

Научная статья

УДК 519.711.2

DOI: [10.34759/trd-2021-121-25](https://doi.org/10.34759/trd-2021-121-25)

## ВЫБОР АРХИТЕКТУРЫ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРЕОБРАЗУЕМОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА – «КОНВЕРТОПЛАНА»

Аполлонов Дмитрий Вадимович<sup>1</sup>, Бибикова Кристина Игоревна<sup>2</sup>✉,  
Шибает Владимир Михайлович<sup>3</sup> Гаврилова Александра Владиславовна<sup>4</sup>  
<sup>1,2,3,4</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, ЦАГИ,  
Жуковский, Московская область, Россия  
<sup>2</sup>[ccfstd@tsagi.ru](mailto:ccfstd@tsagi.ru)✉

**Аннотация.** В настоящей статье представлена математическая модель преобразуемого беспилотного летательного аппарата («конвертоплана») и архитектура единой для всех режимов полета системы автоматического управления конвертоплана. Выполнено моделирование типовых режимов полета БЛА, а также проведен анализ возможности обеспечения управляемости в случае отказа органов управления.

**Ключевые слова:** математическая модель, конвертоплан, беспилотный летательный аппарат, система автоматического управления, отказ

**Для цитирования:** Аполлонов Д.В., Бибикова К.И., Шибает В.М., Гаврилова А.В.  
Выбор архитектуры системы автоматического управления преобразуемого

## CHOOSING THE ARCHITECTURE OF THE AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF A CONVERTIBLE UNMANNED AERIAL VEHICLE – A TILTROTOR

Dmitry V. Apollonov<sup>1</sup>, Kristina I. Bibikova<sup>2✉</sup>,

Vladimir M. Shibaev<sup>3</sup>, Alexandra V. Gavrilova<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, TsAGI,  
Zhukovsky,

Moscow Region, Russia

<sup>2</sup>[ccfstd@tsagi.com](mailto:ccfstd@tsagi.com)✉

**Abstract.** Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has been the research subject of several recent applications. This paper describes the flight dynamics simulation and automatic control system architecture development of the tilt-rotor UAV. This type of vehicle combines the high-speed cruise flight capabilities of a conventional airplane with the hovering capabilities of a helicopter by tilting their four rotors. The paper presents a mathematical model of convertible unmanned aerial vehicle (tiltrotor) and the architecture of a unified automatic control system for all flight modes of the tiltrotor. The authors propose a control system structure that uses a limited set of «top-level» control parameters, including the total engines thrust and three moments acting on the UAV. The principle of forming the total thrust and moments by means of redundant set of «lower level» effectors, including engines orientation angles and each engine thrust, as well as aerodynamic

control surfaces deflection, is determined. The possibility of using the proposed control principle is confirmed by the results of flight dynamics simulation of UAV executing a typical application scenario including vertical take-off and landing modes, flight along a given route and transient acceleration and deceleration modes. The paper considers the issues of assessing the safety of UAV flight in the event of possible individual control failures, taking into account the existing redundancy. A criterion for assessing controllability in the form of the maximum guaranteed angular acceleration is proposed which allows comparing the consequences of failures of each control effector. The paper shows that in order to guarantee UAV controllability we need to impose requirements on the choice of controller operational algorithms, both in the UAV angular motion control loop and in trajectory motion control loop.

**Keywords:** mathematical model, tiltrotor, unmanned aerial vehicle, automatic control system, failure

**For citation:** Apollonov D.V., Bibikova K.I., Shibaev V.M., Gavrilova A.V. Choosing the architecture of the automatic control system of a convertible unmanned aerial vehicle – a tiltrotor. *Trudy MAI*, 2021, no.121. [DOI: 10.34759/trd-2021-121-25](https://doi.org/10.34759/trd-2021-121-25)

## 1. Введение

Беспилотная авиация является одним из наиболее перспективных и быстро развивающихся направлений в современной авиации. С помощью беспилотных летательных аппаратов (БЛА) решают широкий круг задач, и расширение этого круга требует воплощения на практике принципиально новых характеристик БЛА.

Особый интерес представляют БЛА преобразуемого типа (иначе называемые «конвертопланами»), поскольку их можно использовать для реализации сценариев применения, при которых нет возможности обеспечить аэродромное базирование, но при этом необходимо, чтобы БЛА развивал относительно высокие скорости и преодолевал большие расстояния. [10,12,23] Главной особенностью конвертоплана является изменение аэродинамической конфигурации в процессе выполнения типовых режимов полета. Именно поэтому основными проблемами, с которыми сталкиваются разработчики системы управления конвертоплана, являются необходимость обеспечения устойчивости и управляемости БЛА на переходных режимах, а также разработка единой архитектуры системы управления для всех режимов полета. В настоящей статье предлагается подход, позволяющий реализовать архитектуру системы управления конвертоплана, учитывающую указанную выше особенность динамики полета такого БЛА.

В качестве примера реализации концепции преобразуемого беспилотного летательного аппарата рассмотрен БЛА с крылом тандемной схемы, имеющий четыре поворотных винтокольцевых движителя вентиляторного типа на концах консолей крыльев (рис. 1).

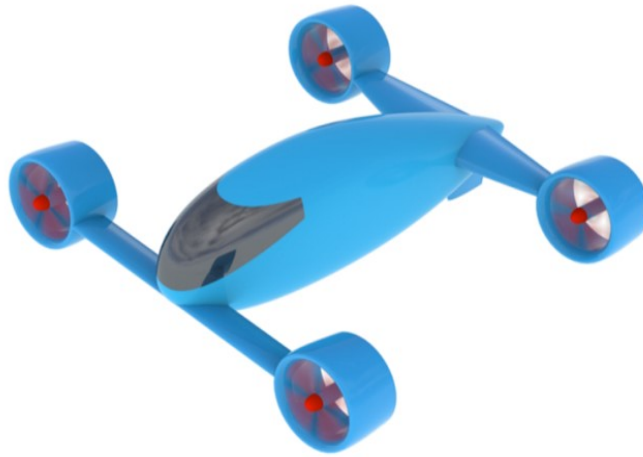


Рисунок 1 - Аэродинамическая схема БЛА

Принцип перехода из взлетного режима в режим крейсерского полета заключается в постепенном повороте всех двигателей (наклоне осей вращения вентиляторов в продольной плоскости) от вертикального положения до горизонтального с целью получения горизонтальной проекции суммарной тяги (рис.2). При этом, благодаря реконфигурации, улучшается аэродинамическое качество конвертоплана на крейсерском режиме полета и может быть существенно увеличена скорость перемещения в горизонтальной плоскости.



Рисунок 2 - Этапы полёта конвертоплана

Конфигурацию, при которой оси вращения двигателей расположены перпендикулярно продольной оси БЛА, будем называть «квадрокоптерным» режимом. В данном режиме БЛА совершает вертикально взлёт и посадку, а также полёт на малых поступательных скоростях. В свою очередь, конфигурацию, при которой оси вращений двигателей расположены вдоль продольной оси БЛА, будем называть «самолётным» режимом. БЛА в данном режиме совершает горизонтальный полёт на относительно высоких скоростях. Соответственно, режимы с промежуточной ориентацией двигателей будем называть «переходными».

## **1. Особенности объекта исследования**

### **1.1 Этапы полёта БЛА**

Основными этапами полёта БЛА, рассматриваемыми в данной работе, являются взлёт, вертикальный набор высоты, разгон, полет по заданному маршруту с изменением высоты и направления полета, торможение, вертикальное снижение и посадка (исходим из того, что БЛА всегда производит взлет и посадку вертикально, т.е., «по-вертолетному»).

В квадрокоптерном режиме оси вращения двигателей направлены вверх. Подъемная сила создается за счёт работы винтомоторной группы. Таким образом, в этом режиме БЛА имеет возможность совершать взлёт и посадку вертикально, а также перемещаться с небольшими поступательными скоростями в любом направлении в горизонтальной плоскости

В самолетном режиме оси вращения двигателей направлены вдоль продольной оси летательного аппарата. Подъемная сила в таком случае создается в основном за

счет воздействия аэродинамического набегающего воздушного потока на поверхность БЛА. В этом режиме летательный аппарат может осуществлять горизонтальный полет, набор высоты и снижение, изменение направления полета.

Переходный режим реализуется путём отклонения оси вращения двигателей на угол  $\xi$ , причём  $\xi$  может изменяться от  $0^\circ$  до  $90^\circ$ . Этот режим реализуется в процессе полёта при переходе от вертолётного режима полёта к самолётному и обратно.

## **1.2 Органы управления БЛА в квадрокоптерном режиме полёта**

В квадрокоптерном режиме полёта управление подъемной силой производится одновременным соразмерным изменением тяги всех двигателей с учетом сохранения равновесия относительно поперечной оси в зависимости от положения центра масс БЛА. Поперечное управление (по углу крена  $\gamma$ ) производится аналогично БЛА квадрокоптерной схемы - путём изменения соотношения суммарной тяги двигателей, установленных слева и справа относительно продольной оси БЛА (рис.3). Для БЛА небольшой взлетной массы запаздывание в канале управления тягой каждого двигателя мало по сравнению с постоянной времени в канале крена и не оказывает заметного влияния на характеристики устойчивости и управляемости БЛА. Для аппаратов большего взлетного веса это запаздывание должно быть учтено при формировании алгоритмов САУ. Аналогично, для продольного управления - по углу тангажа  $\vartheta$  – путём изменения соотношения суммарной тяги двигателей, установленных перед центром масс БЛА и позади него.

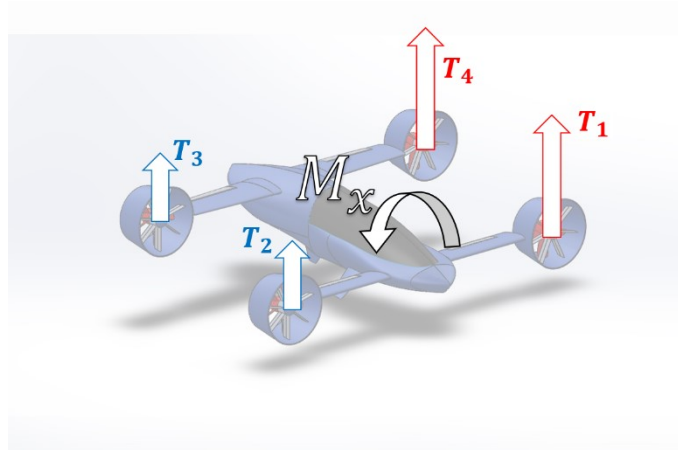


Рисунок 3 - Управление БЛА по углу крена в "квадрокоптерном" режиме

Нумерация двигателей, а в дальнейшем – и аэродинамических рулей на панелях крыльев, производится по часовой стрелке, начиная с левого переднего.

В отличие от БЛА квадрокоптерной схемы, разворот по углу рыскания  $\psi$  в квадрокоптерном режиме выбранного БЛА осуществляется путём дифференциального изменения угла установки двигателей  $\Delta\xi$ , расположенных на концах консолей переднего крыла (рис.4). Положительным считается отклонение вектора тяги левого двигателя назад, а правого – вперед на угол  $\Delta\xi$ .

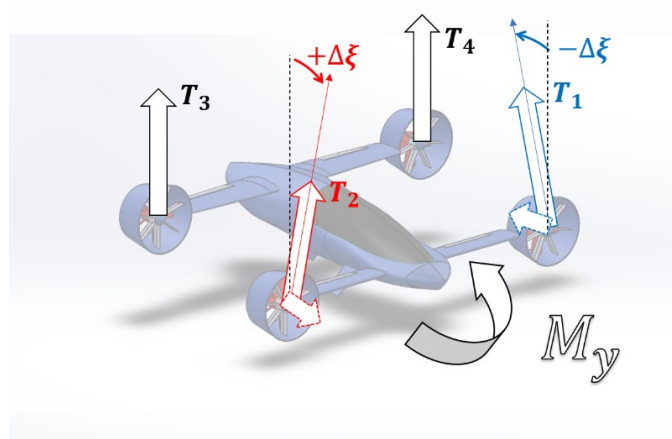


Рисунок 4 - Управление БЛА по углу рыскания в "квадрокоптерном" режиме



### 1.3 Органы управления БЛА в самолётном режиме полёта

В самолётном режиме синхронное изменение тяги двигателей служит для управления скоростью полета, при этом сохраняется возможность использовать управление угловым движением путем независимого изменения тяги двигателей и дифференциального отклонения передних двигателей, однако по мере роста приборной скорости увеличиваются эффективности аэродинамических органов управления.

Так управление по углу тангажа  $\vartheta$  и крена  $\gamma$  осуществляется путём отклонения рулевых поверхностей, расположенных вдоль задних кромок переднего и заднего крыльев (рис.5). При формировании управляющих сигналов рассматривались два варианта.

Например, при управлении по крену в первом случае рулевые поверхности на левых консолях переднего крыла - флапперон - и заднего крыла - элевон - отклоняются синхронно на один и тот же угол в одну сторону, а на правых консолях - на тот же самый угол, но в противоположную сторону, тогда параметром, определяющим управляющее воздействие будет считаться одна переменная - «угол отклонения элерона»  $\delta_a$ . Для моделирования системы управления при такой конфигурации системы управления при продувках в АДТ получены зависимости поперечного момента  $M_x$  от  $\delta_a$  - синхронного отклонения всех элевонов и флапперонов в указанных направлениях.

Исследуется и другой подход, при котором отклонения всех четырех аэродинамических рулей рассматриваются как независимые органы управления

$\delta_{f1}, \delta_{f2}, \delta_{e3}, \delta_{e4}$ . Для моделирования системы управления при такой конфигурации системы управления при продувках в АДТ получены зависимости поперечного момента  $M_x$  от отклонения отдельных элементов аэродинамических рулей  $\delta_{f1}, \delta_{f2}, \delta_{e3}, \delta_{e4}$ . Считаем, что

$$M_x^{\delta_a} = -M_x^{\delta_{f1}} + M_x^{\delta_{f2}} + M_x^{\delta_{e3}} - M_x^{\delta_{e4}}$$

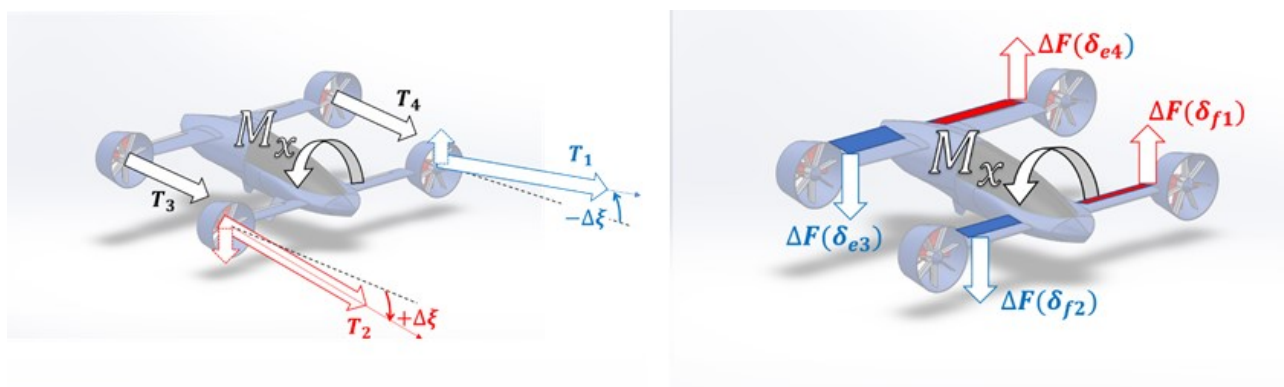


Рисунок 5 - Управление БЛА по углу крена в "самолётном" режиме

Аналогично, при управлении по тангажу рулевые поверхности на переднем крыле - флаппероны - и на заднем крыле – элевоны – могут отклоняться синхронно на один и тот же угол, но в противоположные стороны, тогда параметром, определяющим управляющее воздействие будет считаться одна переменная – «отклонение руля высоты»  $\delta_e$ . Для моделирования системы управления при такой конфигурации системы управления при продувках в АДТ получены зависимости продольного момента  $M_z$  от  $\delta_e$  - синхронного отклонения всех элевонов и флапперонов.

Аналогично каналу крена, рассматривается и другой подход, при котором отклонения всех четырех аэродинамических рулей рассматриваются как

независимые органы управления  $\delta_{f1}, \delta_{f2}, \delta_{e3}, \delta_{e4}$ . Для моделирования системы управления при такой конфигурации системы управления при продувках в АДТ получены зависимости продольного момента  $M_z$  от отклонения отдельных элементов аэродинамических рулей  $\delta_{f1}, \delta_{f2}, \delta_{e3}, \delta_{e4}$ . Считаем, что

$$M_z^{\delta_e} = M_z^{\delta_{f1}} + M_z^{\delta_{f2}} - M_z^{\delta_{e3}} - M_z^{\delta_{e4}}$$

Ниже, в разделе 8, проведен анализ возможности обеспечения продольной и поперечной управляемости при отказе органов управления на крейсерском режиме в предположении, что имеется возможность управлять всеми четырьмя органами управления независимо.

Разворот по углу рыскания  $\psi$  осуществляется посредством отклонения руля направления  $\delta_r$ , расположенного на задней кромке вертикального оперения в нижней части фюзеляжа БЛА (рис.6).

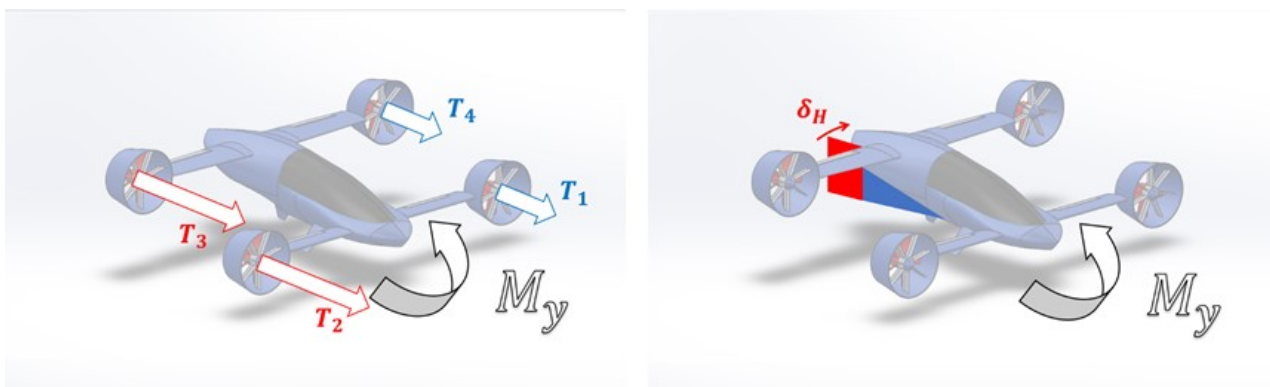


Рисунок 6 - Управление углом рыскания в "самолётном" режиме

## 1.4 Управление БЛА на переходных режимах

Переходный режим реализуется при разгоне в процессе перехода от квадрокоптерной конфигурации к самолетной, или при обратной реконфигурации в процессе торможения. Реализация переходного режима заключается в синхронном изменении углового положения осей вращения всех четырех винтокольцевых двигателей вентиляторного типа.

На малых скоростях полета углы установки осей вращения двигателей относительно нормальной оси БЛА небольшие  $\xi_n < 30$  град. При этом высотой полета и угловым положением БЛА можно управлять как в квадрокоптерном режиме.

При сравнительно больших скоростях полета углы установки осей вращения двигателей  $\xi_n > 60$  град. Управление угловым положением в таком случае осуществляется аналогично управлению, реализуемому в самолётном режиме.

В большинстве работ, посвященных системам управления конвертопланов, предлагается формировать независимо законы управления для вертолетной и самолетной конфигурации, при этом в процессе разгона суммарное отклонение органов управления рассчитывается как линейная комбинация «вертолетного» и «самолетного» управления с весовыми коэффициентами, линейно меняющимися от нуля до единицы в выбранном диапазоне скоростей полета или углов установки двигателей (рис. 7) [2,17,26,28,29].

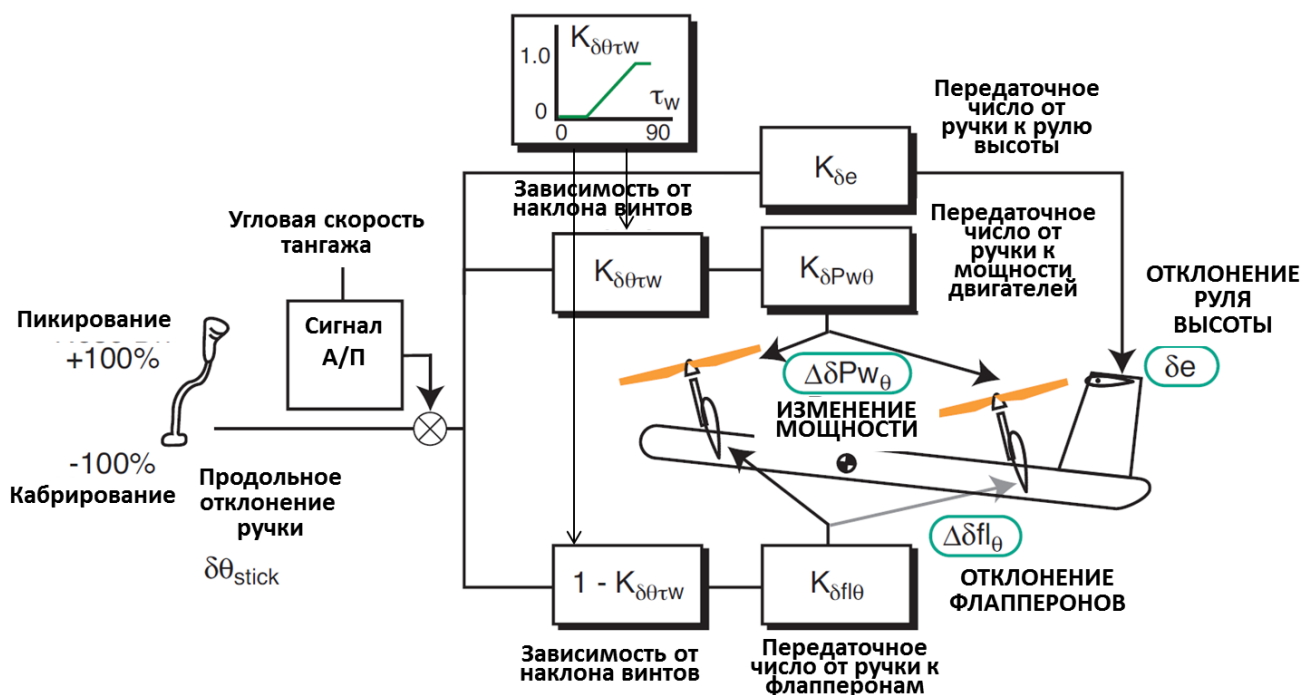


Рисунок 7 - Структура системы управления конвертопланом

В настоящей работе предлагается вклад каждого из органов управления определять автоматически в зависимости от скорости полета и ориентации двигателей путем задания матрицы расчетных и экспериментально определенных эффективностей.

## 2. Математическая модель динамики полета конвертоплана

В общем виде структурная схема моделирования динамики управляемого движения конвертоплана выглядит следующим образом:

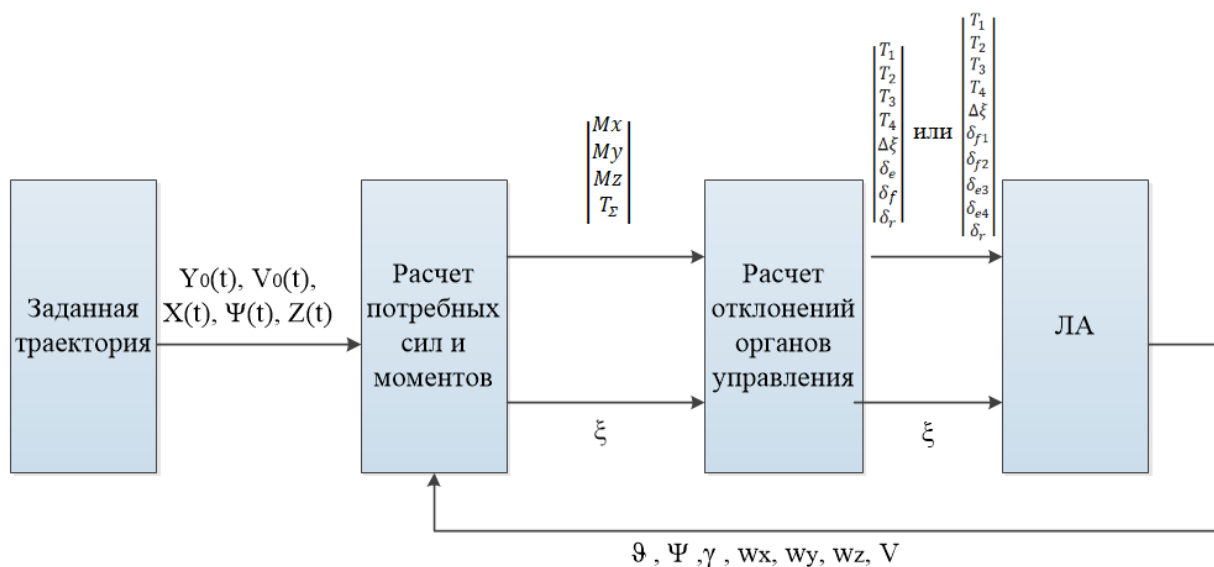


Рисунок 8 - Структурная схема моделирования

Для обеспечения возможности моделирования динамики полета БЛА на разных режимах формирование управляющих сигналов в системе автоматического управления разделено на два этапа. На первом этапе формируются требуемые значения управляющих сил и моментов, определяемые отклонениями текущих значений параметров движения и ориентации БЛА от заданных с помощью опорной («заданной») траектории. При таком подходе алгоритмы в блоке «Расчет требуемых сил и моментов» незначительно зависят от конфигурации БЛА, в основном – за счет изменения располагаемых предельных значений создаваемых сил и моментов. На втором этапе, в модуле «Расчет отклонений органов управления», выполняется вычисление управляющих сигналов, непосредственно изменяющих значения тяг всех четырех двигателей ( $T_1, T_2, T_3$  и  $T_4$ ), дифференциального отклонения осей вращения передней пары двигателей для управления по рысканью на режимах малых скоростей ( $\Delta \xi$ ), отклонений рулевых поверхностей в каналах тангажа

(условно - «флаппероны»), крена («элевоны») и рысканья («руль направления») - ( $\delta_f$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_r$ ).

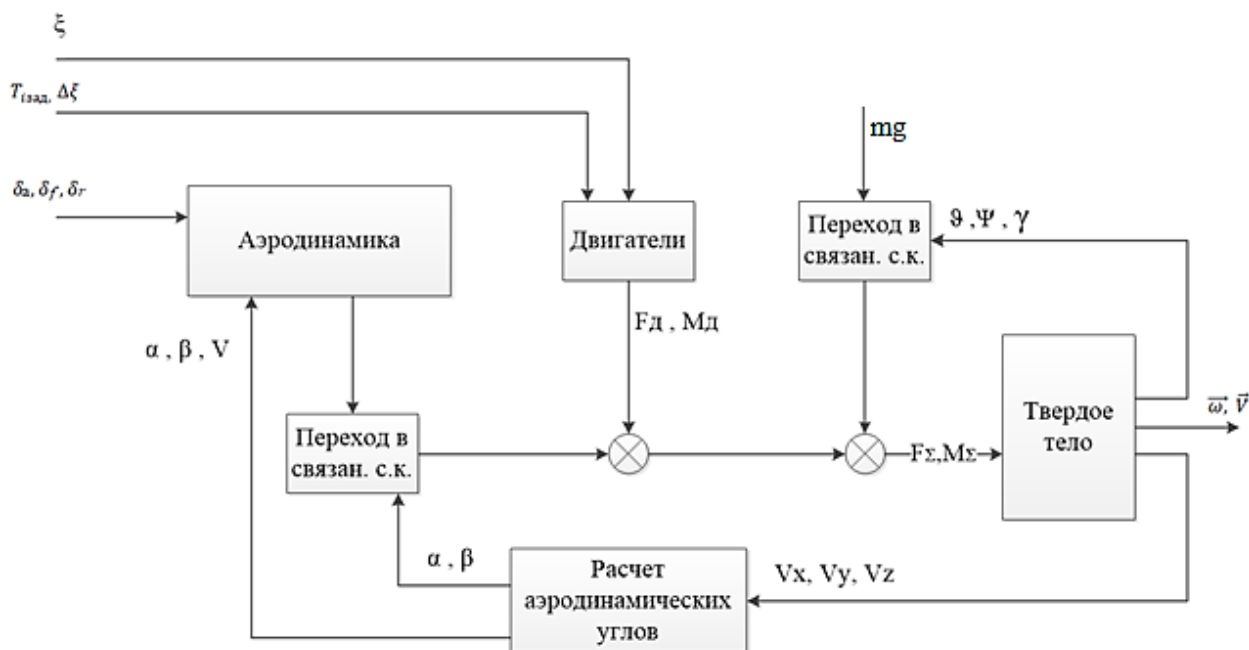


Рисунок 9 - Структурная схема модуля ЛА

## 2.1 Исходные данные, используемые при моделировании

$m = 30$  [кг], масса;

$l = 1$  [м], размах крыла;

$L_{x12} = 1$  [м], расстояние от точки приложения сил ВМГ первого крыла до центра масс вдоль оси ОХ;

$L_{x34} = 1$  [м], расстояние от точки приложения сил ВМГ второго крыла до центра масс вдоль оси ОХ;

$L_{y12} = 0.036$  [м], расстояние от точки приложения сил ВМГ первого крыла до центра масс вдоль оси ОУ;

$L_{y34} = 0,14$  [м], расстояние от точки приложения сил ВМГ второго крыла до центра масс вдоль оси ОУ;

$L_{z12} = 1,75$  ,расстояние от точки приложения сил ВМГ первого крыла до центра масс вдоль оси ОZ, [м];

$L_{z34} = 1,75$  ,расстояние от точки приложения сил ВМГ второго крыла до центра масс вдоль оси ОZ, [м];

$I_x$  - Момент инерции вокруг оси ОХ, [кг\*м<sup>2</sup>];

$I_y$  - Момент инерции вокруг оси ОУ, [кг\*м<sup>2</sup>];

$I_z$  - Момент инерции вокруг оси ОZ, [кг\*м<sup>2</sup>];

$g$  - Ускорение свободного падения, [м/с<sup>2</sup>];

$b_a$  - Средняя аэродинамическая хорда, [м].



Также в качестве исходных данных использовались результаты продувок в АДТ. На рисунке 10 приведена зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для одной из конфигураций БЛА:

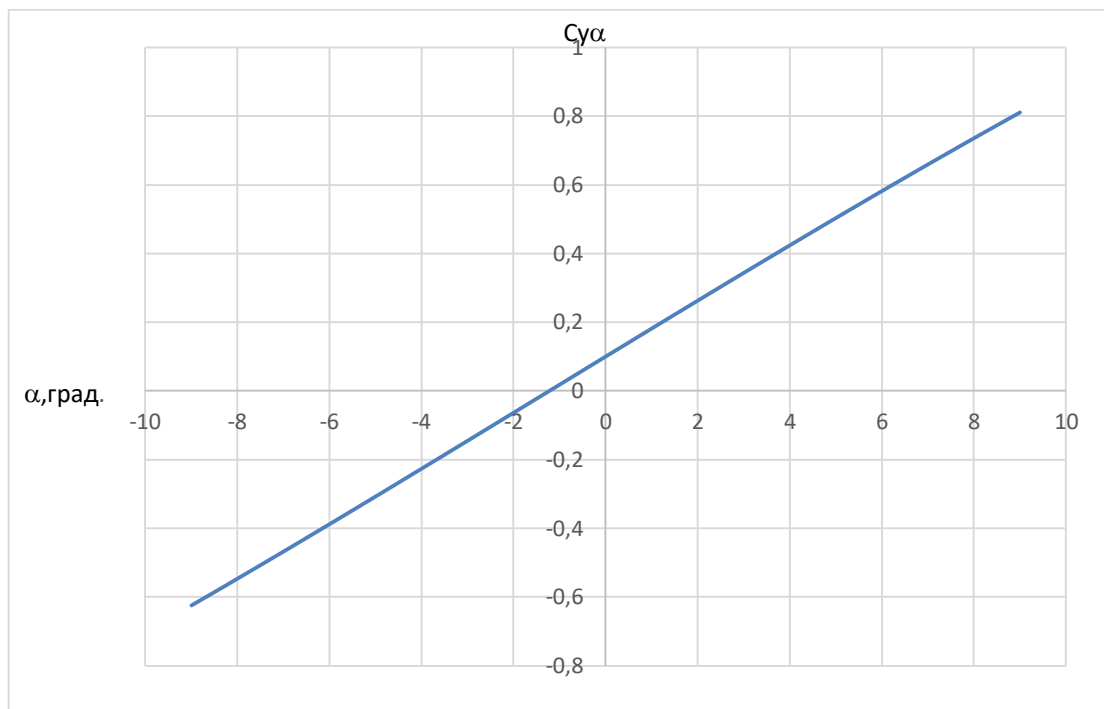


Рисунок 10 - Коэффициент подъемной силы в зависимости от угла атаки

## 2.2 Уравнения для описания пространственного движения БЛА

В качестве математической модели динамики полета БЛА на всех режимах полета использовались следующие уравнения:

Уравнения движения центра масс ЛА в проекциях на оси связанной системы координат OXYZ [1,6]:

$$m \left( \frac{dV_x}{dt} + w_y V_z - w_z V_y \right) = R_{x1} - X_a \cos \alpha \cos \beta + Y_a \sin \alpha - Z_a \cos \alpha \sin \beta - mg \sin \vartheta,$$

$$m \left( \frac{dV_y}{dt} + w_z V_x - w_x V_z \right) = R_{y1} + X_a \sin \alpha \cos \beta + Y_a \cos \alpha + Z_a \sin \alpha \sin \beta - mg \cos \vartheta \cos \gamma,$$

$$m \left( \frac{dV_z}{dt} + w_x V_y - w_y V_x \right) = R_{z1} - X_a \sin \beta + Z_a \cos \beta + mg \cos \vartheta \sin \gamma,$$

$V_x, V_y, V_z$  – проекции вектора скорости центра масс ЛА на оси связанной системы координат;  $w_x, w_y, w_z$  – проекции вектора угловой скорости вращения ЛА относительно его связанных осей OXYZ;  $X, Y, Z$  – проекции вектора аэродинамических сил на оси связанной системы координат,  $R_{x1}, R_{y1}, R_{z1}$  – проекции вектора тяги на оси связанной системы координат.

Изменение дальности полета  $X_g$ , высоты полета  $H$  и боковой дальности  $Z_g$  определяются проекциями скорости на оси нормальной земной системы координат:

$$\frac{dX_g}{dt} = V_x \cos \vartheta \cos \psi - V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi) + V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi);$$

$$\frac{dH}{dt} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \gamma \cos \vartheta - V_z \sin \gamma \cos \vartheta;$$

$$\frac{dZ_g}{dt} = -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi) + V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi),$$

где  $\gamma, \vartheta, \psi$  – углы крена, тангажа и рысканья соответственно.

Вычисление угловых скоростей в связанной СК выполняется в соответствии с уравнениями:

$$\frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y + I_{xy} \omega_x \omega_z = M_x + M_{xд},$$

$$\frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{xy} \omega_y \omega_z = M_y + M_{yд},$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z + M_{zд},$$

где  $I_x, I_y, I_z$  – осевые моменты инерции;  $M_x, M_y, M_z$  – проекции вектора аэродинамического момента на оси связанной системы координат;  $M_{xд}, M_{yд}, M_{zд}$  – проекции моментов сил, развиваемые ВМГ;  $I_{xy}$  – центробежный момент инерции.

Кинематические соотношения для углов Эйлера:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta,$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma,$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma).$$

## 2.3 Силы и моменты, действующие на БЛА

### 2.3.1 Аэродинамические силы и моменты

$$X_a = C_{xa} q S - \text{сила лобового сопротивления [Н]},$$

$$Y_a = C_{ya} q S - \text{подъемная сила [Н]},$$

$$Z_a = C_{za} q S - \text{боковая сила [Н]},$$

где  $C_{xa}, C_{ya}, C_{za}$  – безразмерные коэффициенты соответствующих сил;  $S$  – площадь крыла [ $\text{м}^2$ ];  $q$  – скоростной напор, зависящий от скорости БЛА:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}$$

Вектор аэродинамического момента:

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix},$$

где проекции вектора аэродинамического момента на оси связанной системы координат вычисляются следующим образом:

$$M_x = m_x q S l,$$

$$M_y = m_y q S l,$$

$$M_z = m_z q S b_a,$$

$m_x, m_y, m_z$  – безразмерные аэродинамические коэффициенты соответствующих моментов;  $l$  – размах крыла [м];  $b_a$  – средняя аэродинамическая хорда [м].

Коэффициенты сил и моментов в зависимости от фазовых координат и отклонений органов управления рассчитывались на основании результатов испытаний модели БЛА в АДТ.

### 2.3.2 Силы и моменты, создаваемые винтомоторной группой

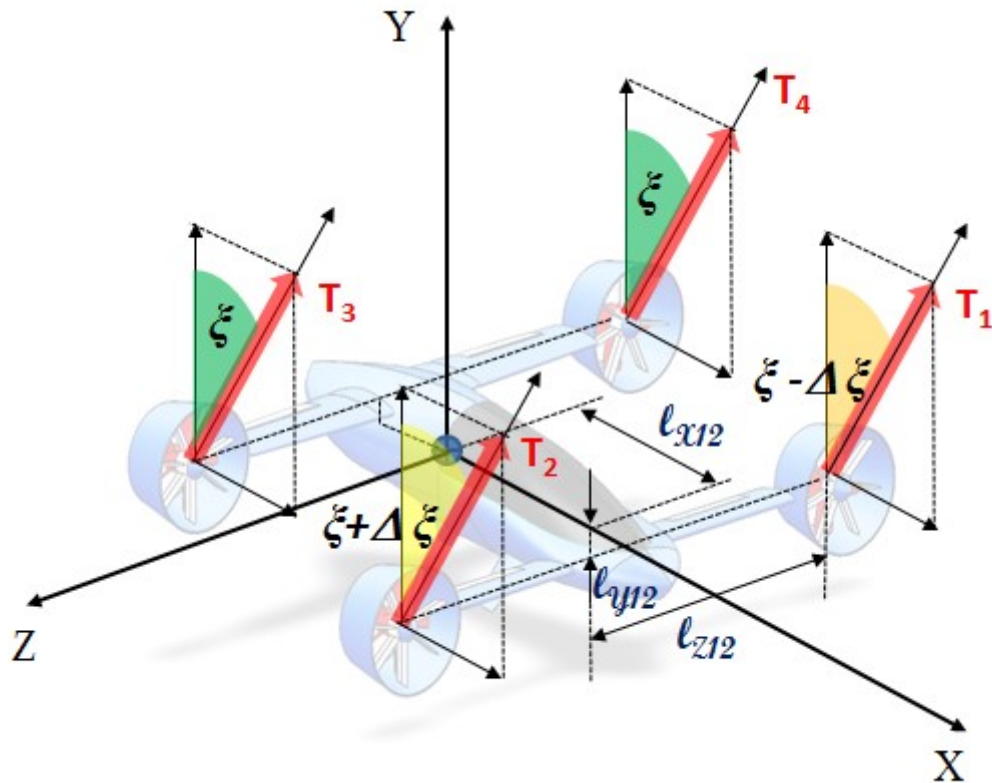


Рисунок 11 - Направление сил и моментов, создаваемых ВМГ

Значения сил тяги ВМГ рассчитывается по формуле:

$$T_i = g a_d \rho n_i^2 D^4,$$

где  $T_i$  – сила тяги  $i$ -го двигателя;  $i$  – номер двигателя ВМГ ( $i=1,2,3,4$ );  $D$  – диаметр винта;  $a_d$  – коэффициент тяги винта;  $n_i$  – скорость вращения  $i$ -го двигателя;  $g$  – ускорение свободного падения;  $\rho$  – плотность воздушной среды.[15,20]

Проекции суммарного вектора силы тяги ВМГ на оси связанной системы координат БЛА при этом будут выглядеть следующим образом:

$$R_{x1} = (T_1 + T_2)\sin\xi_1 + (T_3 + T_4)\sin\xi_2,$$

$$R_{y1} = (T_1 + T_2)\cos\xi_1 + (T_3 + T_4)\cos\xi_2,$$

$$R_{z1} = 0,$$

где  $\xi_1, \xi_2$  – углы отклонения оси  $O_d Y_d$ , направления сил тяги пары двигателей от направления оси  $OY_1$ .

Момент силы тяги ВМГ, развиваемый вокруг оси  $OX_1$  БЛА.:

$$M_{xд} = L_{z12}(T_1 \cos(\xi_1 - \Delta\xi) - T_2 \cos(\xi_1 + \Delta\xi)) - L_{z34}(T_3 \cos\xi_2 + T_4 \cos\xi_2);$$

Момент силы тяги ВМГ, развиваемый вокруг оси  $OY_1$  БЛА:

$$M_{yд} = L_{z12}(-T_1 \sin(\xi_1 - \Delta\xi) + T_2 \sin(\xi_1 + \Delta\xi)) + L_{z34}(T_3 \sin\xi_2 - T_4 \sin\xi_2),$$

где  $L_{z12}$  - расстояние от приложения сил ВМГ первого крыла до центра масс вдоль оси  $OZ$ ;  $L_{z34}$  - расстояние от приложения сил ВМГ второго крыла до центра масс вдоль оси  $OZ$

Момент силы тяги ВМГ, развиваемый вокруг оси  $OZ_1$  БЛА определяется соотношениями:

$$M_{zд} = M_{zд}^{Lx} + M_{zд}^{Ly},$$

$$M_{zд}^{Lx} = L_{x12}(T_1 \cos(\xi_1 - \Delta\xi) + T_2 \cos(\xi_1 + \Delta\xi)) - L_{x34}(T_3 \cos\xi_2 + T_4 \cos\xi_2),$$

$$M_{zд}^{Ly} = L_{y12}(T_1 \sin(\xi_1 - \Delta\xi) + T_2 \sin(\xi_1 + \Delta\xi)) - L_{y34}(T_3 \sin\xi_2 + T_4 \sin\xi_2),$$

где  $L_{x12}, L_{y12}$  - расстояние от приложения сил ВМГ первого крыла до центра масс вдоль осей  $OX$  и  $OY$  соответственно;  $L_{x34}, L_{y34}$  - расстояние от приложения сил ВМГ второго крыла до центра масс вдоль оси  $OX$  и  $OY$ .

### 3. Расчёт потребных управляющих отклонений органов управления

Для реализации универсального алгоритма расчёта управляющих сигналов необходимо воспользоваться уравнениями движения летательного аппарата. Рассмотрим алгоритм на примере «квадрокоптерного» режима – режима полёта на малых скоростях или стабилизации заданных координат вблизи заданной точки. В данном режиме преобразуемый беспилотный летательный аппарат может быть описан уравнениями движения, аналогичными используемым при исследовании динамики полета квадрокоптера [8]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{X} = (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \frac{T_{\Sigma}}{m} \\ \ddot{Y} = -g + (\cos \vartheta \cos \gamma) \frac{T_{\Sigma}}{m} \\ \ddot{Z} = (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \frac{T_{\Sigma}}{m} \\ \dot{\omega}_x = -\frac{I_{ZZ} - I_{YY}}{I_{XX}} \omega_y \omega_z + \frac{J_{TP}}{I_{XX}} \omega_z \Omega + \frac{M_x}{I_{XX}} \\ \dot{\omega}_y = -\frac{I_{XX} - I_{ZZ}}{I_{YY}} \omega_x \omega_z + \frac{M_y}{I_{YY}} - \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y \\ \dot{\omega}_z = -\frac{I_{YY} - I_{XX}}{I_{ZZ}} \omega_x \omega_y - \frac{J_{TP}}{I_{ZZ}} \omega_x \Omega + \frac{M_z}{I_{ZZ}} \end{array} \right.$$

В процессе моделирования использовались система нелинейных уравнений движения БЛА. Однако для выбора параметров алгоритмов системы управления уравнения движения были линеаризованы:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{X} = -\tilde{\vartheta}g \\ \ddot{Y} = \frac{T_{\Sigma}}{m} - g \\ \ddot{Z} = \tilde{\gamma}g \\ \dot{\omega}_x = \frac{M_x}{I_{xx}} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y}{I_{yy}} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{I_{zz}} \end{array} \right.$$

В качестве компонентов вектора управления в таком представлении выступают суммарная тяга и три управляющих момента – моменты крена, тангажа и рыскания. [9,19]

Так как суммарная тяга и управляющие моменты определяются положениями органов управления и режимами работы двигателей, можно получить закон этой зависимости в матричном виде:

$$\begin{array}{l} \left| \begin{array}{l} T_{\Sigma} \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{array} \right| = \left| \begin{array}{ccccccccc} 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ M_x^{T1} & M_x^{T2} & M_x^{T3} & M_x^{T4} & M_x^{\Delta\xi} & 0 & M_x^{\delta f} & M_x^{\delta r} & \\ M_y^{T1} & M_y^{T2} & M_y^{T3} & M_y^{T4} & M_y^{\Delta\xi} & 0 & 0 & M_y^{\delta r} & \\ M_z^{T1} & M_z^{T2} & M_z^{T3} & M_z^{T4} & M_z^{\Delta\xi} & M_z^{\delta e} & 0 & 0 & \end{array} \right| \left| \begin{array}{l} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ \Delta\xi \\ \delta_e \\ \delta_f \\ \delta_r \end{array} \right|, \text{ тогда} \end{array}$$

$$\left| \begin{array}{l} T_{\Sigma} \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{array} \right| = \mathbf{B} \left| \begin{array}{l} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ \Delta\xi \\ \delta_e \\ \delta_f \\ \delta_r \end{array} \right|,$$



где

$$\mathbf{B} = \begin{vmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & T^{\delta e} & 0 & 0 \\ M_x^{T1} & M_x^{T2} & M_x^{T3} & M_x^{T4} & M_x^{\Delta\xi} & 0 & M_x^{\delta f} & M_x^{\delta r} \\ M_y^{T1} & M_y^{T2} & M_y^{T3} & M_y^{T4} & M_y^{\Delta\xi} & 0 & 0 & M_y^{\delta r} \\ M_z^{T1} & M_z^{T2} & M_z^{T3} & M_z^{T4} & M_z^{\Delta\xi} & M_z^{\delta e} & 0 & 0 \end{vmatrix}$$

Элементы матрицы  $\mathbf{B}$  представляют собой эффективности управления, т.е. производные суммарной силы и моментов по каждой компоненте из вектора управляющих параметров. В зависимости от режима полета и конфигурации БЛА значения каждого элемента матрицы эффективности определяются с помощью расчетов или путем использования результатов продувок в АДТ.

Можно заметить, что количество неизвестных получается больше количества уравнений. Довольно известным методом решения такой системы уравнений для расчета требуемых значений параметров управления в таком случае является использование псевдообратной матрицы [13,25]. Тогда с помощью псевдообратной матрицы можно найти одно из решений уравнений.

$$\begin{vmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ \Delta\xi \\ \delta_e \\ \delta_f \\ \delta_r \end{vmatrix} = B^+ \begin{vmatrix} T_\Sigma \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{vmatrix}, \text{ где } B^+ = B^T(BB^T)^{-1}, B^+ \text{ - матрица, псевдообратная матрице } B.$$

Следовательно, из уравнений в таком виде можно получить тягу двигателей, изменение угла дифференциального наклона осей вращения передней пары двигателей и отклонения аэродинамических органов управления. Полученные

параметры подаются в качестве параметров управления в блок расчета сил и моментов модели динамики полета БЛА. Таким образом, управление БЛА происходит путём изменения моментов относительно связанных осей летательного аппарата и тяги двигателей.

Для того, чтобы управляющие параметры использовались в равной степени в пределах диапазона своего изменения, вводится диагональная нормирующая матрица  $w$ , зависящая от упомянутых диапазонов:

$$w = \begin{vmatrix} \frac{1}{T_{1m}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{T_{2m}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{T_{3m}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{T_{4m}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\Delta\xi_m^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\delta_{em}^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\delta_{fm}^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\delta_{rm}^2} \end{vmatrix}$$

Тогда выражение для псевдообратной матрицы примет вид:

$$B^+ = wB^T(BwB^T)^{-1}$$

Отметим, что если все параметры приведены к единому диапазону значений, из теории псевдообратных матриц следует, что норма решения, т.е. корень из суммы

квадратов нормированных значений всех полученных управляющих параметров, будет минимальной [8].

Стоит отметить, что матрица В состоит из эффективностей, зависящих от режима полета и конфигурации БЛА. Это означает, что используя данный алгоритм, можно рассчитать управляющие воздействия для любого из режимов полета, вне зависимости от того, в какой конфигурации были рассчитаны требуемые значения сил и моментов.

#### **4. Формирование управляющих сил и моментов**

##### **4.1 Режим стабилизации координат вблизи заданной точки**

При полёте на малых поступательных скоростях преобразуемый БЛА может быть описан уравнениями движения квадрокоптера. Управление в вертикальной плоскости реализуется изменением тяги. В горизонтальной плоскости БЛА управляется изменением угла тангажа. При этом структура системы управления будет состоять из контуров управления траекторным и угловым движением. [3,16,18,21] В контуре управления траекторным движением можно управлять линейным положением БЛА и формировать суммарную тягу и углы тангажа и крена. Также можно управлять БЛА по углу рыскания. В контуре управления угловым движением формируются управляющие моменты крена, тангажа и рыскания. Полученные моменты и суммарную тягу можно использовать для расчета управляющих воздействий с помощью псевдообратной матрицы. На выходе блока расчёта формируются управляющие сигналы, распределяемые по органам

управления. В данном режиме учитываются четыре тяги двигателей и угол дифференциального отклонения передних двигателей.

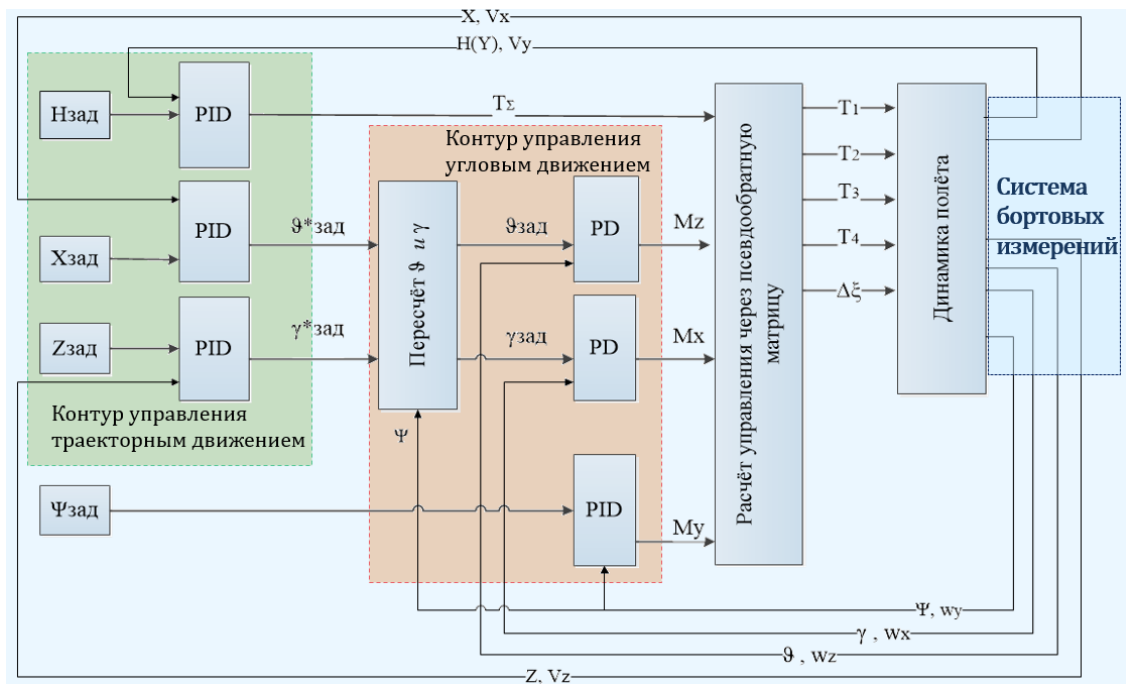


Рисунок 12 - Структурная схема системы управления в "вертолётном" режиме

## 4.2 Режим полета по заданной траектории

В режиме полета по заданной траектории в соответствии с режимом, определяемым путем задания значений скорости и высоты полета, формируются заданные значения составляющих сил  $F_{xg}$  и  $F_{yg}$  в продольной плоскости. Управление в «самолётном» режиме реализуется за счёт соразмерного изменения угла тангажа и суммарной тяги. Поэтому с помощью уравнений равновесия для горизонтального полёта определим зависимость этих переменных от требуемых значений горизонтальной и вертикальной составляющих сил:

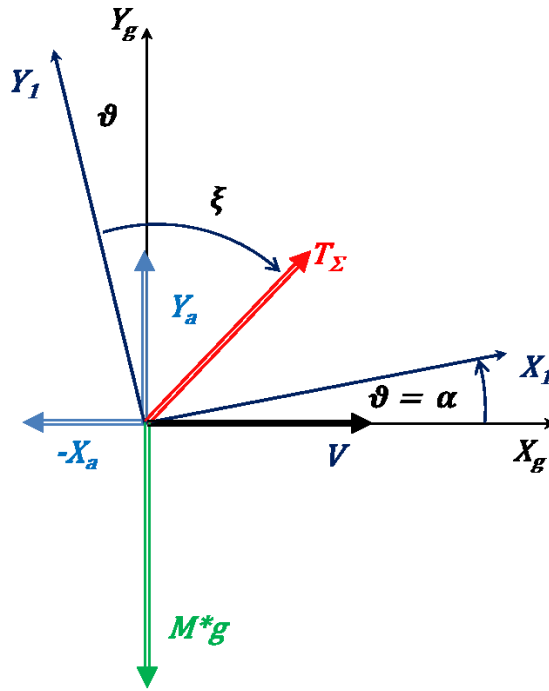


Рисунок 13 – Схема сил, приложенных к центру масс БЛА в горизонтальном полете

Уравнения равновесия сил, в зависимости от изменения угла отклонения осей вращения двигателей и от угла тангажа, имеют вид:

$$\begin{cases} F_{xg} = T_{\Sigma} \sin(\xi - \vartheta) - X_a \\ F_{yg} = T_{\Sigma} \cos(\xi - \vartheta) + Y_a \end{cases}$$

Линеаризуя данные уравнения, представим их в матричном виде:

$$\begin{cases} F_{xg} = T_{\Sigma} \sin \xi - T_{\Sigma} \cos \xi * \vartheta + X^{\alpha} \vartheta \\ F_{yg} = T_{\Sigma} \cos \xi + T_{\Sigma} \sin \xi * \vartheta + Y^{\alpha} \vartheta \end{cases}$$

ИЛИ

$$\begin{vmatrix} F_{xg} \\ F_{yg} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \sin \xi & -mg \cos \xi \\ \cos \xi & mg \sin \xi + Y^{\alpha} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} T_{\Sigma} \\ \vartheta \end{vmatrix} = A \begin{vmatrix} T_{\Sigma} \\ \vartheta \end{vmatrix},$$

$$\text{где } A = \begin{vmatrix} \sin \xi & -mg \cos \xi \\ \cos \xi & mg \sin \xi + Y^{\alpha} \end{vmatrix}$$

Решая эти уравнения, можно сформировать заданные значения суммарной тяги двигателей и угла тангажа в зависимости от требуемых значений горизонтальной и вертикальной составляющих сил, рассчитываемых с помощью алгоритмов блока управления траекторным движением БЛА:

$$\begin{vmatrix} T_{\Sigma\text{зад}} \\ \vartheta_{\text{зад}} \end{vmatrix} = A^{-1} \begin{vmatrix} F_{xg} \\ F_{yg} \end{vmatrix}.$$

Управление в боковом канале выполняется путем формирования заданных значений углов крена и рыскания, которые, в свою очередь определяются на основании заданных координат промежуточных пунктов маршрута. [5]

В зависимости от боковых отклонений от заданной линии пути, соединяющей промежуточные пункты маршрута, формируется заданный угол крена:

$$\gamma_{\text{зад}} = K_z \Delta z - K_{vz} V_z,$$

где  $\Delta z$  – боковое смещение относительно заданной линии пути,  $V_z$  - скорость в направлении, перпендикулярном линии пути.

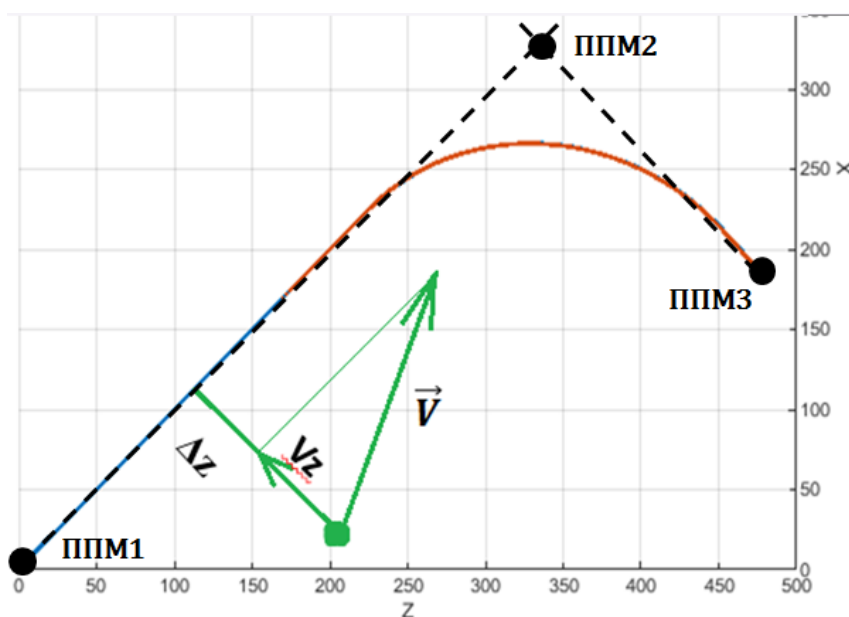


Рисунок 14 - Траектория полёта по заданной линии пути

Коэффициенты  $K_{vz}$  и  $K_z$  выбираются с учетом быстродействия управления в канале крена и диапазона допустимых значений угла крена

Заданная трасса полета прокладывается в виде последовательности отрезков прямых линий, составляющих ломаную линию. Отсчет отклонений  $\Delta z$  от заданной линии пути производится относительно этой линии по перпендикуляру к её отдельным составляющим. Переход отсчета с одного отрезка на другой начинается с боковым упреждением разворота (БУР).

Заданные значения углов тангажа, крена и рыскания передаются в контур управления угловым положением, где происходит формирование требуемых управляющих моментов относительно всех трех осей связанной системы координат. Моменты в совокупности с суммарной тягой поступают на вход блока формирования отклонений органов управления, при этом используется описанный выше алгоритм с применением псевдообратной матрицы и оценок эффективности

располагаемых органов управления в каждом канале. В данном режиме полета, помимо тяги всех четырёх двигателей и угла дифференциального отклонения передних двигателей, задействованы и аэродинамические рулевые поверхности - элевоны, флапероны и руль направления (рис.15).

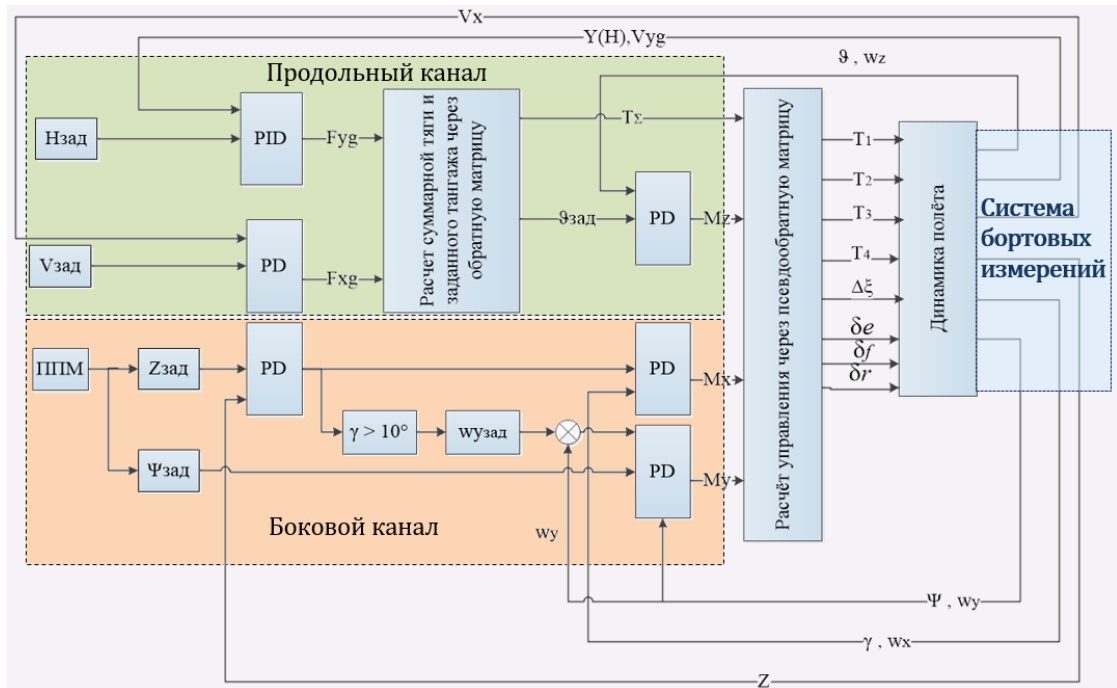


Рисунок 15 - Структурная схема системы управления в "самолетном" режиме

## 5. Область допустимых углов наклона осей вращения двигателей в зависимости от скорости и тяги

Чтобы выяснить, в каком диапазоне могут изменяться углы наклона осей вращения двигателей  $\xi$  в зависимости от скорости полета, необходимо рассмотреть уравнения равновесия для горизонтального полёта БЛА:

$$\begin{cases} T_{\Sigma} \sin(\xi - \vartheta) - C_x \frac{\rho V^2}{2} S = 0 \\ T_{\Sigma} \cos(\xi - \vartheta) + C_y \frac{\rho V^2}{2} S - mg = 0 \end{cases} ;$$



$$\begin{cases} T_{\Sigma} [\sin \xi \cos \vartheta - \cos \xi \sin \vartheta] - C_x \frac{\rho V^2}{2} S = 0 \\ T_{\Sigma} [\cos \xi \cos \vartheta - \sin \xi \sin \vartheta] + C_y \frac{\rho V^2}{2} S - mg = 0 \end{cases};$$

Считая, что угол тангажа мал, полагаем  $\cos \vartheta \approx 1$  и  $\sin \vartheta \approx \vartheta$ , тогда запишем уравнения в следующем виде:

$$\begin{cases} T_{\Sigma} \sin \xi - T_{\Sigma} \cos \xi \vartheta - C_x \frac{\rho V^2}{2} S = 0 \\ T_{\Sigma} \cos \xi - T_{\Sigma} \sin \xi \vartheta - C_y \frac{\rho V^2}{2} S - mg = 0 \end{cases};$$

$$T_{\Sigma} - \sin \xi C_x \frac{\rho V^2}{2} S + \cos \xi C_y \frac{\rho V^2}{2} S - mg \cos \xi = 0$$

$$T_{\Sigma} = \frac{\rho V^2}{2} S (C_x \sin \xi - C_y \cos \xi) + mg \cos \xi$$

Тогда при  $\xi = 0$ :

$$C_y \frac{\rho V^2}{2} S \vartheta - mg \vartheta - C_x \frac{\rho V^2}{2} S = 0$$

При  $\xi = 90^\circ$ :

$$C_x \frac{\rho V^2}{2} S \vartheta + C_y \frac{\rho V^2}{2} S - mg = 0$$

Таким образом, из условия равновесия получим балансирующие значения угла тангажа БЛА на различных углах наклона двигателей в зависимости от скорости:

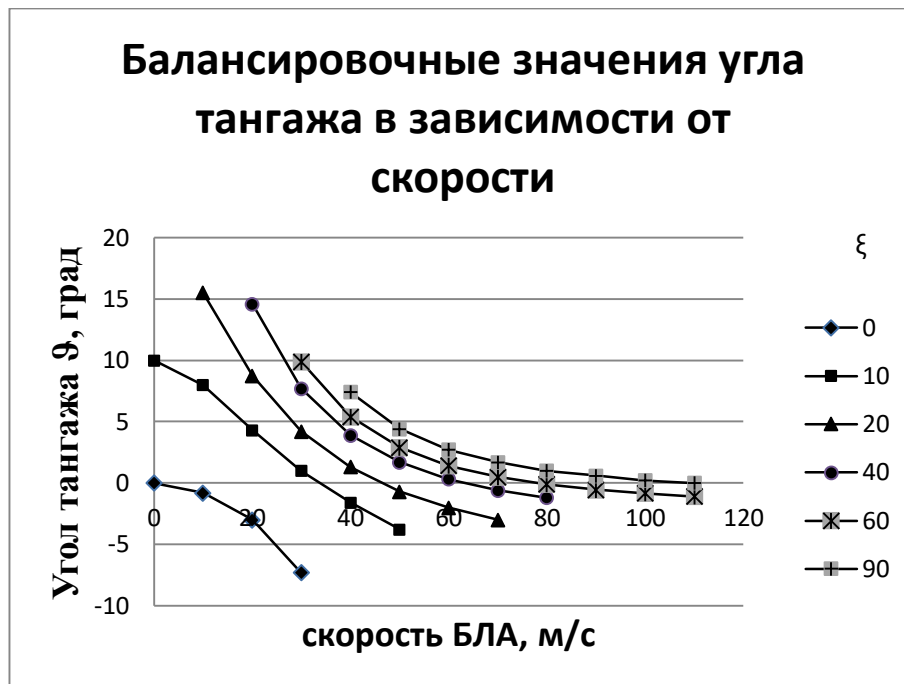


Рисунок 16 – Балансировочное значение угла тангажа БЛА в зависимости от скорости полета БЛА

Балансировочные значения тяги БЛА на различных углах наклона двигателей в зависимости от скорости имеют вид:

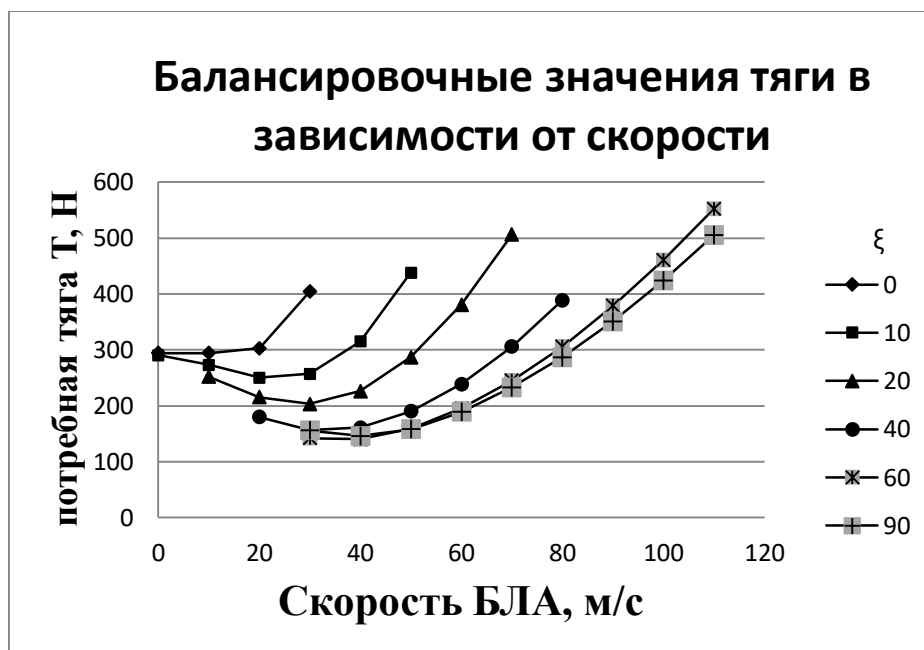


Рисунок 17 – Балансировочное значение тяги в зависимости от скорости полета БЛА

Таким образом, выбирая на каждой скорости угол наклона двигателей, для которого балансирующий угол тангажа (равный для режима ГП углу атаки БЛА), а тяга минимальна или, по крайней мере, находятся в диапазоне располагаемых значений, можно определить рекомендуемый закон изменения углов наклона осей вращения двигателей в зависимости от скорости полёта:

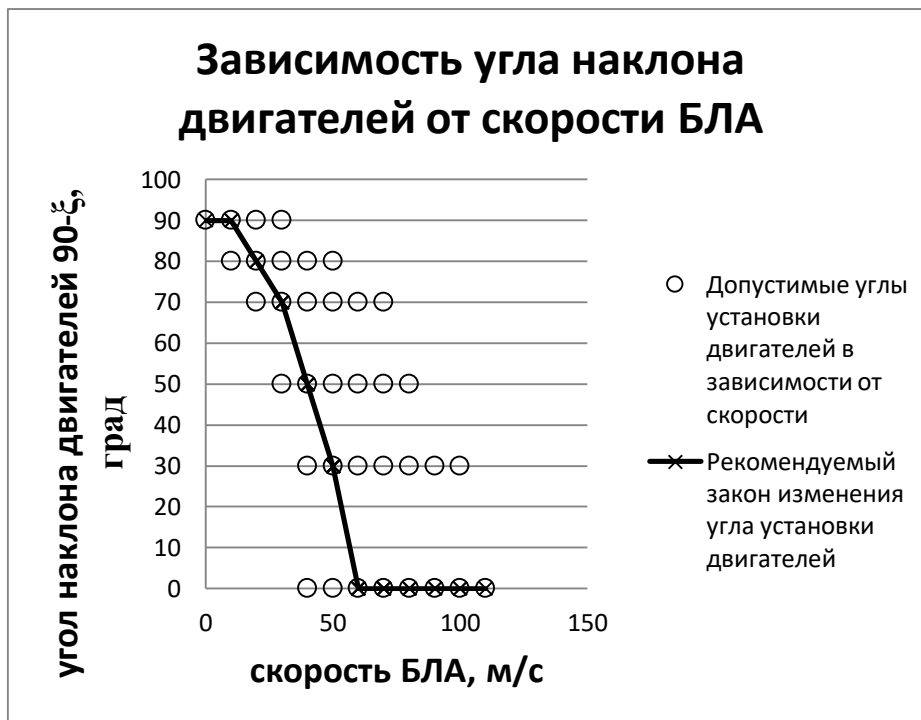


Рисунок 18 - Область изменения угла установки двигателей

## 6. Примеры моделирование типовых режимов полёта

На основе разработанных алгоритмов системы управления конвертопланом было проведено моделирование основных этапов полёта. В частности – полёт на малых скоростях вблизи заданной точки и полёт по заданной траектории на высоких скоростях.

На рисунке проиллюстрирована траектория перемещения конвертоплана вблизи контрольной точки по заданной траектории, с последовательным изменением и последующей стабилизацией высоты и смещений вдоль оси OX и OZ.

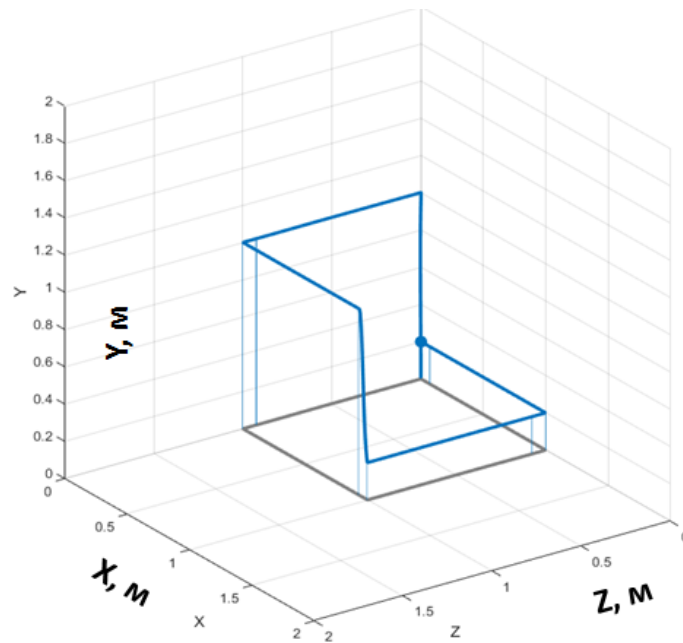


Рисунок 19 - Траектория полёта вблизи заданной точки

При этом текущие параметры траектории БЛА отслеживают заданные значения с требуемыми характеристиками качества, которые в данном случае определялись требуемым временем переходного процесса и отсутствием статической ошибки и перерегулирования:

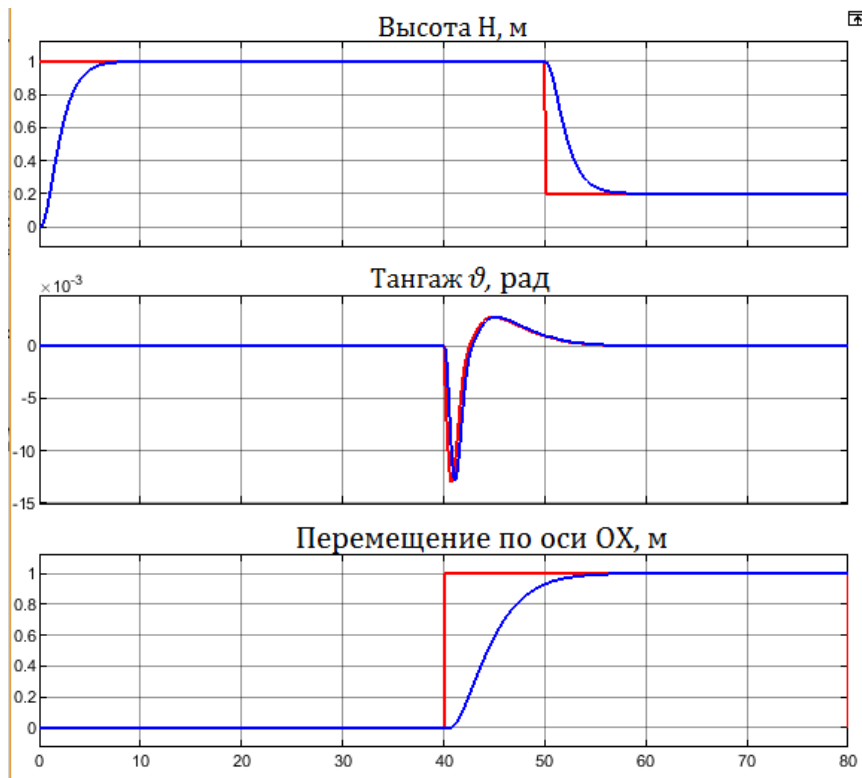


Рисунок 20 - Изменение параметров БЛА при полёте вблизи заданной точки

На основе разработанных алгоритмов системы управления также был промоделирован полёт по заданной линии пути, определяемой промежуточными пунктами маршрута (ППМ). На рисунке 21 изображена траектория полёта. Летательный аппарат выполняет взлет вертикально «по-вертолётному» с вертикально ориентированными двигателями и по достижении высоты 10 м начинает увеличивать скорость в горизонтальной плоскости. По мере увеличения скорости двигатели отклоняются в продольной плоскости в соответствии с рекомендуемым законом. При достижении максимального значения скорости двигатели располагаются полностью горизонтально по отношению к продольной оси БЛА. Таким образом, полет по маршруту выполняется в квадрокоптерной конфигурации (начальный этап полета, включая разгон до 10 м/с и допорот по

направлению к ППМ1), затем в переходной конфигурации, включая этап выполнения бокового упреждения разворота при прохождении точки ППМ2 и доворота по курсу до направления к точке ППМ3 и, наконец, в самолетной:

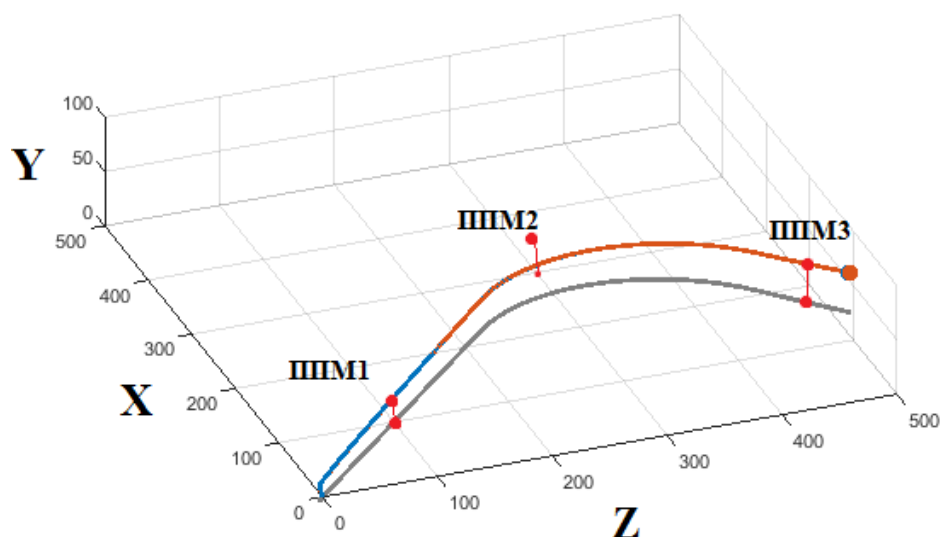


Рисунок 21 - Траектория полёта БЛА по заданной линии пути

На всех этапах полета текущие параметры БЛА соответствуют заданным значениям. На графике видно постепенное изменение конфигурации БЛА за счет изменения угла наклона двигателей в соответствии с изменением скорости полёта.

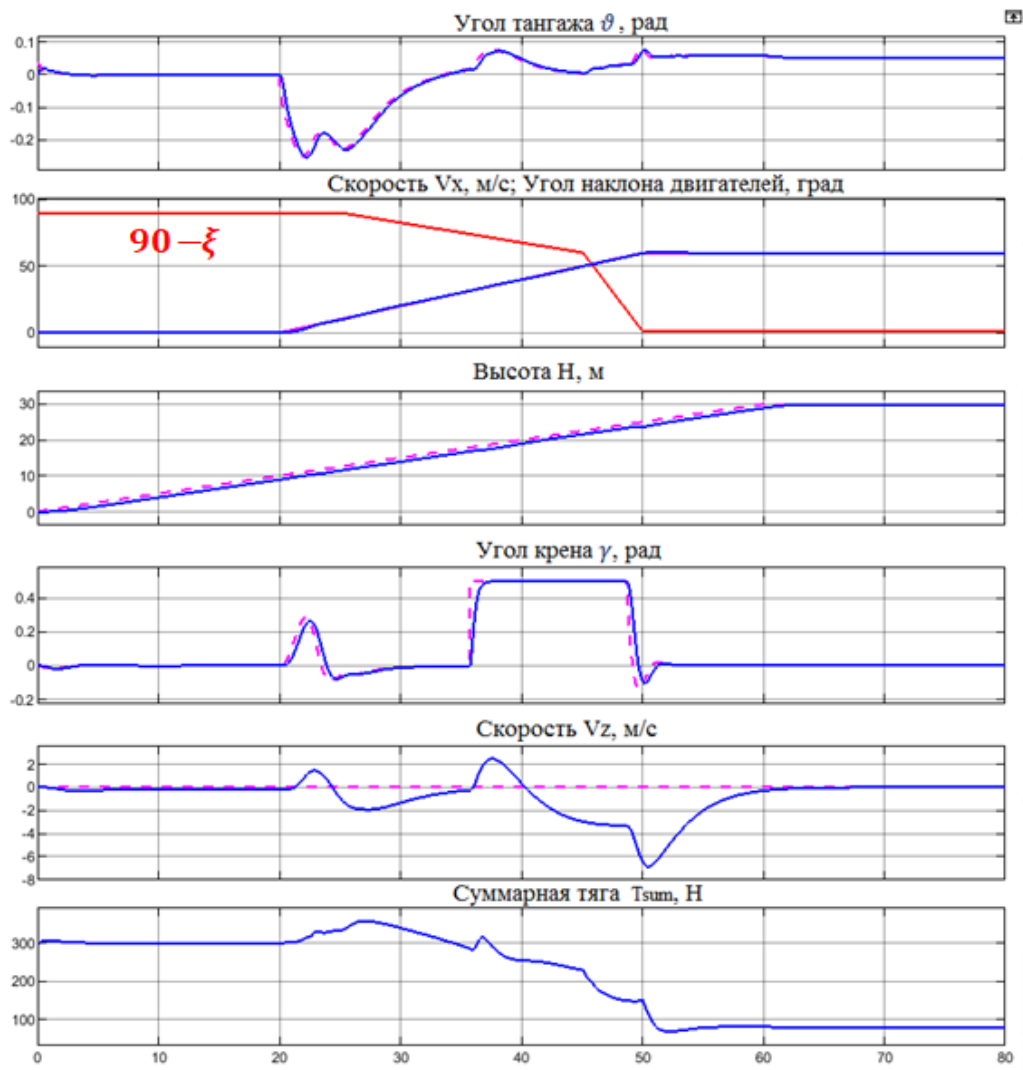


Рисунок 22 - Изменение параметров БЛА при полёте по заданной траектории

## 7. Анализ возможности обеспечения управляемости при отказе органов управления

Избыточность органов управления по сравнению с количеством контролируемых параметров позволяет поставить задачу анализа отказобезопасности системы управления, т.е., рассмотреть возможность обеспечить продолжение управляемого полета после возникновения отказа одного или

нескольких исполнительных элементов. Системы управления, обеспечивающие такую возможность, называют «устойчивыми к отказам» (fault-tolerant) [22,24].

Рассматривались два варианта парирования последствий отказа аэродинамических рулей – элеронов и флапперонов – на режиме крейсерского полета при управлении углами крена и тангажа. В этом случае в штатном случае мы имеем четыре рулевых поверхности  $\delta_{f1}, \delta_{f2}, \delta_{e3}, \delta_{e4}$ , с помощью отклонений которых формируются заданные значения моментов относительно продольной и поперечной осей, как было изложено в разделе

В первом случае («*пассивное парирование отказа*»), при постоянном законе формирования отклонений рулей с использованием информации об эффективности каждого из них:

$$\hat{D} = B^+ M_{\text{зад}},$$

где

$$B^+ = wB^T(BwB^T)^{-1},$$

D – столбец отклонений рулевых поверхностей  $\begin{bmatrix} \delta_{f1} \\ \delta_{f2} \\ \delta_{e3} \\ \delta_{e4} \end{bmatrix}$ ,

M – столбец проекций суммарного момента на продольную и поперечную оси

B – матрица эффективностей

W – весовая матрица, учитывающая степень влияния каждой рулевой поверхности на формирование моментов.



При этом фактическое значение, вычисляемое как

$$M = BD$$

при отказе, например, рулевой поверхности №4 ( $\delta_{e4}$ ), будет отличаться от  $M_{зад}$ . Это может рассматриваться как внешнее возмущение, которое должно парироваться САУ (рис. 23):

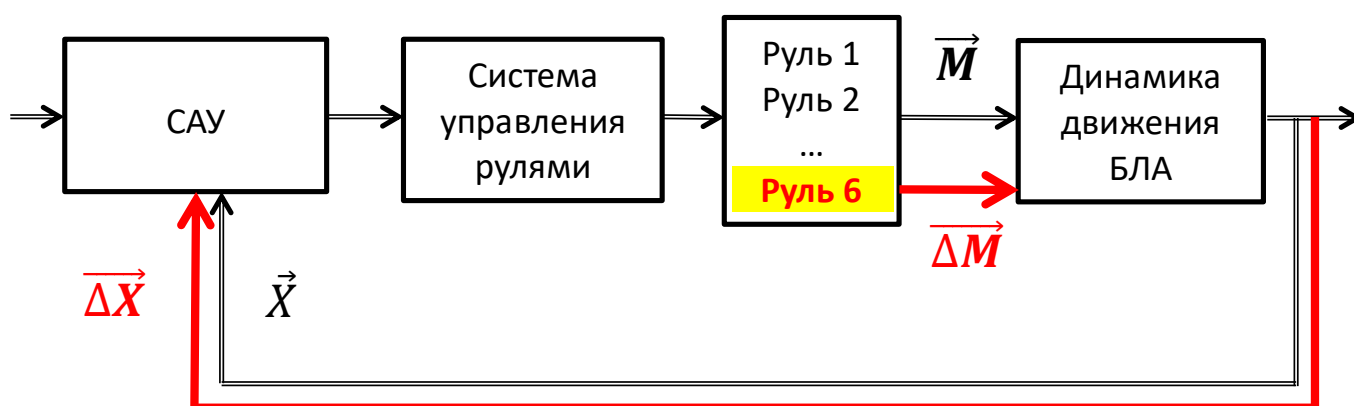


Рисунок 23 - Пассивное парирование отказов

В этом случае вместо ПИД-регуляторов должны использоваться алгоритмы, устойчивые к изменению характеристик системы управления («робастные»)[4,7]. В качестве такого алгоритма был выбран регулятор, реализованный на основе концепции обратной задачи динамики (ОЗД-регулятор) [11,27]. Примеры моделирования работы системы автоматического управления в случае, когда все органы управления были задействованы, и в различных комбинациях отказов приведены на рис. 24 - рис. 32. В приведенных примерах для сравнения в канале крена контура угловой стабилизации использовался ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор.

На графиках показаны как переходные процессы по углам крена и тангажа в сравнении с их заданными значениями, так и командные сигналы, сформированные на уровне заданных моментов  $M_x$  и  $M_y$  и на уровне отклонений аэродинамических органов управления  $\delta_{f1}, \delta_{f2}, \delta_{e3}, \delta_{e4}$ , рассчитанных с учетом матрицы коэффициентов эффективности управления.

Для сравнения приведены заданные значения управляющих параметров (моментов и органов управления) и фактически реализуемых, с учетом располагаемых диапазонов отклонений и отказов.

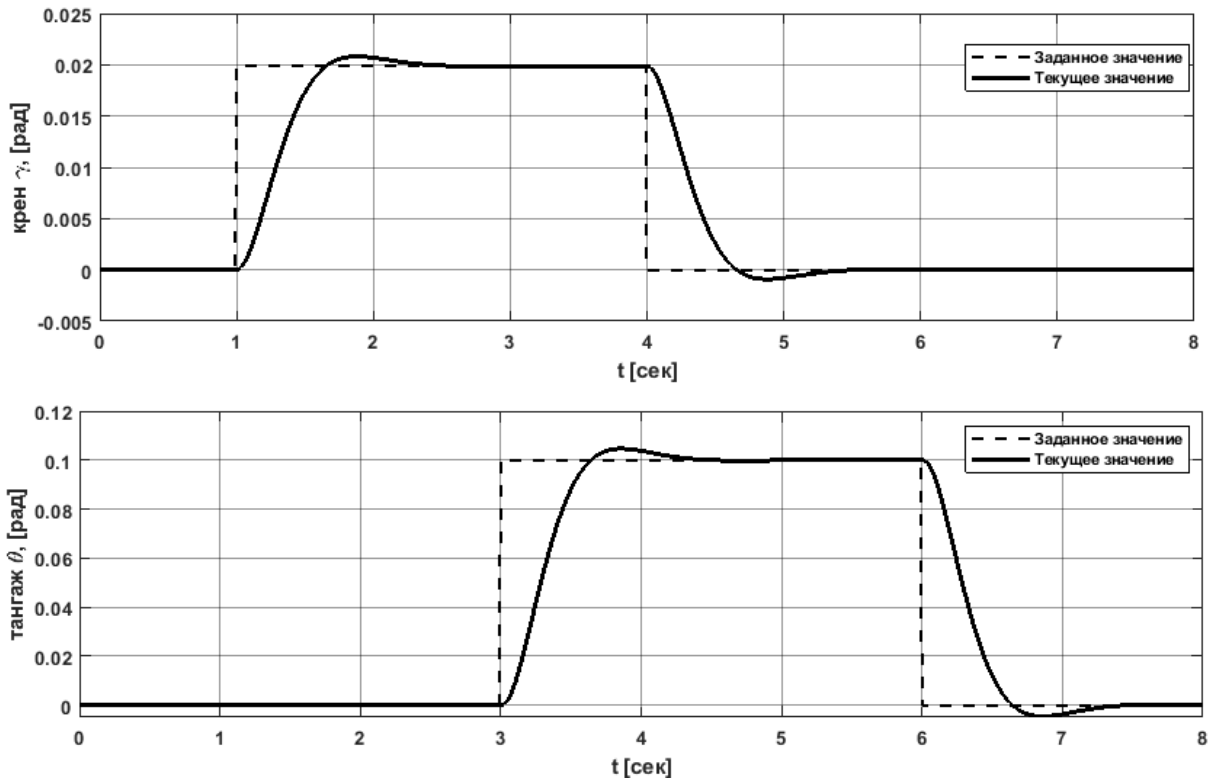


Рисунок 24 - Изменение углов крена и тангажа при правильно работающей системе (без отказов)

В канале крена - ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор

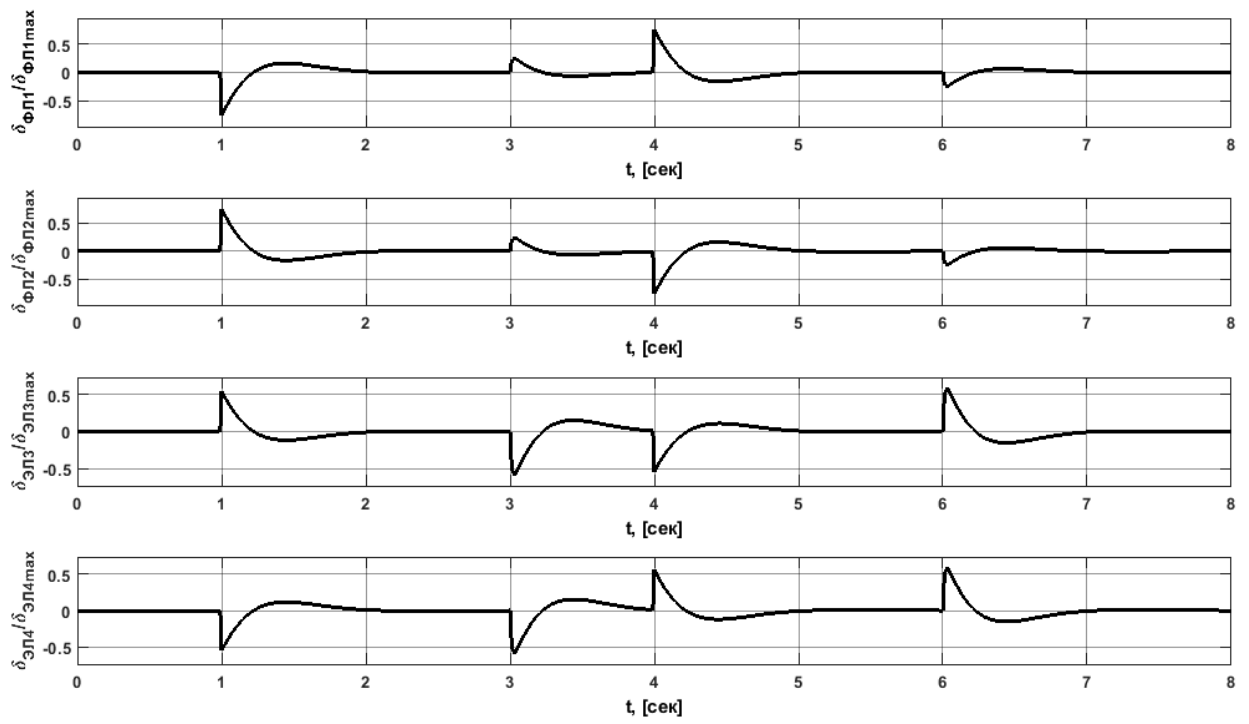


Рисунок 25 - Отклонение *рулевых поверхностей* при правильно работающей системе  
(без отказов)

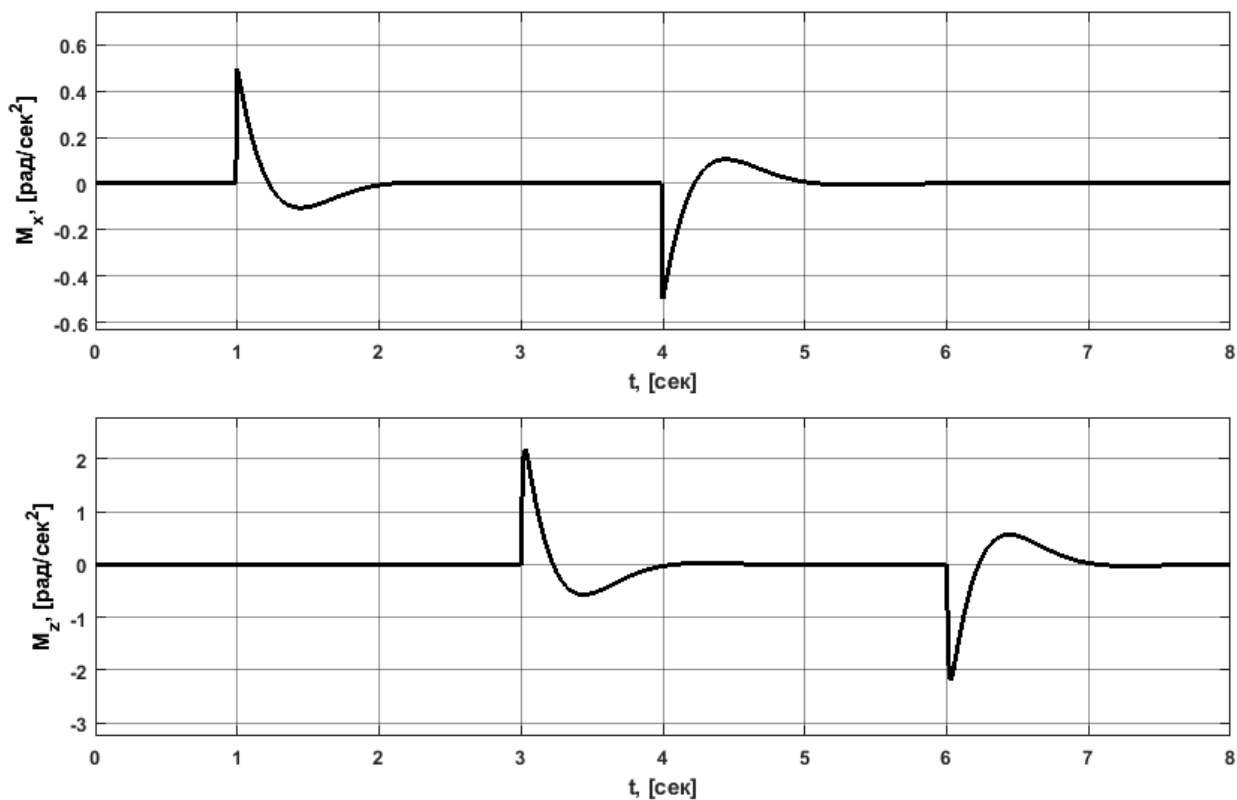


Рисунок 26 - Изменение *моментов* крена и тангажа при правильно работающей системе (без отказов)

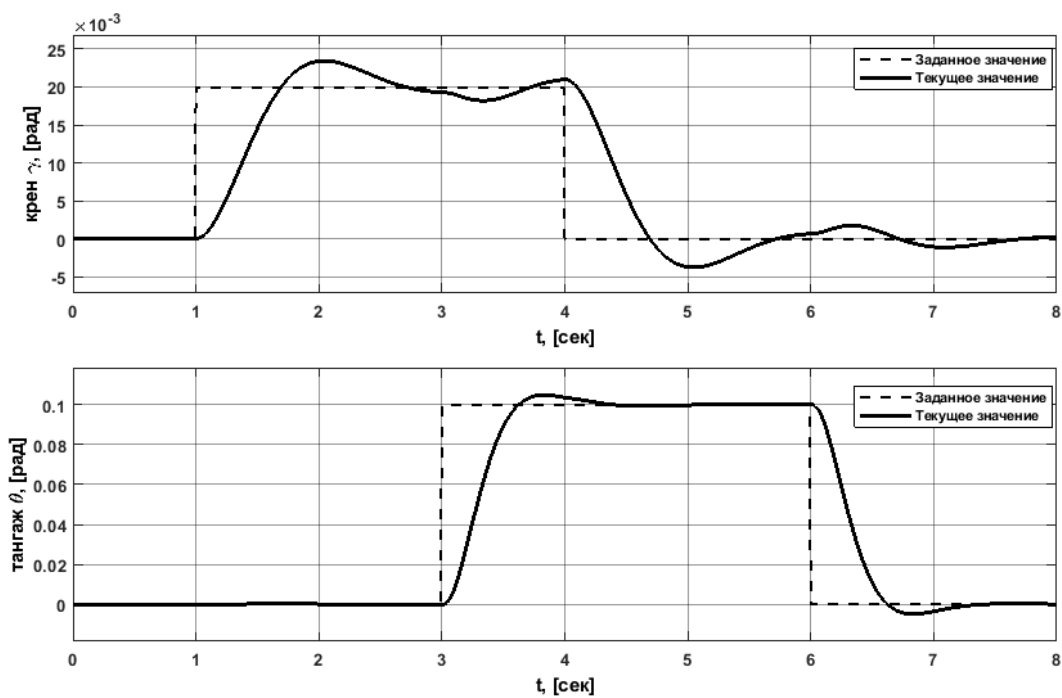


Рисунок 27 – Изменение углов крена и тангажа при отказе левого флапперона и левого элевона; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор

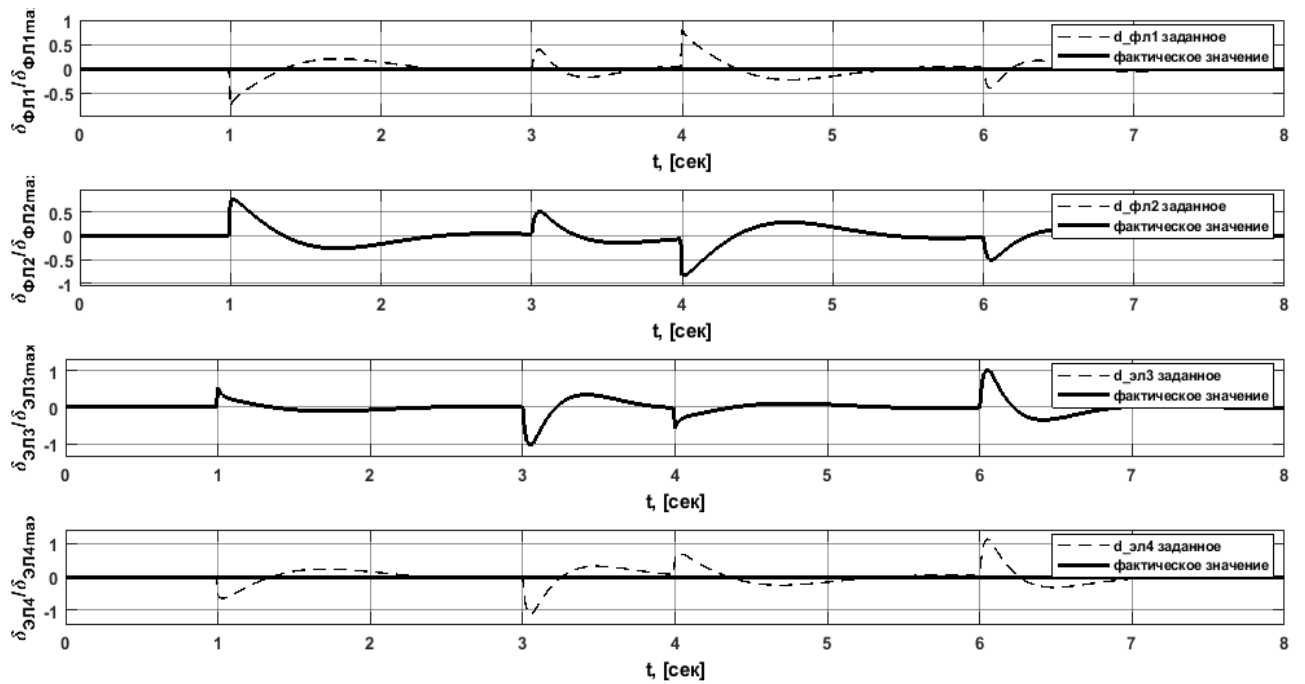


Рисунок 28 – Отклонение рулей при отказе левого флапперона и левого элевона; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор

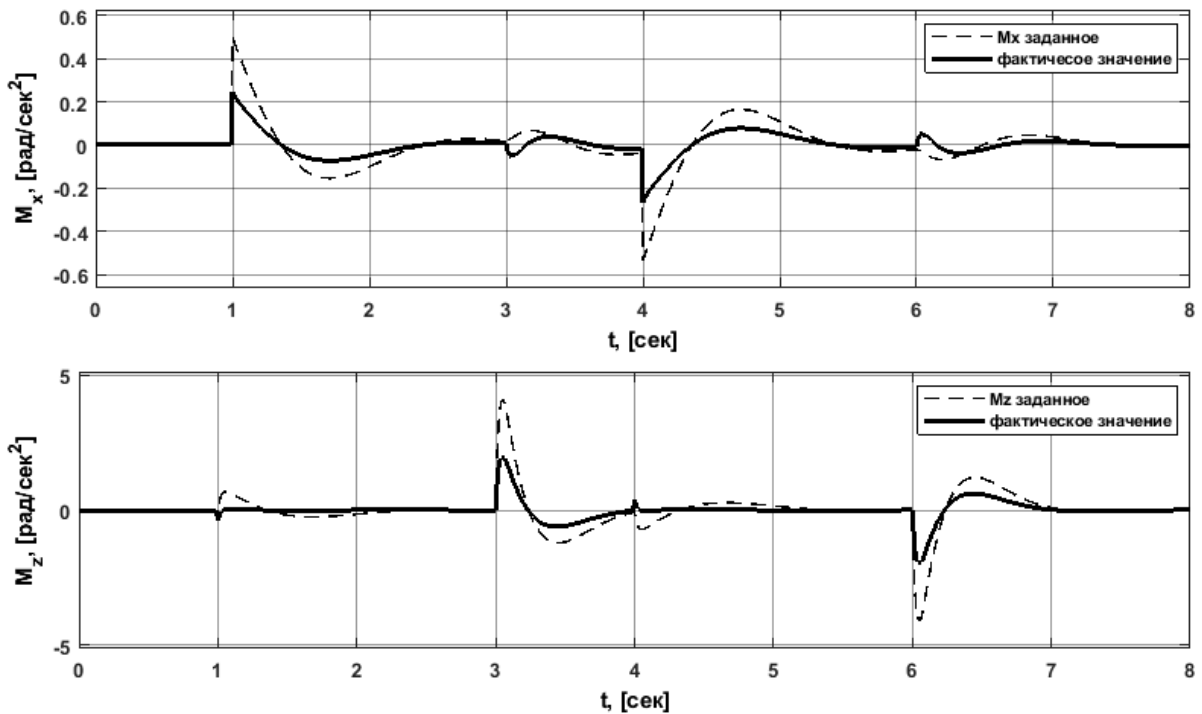


Рисунок 29 – Изменение моментов крена и тангажа при отказе левого флапперона и левого элевона; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор

Во втором случае («*активное парирование отказа*»), при возникновении отказа происходит реконфигурация системы управления рулями.

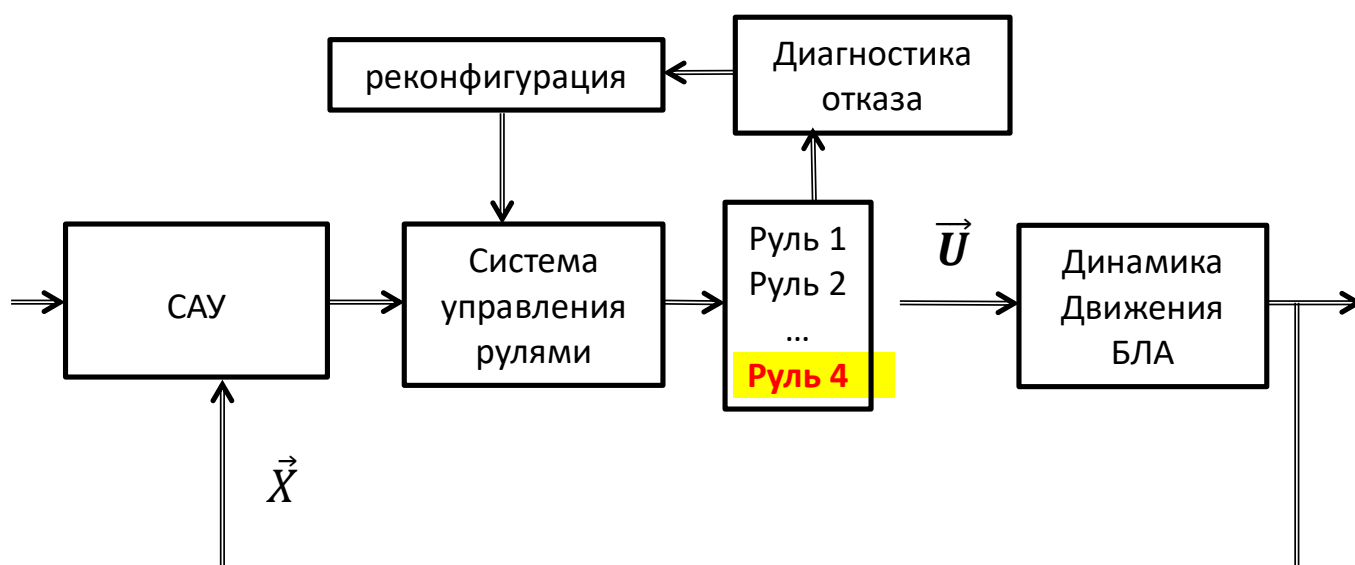


Рисунок 30 - Активное парирование отказов

Например, при отказе руля № 4 расчет заданных значений отклонений будет выполняться с весовой матрицей  $W$ , у которой диагональный элемент, соответствующий отказавшему рулю, будет положен равным нулю.

$$w = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \Rightarrow w = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix}$$

В этом случае для системы управления отказ фактически не существует (в тех случаях, когда реконфигурация позволяет сохранить управляемость, в частности – отказавший руль находится в нейтральном положении и эффективности оставшихся рулей достаточно для создания требуемых угловых ускорений), так как

формируемое управляющее воздействие  $M_{зад}$  без искажения передается на объект управления.

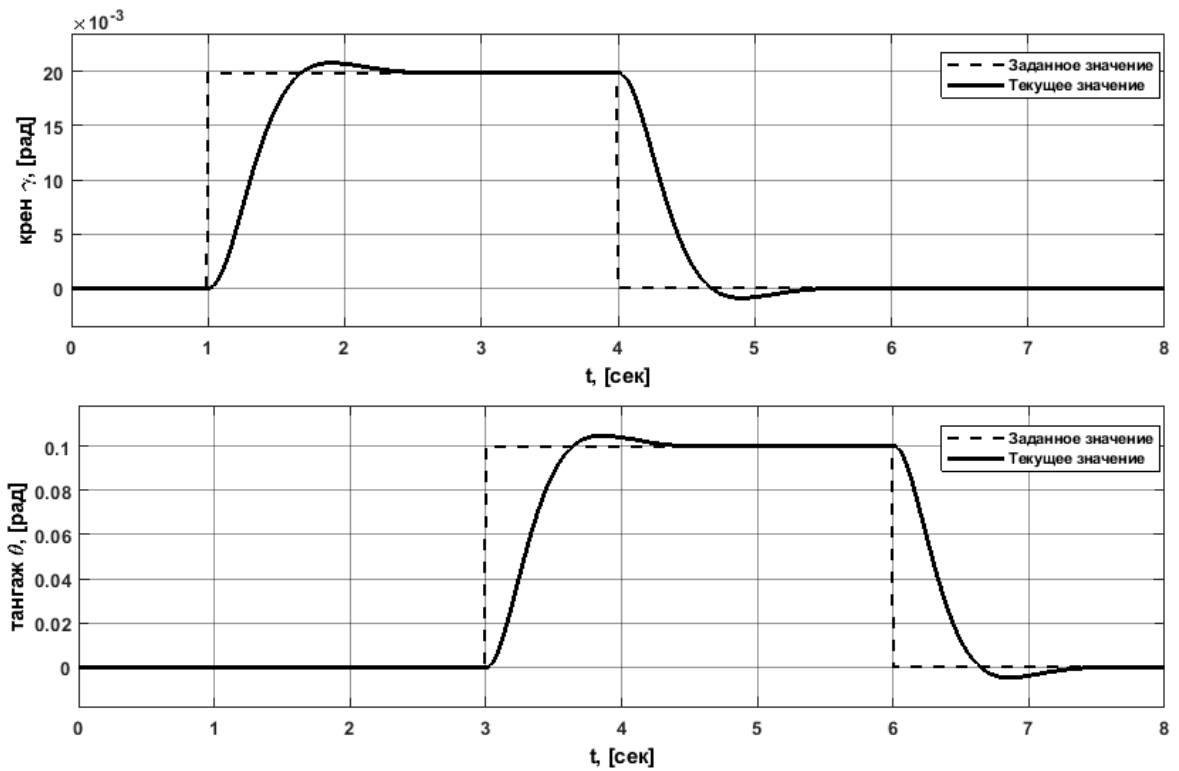


Рисунок 31 – Изменение углов крена и тангажа при отказе левого флапперона и левого элевона, реконфигурация; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор

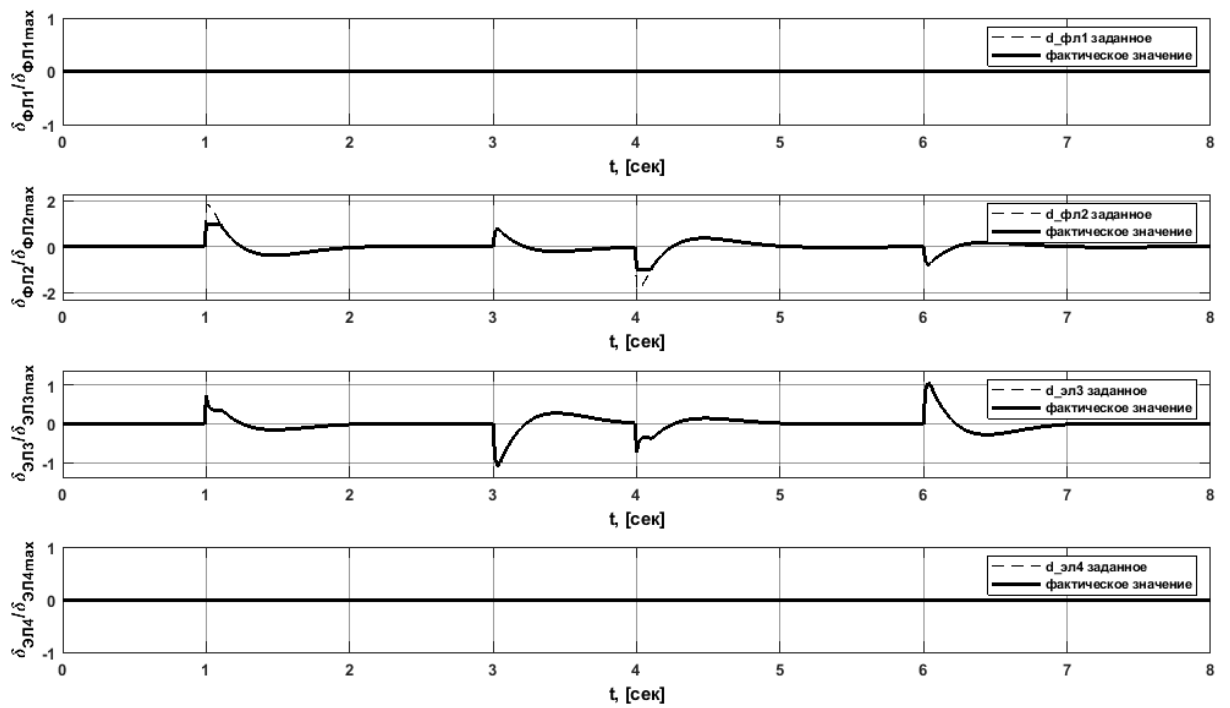


Рисунок 32 –Отклонение рулей при отказе левого флашперона и левого элевона, реконфигурация; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор, незначительный выход за ограничения



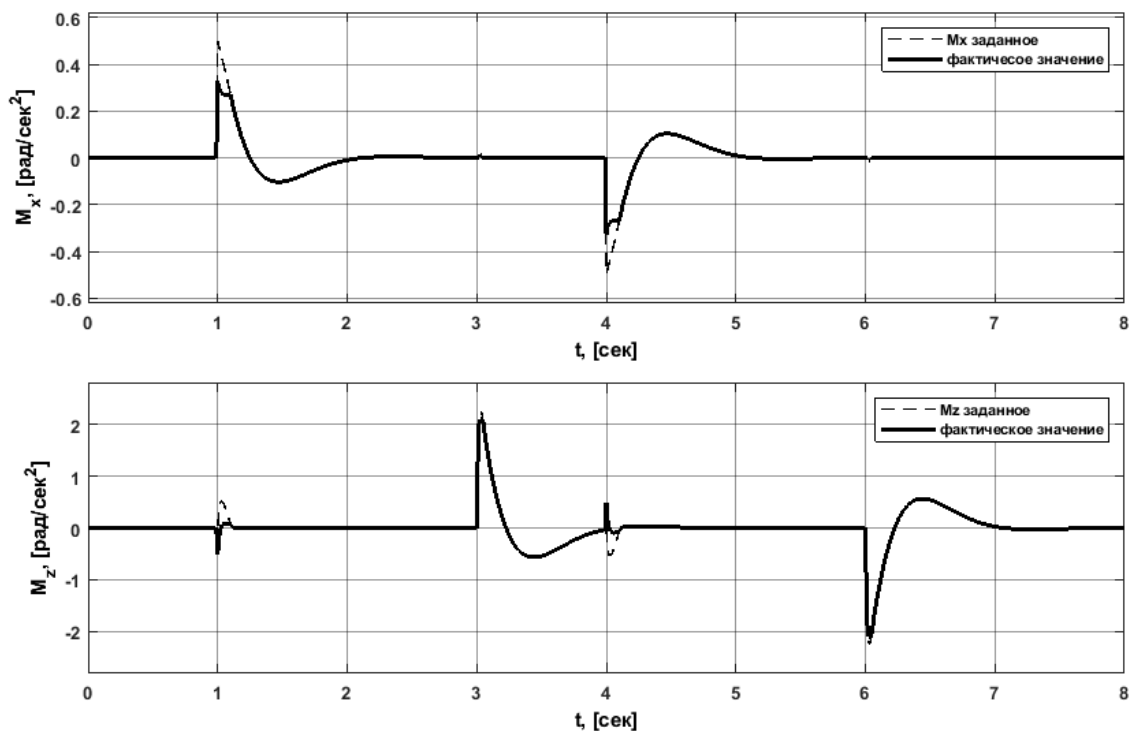


Рисунок 33 – Изменение моментов крена и тангажа при отказе левого флапперона и левого элевона, реконфигурация; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор, незначительный выход за ограничения

Наличие ограничений на перемещения органов управления (в данном случае – аэродинамических рулей) приводит к тому, что диапазон воспроизводимых угловых ускорений существенно уменьшается, поэтому даже с использованием активного парирования отказов рекомендуется учесть в настройках контроллеров управления располагаемый диапазон управляющих моментов (рис.).

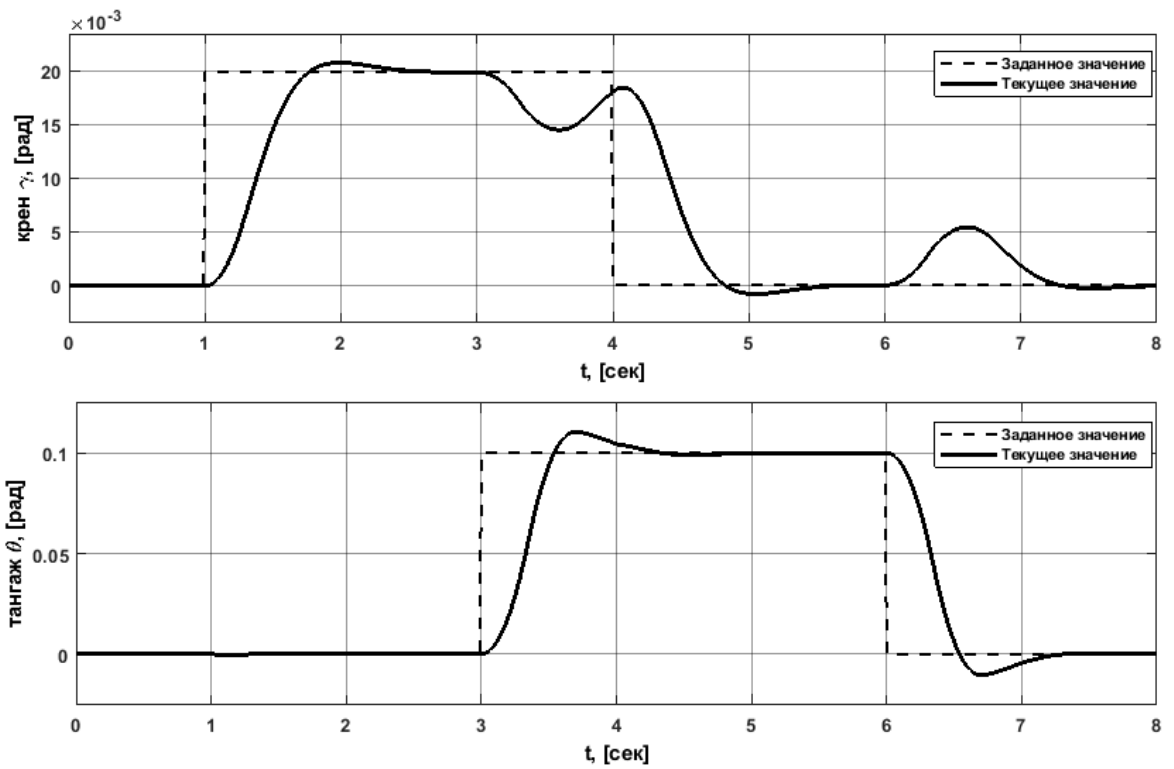


Рисунок 34 – Изменение углов крена и тангажа при отказе левого флапперона и правого элевона, реконфигурация; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор, существенный выход управления за ограничения

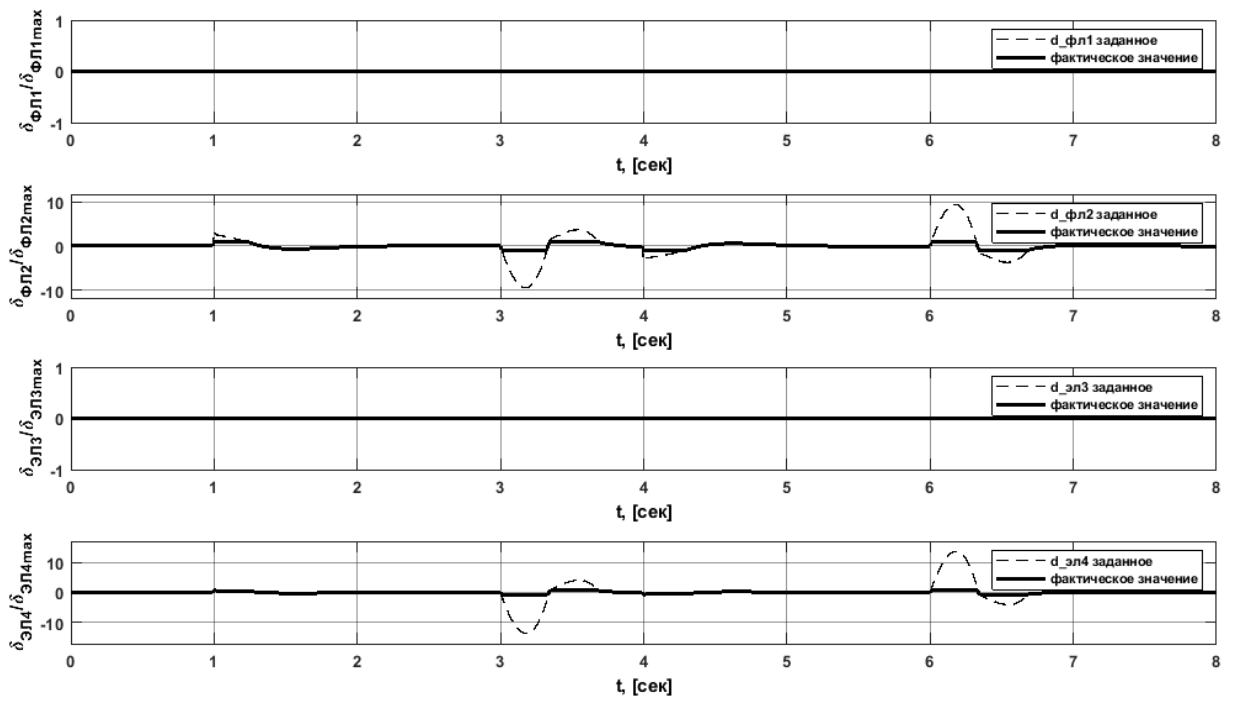


Рисунок 35 –Отклонение рулей при отказе левого флапперона и правого элевона, реконфигурация; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор, существенный выход за ограничения

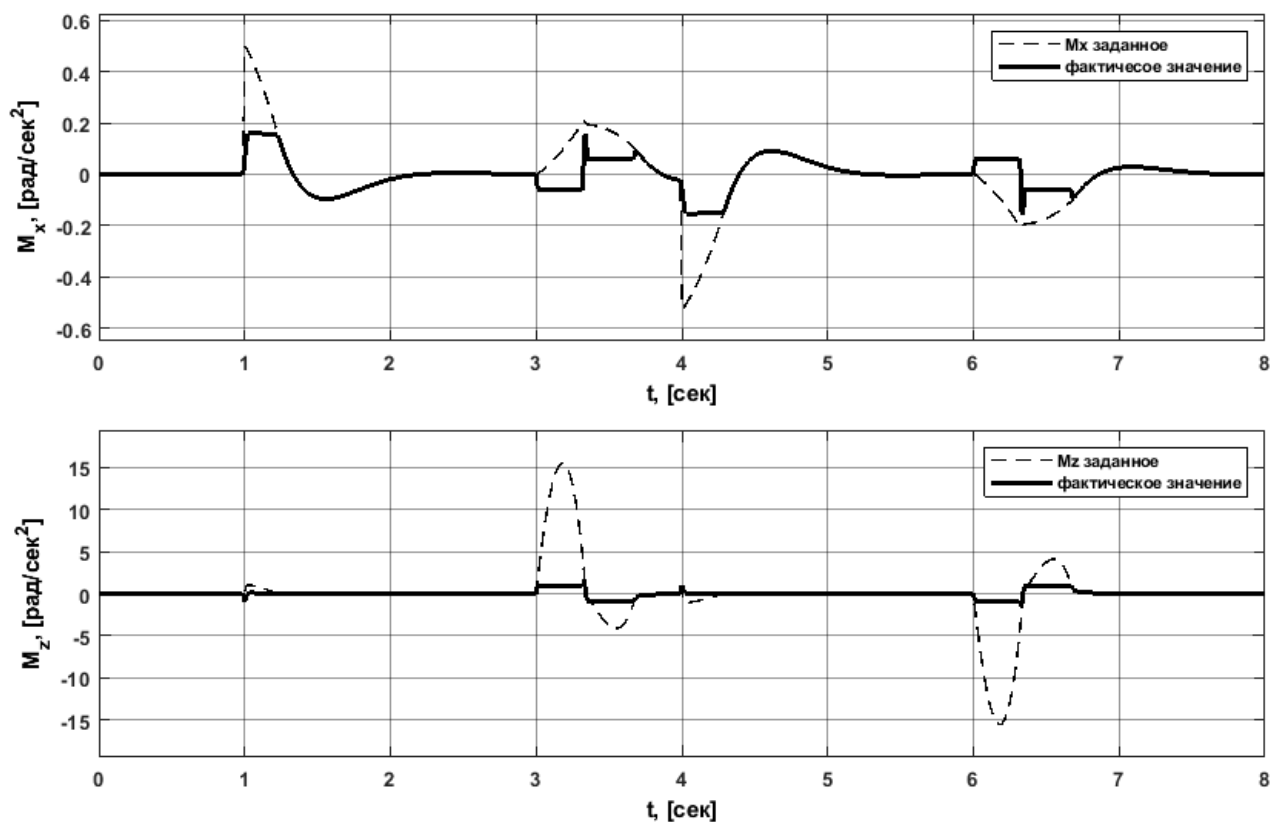


Рисунок 36 – Изменение моментов крена и тангажа при отказе левого флапперона и правого элевона, реконфигурация; в канале крена ПД-регулятор, в канале тангажа – ОЗД-регулятор, существенный выход за ограничения

На рисунках ниже приведены для сравнения границы располагаемых угловых ускорений в каналах крена и тангажа при всех работающих органах управления и при отказе одного или двух элементов.

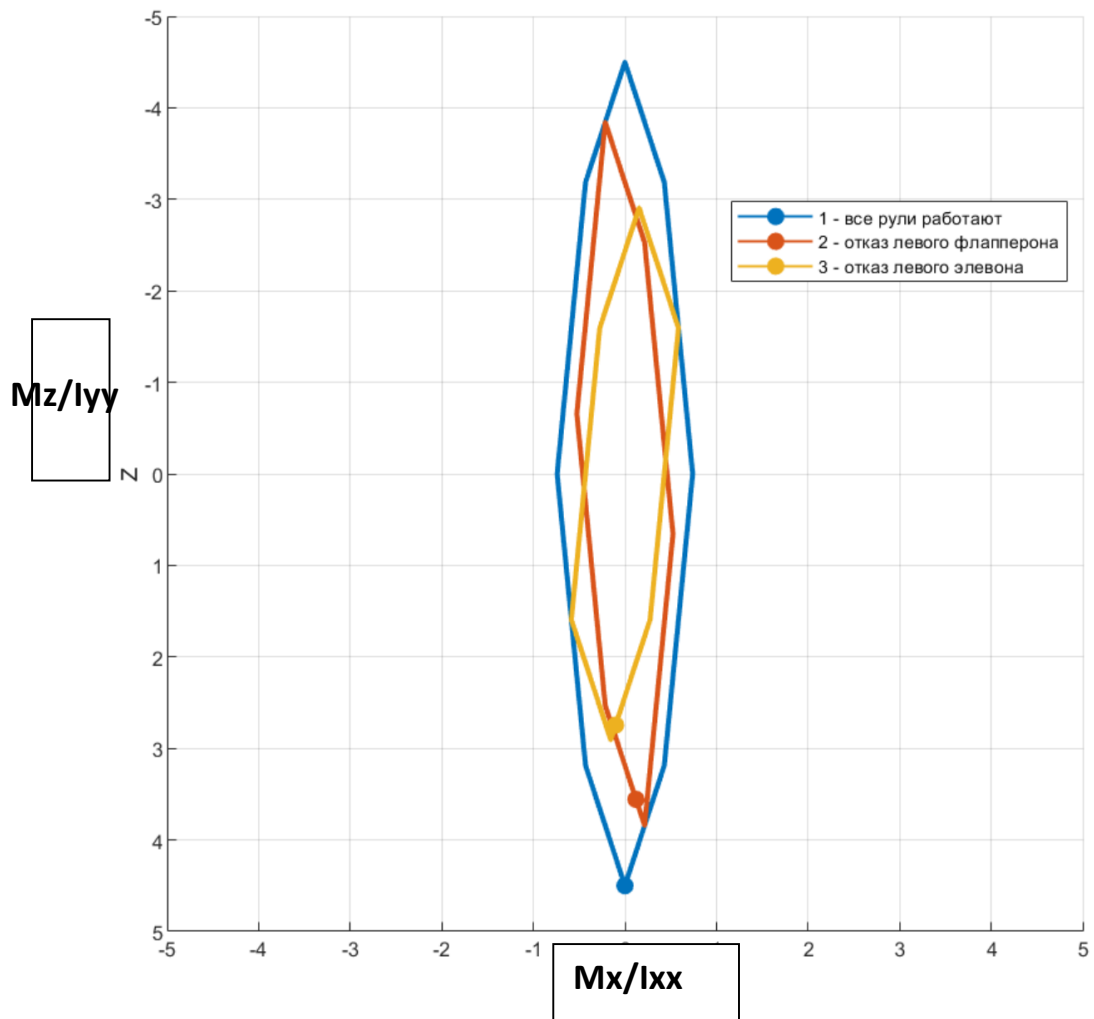


Рисунок 37 - Области располагаемых угловых ускорений в каналах крена и тангажа в случае всех работающих органов управления и при отказе одного элемента

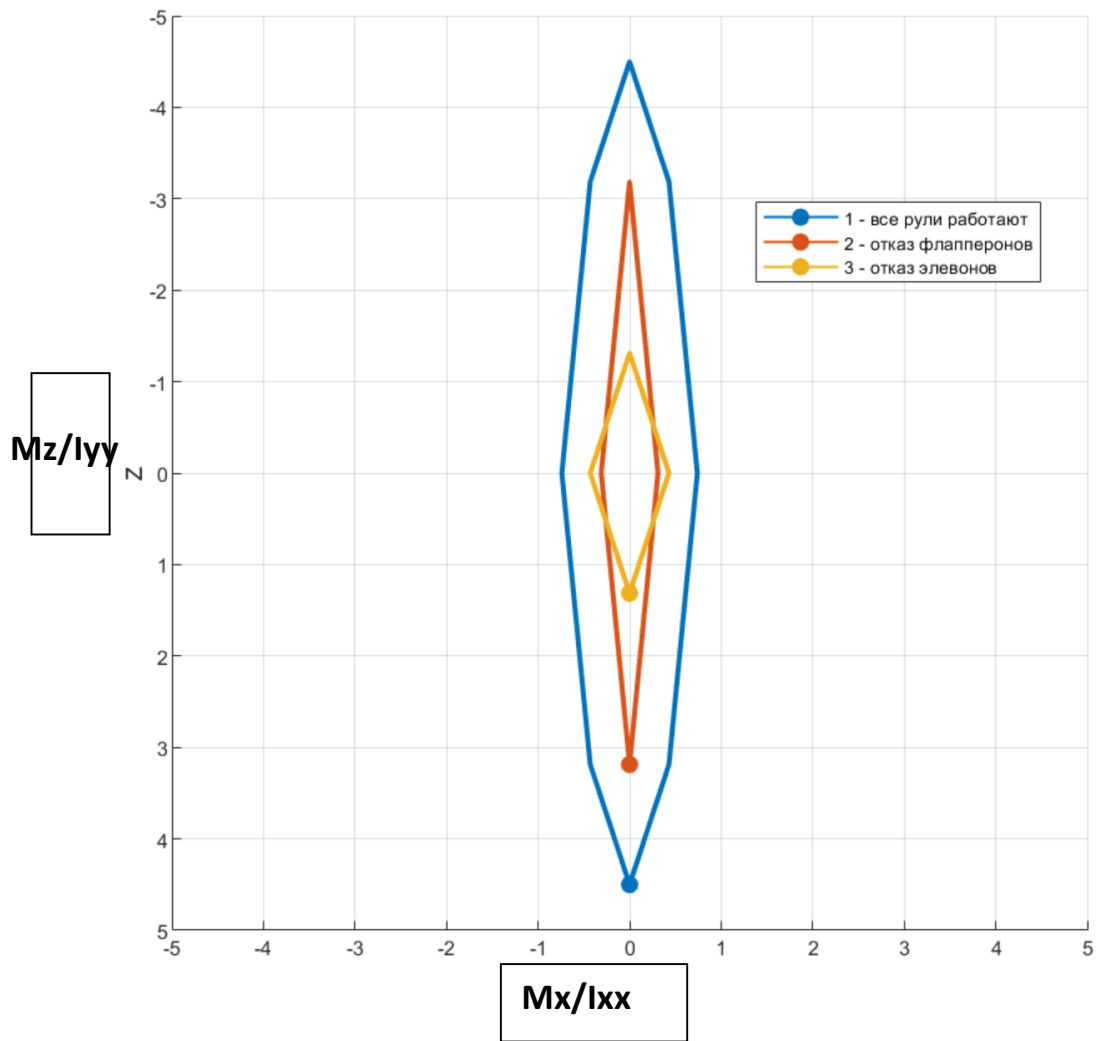


Рисунок 38 - Области располагаемых угловых ускорений в каналах крена и тангажа в случае всех работающих органов управления и при симметричном отказе двух ЭЛЕМЕНТОВ

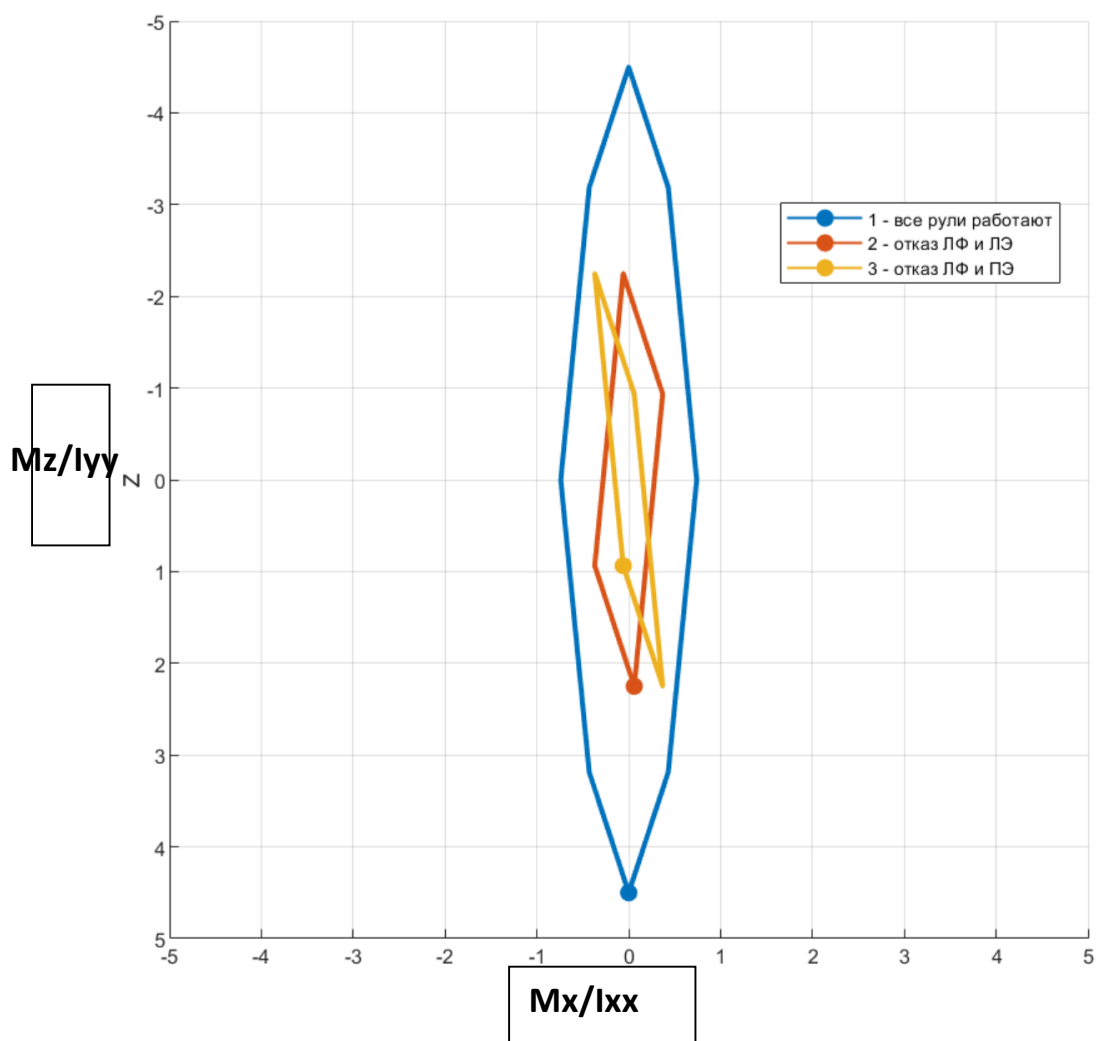


Рисунок 39 - Области располагаемых угловых ускорений в каналах крена и тангажа в случае всех работающих органов управления и при несимметричном отказе двух элементов

Для оценки управляемости БЛА при активном парировании отказов предлагается использовать в качестве критерия значение максимального гарантированного углового ускорения в любом направлении, т.е., максимальный радиус вписанной окружности в многоугольники, отображающие границы располагаемых угловых ускорений, приведенные на рисунках выше.

Следует отметить, что в данной работе приведены результаты для двух проекций момента, поскольку это упрощает отображение на рисунках. В общем случае анализ проводится для всех трех проекций моментов и с учетом возможности раздельного управления тягой двигателей.

Для рассмотренных случаев отказов при значениях эффективностей аэродинамических органов управления, соответствующих данным продувок модели БЛА в АДТ при скорости 50 м/с, получены следующие оценки управляемости:

Число отказавших рулей	Руль 1 Левый флапперон	Руль 2 Правый флапперон	Руль 3 Правый элефон	Руль 4 Левый элефон	Располагаемое угловое ускорение* рад/с <sup>2</sup>
0	+	+	+	+	0.74
1	-	+	+	+	0.46
1	+	-	+	+	0.44
2	-	-	+	+	0.31
2	+	+	-	-	0.41
2	-	+	+	-	0.28
2	-	+	-	+	0.25

\* значение максимального гарантированного углового ускорения в произвольном направлении, т.е., максимальный радиус вписанной окружности в многоугольники, отображающие границы располагаемых угловых ускорений



## 8. Выводы

1. На основании проведенного анализа аэродинамической компоновки разработана и программно реализована математическая модель динамики полета преобразуемого БЛА.

2. Предложена и реализована в составе математической модели динамики полета БЛА единая архитектура САУ, обеспечивающая управление преобразуемого БЛА при выполнении типовых сценариев применения, в том числе:

- На режимах малых поступательных скоростей полета
- На режимах вертикального взлёта и посадки
- В крейсерском полёте
- На переходных режимах

3. Проведён анализ и предложены алгоритмы обеспечения управляемости БЛА с применением разработанной системы управления в случае отказов органов управления. В качестве критерия управляемости после отказа предложено использовать значение максимального гарантированного углового ускорения в любом направлении.

### Список источников

1. Баженов С.Г., Основы динамики полета. - М.: Физматлит, 2021. – 432 с.
2. Бюшгенс А.Г., Воронин А.Ю., Кувшинов В.М., Леонтьев В.А. Синтез алгоритмов системы управления беспилотного летательного аппарата типа конвертоплан // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 2. С. 39-61.

3. Корнилов В.А., Молодяков Д.С., Сиянская Ю.А. Система управления мультикоптером // Труды МАИ. 2012. № 62. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35543>
4. Виноградов С.С. Синтез нечёткого навигационного регулятора для малоразмерного вертолётa «Раптор» // Труды МАИ. 2012. № 73. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=48562>
5. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1991. - 272 с.
6. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полёта. – М.: Машиностроение-Полет, 2017. - 775 с.
7. Жуматаева Ж.Е. Исследование робастной устойчивости системы управления летательным аппаратом // Труды МАИ. 2012. № 53. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29614>
8. Канатников А.Н. Избранные лекции по алгебре. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. - 336 с.
9. Кожевников В.А. Автоматическая стабилизация вертолетов. - М.: Машиностроение, 1977. - 152 с.
10. Комков В.А., Гудзев В.А., Курсаков А.В., Харитонов С.В. Выбор параметров беспилотного летательного аппарата вертикального взлета-посадки дальности полета // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57706>
11. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. - М: Машиностроение, 2004. - 576 с.

12. Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л. Проблемы повышения крейсерской скорости полета вертолета и пути их решения // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30012>
13. Dong Il Park et al. Analysis of The Weighting Matrix for Load Distribution Using Weighted Pseudoinverse in a Redundantly Actuated System // ASME 7th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis, 2004, DOI:[10.1115/ESDA2004-58404](https://doi.org/10.1115/ESDA2004-58404)
14. Gareth D. Padfield. Helicopter Flight Dynamics Including a Treatment of Tiltrotor Aircraft, Wiley, 2018, 856 p.
15. Jingxian Liao. Mathematical modelling and model predictive controller design of a quad tiltrotor UAV, 2020. DOI:[10.1177/0954406220971330](https://doi.org/10.1177/0954406220971330)
16. Ke Lu et al. Flight Dynamics Modeling and Dynamic Stability Analysis of Tilt-Rotor Aircraft // International Journal of Aerospace Engineering, 2019, no. 2, pp. 1-15. DOI:[10.1155/2019/5737212](https://doi.org/10.1155/2019/5737212)
17. Koji Muraoka et al. Transition Flight of Quad Tilt Wing VTOL UAV, 2012.
18. Kristi Marie Kleinhesselink. Stability and Control Modeling of Tiltrotor Aircraft, 2007.
19. Luis Rodolfo García Carrillo et al. Quad Rotorcraft Control. Vision-Based Hovering and Navigation, 2013.
20. Mark E. Dreier. Introduction to Helicopter and Tiltrotor Simulation, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007, 637 p.

21. Masayuki Sato. Flight Controller Design and Demonstration of Quad-Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, no. 38(6), pp. 1-12. DOI:[10.2514/1.G000263](https://doi.org/10.2514/1.G000263)
22. Mogens Blanke, Jan Lunze, Marcel Staroswiecki. Diagnosis and Fault-Tolerant Control, 2016. DOI:[10.1007/978-3-662-47943-8](https://doi.org/10.1007/978-3-662-47943-8)
23. Olena Matiychyk et al. Integration Of Tiltrotor Aircraft Into Modern Air Transport Systems // Conference: "Science - Future of Lithuania. Transport Engineering and Management", 2017. URL: <http://jmk.transportas.vgtu.lt/index.php/tran2017/tran2017/paper/view/106>
24. Praneet Vayalali et al. Redistributed Pseudoinverse Control Allocation for Actuator Failure on a Compound Helicopter // Conference: The Vertical Flight Society's 76th Annual Forum & Technology Display, 2020.
25. Raza S.J. Use of the Pseudo- Inverse for Design of a Reconfigurable Flight Control System, 1985. DOI:[10.2514/6.1985-1900](https://doi.org/10.2514/6.1985-1900)
26. Takahito Mikami et al. Design of Flight Control System for Quad Tilt-Wing UAV, 2015. DOI:[10.1109/ICUAS.2015.7152364](https://doi.org/10.1109/ICUAS.2015.7152364)
27. Thomas Lombaerts et al. Nonlinear Dynamic Inversion based Attitude Control for a Hovering Quad Tiltrotor eVTOL Vehicle // AIAA Scitech 2019 Forum, 2019. DOI:[10.2514/6.2019-0134](https://doi.org/10.2514/6.2019-0134)
28. Zaibin Chen et al. Design of Flight Control System for a Novel Tilt-Rotor UAV // Complexity, 2020, no.(1-4), pp. 1-14. DOI:[10.1155/2020/4757381](https://doi.org/10.1155/2020/4757381)

29. Zhiwei Kong et al. Mathematical Modeling and Modal Switching Control of a Novel Tiltrotor UAV // Journal of Robotics, 2018, no. 3, pp. 1-12. DOI:[10.1155/2018/8641731](https://doi.org/10.1155/2018/8641731)

## References

1. Bazhenov S.G. *Osnovy dinamiki poleta* (Fundamentals of flight dynamic), Moscow, Fizmatlit, 2021, 432 p.
2. Byushgens A.G., Voronin A.Yu., Kuvshinov V.M., Leont'ev V.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. 49, no. 2, pp. 39-61.
3. Kornilov V.A., Molodyakov D.S., Sinyavskaya Yu.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 62. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35543>
4. Vinogradov S.S. *Trudy MAI*, 2012, no. 73. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=48562>
5. Gus'kov Yu.P., Zagainov G.I. *Upravlenie poletom samoletov* (Aircraft flight control). Moscow, Mashinostroenie, 1991, 272 p.
6. Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N. et al. *Dinamika poleta* (Flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie-Polet, 2017, 775 p.
7. Zhumataeva Zh.E. *Trudy MAI*, 2012, no. 53. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29614>
8. Kanatnikov A.N. *Izbrannye lektsii po algebre* (Lectures on Algebra), Moscow, Izd-vo MGTU im. N.E. Baumana, 2002, 336 p.
9. Kozhevnikov V.A. *Avtomaticheskaya stabilizatsiya vertoletov* (Automatic stabilization of helicopters), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 152 p.

10. Komkov V.A., Gudzev V.A., Kursakov A.V., Kharitonov S.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=57706>
11. Krut'ko P.D. *Obratnye zadachi dinamiki v teorii avtomaticheskogo upravleniya* (Inverse problems of dynamics in the theory of automatic control), Moscow, Mashinostroenie, 2004, 576 p.
12. Tishchenko M.N., Artamonov B.L. *Trudy MAI*, 2012, no. 55. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30012>
13. Dong Il Park et al. Analysis of The Weighting Matrix for Load Distribution Using Weighted Pseudoinverse in a Redundantly Actuated System, *ASME 7th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis*, 2004, DOI:[10.1115/ESDA2004-58404](https://doi.org/10.1115/ESDA2004-58404)
14. Gareth D. Padfield. *Helicopter Flight Dynamics Including a Treatment of Tiltrotor Aircraft*, Wiley, 2018, 856 p.
15. Jingxian Liao. *Mathematical modelling and model predictive controller design of a quad tiltrotor UAV*, 2020. DOI:[10.1177/0954406220971330](https://doi.org/10.1177/0954406220971330)
16. Ke Lu et al. Flight Dynamics Modeling and Dynamic Stability Analysis of Tilt-Rotor Aircraft, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, no. 2, pp. 1-15. DOI:[10.1155/2019/5737212](https://doi.org/10.1155/2019/5737212)
17. Koji Muraoka et al. *Transition Flight of Quad Tilt Wing VTOL UAV*, 2012.
18. Kristi Marie Kleinhesselink. *Stability and Control Modeling of Tiltrotor Aircraft*, 2007.

19. Luis Rodolfo García Carrillo et al. *Quad Rotorcraft Control. Vision-Based Hovering and Navigation*, 2013.
20. Mark E. Dreier. *Introduction to Helicopter and Tiltrotor Simulation*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007, 637 p.
21. Masayuki Sato. Flight Controller Design and Demonstration of Quad-Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, no. 38(6), pp. 1-12. DOI:[10.2514/1.G000263](https://doi.org/10.2514/1.G000263)
22. Mogens Blanke, Jan Lunze, Marcel Staroswiecki. *Diagnosis and Fault-Tolerant Control*, 2016. DOI:[10.1007/978-3-662-47943-8](https://doi.org/10.1007/978-3-662-47943-8)
23. Olena Matiychyk et al. Integration Of Tiltrotor Aircraft Into Modern Air Transport Systems, *Conference: "Science - Future of Lithuania. Transport Engineering and Management"*, 2017. URL: <http://jmk.transportas.vgtu.lt/index.php/tran2017/tran2017/paper/view/106>
24. Praneet Vayalali et al. Redistributed Pseudoinverse Control Allocation for Actuator Failure on a Compound Helicopter, *Conference: The Vertical Flight Society's 76th Annual Forum & Technology Display*, 2020.
25. Raza S.J. *Use of the Pseudo- Inverse for Design of a Reconfigurable Flight Control System*, 1985. DOI:[10.2514/6.1985-1900](https://doi.org/10.2514/6.1985-1900)
26. Takahito Mikami et al. *Design of Flight Control System for Quad Tilt-Wing UAV*, 2015. DOI:[10.1109/ICUAS.2015.7152364](https://doi.org/10.1109/ICUAS.2015.7152364)

27. Thomas Lombaerts et al. Nonlinear Dynamic Inversion based Attitude Control for a Hovering Quad Tiltrotor eVTOL Vehicle, *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019. DOI:[10.2514/6.2019-0134](https://doi.org/10.2514/6.2019-0134)
28. Zaibin Chen et al. Design of Flight Control System for a Novel Tilt-Rotor UAV, *Complexity*, 2020, no. (1-4), pp. 1-14. DOI:[10.1155/2020/4757381](https://doi.org/10.1155/2020/4757381)
29. Zhiwei Kong et al. Mathematical Modeling and Modal Switching Control of a Novel Tiltrotor UAV, *Journal of Robotics*, 2018, no. 3, pp. 1-12. DOI:[10.1155/2018/8641731](https://doi.org/10.1155/2018/8641731)

Статья поступила в редакцию 22.11.2021; одобрена после рецензирования 29.11.2021; принята к публикации 21.12.2021.

The article was submitted on 22.11.2021; approved after reviewing on 29.11.2021; accepted for publication on 21.11.2021.