – эта метрика отражает, насколько активно система управления изменяла скорость БПЛА относительно заданной. Для БПЛА самолетного типа потребляемая мощность в установившемся режиме приблизительно пропорциональна кубу скорости. Поэтому даже незначительные, но частые отклонения скорости от оптимального крейсерского значения могут существенно увеличивать энергопотребление всей группы.
- Интегральные затраты на управление курсом ($I_{angleEffort}$) – характеризует активность маневров по крену и курсу. Выполнение маневров требует создания дополнительной подъемной силы и преодоления возросшего лобового сопротивления, что также ведет к росту энергозатрат.
- Характер траекторий и ошибок координат – «неровные», колеблющиеся траектории, особенно для мультикоптеров, свидетельствуют о постоянных разгонах и торможениях. Для мультикоптера энергозатраты на такое движение значительно выше, чем на плавное перемещение или зависание.

Децентрализованная структура демонстрирует меньшие значения интегральной угловой ошибки (рассогласования) (I^{angle}) по сравнению с централизованной структурой, что говорит о быстром и точном построении формации с приемлемыми по длительности маневрами. Хотя затраты на управление по скорости ($I^{speedEffort}$) у этой структуры выше, чем у централизованной структуры без задержек, при введении задержки в 30 мс рост этого показателя не столь значителен, как у гибридной структуры. Это указывает на робастность и стабильность децентрализованного управления. Плавные траектории мультикоптеров с малыми колебаниями также свидетельствуют об энергоэффективном движении данной подгруппы. Можно сделать вывод, что децентрализованная структура обеспечивает наиболее сбалансированное и предсказуемое энергопотребление, особенно в условиях несовершенства каналов связи.

Централизованная структура имеет наибольшую угловую ошибку (рассогласование), что подразумевает более длительный и энергозатратный процесс построения формации. Вместе с тем затраты на управление скоростью у этой структуры заметно ниже в отсутствие задержек, так как *ведущий* не участвует в построении формации и летит с постоянной скоростью. Однако такое преимущество снижается при введении задержки: $I^{speedEffort}$ растет на 8.5%. Более того, для подгруппы мультикоптеров наблюдается выраженная колебательность траектории третьего БПЛА (рисунок 9г), что указывает на высокие энергозатраты данного квадрокоптера. Таким образом, централизованная структура может оказаться менее энергоэффективной в реальных условиях из-за возникновения траекторных колебаний у *ведомых* бортов.

Гибридная структура показывает наилучший результат по точности построения угловой формации (минимальное значение I^{angle}), что может соответствовать эффективному с энергетической точки зрения процессу выхода в заданный строй. Однако ключевым недостатком является крайне высокая чувствительность контура управления скоростью к задержкам: при введении задержки в 30 мс метрика $I^{speedEffort}$ возрастает в 2.3 раза (со 198.3 до 456.4). Столь значительные колебания скорости требуют от БПЛА самолетного типа постоянных режимов разгона и торможения, что, согласно кубической зависимости мощности от скорости, приводит к значительному росту энергопотребления этой подгруппы. С энергетической точки зрения гибридная структура в условиях реальных задержек связи представляется наименее эффективной.

На основе косвенных метрик, представленных в работе, можно утверждать, что децентрализованная структура взаимодействия обладает наибольшим потенциалом энергоэффективности для одновременных

автономных миссий гетерогенного роя. Преимущества данной структуры в виде малой чувствительности к задержкам связи, плавности траекторий и отсутствия значительного роста управляющих усилий делают потребление энергии более предсказуемым по сравнению с централизованным и, особенно, гибридным подходами. Этот качественный вывод хорошо согласуется с общими преимуществами децентрализованных систем, отмеченными в статье, и добавляет важный практический аспект их сравнения с другими решениями.

Выводы

В статье представлен предварительный анализ структур взаимодействия в гетерогенной (разнородной) группе БПЛА в отличие от предыдущих работ [24, 25], где изучались однородные системы. Для предложенной разнородной группы БПЛА проведен анализ устойчивости системы по входу-состоянию (Input-to-State Stability – ISS), установивший сохранение данного типа устойчивости. По результатам моделирования было выявлено, что, несмотря на более высокую структурную сложность, децентрализованное управление имеет ряд преимуществ:













- более высокую точность и скорость выхода в заданную формацию;
- меньшая чувствительность к задержкам в каналах связи;
- меньшая склонность бортов, более удаленных от БПЛА-ретранслятора (*ведущего*), к возникновению траекторных колебаний со значительной амплитудой.

Гибридная структура имеет как преимущества, так и недостатки:








- наименьшее значение интегральной квадратичной угловой ошибки (рассогласования), что указывает на более высокую скорость и точность построения формации по угловым положениям;
- некоторое снижение скорости и точности выхода группы на заданную путевую линию по сравнению с децентрализованной структурой;
- крайне высокая чувствительность контура группового управления скоростью полета к задержкам в каналах связи.

Отметим, что выбор именно децентрализованной структуры обуславливается также измерительным оборудованием, используемым для реализации полета группы. Здесь имеет значение, какие параметры относительного положения бортов применяются в законах управления. Данное исследование содержит ограничение: моделирование строится на одном наборе начальных условий, однако проведенный перед этим анализ устойчивости обосновывает такой выбор.

Список использованных источников

- [1] Кутахов В. П., Мещеряков Р. В. *Управление групповым поведением беспилотных летательных аппаратов: постановка задачи применения технологий искусственного интеллекта* // Проблемы управления.– 2022.– № 1.– С. 67–74.  [↑44](#)
- [2] Фролов О. В., Сафин Р. Н., Цой Т. Г., Мартинез-Гарсия Э. А., Магид Е. А. *Управление роем беспилотных летательных аппаратов для мониторинга открытой местности при поисково-спасательных операциях* // Ученые записки Казанского университета. Серия Физико-математические науки.– 2025.– Т. 167.– № 4.– С. 786–805 (на англ.).  [↑44](#)
- [3] Гейс Э. А., Морозов О. О., Козырь А. В., Ефромеев А. Г. *Методика синтеза регулятора мультикоптера, функционирующего в качестве агента роевой системы по методу квазитеплового движения* // Мехатроника, автоматизация, управление.– 2024.– Т. 25.– № 1.– С. 43–52.  [↑44](#)
- [4] Бойко А. М., Гиргидов Р. А. *Ключевые особенности алгоритмов формирования роя автономных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в условиях отсутствия ГНСС и устойчивой радиосвязи* // Робототехника и техническая кибернетика.– 2022.– Т. 10.– № 1.– С. 25–31.  [↑44](#)
- [5] Саенко И. Б., Митяков Е. С., Лаута О. С., Соколов А. П. *Алгоритм роевого управления БПЛА с элементами кластерного анализа* // Информация и космос.– 2024.– № 4.– С. 68–75.  [↑44](#)
- [6] Abaunza N., Castillo P., Drakunov S. V. *Quadrotor fleet autonomous navigation: fusing virtual points control and nonlinear potential fields* // IEEE Trans. Control Syst. Technol.– 2025.– Т. 33.– № 3.– С. 903–914.  [↑44](#)
- [7] Bui D.-N., Phung M. D. *Radial basis function neural networks for formation control of unmanned aerial vehicles* // Robotica.– 2024.– Т. 42.– № 6.– С. 1842–1860.  [↑44](#)
- [8] Riboldi C. E. D., Tomasoni M. *Formation flight of fixed-wing UAVs: dynamic modeling, guidance design, and testing in realistic scenarios* // Aerospace.– 2025.– Т. 12.– № 3.– ид. 260.– 49 с.  [↑44](#)
- [9] Серов В. А., Трубиенко О. В. *Гибридная модель формирования коалиций в сетевых системах группового управления* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение.– 2025.– № 1(150).– С. 137–161.  [↑44](#)
- [10] Xu X., Xie Ch., Ma L., Yang L., Zhang T. *Multi-objective evolutionary algorithm with two balancing mechanisms for heterogeneous UAV swarm path planning* // Appl. Soft Comput.– 2025.– Т. 173.– ид. 112927.  [↑44](#)
- [11] Ghaderi F., Toloei A., Ghasemi R. *NMPC formation control for heterogeneous multi-air vehicles with obstacle avoidance and connectivity maintenance* // Intell. Serv. Robot.– 2025.– Т. 18.– № 1.– С. 27–41.  [↑44](#)
- [12] Caballero A., Roman-Escorza F. J., Maza I., Ollero A. *Multi-UAV approach for fast inspection of overhead power lines: from route planning to field operation* // J. Intell. Robot. Syst.– 2025.– Т. 111.– № 2.– ид. 67.– 21 с.  [↑44](#)

- [13] Saffre F., Karvonen H., Hildmann H. *The why and how of polymorphic artificial autonomous swarms* // Drones.– 2025.– Т. 9.– № 1.– С. 53. doi ↑44, 46, 47
- [14] Абросимов В. К., Михайлова Е. С. *Классификация прецедентов группового управления* // Информационно-управляющие системы.– 2025.– № 2(135).– С. 27–36. doi URL ↑44
- [15] Пантенков Д. Г. *Оптимизация централизованного, иерархического и ведущего управлений оператором группы распределенных беспилотных летательных аппаратов* // Полет. Общероссийский научно-технический журнал.– 2022.– № 8–9.– С. 40–62. * ↑46
- [16] Mukhamediev R. I., Yakunin K., Aubakirov M., Assanov I., Kuchin Y. , Symagulov A. *Coverage path planning optimization of heterogeneous UAVs group for precision agriculture* // IEEE Access.– 2023.– Т. 11.– С. 5789–5803. doi ↑46
- [17] Подвесовский А. Г., Филонов А. А., Венец В. И., Настас Г. Н., Захарова А. А. *Модель принятия решений для задачи реконфигурации гетерогенной группы взаимодействующих объектов киберфизической системы* // Управление большими системами.– 2025.– № 113.– С. 346–379. URL doi ↑46
- [18] Петренко В. И., Тебуева Ф. Б., Антонов В. О., Сакольчик А. В. *Распределение задач в кластеризованном поле целей для гомогенных и гетерогенных групп БПЛА* // Робототехника и техническая кибернетика.– 2023.– Т. 11.– № 2.– С. 99–109. doi ↑46
- [19] Казаков Л. Н., Кубышкин Е. П., Палей Д. Э. *Построение оптимальной схемы информационного обмена системы адаптивного управления движением группы беспилотных летательных аппаратов* // Моделирование и анализ информационных систем.– 2023.– Т. 30.– № 1.– С. 16–26. doi ↑46
- [20] Пшихопов В. X., Медведев М. Ю. *Сравнительный анализ централизованного и децентрализованного алгоритмов движения строем БЛА мультикоптерного типа* // Известия ЮФУ. Технические науки.– 2022.– № 1(225).– С. 121–139. doi ↑46
- [21] Фомичев А. А., Сидоров А. А. *Самоорганизующийся и самоуправляемый рой БПЛА и способ контроля территории на наличие установленного события посредством такого роя*, Патент № 2805431 С1 Российская Федерация, МПК G08G 5/00, G05D 1/10, B64C 39/00. № 2022135382 : заявл. 30.12.2022 : опубл. 16.10.2023.– 2023.– 12 с. URL ↑46, 47, 48, 49
- [22] Beard R. W., McLain T. W. *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice.*– Princeton and Oxford: Princeton University Press.– 2012.– ISBN 978-0-691-14921-9.– 320 с. ↑51
- [23] Mellinger D., Michael N., Kumar V. *Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors* // Int. J. Rob. Res.– 2012.– Т. 31.– № 5.– С. 664–674. doi ↑52

- [24] Муслимов Т. З., Мунасыпов Р. А. *Децентрализованное управление круговыми формациями беспилотных летательных аппаратов на основе метода векторного поля* // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета.– 2019.– Т. **23**.– № 3(85).– С. 112–121.   ↑53, 54, 56, 59, 79
- [25] Muslimov T. Z., Munasyrov R. A. *Consensus-based cooperative circular formation control strategy for multi-UAV system* // 2019 International Russian Automation Conference (RusAutoCon) (Sochi, Russia, 08–14 September 2019).– IEEE.– 2019.– ISBN 978-1-7281-0265-8.– С. 1–8.  ↑53, 54, 56, 59, 79
- [26] Муслимов Т. З. *Методы и алгоритмы группового управления беспилотными летательными аппаратами самолетного типа* // Системная инженерия и информационные технологии.– 2024.– Т. **6**.– № 1(16).– С. 3–15.  ↑53
- [27] Khalil H. K. *Nonlinear Control*, third ed.– Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall.– 2015.– ISBN 0-13-067389-7.– 767 с.  ↑62
- [28] Александров А. Ю., Рузин С. Б. *Децентрализованные алгоритмы управления группой мобильных агентов на прямой при распределенном коммуникационном запаздывании* // Вестник Санкт-Петербургского университета. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления.– 2025.– Т. **21**.– № 1.– С. 139–150.  ↑67
- [29] Kim S., Cho H., Jung D. *Circular formation guidance of fixed-wing UAVs using mesh network* // IEEE Access.– 2022.– Т. **10**.– С. 115295–115306.  ↑67, 68

Поступила в редакцию	23.09.2025;
одобрена после рецензирования	18.03.2026;
принята к публикации	01.04.2026;
опубликована онлайн	18.04.2026.

Рекомендовал к публикации

к.т.н. В. П. Фраленко


Информация об авторе:

Foto by T. Muslimov, CC-BY-SA



Тагир Забирович Муслимов

кандидат технических наук, научный сотрудник Университета ИТМО, доцент УУНиТ. Область научных интересов: робототехника, теория управления, беспилотные летательные аппараты, роевое и групповое управление автономными роботами.

 0000-0002-9264-529X

e-mail: tagir.muslimov@gmail.com

Декларация об отсутствии личной заинтересованности: *благополучие автора не зависит от результатов исследования.*