

УДК 629.7.017.2

ФОРМИРОВАНИЕ СЦЕНАРИЕВ БЕЗОПАСНОГО АВТОНОМНОГО ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЕТА ДПЛА С ЦЕЛЬЮ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КРИТЕРИЕВ СЕРТИФИКАЦИИ

В.М. Шибаев (v.shibaev@yahoo.com)
Д.В. Аполлонов (d_apollo@progtech.ru)
В.А. Матвеев (mvamvv@yandex.ru)
Т.Л. Кобцева (zaharova_tl@mail.ru)
ЦЭСАТ ЦАГИ, Жуковский

Аннотация. В работе рассмотрены примеры траекторий движения «квадрокоптера» в случаях вероятных функциональных отказов для выбора сценария завершения полета в режиме автоматического управления с целью обеспечения приемлемого уровня безопасности дистанционно пилотируемой авиационной системы (ДПАС) при аварийном завершении полета. В качестве параметров управления рассмотрена суммарная тяга комбинаций тяг двигателей, а в качестве критериев безопасности - расстояния, проходимые от точки вероятного отказа до места приземления, и значения кинетической энергии при приземлении.

Ключевые слова: дистанционно пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА), квадрокоптер, отказ несущих двигателей ДПЛА.

Введение

Применение дистанционно пилотируемых авиационных систем в едином воздушном пространстве возможно при условии достижения существующего уровня безопасности гражданской авиации.

Путем анализа реальных авиационных происшествий были выделены основные причины событий (аварии, катастрофы), которыми являются:

- Отказ маршевого двигателя или его систем;
- Отказ элементов бортовой системы управления (вычислитель, доплеровский измеритель скорости и угла сноса, радиовысотомер малых высот);
- Превышение установленных ограничений, связанных с эксплуатацией ДПАС в целом;
- Некорректный учет комплекса случайных эксплуатационных

- факторов, влияющих на практические летные характеристики.
- Некорректный учет факторов, влияющих на безопасность маневров в вертикальной плоскости при огибании рельефа местности или искусственных сооружений [Гулевич и др., 2011], [Распопов, 2010].

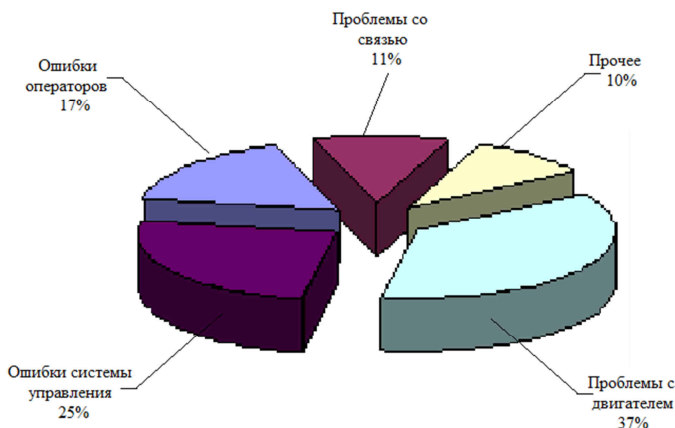


Рисунок 1. Основные причины потерь ДПЛА.

Задача обеспечения требуемого уровня безопасности ДПАС, равного уровню безопасности пилотируемой авиации, распадается на ряд подзадач, связанных с наземным комплексом управления, каналом связи и собственно дистанционно пилотируемым летательным аппаратом. В данной работе рассмотрен отказ в работе несущих двигателей ДПЛА.

1 Математическая модель объекта исследований

Траектория движения ДПЛА при нескольких видах отказов была рассмотрена на примере движения «квадрокоптера».

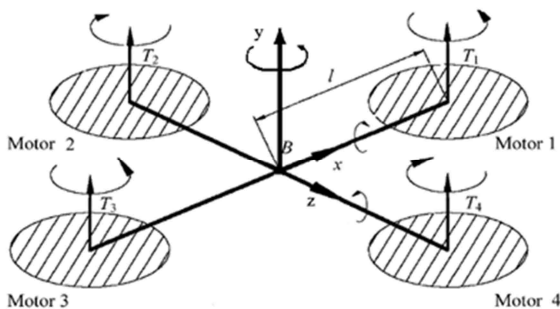


Рисунок 2. Схема летательного аппарата типа квадрокоптер (с четырьмя несущими винтами).

Движение «квадрокоптера» рассматривается в постановке задачи движения твердого тела с шестью степенями свободы. Соответственно описание движения осуществляется шестью независимыми дифференциальными уравнениями (1). Линейные перемещения описываются в земной системе координат для удобства отслеживания траектории движения аппарата. [Bouabdallahetal, 2009]

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{X} = (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Y} = -g + (\cos \vartheta \cos \gamma) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Z} = (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \frac{U_1}{m} \\ \dot{\omega}_x = -\frac{I_{ZZ} - I_{YY}}{I_{XX}} \omega_y \omega_z + \frac{J_{TP}}{I_{XX}} \omega_z \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{\omega}_y = -\frac{I_{XX} - I_{ZZ}}{I_{YY}} \omega_x \omega_z + \frac{U_4}{I_{YY}} - M_y^{\omega_y} \cdot \omega_y \\ \dot{\omega}_z = -\frac{I_{YY} - I_{XX}}{I_{ZZ}} \omega_x \omega_y - \frac{J_{TP}}{I_{ZZ}} \omega_x \Omega - \frac{U_3}{I_{ZZ}} \end{array} \right. \quad \text{Система (1),}$$

В системе уравнений (1): U_1 - суммарная сила тяги всех винтов [Н]; U_2, U_3, U_4 -моменты сил, создаваемых тягой винтов «квадрокоптера» [Н м] относительно осей OX, OZ, OY, соответственно, Ω - результирующая угловая скорость вращения пропеллеров, определяющая гироскопический момент вращающихся винтов [c^{-1}], I_{XX}, I_{YY}, I_{ZZ} - главные моменты инерции [$H \cdot m \cdot c^2$], J_{TP} - суммарный момент инерции вращающихся винтов

относительно их осей [$\text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$], $M_y^{\omega_y}$ - коэффициент демпфирования, относительно оси ОУ. Выражения для величин U_1 , U_2 , U_3 , U_4 , Ω представлены в следующей системе:

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4, \end{cases} \quad (2),$$

где l - расстояние от центра масс «квадрокоптера» до центра пропеллера, b , d - коэффициенты, определяющие зависимость силы тяги и реактивного момента винтов от квадрата угловых скоростей вращения винтов.

В работах, связанных с моделированием движения «квадрокоптера», обычно принимается, что тяга винта двигателя $T_i = b \cdot \Omega_i^2$.

Чтобы учесть влияние движения винта вдоль оси, следует принять во внимание зависимость тяги от поступи, описываемой в классической теории аэродинамики винта [Александров, 1951]:

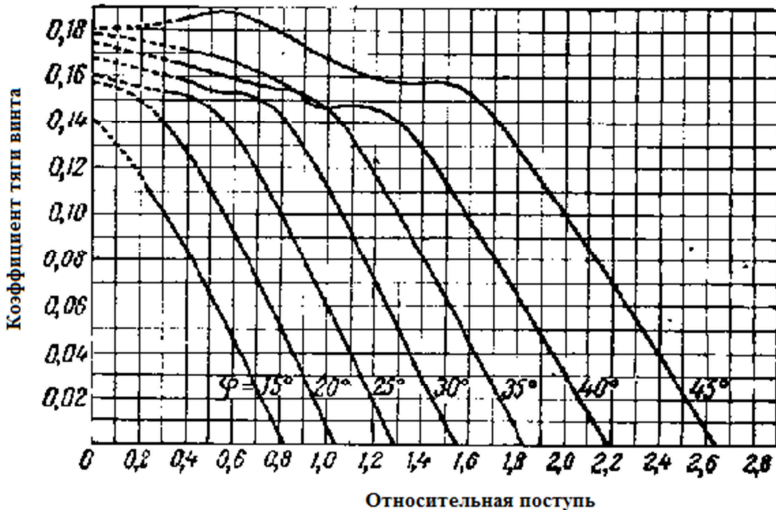


Рисунок 3. Зависимость коэффициента тяги винта от относительной поступи для семейства винтов с разными углами установки.

В формуле вычисления реальной силы тяги «квадрокоптера» учтена зависимость силы тяги пропеллеров от скорости движения несущего винта вдоль оси вращения:

$$\begin{aligned}
 T_1 &= b\left(\frac{1}{4b}U_1 - \frac{1}{2bl}U_3 - \frac{1}{4d}U_4\right)\left(1 - \frac{k}{\max \Omega_1}(V_y + \omega_z l)\right) \\
 T_2 &= b\left(\frac{1}{4b}U_1 - \frac{1}{2bl}U_2 + \frac{1}{4d}U_4\right)\left(1 - \frac{k}{\max \Omega_2}(V_y - \omega_x l)\right) \\
 T_3 &= b\left(\frac{1}{4b}U_1 + \frac{1}{2bl}U_3 - \frac{1}{4d}U_4\right)\left(1 - \frac{k}{\max \Omega_3}(V_y - \omega_z l)\right) \\
 T_4 &= b\left(\frac{1}{4b}U_1 + \frac{1}{2bl}U_2 + \frac{1}{4d}U_4\right)\left(1 - \frac{k}{\max \Omega_4}(V_y + \omega_x l)\right)
 \end{aligned} \tag{3}$$

где $k = 20$ – коэффициент линейной зависимости тяги несущего винта от относительной поступи, V_y – вертикальная скорость квадрокоптера в связанной системе координат.

2 Алгоритм реализации управления квадрокоптером.

В качестве входных (управляющих) параметров задается полная тяга U_1 и моменты сил, действующих на квадрокоптер со стороны двигателей, U_2, U_3, U_4 .

Значения углов Эйлера (4) используются в системе уравнений движения (1) при получении компонентов скорости «квадрокоптера» в связанной системе координат V_x, V_y, V_z , координат x, y, z и угловых скоростей аппарата $\omega_x, \omega_y, \omega_z$.

$$\left\{ \begin{aligned}
 \dot{\gamma} &= \omega_x - \dot{\psi} \sin \vartheta \\
 \dot{\theta} &= \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma \\
 \dot{\psi} &= \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}
 \end{aligned} \right. \tag{4}$$

Для моделирования в качестве основных параметров аппарата были взяты параметры одного из существующих «квадрокоптеров» [Bresciani, 2008]:

Используя вышеприведенные уравнения, создана математическая модель аппарата, блок-схема которой имеет замкнутый характер с обратными связями.

В качестве примера, на рисунке 4 показаны результаты моделирования ситуаций отказа одного двигателя (Motor 1), отказа двух двигателей (Motor 1 и Motor 3), в случае, если дополнительное вмешательство системы управления отсутствует, а также отказ одного двигателя (Motor 1) с последующим увеличением тяги остальных двигателей.

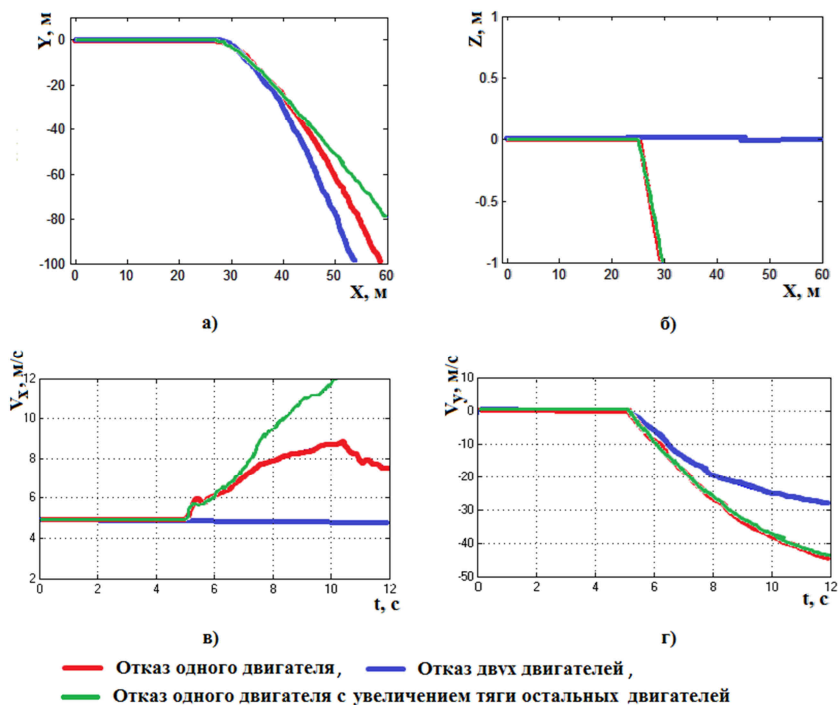


Рисунок 4. а) траектория движения вдоль осей OX , OY , б) траектория движения вдоль осей OX , OZ , в) зависимость скорости движения в земной системе координат от времени, г) зависимость скорости движения в земной системе координат от времени.

Из результатов расчета видно, что в случае отказа двух двигателей «квадрокоптер», совершая падение с высоты 100 м, перемещается вдоль направления оси X на расстояние 30 м, относительно оси Z – перемещение отсутствует. При отказе одного двигателя «квадрокоптера» траектория его движения предсказуема и имеет уклонение от направления первоначального движения, но в случае увеличения тяги работающих двигателе может оказаться предпочтительней по пройденному расстоянию от точки отказа до приземления.

При отказе двух двигателей, величина поступательной скорости V_x в земной системе координат не изменяется до соприкосновения с землей (уменьшается на 0,2 м/с). Компонента скорости V_y вырастает при отказе одного из двигателей значительней, чем при одновременном отключении двух противоположных двигателей.

Сценарий аварийного автоматизированного завершения полета путем

выключения симметричного двигателя может быть использован при рассмотрении случая отказа одного из двигателей.

На основании результатов можно прогнозировать, что в случае отказа двигателя летательного аппарата типа «квадрокоптер» на высоте 100 метров можно избежать столкновение с объектами, находящимися внутри зоны 70м по направлению полета и слева от точки траектории в момент отказа.

На основании результатов выполнения данной работы формируется алгоритм («сценарий») закона управления, позволяющий сократить опасную область в случае отказа одного или двух двигателей путем программного изменения тяги оставшихся двигателей и, тем самым, целенаправленно сместить точку касания в желаемом направлении.

Заключение

Проведенные расчеты иллюстрируют особенности траектории движения «квадрокоптера» и позволяют выбрать сценарий управления двигателями при типовых отказах, чтобы уменьшить риск неблагоприятного столкновения при приземлении.

Предложенная модель рассматривает замкнутый контур управления, который позволяет выбрать реализацию сценария избегания нежелательного столкновения вследствие отказа одного двигателя.

Ожидаемым результатом работы будет алгоритм выбора закона управления при отказах одного или более двигателей обеспечивающего управляемое снижение и безопасное завершение полета летательного аппарата типа «квадрокоптер».

Список литературы

- [Александров, 1951] Александров В. Л.. Воздушные винты. // Государственное издательство оборонной промышленности, Москва, 1951.
- [Гулевич и др., 2011] Гулевич С. П., Веселов Ю. Г.. Системный анализ факторов, влияющих на безопасность полета беспилотных летательных аппаратов. Формирование перечня аварийноопасных режимов полета беспилотных летательных аппаратов. // Безопасность полетов, Москва, 2011.
- [Распопов, 2010] Распопов В. Я.. Микросистемная авионика: учебное пособие. – Тула: «Гриф и К», 2010.
- [Bouabdallahetal, 2009] Samir Bouabdallah, Roland Siegwart. Full Control of a Quadrotor. // Autonomous System Lab, Swiss Federal Institute of Technology, ETHZ, Zurich, Switzerland, 2009.
- [Bresciani, 2008] Tommaso Bresciani. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. Department of Automatic Control. Lund University, October, 2008.