

**III Всероссийский научно-практический семинар
«Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного
интеллекта (БТС-ИИ-2016)
(г.Иннополис, 22-23 сентября 2016 г.)**

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ТИПА КОНВЕРТОПЛАН

Яцун С.Ф., Емельянова О.В., Казарян Г.К. (teormeh@inbox.ru)

ФГОУ ВО "Юго-Западный государственный университет", г.Курск, Россия
кафедра механики, мехатроники и робототехники

Содержание презентации

- **Актуальность работы;**
- **Обзор в области летающих аппаратов с переменным вектором тяги;**
- **Описание исследуемого устройства;**
- **Предлагаемый алгоритм системы управления;**
- **Виртуальный симулятор конвертоплана с переменным вектором тяги;**
- **Моделирование процесса движения конвертоплана по заданной траектории;**
- **Заключение.**

Обзор конструкций летающих роботов с вертикальным взлетом и посадкой



Бикоптер: «Вертолеты России»



Трикоптер: Британский Features of FireFLY6

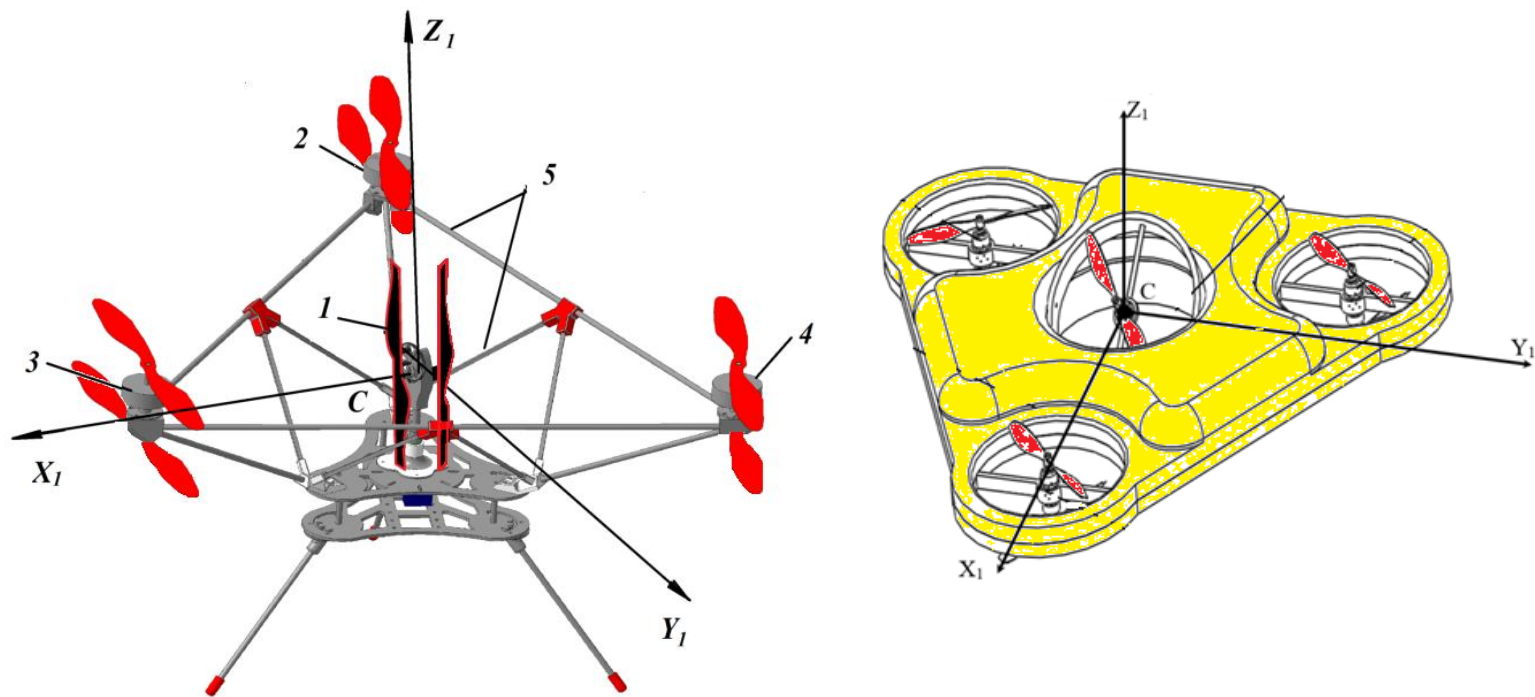


Беспилотник для Арктики: «Фрегат»
(Санкт-Петербург)



Квадрокоптер: Иранский Koker 1 VTOL drone

Описание исследуемого объекта с переменным вектором тяги типа

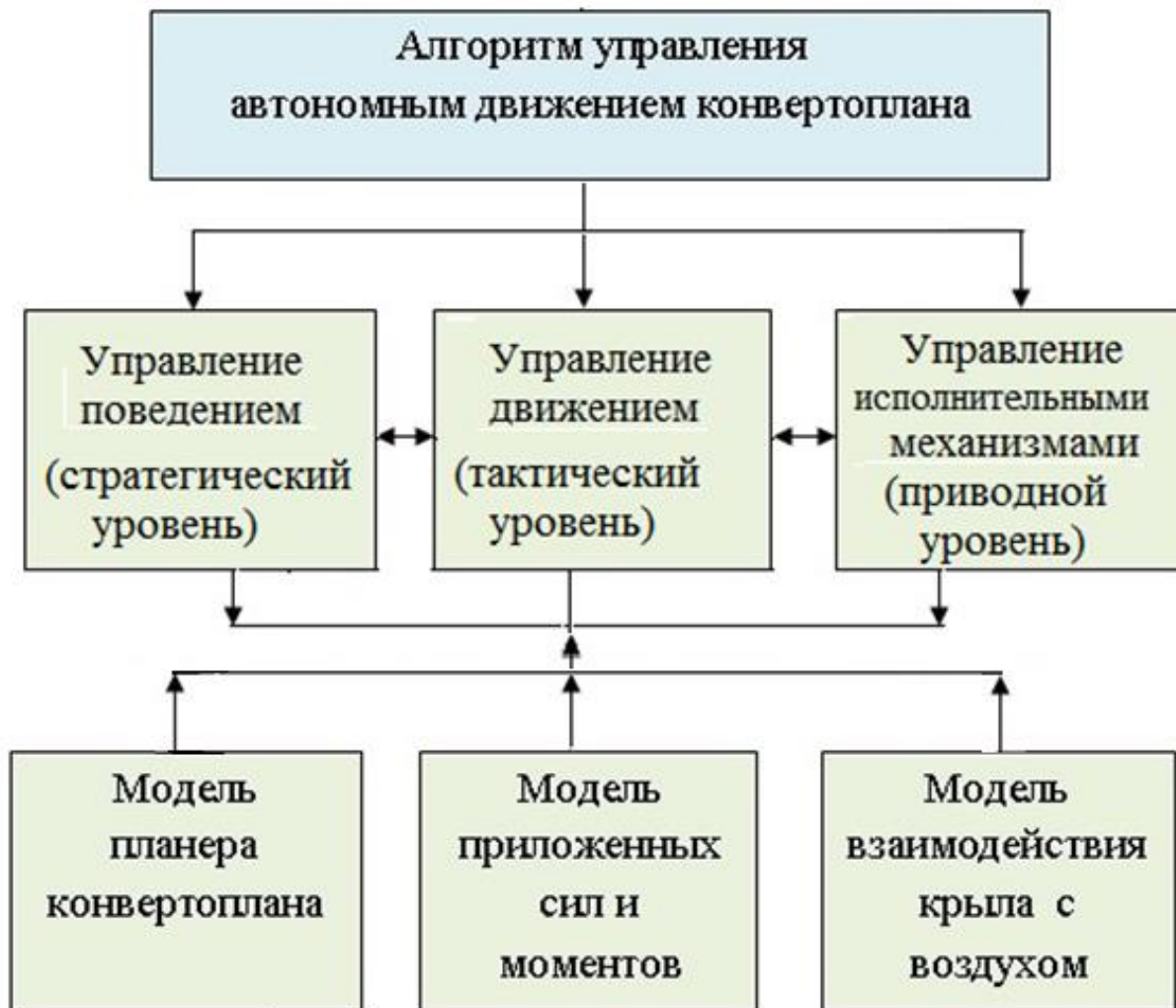


Общая схема конвертоплана с переменным вектором тяги состоит из: 2-4 - управляемые винты на основе бесколлекторных электроприводов с неизменяемыми векторами тяги; 1 – электропривод с изменяемым (относительно осей $CX_1Y_1Z_1$) вектором тяги; 5 –рама, на которой закреплены блок питания, плата бортовой системы управления и приёмник сигнала, электрически связанные с приводами вращения ВИНТОВ.

Целью исследований является совершенствование системы управления автономным полетом конвертоплана типа трикоптер с центральным переменным вектором тяги.

Для достижения поставленной цели решались следующие *задачи*: разработка интеллектуального алгоритма управления движением конвертоплана, программного комплекса и инструментальных средств проектирования на основе пространственной модели конвертоплана.

Структура алгоритма управления автономным движением конвертоплана



Типовой алгоритм тактического уровня САУ

Задаваемые величины: расстояние до цели – D ; пелинг цели – α .

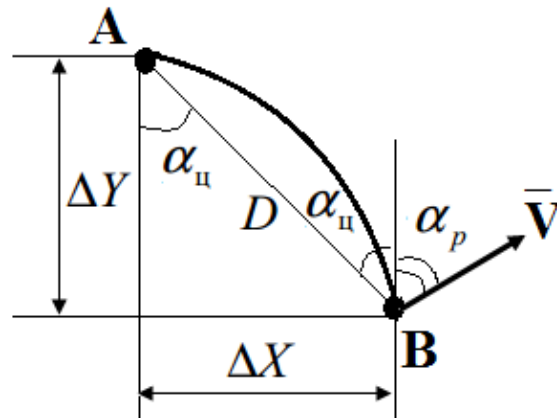
$$\Delta X = X_{ц} - X_p$$

$$\Delta Y = Y_{ц} - Y_p$$

$$D = \sqrt{\Delta X^2 + \Delta Y^2}$$

$$\alpha_{ц} = \text{atan2}(\Delta X, \Delta Y)$$

$$\alpha = \text{lead}(\alpha_{ц} - \alpha_p)$$

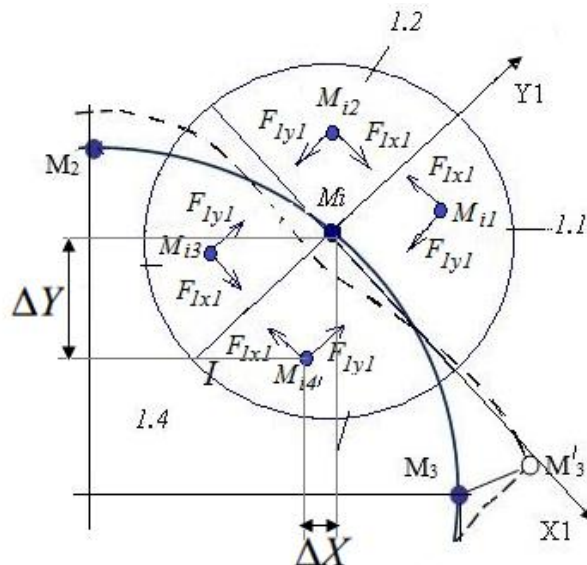


$X_{ц}, Y_{ц}; X_p, Y_p$ –

координаты целевой точки и робота;

α_p – ориентация;

Предлагаемый алгоритм тактического уровня САУ



$$F_1 = F_1(\Delta X, \Delta Y)$$

$$\Delta X_i = X_i^* - X_i$$

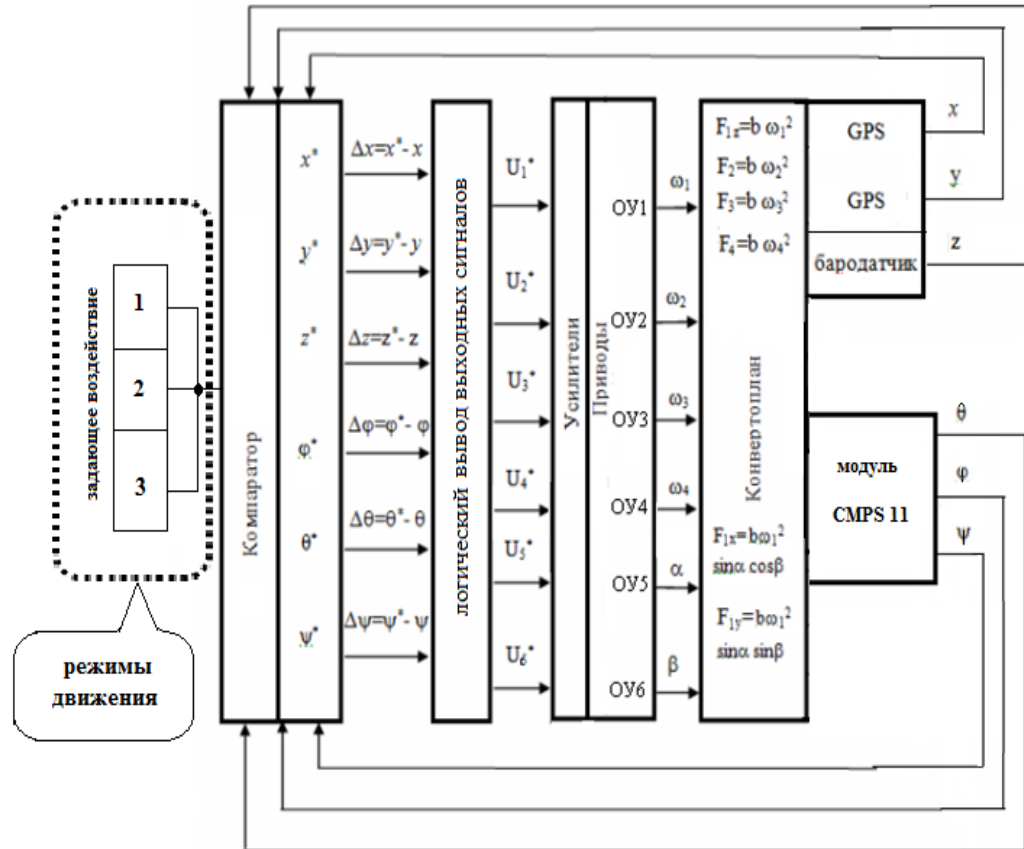
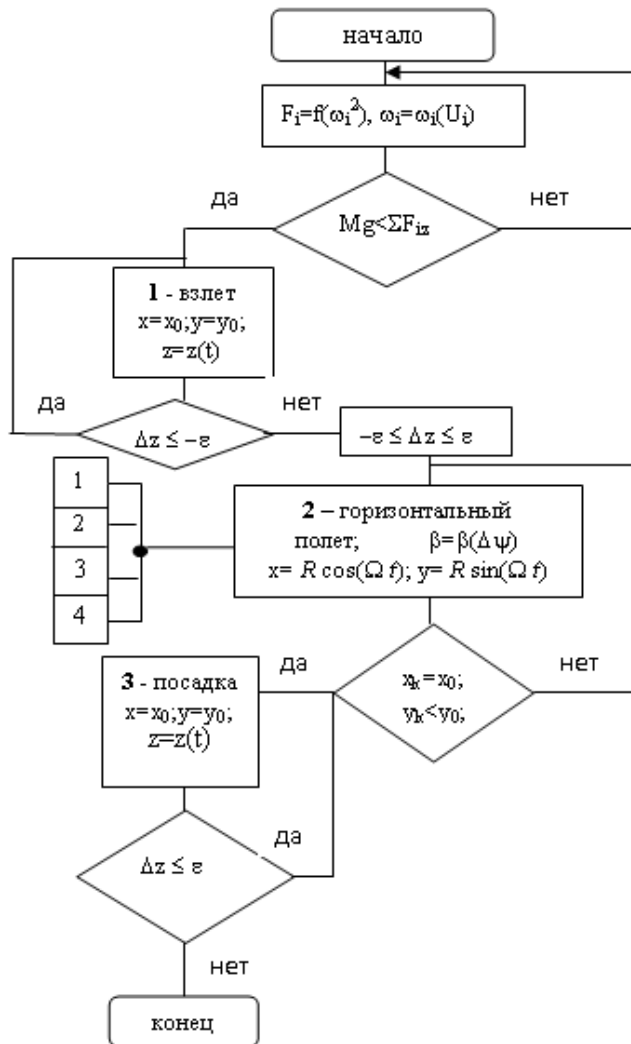
$$\Delta Y_i = Y_i^* - Y_i$$

$$F_{1X_1} = -k_1 F_{1X_1}; F_{1Y_1} = k_2 F_{1Y_1}$$

$$\text{tg} \beta = \frac{F_{1Y_1}}{F_{1X_1}}$$

$k_1, k_2 \dots k_i$ – параметры алгоритма

Схема интеллектуальной системы управления движением конвертоплана



Алгоритмические следствия режимов движения
на основе экспертной системы

Математическая модель планера конвертоплана

Кинематика

Положение центра масс роторов:

$$\vec{r}_{OA_i}^{(0)} = \vec{r}_{OC}^{(0)} + T_{10} \cdot \vec{r}_{CA_i}^{(1)}, \quad i=1, 2, 3.$$

Матрица поворота подвижной с.к. (1) относительно неподвижной (0) с.к.:

$$T_{10} = R(\psi, \theta, \varphi) = R(z, \psi) \times R(y, \theta) \times R(x, \varphi) =$$

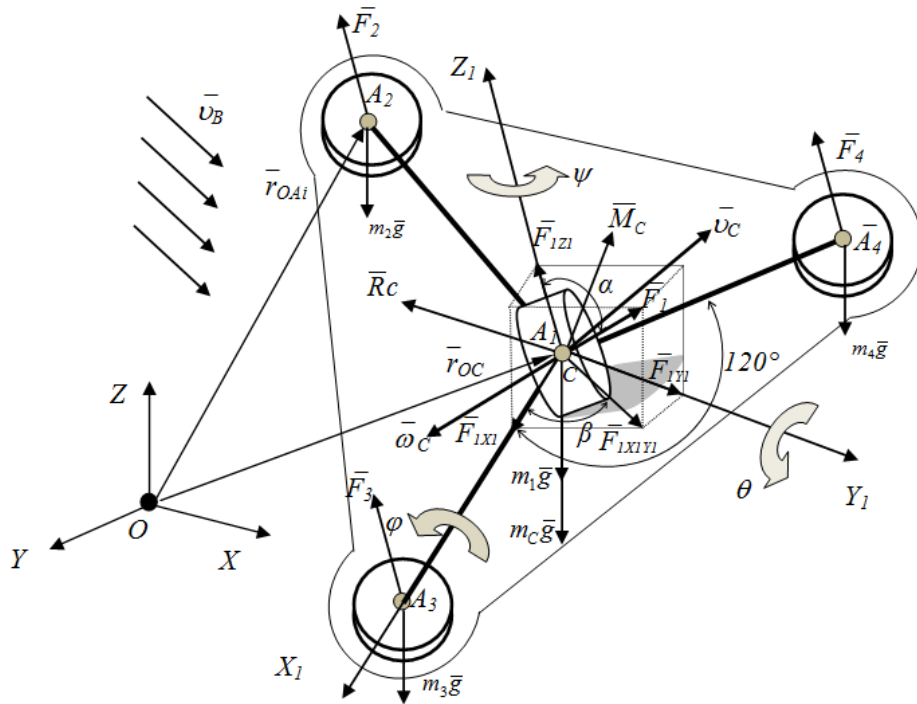
$$= \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} =$$

Векторы $\vec{r}_{CA_i}^{(1)}$ для точек A_i имеют вид:

$$\vec{r}_{CA_2}^{(1)} = \begin{bmatrix} -l \cos 60^\circ \\ -l \sin 60^\circ \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \vec{r}_{CA_3}^{(1)} = \begin{bmatrix} l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \vec{r}_{CA_4}^{(1)} = \begin{bmatrix} -l \cos 60^\circ \\ l \sin 60^\circ \\ 0 \end{bmatrix},$$

Скорости точек A_i : $\vec{v}_{A_i}^{(0)} = \vec{v}_C^{(0)} + \dot{T}_{10} \cdot \vec{r}_{CA_i}^{(1)}$

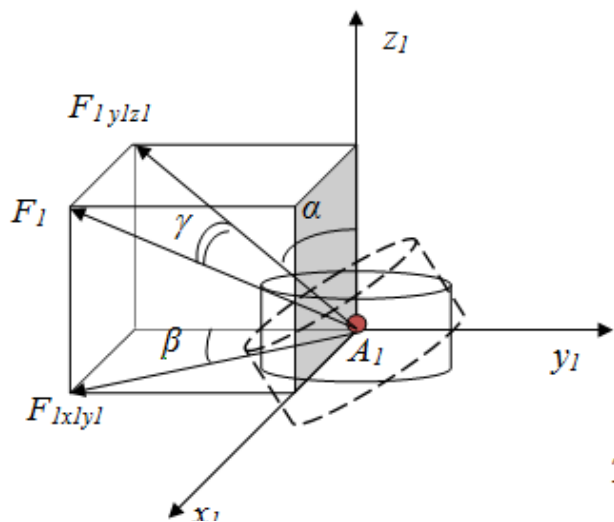
где $\vec{v}_C^{(0)} = \dot{i}X + \dot{j}Y + \dot{k}Z$ - скорость центра масс



$OXYZ$ - неподвижная система координат;
 $CX_1Y_1Z_1$ - подвижной системы координат;
 $\vec{F}_{1z}, \vec{F}_2, \vec{F}_3, \vec{F}_4$ // CZ - тяговые силы несущих винтов; \vec{R} ,
 M_c - сила и момент сопротивления; $\vec{\omega}_C, \vec{v}_C$ - угловая и
 линейная скорости центра масс конвертоплана; φ, ψ, θ -
 самолётные углы крена, рысканья и тангажа; l - расстояние
 от центра масс C до центра масс роторов A_i .

Математическая модель сил, приложенных к конвертоплану

Векторы сил тяги в подвижной системе координат



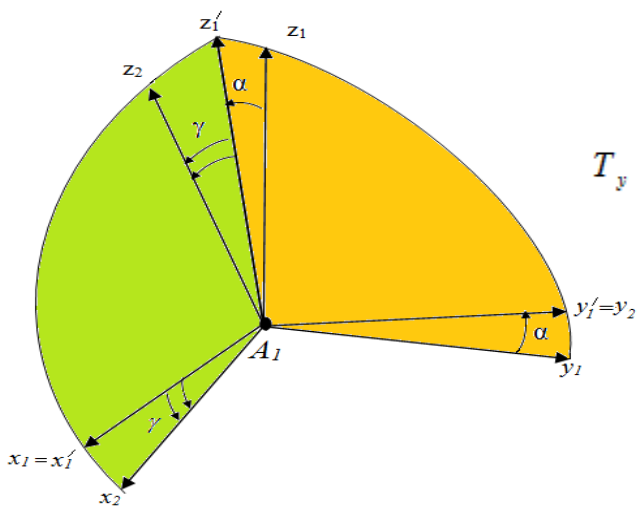
$$\bar{F}_1^{(1)} = \begin{bmatrix} F_{1x_1} \\ F_{1y_1} \\ F_{1z_1} \end{bmatrix}, \bar{F}_2^{(1)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_2 \end{bmatrix}, \bar{F}_3^{(1)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_3 \end{bmatrix}, \bar{F}_4^{(1)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_4 \end{bmatrix}$$

Вектор силы тяги в подвижной системе координат для 1 винта:

$$\bar{F}_1^{(1)} = T_{21} \bar{F}_1^{(3)} = |T_x| |T_y| \bar{F}_1^{(2)}, \quad \text{где}$$

$$T_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} - \text{матрица перехода из } (1) \text{ в } (1) \text{ систему координат,}$$

$$T_y = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & \sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} - \text{матрица перехода из } (2) \text{ в } (1) \text{ систему координат.}$$



$$\bar{F}_1^{(1)} = T_x \cdot T_y \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \sin \gamma \\ -F_1 \cos \gamma \sin \alpha \\ F_1 \cos \gamma \cos \alpha \end{bmatrix},$$

Математическая модель сил и моментов, приложенных к конвертоплану

Векторы сил тяги в неподвижной системе координат:

$$\sum \bar{F}_i^{(0)} = T_{10} \sum \bar{F}_i^{(1)} = |T_{10}| \begin{vmatrix} \sum F_{ix}^{(1)} \\ \sum F_{iy}^{(1)} \\ \sum F_{iz}^{(1)} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} (\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi \sin \theta) \cdot \sum F_i \\ (\cos \varphi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin) \cdot \sum F_i \\ (\cos \varphi \cos \theta) \cdot \sum F_i - mg \end{vmatrix}$$

$$\bar{F}_i = \bar{F}_i' + \bar{F}_i'',$$

где \bar{F}_i' , \bar{F}_i'' - сила тяги от первого (верхнего) и второго (нижнего) винтов.

$$F_i = b \omega_i^2,$$

где $b = \frac{c_{T\rho} F_H R^2}{2}$ - аэродинамическая составляющая.

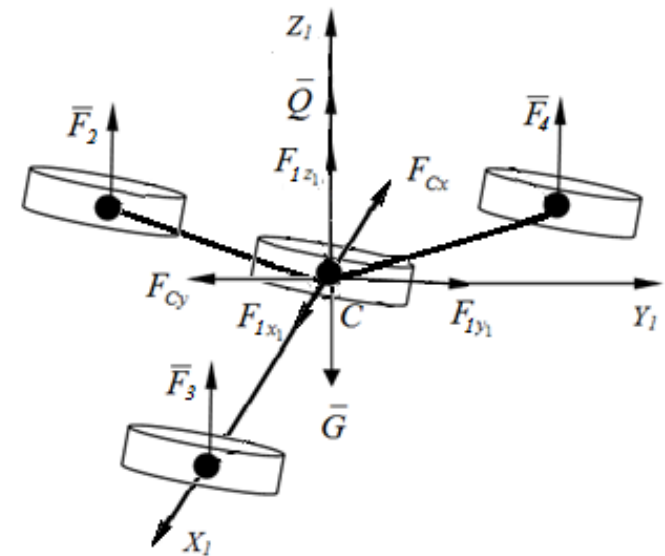
Вектор сил сопротивления крыла с воздухом :

$$R^{(1)} = \begin{vmatrix} F_{Cx} \\ F_{Cy} \\ Q \end{vmatrix}$$

$$M_C^{(1)} = \begin{vmatrix} M_{Cx} \\ M_{Cy} \\ M_{Cz} \end{vmatrix} : \text{ - момент сопротивления крыла}$$

Вектор силы тяжести:

$$G^{(0)} = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{vmatrix}$$

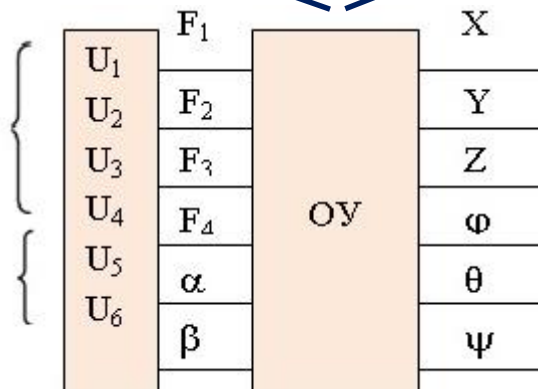


Математическая модель виртуального симулятора для оценки работы алгоритма управления движением конвертоплана

$$\begin{cases}
 \dot{v}_C^x = ((\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi \sin \theta) \cdot \sum F_i + R_x) / m \\
 \dot{v}_C^y = ((\cos \varphi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \varphi) \cdot \sum F_i + R_y) / m \\
 \dot{v}_C^z = (\cos \varphi \cos \theta \cdot \sum F_i + R_z) / m - g \\
 \dot{\omega}_{X_1} = [(-F_2 + F_4) \cdot l_0 \cdot \sin 60^\circ - \omega_{Y_1} \omega_{Z_1} (J_i^{Z_1} - J^{Y_1}) - \omega_{Y_1} \sum J_i^z \omega_i + M_{X_1}^C] / J^{X_1} \\
 \dot{\omega}_{Y_1} = [(-F_3 \cdot l_0 + (F_2 + F_4) \cdot \sin 30^\circ \cdot l_0) - \omega_{X_1} \omega_{Z_1} (J^{X_1} - J_i^{Z_1}) + \omega_{X_1} \sum J_i^z \omega_i + M_{Y_1}^C] / J^{Y_1} \\
 \dot{\omega}_{Z_1} = [-J_i^z \dot{\omega}_i - \omega_{X_1} \omega_{Y_1} (J^{Y_1} - J^{X_1}) + M_{Z_1}^C] / J^{Z_1} \\
 \dot{\varphi} = \omega_{X_1} - (\omega_{Z_1} \cos \varphi + \omega_{Y_1} \sin \varphi) \operatorname{tg} \theta \\
 \dot{\theta} = \omega_{Y_1} \cos \varphi - \omega_{Z_1} \sin \varphi \\
 \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_{Z_1} \cos \varphi + \omega_{Y_1} \sin \varphi) \\
 \omega_i = f(U_i(\Delta)), \quad i = 1-4; \quad \alpha = \alpha(U_5); \quad \beta = \beta(U_6).
 \end{cases}$$

вектор управляющих напряжений, поступающих на двигатели винтов;

вектор управляющих напряжений, используемых для изменения вектора тяги поворотного винта l ;



Функциональная схема СУ

Структурная схема предлагаемого алгоритма управления движением

Этапы движения :

| 1 | 2 | 3 |
|--|--|---|
| Вертикальный взлёт $0 \leq z \leq H, x=x_0,$ $y=y_0, z=z(t)$ | Горизонтальный полёт $z = H, x^2 + y^2 = R^2$ | Посадка $H \geq z \geq 0, x=x_0,$ $y=y_0, z=z(t)$ |
| $U_i = k_1 \Delta z + k_2 \Delta \dot{z}$ $\omega_i = \omega_i(U_i)$ $F_1 = F_2 = F_3 = F_4 =$ $C_{TP} F_H (\omega R)^2 / 2$ $F_{1z} + F_2 + F_3 + F_4 = f(\Delta z)$ $\Sigma mg < \bar{F}_{1z} + \bar{F}_2 + \bar{F}_3 + \bar{F}_4$ $\alpha = 0; \beta = 0$ | $F_3 - (F_2 + F_4) \sin 30^\circ = f(\Delta \theta)$ $F_{1z} = F_1 \cos \alpha$ $F_{1x} = F_1 \sin \alpha \cos \beta$ $F_{1y} = F_1 \sin \alpha \sin \beta$ $\Sigma mg = \bar{F}_{1z} + \bar{F}_2 + \bar{F}_3 + \bar{F}_4$ $\alpha = \alpha(U_4); \beta = \beta(U_5)$ $90^\circ \geq \alpha \geq 0$ $90^\circ \geq \beta \geq -90$ $U_4 = U_4(\Delta \theta), U_5 = U_5(\Delta \psi),$ | $\Sigma mg > \bar{F}_{1z} + \bar{F}_2 + \bar{F}_3 + \bar{F}_4$ $\bar{F}_{1z} + \bar{F}_2 + \bar{F}_3 + \bar{F}_4 = f(\Delta z)$ $F_1 = F_2 = F_3 = F_4 =$ $C_{TP} F_H (\omega R)^2 / 2$ $\alpha = 0; \beta = 0$ |

где C_H, C_S, C_T – коэффициенты продольной, поперечной сил, тяги, зависящие от кинематических параметров: индуктивной скорости винтов, угла атаки, общего шага винтов; ω_i - угловая скорость вращения винтов; R - радиус несущего винта; $(\omega R$ - окружная скорость на конце лопасти); F_H - площадь, ометаемая несущим винтом; x_0, y_0 – координаты взлета (посадки), H – высота подъёма, k_1, k_2 – пропорциональный и дифференциальный (PD) - регулятор.

Продукционные правила логического вывода

1 этап: взлет вертикальный или по траектории

Начало полёта при $N=0$; $Mg < F_{1z} + F_{2z} + F_{3z} + F_{4z}$: $0 \leq Z \leq H$

1) Если вертикальный подъём:

$$X = X_0; \quad Y = Y_0; \quad Z = Z(t),$$

2) Если подъём по траектории:

$$Z = at^3 + bt^2 + ct + d$$

a, b, c, d – постоянные, определяемые из начальных условий

при $t = 0$; $z = 0$; $\dot{z} = 0$,

при $t = t_1$; $z = H$; $\dot{z} = 0$,

$$Z = Z(t) = \frac{3H}{t_1^2} t^2 - \frac{2H}{t_1^3} t^3$$

t_1 – время подъёма

где X_0, Y_0 – координаты взлёта,

H – высота подъёма;

$$U_i = U_0 + k_1 \Delta z + k_2 \Delta \dot{z}$$

$$\omega_i = \omega_i(U_i)$$

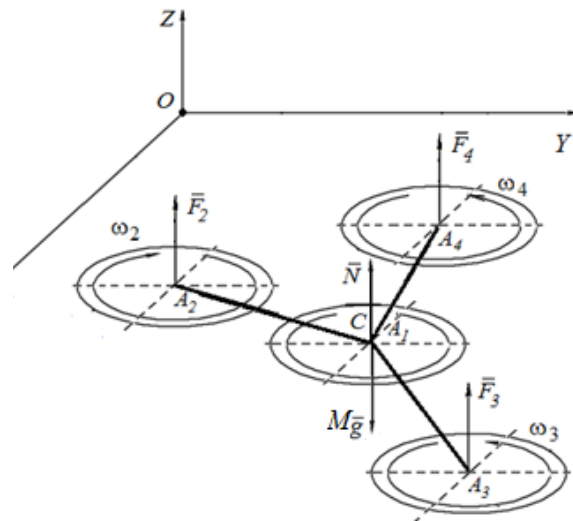
$$F_{1z} = F_2 = F_3 = F_4 =$$

$$C_{TP} F_H (\omega_2 R)^2 / 2$$

$$F_{1z} + F_2 + F_3 + F_4 = f(\Delta z)$$

$$\alpha = 0; \quad \beta = 0$$

то

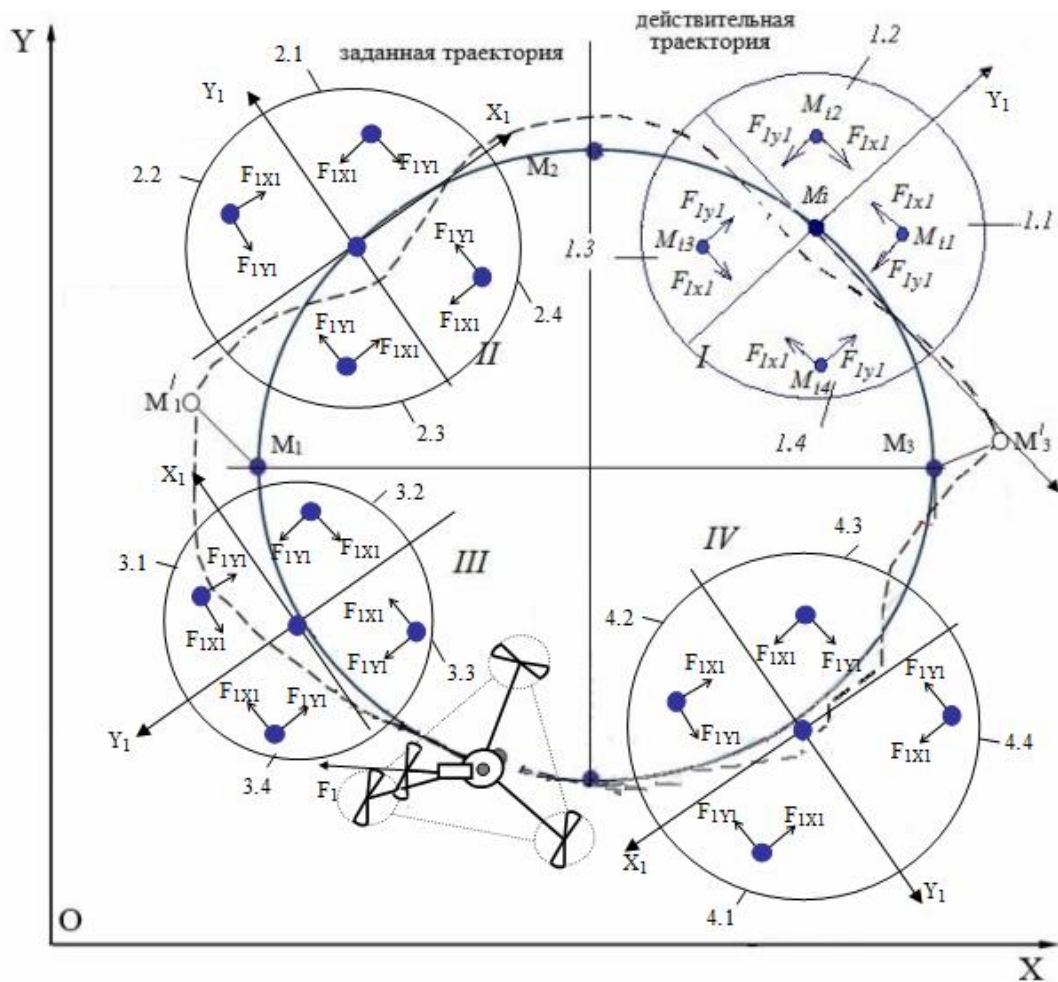


N – нормальная реакция опоры поверхности,
 F_i – тяговое усилие винта, Mg – вес центра масс конвертоплана

Продукционные правила логического вывода

2 этап: движение в горизонтальной плоскости (XOY) по заданной траектории; $Z = H$, $X=f_1(t)$, $Y=f_2(t)$, t_2 -время движения.

$$X=a \sin(\omega t); Y=b \cos(\omega t); Z=H=\text{const}$$



$$M \bar{g} = \bar{F}_{1z} + \bar{F}_2 + \bar{F}_3 + \bar{F}_4$$

I четверть:

если точка M'_{i1} (зона 1.1),

то $F_{1X_1} = -k_1 F_{1X_1}$; $F_{1Y_1} = -k_2 F_{1Y_1}$; $\beta = 45^\circ$;

если точка M'_{i2} (зона 1.2),

то $F_{1X_1} = k_1 F_{1X_1}$; $F_{1Y_1} = -k_2 F_{1Y_1}$; $\beta = -45^\circ$;

если точка M'_{i3} (зона 1.3),

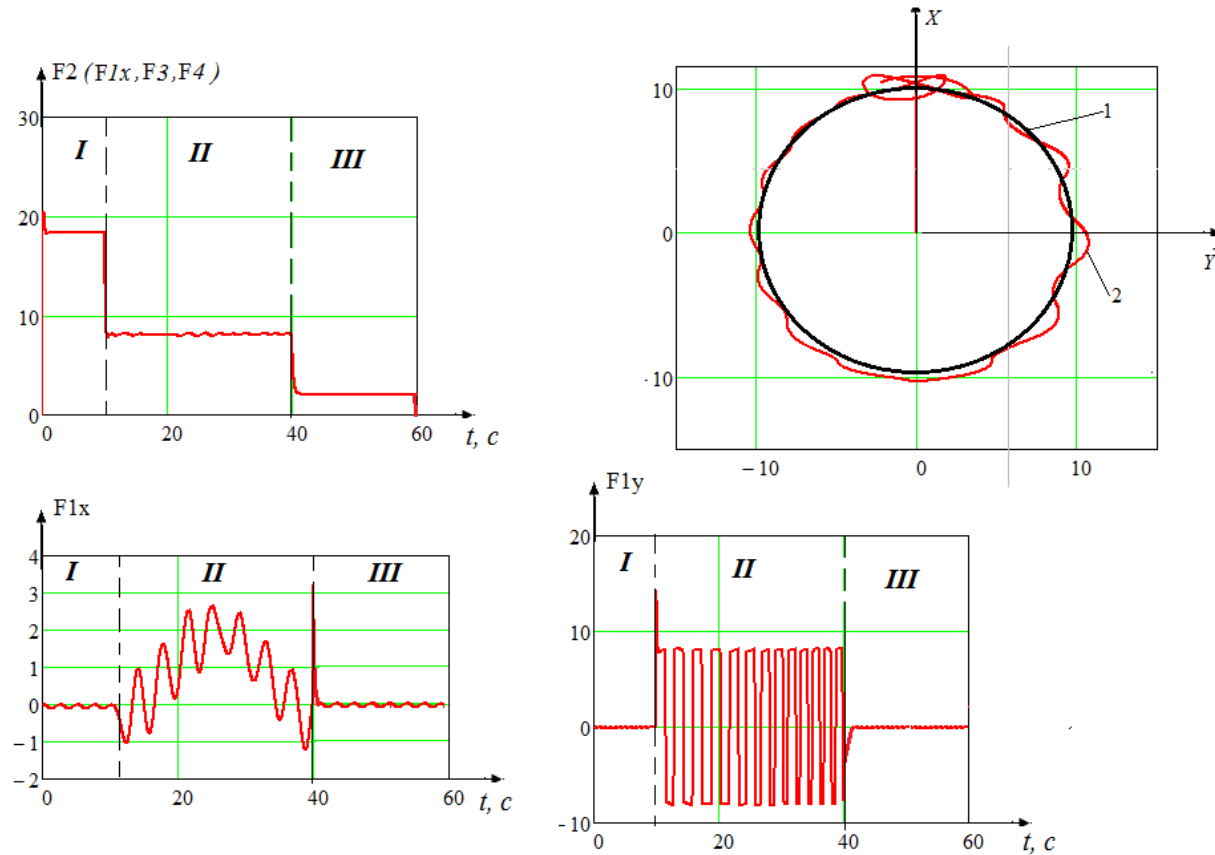
то $F_{1X_1} = k_1 F_{1X_1}$; $F_{1Y_1} = k_2 F_{1Y_1}$; $\beta = -135^\circ$;

если точка M'_{i4} (зона 1.4),

то $F_{1X_1} = -k_1 F_{1X_1}$; $F_{1Y_1} = k_2 F_{1Y_1}$; $\beta = 135^\circ$.

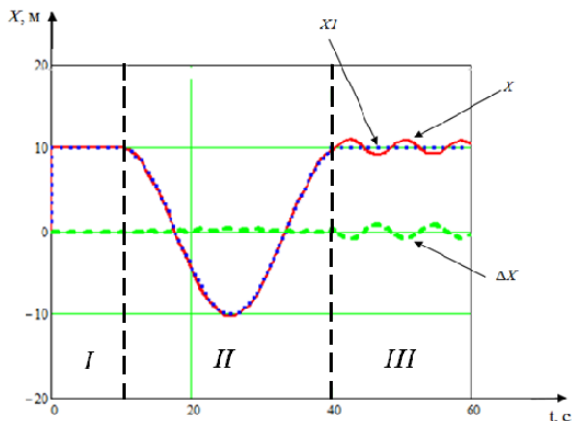
$$\text{tg} \beta = \frac{k_2 F_{1Y_1}}{k_1 F_{1X_1}}$$

Пример реализации интеллектуальной системы управления движением конвертоплана на основе экспертной системы

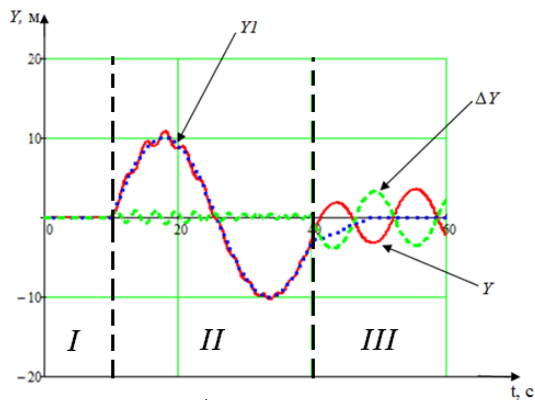


Графики изменения тяговых усилий конвертоплана: 1- заданная траектория; 2- фактическая траектория,; I, II, III – зоны взлета, движения по траектории и посадки соответственно

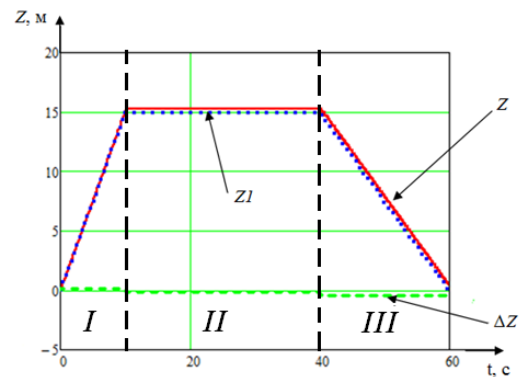
Пример реализации интеллектуальной системы управления движением экспертной системы



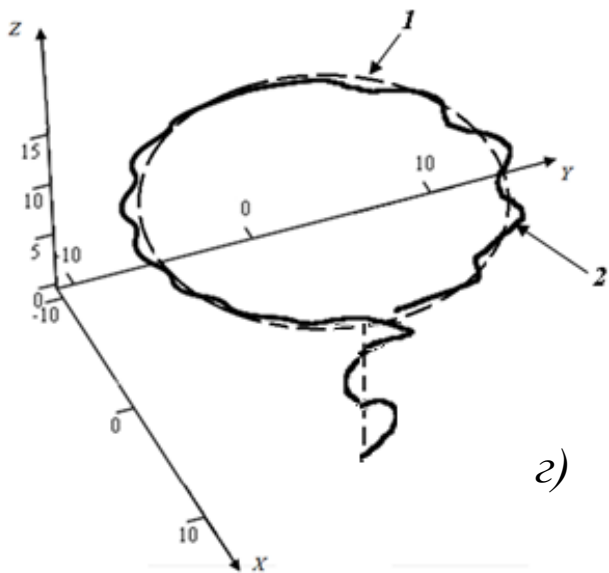
а)



б)



в)



г)

Графики перемещения конвертоплана вдоль координатных осей X , Y , Z :
 $X1$, $Y1$, $Z1$ – фактическая траектория, X , Y , Z – заданная траектория, ΔX , ΔY , ΔZ – ошибка управления; I , II , III – зоны взлета, движения по траектории и посадки соответственно

Выводы

- Предложен трехэтапный алгоритм управления движением конвертоплана с центрально расположенным регулируемым приводом, позволяющий на стратегическом уровне заложить данные и знания на вход интеллектуальной системы тактической и приводного уровней, которые определяют её поведение в основных режимах полёта конвертоплана.
- На основе заложенных продукционных правил экспертной системы сформирован механизм логического вывода выходных сигналов для тактического уровня, позволяющий управлять движением аппарата по заданной произвольной траектории в виде функций в пространстве координат.
- Предложен метод синтеза параметров алгоритма и приведен пример реализации тактических уровней системы управления, который показал достижимость поставленных задач, точность позиционирования конвертоплана относительно желаемой траектории.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ проект № 16-08-00787.

Спасибо за внимание