



Особенность предложенной архитектуры САУ состоит в том, что на первом этапе формируются требуемые значения управляющих сил и моментов, определяемые отклонениями текущих значений параметров движения и ориентации БЛА от заданных с помощью опорной траектории. На втором этапе, с помощью универсального для всех режимов алгоритма, выполняется вычисление командных сигналов, обеспечивающих требуемые отклонения органов управления – тяги и ориентации движителей (на всех режимах полета) и аэродинамических рулей (при полете с поступательной скоростью). Следует отметить, что значительная часть алгоритмов, разработанных для конвертоплана, может быть использована и для управления циклокоптером. И в том, и в другом случае за счет непосредственного управления вектором суммарной тяги (величиной и направлением) может быть обеспечено выполнение летательным аппаратом эволюций в ограниченном пространстве с практически постоянным заданным значением угла тангажа, рис. 2,а. При этом в качестве параметров, описывающих угловое положение БЛА, используются кватернионы, позволяющие, кроме обеспечения возможности выполнения моделирования и управления во всем диапазоне углов Эйлера, управлять непосредственно поворотом и наклоном суммарного вектора тяги движителей относительно земной системы координат, рис. 2,б.

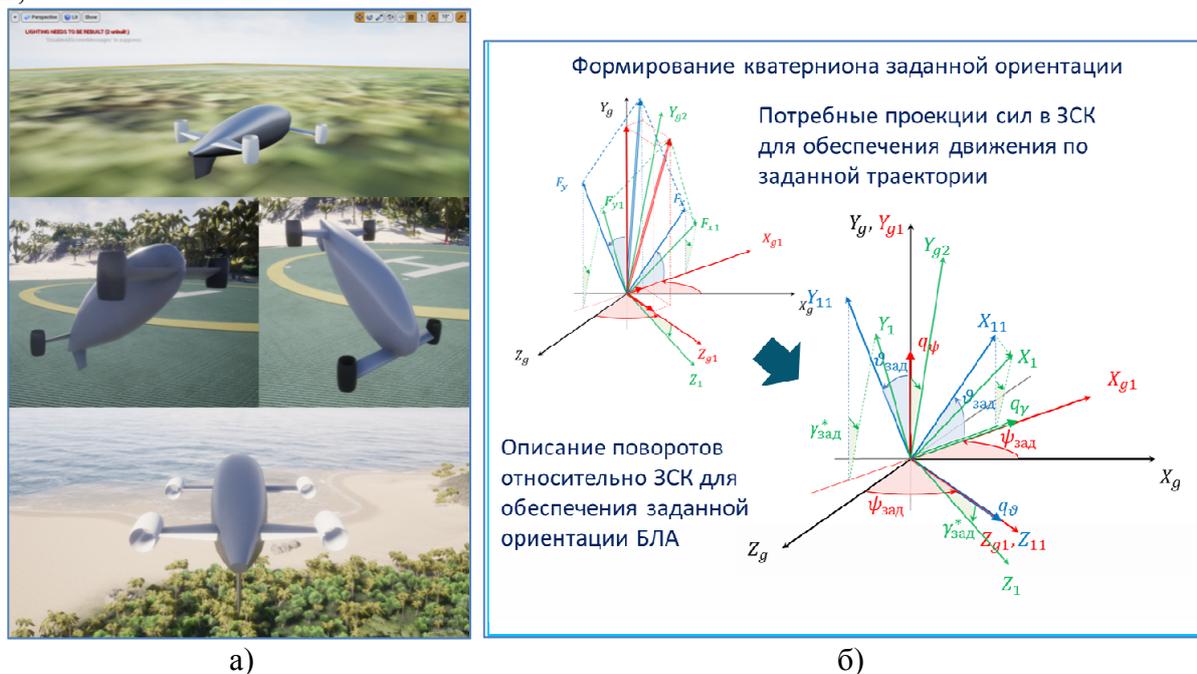


Рис. 2. а) – Пример ориентации БЛА и движителей на различных режимах полета; б) – Пример формирования кватернионов поворотов для управления ориентацией БЛА.

Избыточность количества органов управления по сравнению с числом контролируемых параметров позволяет поставить задачу анализа отказобезопасности системы управления, т.е., рассмотреть возможность обеспечения продолжения управляемого полета после возникновения отказа одного или нескольких исполнительных элементов. На примере отказов аэродинамических органов управления на режиме крейсерского полета рассматривались два варианта парирования отказов: пассивный, при котором отказы рассматриваются как внешнее возмущение, парирование которого выполняется специально выбранным алгоритмом САУ, и активный, при котором происходит реконфигурация системы управления рулями в случае обнаружения отказа. Предложен критерий оценки управляемости в виде

максимального гарантированного углового ускорения, позволяющий сравнивать последствия отказов каждого органа управления, рис. 3.

Идентификация отказов производилась за счет использования полносвязной нейронной сети. При этом на вход сети поступают заданные и текущие значения моментов, действующих на БЛА, а на выходе получаем номер отказавшей управляющей поверхности. Нейронная сеть настраивалась методом обратного распространения ошибки.

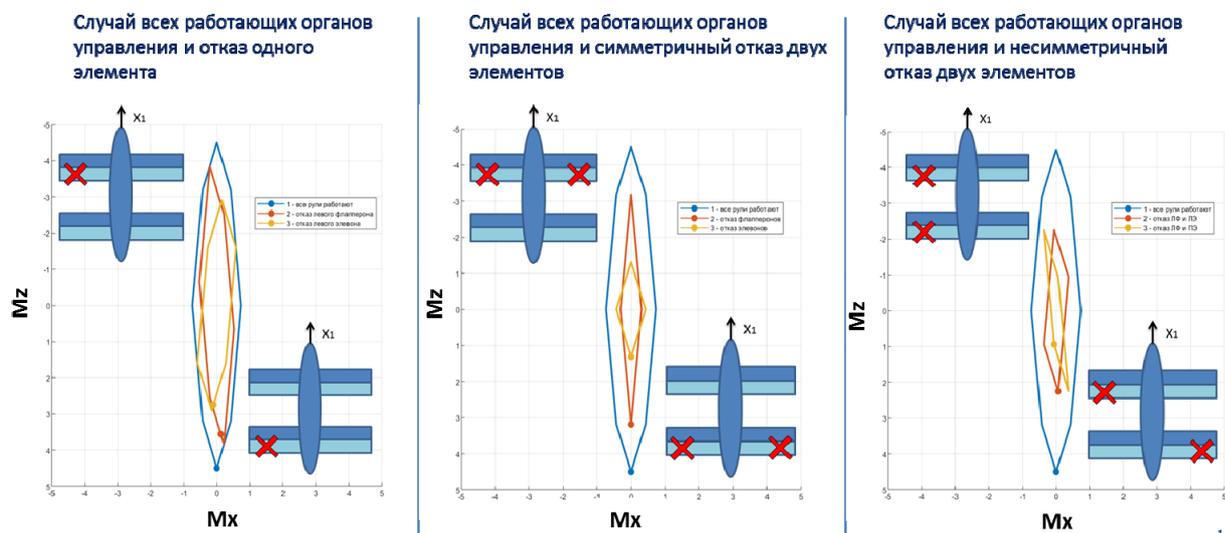


Рис. 3. Области располагаемых угловых ускорений при отказах рулевых поверхностей.

Для обеспечения устойчивости и управляемости БЛА во всем диапазоне изменения его динамических характеристик были проанализированы различные подходы к выбору регуляторов, робастных или адаптивных, в составе системы, которые обеспечили бы приемлемое качество управления в случае, если характеристики объекта управления отличаются от расчетных или, как в ситуации с отказом отдельных элементов системы, характеристики объекта управления изменяются в процессе эксплуатации. При этом реконфигурация управления БЛА рассматривается как один из вариантов адаптивного алгоритма.

Кроме широко используемых алгоритмов, таких, как PD/PID- и LQR-регуляторов, был исследован ряд других регуляторов, включая следующие алгоритмы и их комбинации:

- на основе принципа обратной задачи динамики;
- с активным подавлением возмущений (ADRC);
- с использованием инверсной динамики (NDI и INDI), в том числе – адаптивные;
- с использованием «скользящих режимов»;
- с использованием «бэкстеппинга»;
- на основе принципов нечеткой логики;
- нейросетевой регулятор с эталонной моделью;
- на основе обучения с подкреплением и т.д.

Моделирование типовых режимов полета конвертоплана и циклокоптера подтвердили работоспособность предлагаемого подхода к построению архитектуры и выбору алгоритмов системы управления БЛА указанного типа. Работа основана на источниках: Баландин Д.В., Коган М.М. Синтез законов управления на основе линейных матричных неравенств. 2007; Пэдфилд Г.Д. Динамика полета вертолета, включая рассмотрение конвертопланов / 3 изд. 2018; Мураока К. Переходный режим полета квадрокоптера с поворотными крыльями вертикального взлета и посадки. 2012;

Дрейер М. Введение в моделирование вертолетов и конвертопланов. 2007; Вайялалли П. Перераспределенное псевдоинверсное распределение управления при отказе привода винтокрыла. Ламбэртс Т. Нелинейная инверсия динамики на основе управления пространственным положением для квадрокоптера вертикального взлета и посадки с поворотными винтами в режиме висения.