

УДК 62-83-529

Синтез мехатронных модулей системы управления квадрокоптера

Калинин П.А., студент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана,
кафедры «Специальная робототехника и мехатроника»*

*Научный руководитель: Рассадкин Ю. И., к.т.н., доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана*

rassadkin@sm.bmstu.ru

Введение

Квадрокоптеры – беспилотные летательные аппараты вертолетного типа, построенные по многвинтовой схеме. Спектр выполняемых задач весьма широк: охрана различных объектов, целеуказание, разведка, видео и фотосъемка, картография и т.д.



Рис. 1. Схема сил и моментов, воздействующих на квадрокоптер.

Постановка задачи исследования

Управление тягой винтов обеспечивает требуемые движения беспилотного летательного аппарата (БПЛА) – квадрокоптера и его стабилизацию. Истинные значения сил тяги отличаются от заданных в силу ошибок мехатронных модулей – роторов, контролирующих тяги винтов. Отклонения значений тяги оказывают на систему управления квадрокоптера столь же существенное влияние, что и внешние возмущения.

На рисунке 2 изображены силы, действующие на роторы квадрокоптера: $T_1 - T_4$ - силы тяги винтов; $H_1 - H_4$ - боковые силы, действующие на винты в плоскости вращения при горизонтальном движении; $R_{m1} - R_{m4}$ - поперечный момент проявляется при полете в горизонтальном направлении.

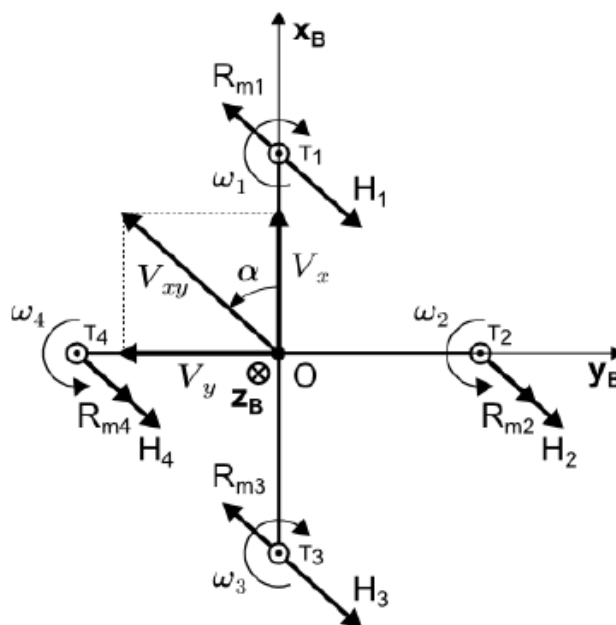


Рис. 2. Аэродинамические силы и моменты, действующие на аппарат

Цель выполненного исследования: синтез корректирующих устройств роторов, обеспечивающих приемлемые величины ошибок в тяге.

Далее приведены результаты исследования для различных схем моделирования.

Синтез корректирующих устройств мехатронных модулей – роторов квадрокоптера

В качестве исполнительных элементов ротора применяются синхронные двигатели. Математическая модель такой системы совпадает с математической моделью двигателя постоянного тока с независимым возбуждением [1].

Передаточная функция синхронного двигателя:

$$W = \frac{k}{T_{эм} \cdot p + 1}. \quad (1)$$

Зависимость силы тяги от числа оборотов вала двигателя имеет следующий вид:

$$T = C_T \cdot \rho \cdot A \cdot (\omega \cdot R)^2, \quad (2)$$

где ρ - плотность воздуха, A - площадь, ометаемая винтом, C_T - коэффициент тяги, ω - скорость вращения винта, R - радиус винта [2].

Часто при конструировании квадрокоптеров применяют мехатронные модули, не имеющие каких либо дополнительных обратных связей. Схема моделирования такой системы представлена на рис. 3.

Система без главной отрицательной обратной связи

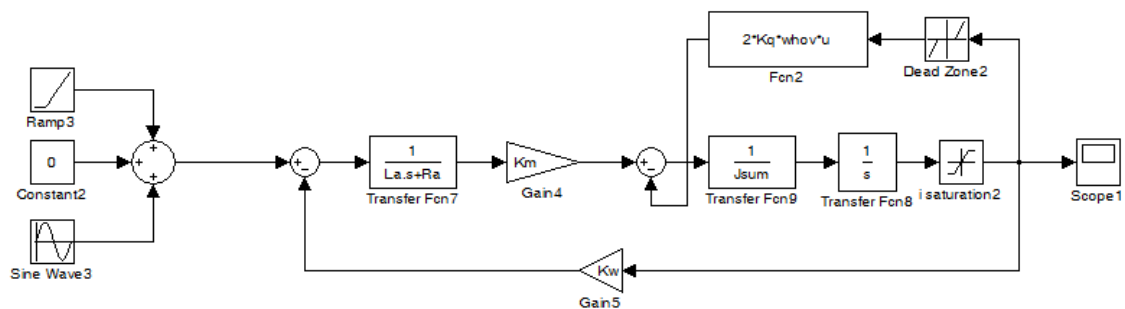


Рис. 3. Схема моделирования системы без ГООС

Система, представленная на рис. 3 является статической. Конечные значения ошибок, полученных при подаче на вход постоянного по значению входного воздействия, а также потери в силе тяги, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Конечные значения ошибок

Входное воздействие, рад/с	100	200	300	400	500	600	700
Скоростная ошибка, рад/с	32	65	98	130	164	198	230
Ошибка в силе тяги, Н	0,17	0,675	1,52	2,7	4,3	6,15	8,34

Очевидно, такие потери тяги неприемлемы для режимов висения автономно работающего квадрокоптера.

Система с главной обратной связью по скорости

Введение главной обратной связи по скорости (рис. 4) позволяет снизить значения отклонения силы тяги от требуемых.

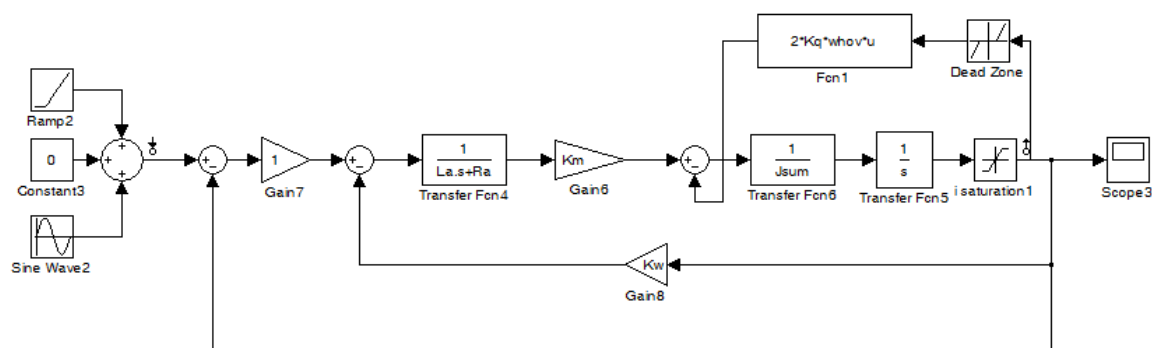


Рис. 4. Схема моделирования системы с ГОС по скорости

Таблица 2

Входное воздействие, рад/с	100	200	300	400	500	600	700
Скоростная ошибка, рад/с	0,27	2	3,5	5	6,8	8	10
Ошибка в силе тяги, Н	0,0017	0,025	0,065	0,0123	0,21	0,3	0,43

В режиме висения сила тяги составляет 13,3 Н для $\omega=500$ рад/с. Таким образом, ошибка при постоянном входном воздействии равна 1,5%.

Для ошибки отработки воздействия, меняющегося с постоянной скоростью:

Таблица 3

Входное воздействие, рад/с	10t	25t	50t	100t	200t	350t	500t
Ошибка в рад/с	0,16t	0,4t	0,8t	1,6t	3,3t	5,7t	8t
Ошибка в Н	0,0001t ²	0,0006t ²	0,0025t ²	0,01t ²	0,041t ²	0,13t ²	0,246t ²
Суммарная ошибка в Н	0,49	0,5	0,5	0,5	0,5	0,52	0,48

Вывод: Очевидным решением проблемы наличия ошибок является повышение порядка астатизма системы. Это может быть достигнуто введением изодромного звена в ПКУ.

Синтез ПКУ ротора

Как уже говорилось, математическая модель системы совпадает с математической моделью двигателя постоянного тока с независимым возбуждением. Уравнения имеют вид:

$$\begin{cases} U = k_{\omega} \omega + i \cdot R_a + L_a \frac{di}{dt}; \\ M = J_{\Sigma} \cdot \frac{d\omega}{dt} + M_h; \\ i = \frac{M}{k_M}; \end{cases} \quad (3)$$

После преобразований получаем:

$$\omega' = -\frac{1}{\tau_{эм}} \cdot \omega - \frac{k_q}{J_{\Sigma}} \cdot \omega^2 + \frac{1}{\tau_{эм} \cdot k_{\omega}} \cdot U; \quad (4)$$

Для синтеза корректирующего устройства проводится линеаризация уравнений.

Точкой линеаризации выбирается режим висения, с параметрами ω_{hov} , $k_{q\,hov}$ и $k_{T\,hov}$.

Производится расчет эквивалентного синусоидального воздействия:

$$g_{\omega} = a_{\omega} \cdot \sin \omega_{\omega} t; \quad g'_{\omega_{max}} = a_{\omega} \cdot \omega_{\omega}; \quad \ddot{g}_{\omega_{max}} = a_{\omega} \cdot \omega_{\omega}^2; \quad M = J_{\Sigma} \omega' + k_q \omega^2;$$

$$\omega_{\omega} = \frac{a}{V} = \frac{718,7}{600} = 1,2 \text{ рад}; \quad a_{\omega} = \frac{\dot{g}^2}{\ddot{g}} = \frac{600^2}{718,7} = 500,9 \text{ рад};$$

Модель системы представлена на рис. 5.

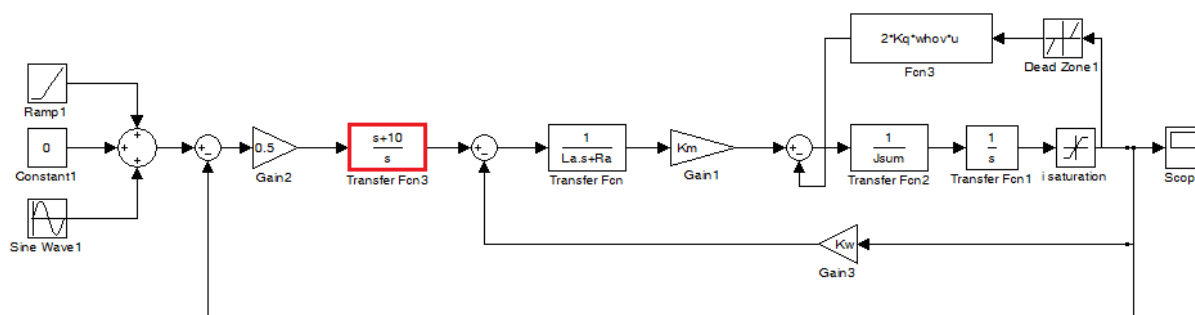


Рис. 5. Схема моделирования третьей системы.

Результаты моделирования представлены в табл. 4.

Таблица 4

Результаты моделирования							
Входное воздействие, рад/с	10t	25t	50t	100t	200t	350t	500t
Ошибка в рад/с	0,03	0,08	0,16	0,33	0,7	1,15	1,64
Ошибка в Н	0,0011	0,01	0,03	0,07	0,013	0,23	0,36

С введением ПКУ ошибка значительно снижается и принимает остоянный характер.

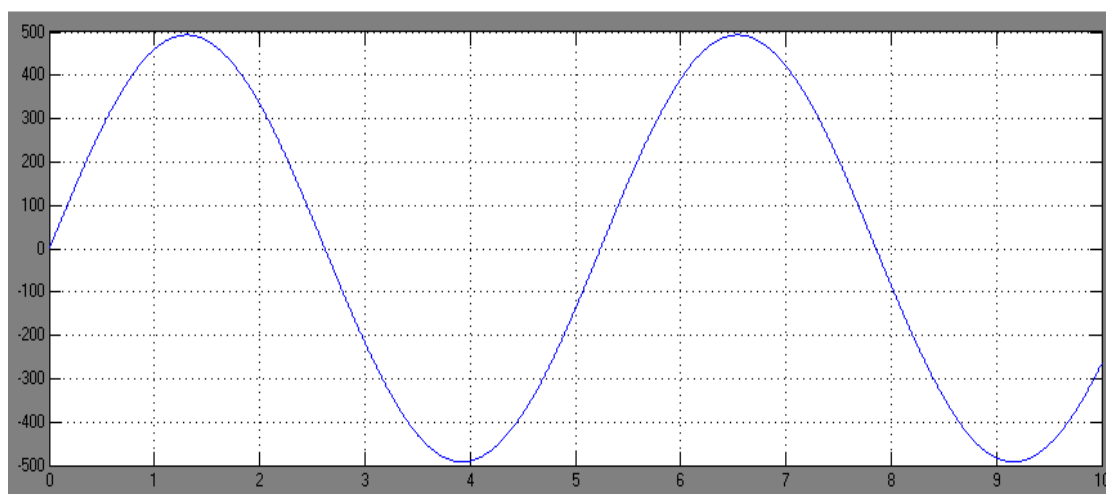


Рис. 6. Реакция системы на эквивалентное синусоидальное воздействие.

Выводы

Применение изодромного звена позволяет значительно уменьшить величину ошибки, и придать ей постоянный характер, что благоприятно сказывается на автономных режимах работы квадрокоптера.

Список литературы

1. Andersen M.B., Binderup O., Gislason S., Haukrogh J. Draganflyer X-Pro Modelling and Control. Aalborg: Aalborg University, 2006. 27 p.
2. Gary Fay. Derivation of the Aerodynamic Forces for the Mesicopter Simulation, Stanford: Stanford University, 2001. 8 p.
3. Колесников Г.А. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1993. 544 с.

4. Samir Bouabdallah. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Paris: École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007. 127 p.