

Предлагаемое изобретение относится к области ракетно-космической техники, а более конкретно, к системам управления.

Развитие ракетно-космических систем в ближайшие годы весьма перспективно, т.к. они позволяют более эффективно использовать космическое пространство в народнохозяйственных целях.

В этих условиях большое значение приобретает выбор оптимальных схем систем управления летательным аппаратом (ЛА) (космический аппарат, ракета-носитель), обеспечивающих выигрыш в энергетике при условии их нормального функционирования.

В известных ракетах-носителях "Европа", "Титан-II", "Сатурн-V" [1] аппаратура системы управления, обеспечивающая полет, смонтирована в приборном отсеке.

Во всех классах ракет-носителей (РН) применяется инерциальная система управления движением с использованием трехстепенной гиростабилизированной платформы, измерителей параметров движения ракеты, включая датчики углов ее положения, ускорений и скоростей центра масс, вычислительного устройства, обеспечивающих обработку данных от измерителей и формирование управляющих сигналов, исполнительных органов, обеспечивающих создание управляющих воздействий.

Управление движением по [2] осуществляют следующим образом. На старте с использованием высокоточных наземных геодезических средств системы прицеливания, выставляют направления осей инерциальной (начальной) системы координат, которые реализуют гиростабилизированной платформой. Затем, при полете ракеты, измеряют проекции кажущегося ускорения, кажущейся скорости и углы поворота связанных осей ракеты относительно начальной (стартовой) системы координат. В бортовом вычислительном устройстве сравнивают измеренные значения параметров движения с расчетными программными значениями и определяют величину рассогласования. Управляющие сигналы, пропорциональные рассогласованию, подают на исполнительные органы управления движением.

Недостатком указанного способа является большой вес системы управления и ее большая стоимость за счет применения высокоточных гиростабилизированных платформ. Причем, из-за неизбежного "ухода" гироскопов накапливаются ошибки управления движением в течение длительной эксплуатации.

Известен также способ управления движением центра масс летательного аппарата и способ управления относительно центра масс [3,4].

В первом случае характеристики движения центра масс измеряют с помощью наземных средств радиоконтроля орбиты, определяют рассогласование измеренных и расчетных параметров движения и, при необходимости, передают на борт космического аппарата (КА) по командной радиолинии управляющий сигнал на бортовые исполнительные органы, например, корректирующую двигательную установку.

Управление угловым положением КА осуществляют автономно, с помощью бортовых датчиков, измеряющих угловое положение КА в естественных навигационных полях. В качестве естественных навигационных полей используют Солнце, звезды, магнитное поле и др. [4].

С помощью соответствующих бортовых датчиков углового положения КА измеряют углы положения КА в выбранном навигационном поле, с помощью бортового вычислительного устройства сравнивают измеренные и программные значения углов и по величине рассогласования формируют, при необходимости, управляющий сигнал, который подают на исполнительные органы.

Недостатками рассмотренных способов управления является то, что с одной стороны для управления или прогноза движения центра масс КА приходится использовать дорогостоящую и разветвленную сеть наземных средств радиоконтроля орбиты. А с другой стороны, при управлении угловым положением по рассмотренному способу датчика углового положения КА в естественных навигационных полях не являются универсальными и область их применения обычно строго ограничена высотой и скоростью полета, условиями солнечной освещенности КА на орбите, инерциальными характеристиками самого КА и др.

По этой причине такие датчики углового положения не применимы для ракет-носителей, условия полета которых характеризуются широким диапазоном измерения высоты и скорости полета.

Из рассмотренных материалов в качестве ближайшего аналога, выбираемого за прототип, используем материалы [4], так как чистый прототип не обнаружен.

В основу настоящего изобретения положена задача создания способа управления летательным аппаратом, который позволил бы исключить указанные выше недостатки, существенно упростить аппаратное оснащение системы управления путем исключения дорогостоящих приборов и за счет снижения веса системы управления (СУ) увеличить энергетические возможности РН и КА.

Поставленная задача решается за счет использования существующего, искусственно созданного навигационного поля глобальной спутниковой системы (например, ГЛОНАСС, NAVSTAR) таким образом, что параметры движения РН или КА измеряют в этом поле с помощью бортовых радиоприемных навигационных устройств.

Новизной решетки является то, что параметры движения ЛА измеряют в существующем искусственно созданном навигационном поле с помощью радиоприемных навигационных устройств.

Существенными признаками, обуславливающими изобретательный уровень, будут операции измерения параметров движения РН или КА в существующем искусственно созданном навигационном поле с помощью радиоприемных навигационных устройств.

Наличие указанных признаков предлагаемого технического решения позволяет достичь большого положительного эффекта, а именно:

- существенно снизить вес (массу) системы управления;
- значительно снизить стоимость эксплуатации КА за счет отказа от использования дорогостоящей сети наземных средств радиоконтроля орбиты.

Более полно сущность предлагаемого способа будет раскрыта с помощью ниже представленных описания и схемы.

На чертеже изображена схема управления летательным аппаратом.

При движении ракеты-носителя 1 по траектории полета 2 измеряют текущие параметры движения РН1 с

помощью навигационного поля 3 и радиоприемных навигационных устройств 4, расположенных на космическом аппарате 5 (в приемные устройства входят антенно-фидерные устройства (АФУ) и радиотехнические средства). Определяют рассогласование измеренных параметров движения летательного аппарата от программных и формируют управляющий сигнал пропорционально величине рассогласования с помощью БЦВМ.

При этом, с целью уменьшения ошибок управления, радиоприемные навигационные устройства включают до старта РН, при точно известных геодезических координатах и угловом положении РН и КА, и путем математической обработки данных многократных навигационных измерений определяют статические (постоянные) поправки к измерениям по предлагаемому способу для различных положений спутников глобальных навигационных систем относительно радиоприемных навигационных устройств летательного аппарата.

Предлагаемый способ может быть реализован также только для управления спутником или только для управления ракетой-носителем.

