

размерный анализ агрегатов, позволивший связать показатели точности сборки с размерами трех подвижных компенсаторов – регулируемых подкосов, уточнить их номинальные размеры и диапазоны регулирования. Натурными и численными экспериментами подтверждена эффективность формирования закона регулирования подвижных компенсаторов на основе поиска сборки – аналога и

рассмотрения РЦ как «серого ящика». Разработанная методика позволяет сократить количество регулировок с 7-15 до одной, выполняемой по результатам однократного замера зазоров и одного обращения к базе данных, повышая производительность трудоемких монтажных операций, точность, и надежность высокотехнологичных изделий авиастроения.

УДК 629.7.05

## СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МУЛЬТИКОПТЕРА

© 2012 Д.В. Ситников, Ю.А. Бурьян, Г.С. Русских

ФГБОУ ВПО Омский государственный технический университет, Омск

## MOTION CONTROL SYSTEM OF MULTICOPTER

© 2012 Sitnikov D.V., Burian Y.A., Russkih G.S.

The principle of synthesis of multicopter control systems consisting of two subsystems: motion control system of center of mass and angular stabilizations system. The control system is implemented on the basis of the microcontroller, whose mission is to provide a multicopter movement for a given route and control the stabilization of the apparatus in the air in a horizontal or in a specified angular position by applying control signals to engines.

Малые беспилотные летательные аппараты (МБПЛА) можно разделить на три группы: самолетного типа, вертолетного типа и мультироторные БПЛА. Мультироторный БПЛА (мультикоптер) представляет собой летающую платформу с 3, 4 (квадрокоптер), 6, 8 и более электродвигателями с винтами. В полете платформа занимает горизонтальное положение относительно поверхности земли, может зависать над определенным местом, свободно перемещаться во всех направлениях. Система управления (далее автопилот) использует данные датчиков, изготовленных по MEMS-технологиям: датчик, акселерометра, магнитометра, барометрического датчика и GPS.

Синтез автопилота в данной работе рассмотрено на примере квадрокоптера. Квадрокоптер может быть использован как средство для многих

целей, например для топографической фотосъемки.

Автопилот состоит из двух подсистем: системы управления движением центра масс, формирующей программное значение углового положения корпуса квадрокоптера и системы угловой ориентации, обеспечивающей разворот в заданное угловое положение.

### Математическая модель движения квадрокоптера

При составлении математической модели рассматривалось две системы координат: неподвижная система координат  $Oxyz$  и связанная система координат  $Ox_1y_1z_1$  (Рис. 1).

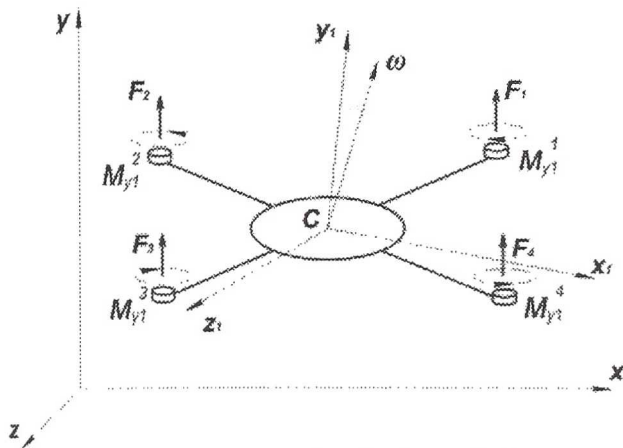


Рис. 1. Неподвижная и связанная системы координат

Пространственное движение летательного аппарата описывается известной системой уравнений [2]. Движение квадрокоптера обеспечивают силы тяги и реактивные моменты, используемые для разворота квадрокоптера: силы тяги  $F_i$  ( $i = 1 \dots 4$ ) двигателей подвергаются прямому регулированию;  $M_{y1}^i = k_M \cdot F_i$  – реактивные моменты двигателей ( $i = 1 \dots 4$ ), пропорциональные тяге двигателей.

#### Система управления движением центра масс

Маршрут движения квадрокоптера может быть задан рядом точек  $A_0, A_1, A_2 \dots A_n$ , где точка  $A_0$  – точка старта,  $A_n$  – точка посадки. Точки  $A_i$  заданы координатами. Траектория полета представляет собой пространственную ломанную. Алгоритм работы автопилота будет строиться таким образом, что каждый отрезок траектории  $A_{i-1}A_i$  рассматривается отдельно и целью управления на отрезке является достижение точки  $A_i$ . После того, как аппарат достиг цели и выполнил задачу (например, сделал снимок) выбирается следующая цель.

Система управления движением центра масс обеспечивает движение центра масс квадрокоптера по заданному маршруту и включает 3 канала с жесткими обратными связями по координате ( $r = x, y$  или  $z$ ) и скорости ( $V = V_x, V_y$  или  $V_z$ ). Управляющим воздействием является равнодействующая сил 4-х двигателей с

проекциями  $R_x, R_y$  и  $R_z$ . Коэффициенты передачи обратных связей по координате и скорости определяются методом аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) [1], исходя из условия минимизации рассогласования реальных координат и их заданных значений.

Программные значения величины равнодействующей, углов крена и тангажа определяются по формулам:

$$R^{\Pi} = \sqrt{(R_x^{\Pi})^2 + (R_y^{\Pi})^2 + (R_z^{\Pi})^2},$$

$$\gamma_{\Pi} = \arcsin \frac{R_z^{\Pi}}{R^{\Pi}}, \quad \vartheta_{\Pi} = -\arcsin \frac{R_x^{\Pi}}{R^{\Pi} \cos \gamma_{\Pi}}.$$

Программное значение угла курса  $\psi_{\Pi}$  определяется, например, требуемым направлением фотокамеры. Полученные программные значения углов  $R_{\Pi}, \gamma_{\Pi}, \vartheta_{\Pi}, \psi_{\Pi}$  являются входными величинами для системы угловой стабилизации.

#### Система угловой стабилизации

Система угловой стабилизации обеспечивает разворот корпуса квадрокоптера в программное угловое положение  $(\gamma_{\Pi}, \vartheta_{\Pi}, \psi_{\Pi})$  путем распределения общего усилия между четырьмя двигателями  $F_1, F_2, F_3, F_4$ .

Система угловой стабилизации также представляет собой трехканальную систему с жесткими обратными связями по углам и угловым скоростям. Значения коэффициентов обратных связей и определяются методом АКОР [1].

#### Моделирование работы системы управления

Работа системы управления движением квадрокоптера исследована с помощью модели, построенной в программе Matlab/Simulink. На рис. 2 приведено изменение координат центра масс квадрокоптера, двигающегося под управлением предложенной системы. Моделирование проведено для квадрокоптера массой 2 кг при начальных значениях координат:  $x_0 = -100$  м,  $y_0 = -30$  м,  $z_0 = -20$  м.

Как видно из рисунка 2, квадрокоптер достигает цели при данных начальных условиях примерно за 50 сек.

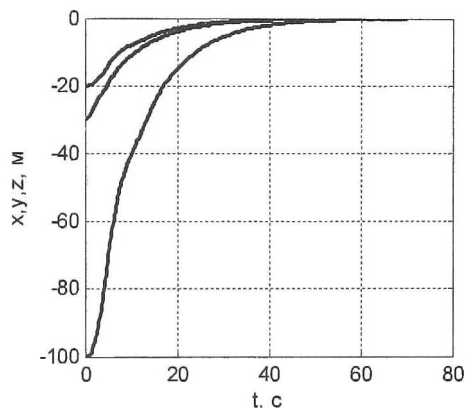


Рис. 2. Результат моделирования полета квадрокоптера

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Александров А. Г. Оптимальные и адаптивные системы. – М.: Высшая школа, 2003. – 264 с.
- Разоренов Г.Н., Бахрамов Э.А., Титов Ю.Ф. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 2003. – 583 с.

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ОБРАБОТКИ НА ОПЕРАЦИЯХ КОНЦЕВОГО ФРЕЗЕРОВАНИЯ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

© 2012 Скуратов Д.Л.

Самарский государственный аэрокосмический университет, Самара

## MATHEMATICAL MODEL FOR THE DETERMINATION OF RATIONAL TREATMENT CONDITIONS ON THE MILLING OPERATIONS IN THE MANUFACTURE OF AIRCRAFT PARTS

© 2012 Skuratov D.L.

The mathematical model is submitted for definition of rational conditions of processing at the end-milling, consisting of linear objective function and linear restrictions – inequalities. As objective function the equation determining machine time of processing is used, and as restrictions – inequalities, the restrictions connected in functional parameters and parameters, determining quality of processing.

При изготовлении деталей авиационной техники на большинстве операций их формообразования используют механические методы обработки, в том числе процессы концевого фрезерования. Концевые фрезы применяются при фрезеровании пазов, уступов, узких плоскостей, контурной обработки, обработки сложных фасонных поверхностей и т.д.

В предлагаемой работе представлена математическая модель для определения рациональных условий обработки для операций концевого фрезерования. Отличие данной линейной модели от существующих [1] заключается в том, что в технические ограничения введены ограничения, связанные с

результатами исследования кинетики тепловых процессов. При постоянной скорости подачи смазывающе-охлаждающей жидкости в зону резания ограничения, обусловленные результатами исследования кинетики тепловых процессов, основаны на использовании диаграмм, связывающих метастабильные диаграммы состояния материалов со скоростью резания.

Данная модель представляет собой линейные целевую функцию и ограничения-неравенства. При этом в качестве целевой функции  $f_m$  используется уравнение, определяющее машинное время обработки, а ограничениями-неравенствами являются ограничения, связанные со стойкостью