

Управление полетом пилотируемого космического комплекса при проведении экспедиции на астероид

© В.А. Соловьёв^{1,3}, В.Е. Любинский^{1,3}, В.В. Ивашкин^{2,3}

¹ПАО РКК «Энергия», г. Королёв, Московская обл., 141070, Россия

²ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, 125047, Россия

³МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В настоящее время считаются актуальными пилотируемые полеты к астероидам. Одной из целей полета к этим телам является уточнение их формы, массы, параметров вращения, состава материала, их происхождения, а также анализ возможности их практического использования. Другая цель — обезопасить Землю от катастрофического столкновения с опасными телами. К числу таких тел принадлежит астероид Апофис. Предложена концепция возможной пилотируемой экспедиции к этому астероиду. Проанализированы различные способы воздействия на астероид. Рассмотрен возможный облик пилотируемого межпланетного корабля. Предложены программа осуществления экспедиции, схема полета и приастероидных маневров корабля. Рассмотрены вопросы управления полетом корабля на разных этапах экспедиции.

Ключевые слова: пилотируемые полеты, межпланетные полеты, астероиды, астероидно-кометная опасность, межпланетный пилотируемый корабль, межпланетные траектории, баллистико-навигационное обеспечение, управление полетом.

Введение. Осуществление пилотируемых межпланетных полетов, из которых первый предполагается уже в 30-х годах XXI в., планируется в настоящее время целым рядом стран, участвующих в исследовании, освоении и использовании космоса.

Международная организация по координации космических исследований ISECG (*International Space Exploration Coordination Group*), в которую входят сейчас более 50 государств, разработала два варианта плана (так называемую дорожную карту) реализации крупных пилотируемых космических программ. Первый вариант соответствует следующей схеме: орбитальные станции в околоземном пространстве → международная посещаемая платформа в точке либрации L_1 системы Земля — Луна → астероиды → Луна → Марс и его спутники, второй вариант аналогичен первому, только позиция «Луна» предшествует позиции «астероиды».

Одной из целей пилотируемых полетов к астероидам является выполнение непосредственных исследований для уточнения их характеристик, формы, массы, параметров вращения, состава материала, из которого они образованы, их происхождения. Другая же, более

актуальная, цель состоит в предотвращении столкновения Земли с некоторыми астероидами, способного стать причиной глобальной катастрофы и ставящего под угрозу существование человечества. К числу таких «опасных» небесных тел принадлежит, в частности, астероид Апофис, который в 2029 г. пройдет вблизи Земли, а в 2036 г. есть вероятность его столкновения с Землей. Хотя, по сегодняшним оценкам, эта вероятность составляет только $\sim 2,3 \cdot 10^{-5}$ ($\sim 1/50\ 000$), тем не менее, возможно, возникнет необходимость принятия мер по предотвращению столкновения. Не исключены сближения Апофиса с Землей и позднее, в продолжение нынешнего столетия [1].

Мерами к предотвращению столкновения могли бы стать либо изменение орбиты астероида, при котором исключается его прохождение вблизи нашей планеты, либо его разрушение.

Орбита астероида может быть в принципе изменена различными способами. Отметим некоторые из них [2–4].

1. Ударно-кинетический способ. В этом случае астероиду направленным ударом сообщается импульс скорости. В качестве орудия при этом может быть использован массивный космический аппарат или специальный ударник.

2. Взрыв ядерного заряда, заложенного на определенной глубине в теле астероида, с выбросом значительной массы породы в необходимом направлении и существенным изменением значения и направления его орбитальной скорости в момент взрыва. В числе проблем, которые нужно решить при этом, следует назвать разработку эффективной технологии установки заряда, а также обеспечение направления выброса породы с учетом направления вектора угловой скорости астероида. Кроме того, необходимо знать характеристики вещества и структуры астероида, а также разработать корректную модель воздействия взрывом.

3. Установка свободно летящего космического аппарата — гравитационного буксира (ГБ) — вблизи астероида с длительным гравитационным воздействием на него с целью изменения его орбиты. ГБ должен быть оснащен электрореактивным двигателем, создающим тягу в направлении от астероида с тем, чтобы удерживать буксир в необходимом положении относительно астероида и постепенно увести это небесное тело, находящееся на гравитационной «привязи» у ГБ, с его орбиты, опасной для Земли. Должна быть разработана методика установки и удержания ГБ в требуемом положении относительно астероида в гелиоцентрической системе координат в течение всего периода буксировки.

4. Размещение на астероиде движителя, который бы в течение продолжительного времени изменял его орбиту. В качестве такого движителя возможно использование электрореактивной двигатель-

ной установки (ЭРДУ) или солнечного паруса. При этом следует решить проблему его размещения на астероиде с требуемым расположением относительно вектора скорости вращения астероида, а также создать методику включения ЭРДУ в необходимые периоды времени или выполнения поворотов солнечного паруса для обеспечения необходимого направления сообщаемого ими вектора ускорения.

К положительным качествам третьего и четвертого из перечисленных способов следует отнести то, что они имеют достаточно простую модель воздействия на астероид и, кроме того, при их применении вследствие большой продолжительности работы могут быть выполнены точные траекторные измерения и периодические коррекции программы воздействия.

Разрушение астероида могло бы быть осуществлено с помощью взрыва ядерного заряда, закладываемого внутрь него. Однако этот метод представляется нецелесообразным, так как, во-первых, трудно достоверно прогнозировать картину деструкции астероида и, во-вторых, существует вероятность того, что образовавшиеся после взрыва обломки достигнут Земли и причинят ей значительный ущерб.

Рассматривают и такой способ избавления от угрожающего астероида, как организация его столкновения с каким-либо небесным телом — с другим астероидом или даже с Луной. Поступить так с Апофисом было бы возможно, например, скорректировав его орбиту перед пролетом Земли в 2029 г. таким образом, чтобы затем гравитационное поле нашей планеты направило его на встречу с Луной.

Для изменения опасной орбиты астероида, вероятно, следует использовать одновременно (для их дублирования) различные средства: и ГБ, и устанавливаемые на самом астероиде ядерный заряд, электрореактивные устройства или отражатели солнечного света. При этом подрыв заряда, по-видимому, следует проводить только в случае, если работа ГБ окажется неэффективной.

Как видно из ориентировочного описания возможных способов «обезвреживания» астероида, для их реализации требуется установить на нем соответствующие устройства. Сделать это с помощью автоматических космических аппаратов представляется достаточно проблематичным. Поэтому для эффективного решения этой задачи перспективным может быть проведение экспедиции, оснащенной средствами выполнения необходимых работ. В предлагаемой статье приведена концепция возможного осуществления пилотируемой экспедиции для предотвращения столкновения Земли с астероидом Апофис.

В состав пилотируемого космического комплекса, предназначенного для полета на астероид с целью изменения его орбиты, должны входить пилотируемый межпланетный корабль (ПМК) с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ), а также базирующиеся на нем гравита-

ционный буксир и взлетно-посадочный аппарат (ВПА) для высадки экспедиции на поверхность астероида и ее дальнейшего возвращения на ПМК (рис. 1). Проводимые в настоящее время проработки облика ПМК и программ его возможных полетов позволяют считать, что ПМК может и должен быть создан пригодным для полетов в пределах Солнечной системы к любым принадлежащим ей небесным телам: планетам, их спутникам и астероидам. ВПА также, по-видимому, должен создаваться в качестве универсального средства для непосредственного исследования человеком малых тел Солнечной системы и проведения на них необходимых работ. На астероид кроме космонавтов он должен доставлять различное оборудование (например, электрореактивное устройство, солнечный парус, ядерный заряд и т. п.), инструмент, необходимый для его установки, и научно-исследовательскую аппаратуру. Конструкция ВПА должна обеспечивать возможность шлюзования и выхода космонавтов на поверхность астероида. При ВПА может находиться автономное транспортное устройство для перемещения космонавтов по поверхности, либо сам ВПА должен обладать способностью к такому перемещению.

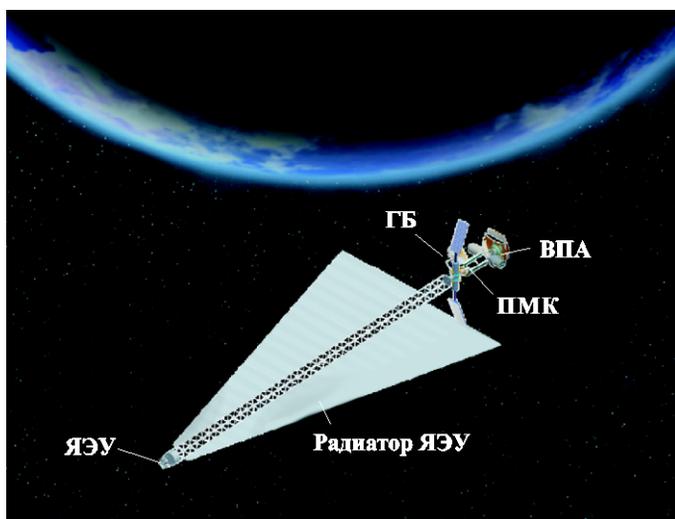


Рис. 1. Пилотируемый космический комплекс для полета к астероиду

Программа осуществления предлагаемой экспедиции должна состоять из следующих основных этапов:

- сборка и испытания экспедиционного комплекса на орбите искусственного спутника Земли (ОИСЗ);
- доставка с Земли на ПМК экипажа экспедиции и непродолжительный испытательный полет экспедиционного комплекса в околоземном пространстве;

- перелет комплекса (и ПМК) с орбиты Земли на орбиту астероида (рис. 2 [5], для полета с малой тягой), встреча с астероидом и расположение вблизи него;

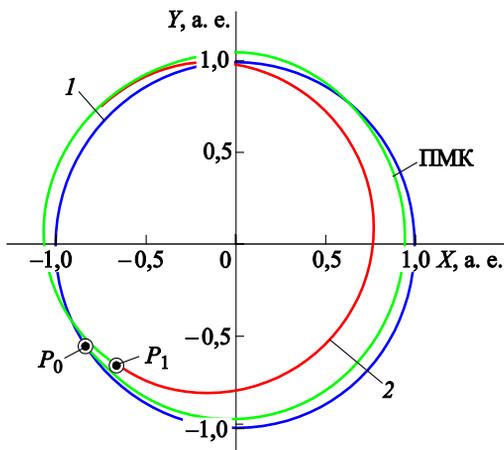


Рис. 2. Схема перелета ПМК с орбиты Земли (1) на орбиту Апофиса (2) (точки P_0 и P_1 соответствуют моментам отлета от Земли и подлета к астероиду)

- высадка части экспедиции на поверхность астероида и проведение запланированных работ, связанных с установкой устройств, предназначенных для изменения его орбиты, выполнение исследований астероида, возвращение экспедиции на ПМК;

- установка буксира у астероида и его включение в рабочий режим;

- ожидание вблизи астероида момента старта экспедиции к Земле, сопровождение работы ГБ (контроль и при необходимости управление в аномальных ситуациях);

- перелет к Земле с последующим спуском на ее поверхность (рис. 3 [5] для перелета с малой тягой к орбите Земли). Эта конечная операция может быть осуществлена по-разному в зависимости от освоенных технологий: с гиперболической скоростью входа в атмосферу, со спуском со второй космической скоростью или с переходом на ОИСЗ и дальнейшей доставкой экипажа экспедиции с ОИСЗ на Землю.

Полет, начиная с ухода ПМК с орбиты Земли к орбите астероида, может происходить следующим образом.

Для траектории экспедиции при полете ПМК по маршруту Земля — Апофис — Земля с малой тягой (с ЭРДУ), приведенной на рис. 2 и 3, общее время полета составит два года [5, 6]. Продолжительность перелета ПМК на орбиту астероида ~388 сут, длительность его пребывания у астероида ~30 сут, а время полета от Апофиса до орбиты Земли ~312 сут.

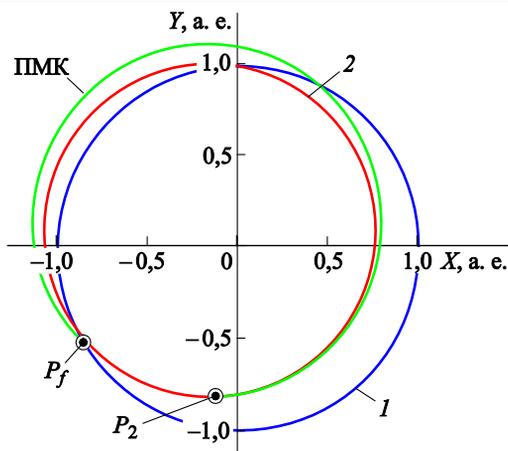


Рис. 3. Схема перелета ПМК с орбиты Апофиса (2) на орбиту Земли (1) (точки P_2 и P_f соответствуют моментам отлета от астероида и подлета к орбите Земли)

При полете по маршруту Земля — Апофис — Земля с большой тягой (с жидкостным ракетным двигателем) некоторые характеристики этой схемы полета, основанные на анализе, выполненном в работе [5], будут следующими: общее время экспедиции 690 сут, продолжительность перелета космического аппарата от Земли на орбиту астероида ~335 сут, длительность полета от Апофиса к орбите Земли ~348 сут; продолжительность пребывания у астероида принята равной 7 сут.

Методику выбора места высадки экспедиции на астероид предстоит разработать с учетом ориентации и значения модуля вектора угловой скорости вращения астероида, а также особенностей технических средств, устанавливаемых на астероиде для изменения его орбиты. Предварительный выбор места высадки должен быть произведен до начала полета с использованием располагаемой информации об астероиде. На заключительной части этапа перелета при приближении ПМК к Апофису по результатам наблюдений и измерений, производимых с корабля, координаты посадки могут быть уточнены. В числе данных, необходимых для этого, должны быть уточнены также направление и модуль вектора угловой скорости астероида (по существующим оценкам, угол между осью вращения астероида и плоскостью эклиптики около -75° , период вращения астероида около 30 ч [7]).

Учитывая указанное выше направление оси вращения Апофиса, представляется целесообразным устройства, предназначенные для изменения скорости его движения, устанавливать на экваторе асте-

роида, а в дальнейшем включать их в действие в периоды времени, когда сообщаемый ими импульс тяги в процессе вращения астероида будет иметь направление, приемлемое для требуемого изменения его орбиты.

Если принять такой принцип выбора места проведения работ на астероиде, то маневрирование для сближения ПМК с Апофисом и последующей высадки экспедиции на его поверхность может происходить следующим образом.

При достижении орбиты астероида ПМК должен выровнять свою скорость со скоростью этого небесного тела и, оказавшись на некотором расстоянии от него, переместиться в его экваториальную плоскость. Затем в момент, когда выбранное место посадки экспедиции в результате вращения астероида окажется в надире корабля, ПМК должен выдать импульс тяги для перехода на орбиту искусственного спутника астероида. При этом высоту орбиты необходимо выбрать такой, чтобы период обращения по ней был равен периоду вращения астероида вокруг своей оси и вследствие этого ПМК как бы завис над точкой посадки ВПА. Для Апофиса эта высота будет составлять ~1 км, а скорость движения ПМК по орбите ~0,06 м/с.

После «зависания» ПМК над точкой высадки экспедиции на поверхность астероида экипаж космонавтов переходит в ВПА, осуществляет проверку его работоспособности и отделяет его от ПМК. После этого ВПА выполняет спуск на астероид в выбранную точку посадки (рис. 4), управляя траекторией спуска с использованием автономно измеряемых параметров его движения для обеспечения приемлемых значений времени спуска, а также вертикальной и горизонтальной скоростей при контакте с астероидом.

Для создания необходимых условий деятельности экспедиции на астероиде должен быть решен ряд проблем. Техника фиксации космонавтов и ВПА на поверхности при проведении работ является не самой сложной из этих проблем, однако актуальной вследствие малой силы притяжения астероида. Некоторые работы в принципе могут выполняться и без выхода космонавтов из ВПА, с помощью манипулятора.

После завершения работ на астероиде ВПА с экипажем экспедиции взлетает и перемещается к ПМК с помощью ЭРДУ, тяга которой должна заметно превышать силу притяжения ВПА к астероиду на его поверхности (при массе ВПА 40 т на Апофисе эта сила составит порядка 12 Н). Необходимая продолжительность пребывания экспедиции на астероиде составит приблизительно одну-две недели. На поверхности астероида или на орбите его искусственного спутника экспедиция должна оставить радиомаяк с длительно работающим источником питания для осуществления контроля с Земли параметров орбиты астероида.

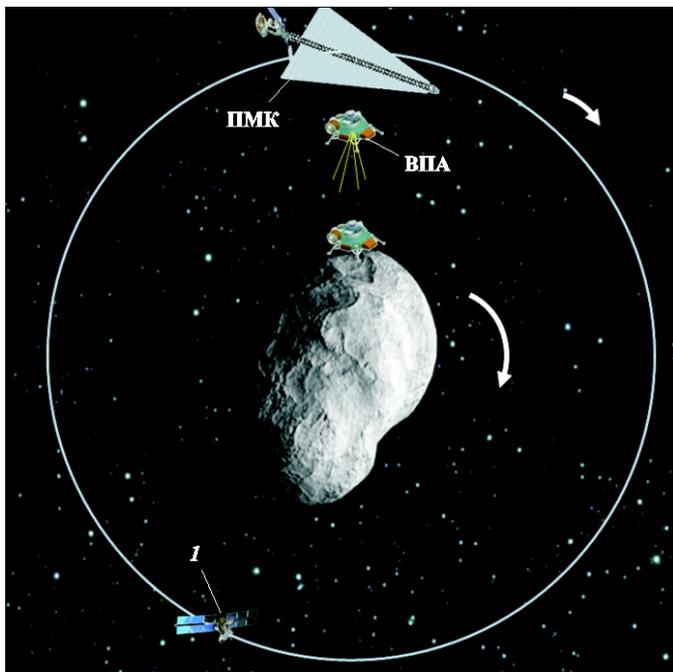


Рис. 4. Осуществление экспедиции на Апофис с установкой на синхронной экваториальной орбите ПМК над выбранной точкой посадки ВПА и спутника-ретронслятора (I). Стрелками обозначено направление вращения астероида вокруг своей оси и ПМК по орбите

По возвращении экспедиции на корабль ВПА отделяется от ПМК и переводится на орбиту захоронения.

Далее ПМК перемещается относительно астероида в расчетную точку установки ГБ (впереди или сзади по полету астероида). ГБ после проверки его работоспособности отделяется от ПМК, ориентируется двигателем в сторону астероида и включается в рабочий режим (рис. 5).

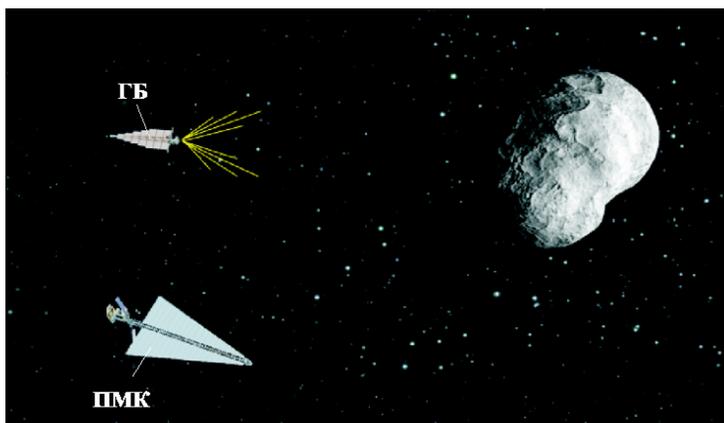


Рис. 5. Увод астероида с опасной для Земли орбиты с помощью ГБ

ПМК удаляется от астероида на некоторое расстояние и затем, через определенное время, стартует с его орбиты, совершая полет к Земле. Продолжительность периода ожидания от момента завершения всех работ у астероида до старта ПМК к Земле определяется энергетическими возможностями корабля. Необходимая продолжительность гравитационного воздействия ГБ на астероид примерно пропорциональна осуществляемому изменению перигейного расстояния его орбиты в 2036 г. и квадрату расстояния между ГБ и астероидом, а также примерно обратно пропорциональна массе ГБ [2].

Для ориентировочной оценки энергетических затрат на обеспечение полета экспедиции к астероиду Апофис можно принять к сведению результаты расчетов характеристической скорости, приведенные в работах [5, 6], для схемы полета с большой тягой: старт с орбиты Земли к орбите астероида 3,39 км/с, переход с траектории перелета на орбиту Апофиса 2,84 км/с, старт с орбиты Апофиса к Земле 0,37 км/с. Период ожидания у астероида момента старта к Земле при этом определен в одну неделю.

Управление полетом космических аппаратов, обеспечивающих достижение целей проведения экспедиции на астероид — ПМК, ВПА и ГБ — на различных этапах программы должно будет осуществляться тремя основными управляющими звеньями: наземным комплексом управления (НКУ), бортовыми комплексами автоматического управления (БКАУ) каждого из этих аппаратов и экипажами ПМК и ВПА в период его автономного полета (рис. 6). Характер управления (распределение функций между этими звеньями, технология их выполнения и взаимодействие звеньев) будет в значительной степени зависеть от особенностей каждого этапа [8].

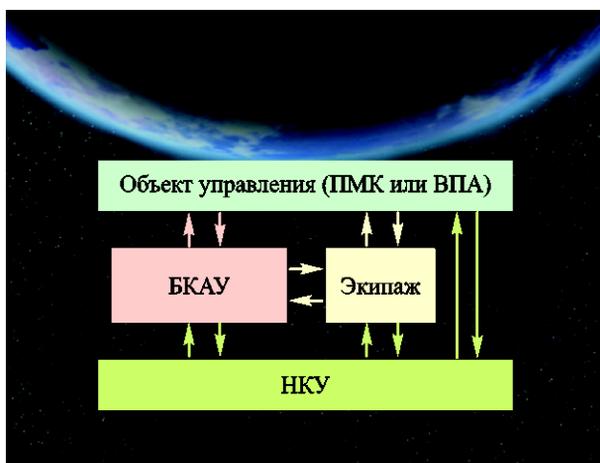


Рис. 6. Структура полного контура управления полетом ПМК или ВПА

В процессе полета космических аппаратов экспедиции их удаление от Земли может достигать значительной величины, что приводит к увеличению продолжительности прохождения радиосигнала между НКУ и ними. Этот фактор негативно влияет на возможность НКУ управлять космическим аппаратом в быстротекущих процессах и полетных операциях, а также в различных ситуациях, требующих быстрого реагирования на них. Так, например, расстояние между Землей и ГБ, расположенным у Апофиса, в некоторые периоды его продолжительного полета может составлять до 300 млн км, соответствующая ему задержка сигнала — до ~17 мин, а увеличение продолжительности цикла управления (получение информации с космического аппарата → ее оценка и принятие решения по ее результатам → выдача на аппарат управляющих воздействий и их исполнение на его борту) — до ~35 мин. В связи с этим, а также в случае вынужденного прерывания связи между НКУ и космическим аппаратом должна быть обеспечена возможность полноценного автономного управления полетом со стороны бортовых управляющих звеньев — БКАУ для ГБ, БКАУ и (или) экипажа для ПМК и ВПА.

На всех этапах экспедиции в процессе управления полетом ПМК, ВПА и ГБ БКАУ, в состав которого входит высокопроизводительная бортовая ЭВМ, обладающая развитым искусственным интеллектом, на каждом из этих космических аппаратов должны выполнять следующие функции. Прежде всего, это непрерывный контроль состояния и функционирования космического аппарата в целом и составляющих его систем, важной целью которого является обнаружение отклонений от нормы, способных привести к невыполнению задач полета и нарушению условий безопасности экипажа. В случае выявления таких отклонений БКАУ должен реализовать срочные меры по парированию их негативного влияния на полет и оповестить НКУ и экипаж космического аппарата о возникшей аномальной ситуации для их привлечения к реагированию на нее. В число функций БКАУ должно также входить баллистико-навигационное обеспечение полета, задачей которого является определение фактической траектории движения, параметров маневров, изменяющих или корректирующих ее, а также ряда баллистических данных, необходимых для выполнения экипажем и самим БКАУ некоторых функций управления полетом. БКАУ должен также осуществлять управление постоянной работой бортовых систем космического аппарата и их функционированием в соответствии с планом полета и по заданиям, получаемым от экипажа и НКУ в виде цифровых программ. Кроме того, вычислительные мощности БКАУ должны использоваться экипажем для решения ряда таких задач, как, например, планирование полета, диагностирование отклоне-

ний от нормы, проведение различных расчетных работ. Осуществление БКАУ приведенных функций должно обеспечить повышение надежности проведения полета и безопасности космонавтов, а также разгрузку экипажа от непроизводительных работ, связанных с управлением полетом, необходимую для полноценного выполнения целевой программы.

НКУ на всех этапах полета должен быть основным звеном в структуре управления полетом экспедиции, выполняющим планирование полета экспедиции и его углубленный контроль. Кроме того, НКУ вырабатывает решения по реагированию на аномальные ситуации, возникающие в полете, в тех случаях, когда время от момента получения на Земле с борта космического аппарата необходимой информации до наступления критической фазы аномальной ситуации (так называемое располагаемое время) является достаточным для выполнения НКУ этой функции и последующей реализации принятого решения. НКУ также осуществляет баллистико-навигационное обеспечение тех этапов полета, на которых не требуется оперативного (в темпе текущего времени) управления движением космического аппарата (этапы полета от Земли к астероиду и обратно, этап ожидания расчетного момента старта к Земле). В период пребывания экспедиции на поверхности астероида в случае возникновения проблем в ходе проведения работ НКУ участвует в уточнении технологии ее выполнения и вырабатывает необходимые рекомендации.

Экипаж, отправляющийся с Земли в этот полет, будет состоять из двух групп, одна из которых должна совершить высадку на астероид и провести на нем все необходимые работы. Эта группа на участке спуска будет осуществлять управление полетом ВПА, контролируя совместно с БКАУ его движение и работу бортовых систем. На завершающей стадии спуска космонавты должны управлять полетом, обеспечивая приемлемые условия контакта с поверхностью (благоприятные рельеф, скорость спуска и бокового перемещения). Другая группа, оставаясь на ПМК, сопровождает спуск, работу экспедиции на астероиде и возвращение на корабль, дистанционно контролируя их протекание, и при необходимости может осуществлять управление ВПА в режиме телеуправления. В продолжение всего периода автономного полета ВПА (после отделения от ПМК и до его стыковки при возвращении с астероида) между обеими группами должна поддерживаться речевая и телевизионная связь, а также осуществляться передача телеметрической информации с ВПА на ПМК и управляющей информации с ПМК на ВПА. Для этого на ПМК и ВПА должна быть установлена соответствующая межбортовая радиосистема. При выполнении функции контроля и телеуправления ВПА должен использоваться и БКАУ межпланетного корабля.

Управление ГБ будет осуществляться от НКУ и с ПМК (рис. 7), который должен обладать возможностью обмениваться с ним информацией по линиям ГБ — ПМК (телеметрия и телевидение) и ПМК — ГБ (командно-программная информация). Управление ГБ с ПМК сможет выполняться в период перелета от астероида к Земле при расстоянии между ними, не превышающем дальности действия межбортовой радиосистемы.

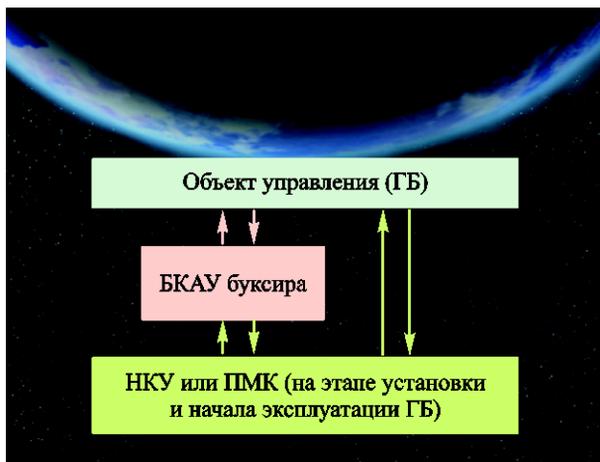


Рис. 7. Структура контура управления полетом ГБ

Надежность работы системы управления полетом экспедиции (см. рис. 6) должна быть обеспечена не только аппаратно-программными мерами, но и глубоким взаимным дублированием функций НКУ, экипажа и БКАУ, а также необходимым резервированием интерфейсов между ними и связей каждого из центральных ее звеньев с объектом управления (космический аппарат с его бортовыми системами, агрегатами, механизмами). Такие меры в случае выхода из строя одного или даже двух из звеньев должны обеспечить управление полетом оставшимися звеньями и завершить экспедицию с полным или частичным достижением ее целей и в любом случае — с возвращением экипажа на Землю. На рис. 8 представлена структура контура автономного управления полетом ПМК при отсутствии радиосвязи между ним и НКУ. Такую же структуру в качестве основной имеет и контур управления полетом ВПА. При возникновении проблем с использованием этого контура необходимо, как отмечалось выше, предусмотреть возможность управления ВПА с ПМК. На этапе длительного полета ГБ в случае нарушения связи между ним и НКУ полноценное управление работой этого аппарата в автономном режиме должен самостоятельно осуществлять его БКАУ.

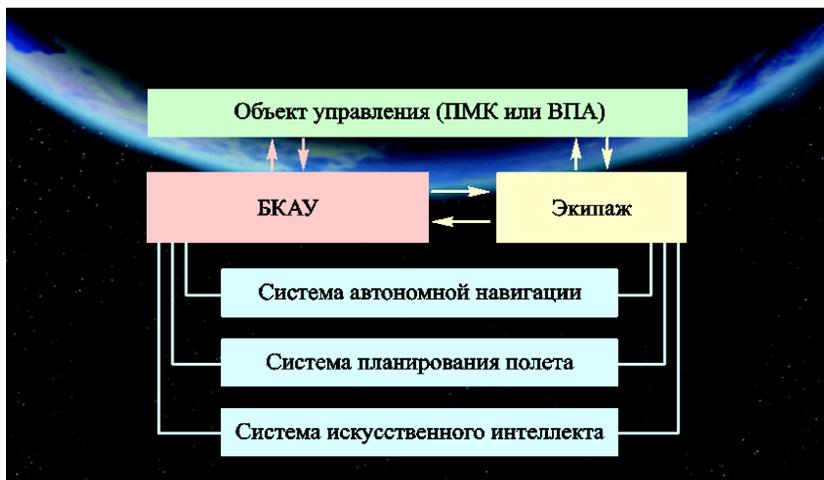


Рис. 8. Структура контура автономного управления полетом ПМК или ВПА

Помимо предотвращения космических катастроф, которые могут произойти с Землей, значимой целью пилотируемых полетов на другие небесные тела, в том числе на астероиды, является их исследование, позволяющее не только получать или уточнять фундаментальные представления об их природе и эволюции, но и практически использовать их ресурсы для нужд Земли. Вопрос о применении для этой цели автоматических аппаратов или исследований, выполняемых в космосе человеком, давно является предметом дискуссий.

Убедительной является точка зрения, утверждающая, что для научных исследований в космосе наряду с автоматическими аппаратами необходим и человек. Преимущество человека перед автоматом заключается прежде всего в том, что подготовленный специалист-космонавт, улавливая трудноразличимые особенности наблюдаемых явлений, сопоставляя их друг с другом и обнаруживая взаимосвязи между ними, способен получить больше ценной информации, чем автомат. Кроме того, участие человека обеспечивает возможность осуществления сложных исследований и экспериментов, требующих в процессе их проведения корректировки методики выполнения с учетом промежуточных результатов.

Рассмотренная в предлагаемой статье технология осуществления экспедиции на астероид Апофис может быть предложена и для организации пилотируемых полетов к другим малым небесным телам Солнечной системы (к различным астероидам, кометам и спутникам планет, таким, например, как спутники Марса Фобос и Деймос) с посадкой космонавтов на их поверхность.

Авторы признательны канд. техн. наук И.В. Крылову и аспирантке МГТУ им. Н.Э. Баумана А. Лан за помощь в подготовке статьи.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Башаков А.А., Питьев Н.П., Соколов Л.Л. Особенности движения астероида 99942 Апофис. *Астрономический вестник*, 2008, т. 42, № 1, с. 20–29.
- [2] Ивашкин В.В., Стихно К.А. О предотвращении возможного столкновения астероида Апофис с Землей. *Астрономический вестник*, 2009, т. 43, № 6, с. 502–516.
- [3] Еськов Д.А. Разрушение астероида «Апофис» с помощью энергии взрыва. *Молодежный научно-технический вестник*, 2012, № 3. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/475261.html> (дата обращения 15.01.2016).
- [4] Сенцов Ю.И., Сорокин С.В. Сравнительный анализ энергетической эффективности некоторых методов борьбы с астероидами. *Научно-технический журнал ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина «Вестник»*, 2013, № 4, с. 57–60. URL: <http://epizodsspace.no-ip.org/bibl/vestnik-lavochkina/2013/4-2013.pdf> (дата обращения 15.01.2016).
- [5] Ивашкин В.В., Крылов И.В., Лан А. Оптимальные траектории для экспедиции КА к астероиду Апофис с возвращением к Земле. *Астрономический вестник*, 2013, т. 47, № 4, с. 361–372.
- [6] Ivashkin V.V., Lang A. Optimal Spacecraft Trajectories For Flight to Asteroid Apophis With Return to Earth Using Chemical High Thrust Engines. *Second IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems 2014, Dy-CoSS'2014. Advances in the Astronautical Sciences Series (AAS)*. Graziani F., Guerman A.D., Contant J.-M., eds. Published by Univelt., 2015, vol. 153, pp. 1653–1667.
- [7] Pravec P., Scheirich P., Durech J., et al. *The Tumbling Spin State of (99942) Apophis. Icarus*. Elsevier Publ., 2014, vol. 233, pp. 48–60.
- [8] Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. *Управление космическими полётами*. В 2 ч. Лысенко Л.Н., ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009 (ч. 1), 2010 (ч. 2).

Статья поступила в редакцию 25.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Соловьёв В.А., Любинский В.Е., Ивашкин В.В. Управление полетом пилотируемого космического комплекса при проведении экспедиции на астероид. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 9.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1533>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Соловьёв Владимир Алексеевич родился в 1946 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1970 г. Д-р техн. наук, профессор, чл.-корр. РАН, первый заместитель Генерального конструктора РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, заведующий кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 100 научных работ в области управления космическими полетами. e-mail: soloviev@rsce.ru

Любинский Валерий Евгеньевич — д-р техн. наук, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, главный научный сотрудник РКК

«Энергия» им. С.П. Королёва, профессор кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор свыше 100 научных публикаций в области проектирования и управления полетом космических аппаратов. e-mail: valery_lubinsky@rsce.ru

Ивашкин Вячеслав Васильевич — профессор, д-р физ.-мат. наук, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, профессор-консультант Харбинского технологического института, главный научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, профессор кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 200 научных публикаций в области динамики космического полета, проблемы обеспечения астероидно-кометной безопасности, истории космонавтики.
e-mail: ivashkin@keldysh.ru

Control of manned space complex flight for mission to asteroid

© V.A. Solovyov^{1,3}, V.E. Lyubinskiy^{1,3}, V.V. Ivashkin^{2,3}

¹S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia,
Korolev, Moscow region, 141070, Russia

²Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, 125047, Russia

³Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Currently the society considers relevant manned missions to asteroids. One of the objectives of the flights to these bodies is to refine their shape, weight, rotation parameters, material composition, their origin; do the analysis of their practical use. Another goal is to protect the Earth from collision with the "dangerous" bodies, which could lead to disaster. The asteroid Apophis belongs to this group. The study proposes the concept of a possible manned mission to the "dangerous" body. We analyzed different ways to impact the asteroid, considered the possible spaceship structures, and suggested the program of the expedition, flight scheme and ship maneuvers near the asteroid. We examine spacecraft flight control issues at different stages of the expedition.

Keywords: human space flight, interplanetary flights, asteroids, asteroid-comet hazard, interplanetary manned spacecraft, interplanetary trajectory, ballistics navigation support, flight control.

REFERENCES

- [1] Bashakov A.A., Pitev N.P., Sokolov L.L. *Astronomicheskiiy vestnik — Solar System Research*, 2008, vol. 42, no. 1, January-February.
- [2] Ivashkin V.V., Stikhno K.A. *Astronomicheskiiy vestnik — Solar System Research*, 2009, vol. 43, no. 6, pp. 502–516.
- [3] Eskov D.A. *Molodyozhny nauchno-tekhnicheskiiy vestnik — Herald of the Bauman Moscow State Technical University*, no. 3, March 2012. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/475261.html> (accessed January 15, 2016).
- [4] Sentsov Yu.I., Sorokin S.V. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina — Journal of Lavochkin SPA*, 2013, no. 4. Available at: <http://epizodsspase.no-ip.org/bibl/vestnik-lavochkina/2013/4-2013.pdf> (accessed January 15, 2016).
- [5] Ivashkin V.V., Krylov I.V., Lan A. *Astronomicheskiiy vestnik — Solar System Research*, 2013, vol. 47, no. 4, pp. 361–372.
- [6] Ivashkin V.V., Lang A. *Second IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems 2014, DyCoSS'2014. Advances in the Astronautical Sciences Series (AAS)*, vol. 153. Graziani F., Guerman A.D., Contant J.-M., eds. Univelt Inc. Publ., pp. 1653–1667.
- [7] Pravec P., Scheirich P., Durech J. The tumbling spin state of (99942) Apophis. *Icarus*. Elsevier Publ., 2014, vol. 233, pp. 48–60.
- [8] Solovyov V.A., Lysenko L.N., Lyubinskiy B.E. *Upravlenie kosmicheskimi poletami* [Space Flight Control]. In 2 parts. Lysenko L.N., ed. Moscow, BMSTU Publ., 2009, 2010.

Solovyov V.A., Dr. Sci. (Eng.), Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, First Deputy Director of the Chief Designer of the S.P. Korolev Rocket and

Space Public Corporation Energia, Head of the Department of Dynamics and Space Flight Control, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 100 research publications in the field of space flight control. e-mail: soloviev@rsce.ru

Lyubinskiy V.E., Dr. Sci. (Eng.), Chief Research Scientist of the S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia, Professor of the Department of Dynamics and Space Flight Control, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 100 research publications in the field of spacecraft flight design and control. e-mail: valery_lubinsky@rsce.ru

Ivashkin V.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Professor, Academician of K.E. Tsiolkovsky Russian Academy of Cosmonautics (RAC), Professor-Consultant of Harbin Institute of Technology, Chief Research Scientist of Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Professor of the Department of Dynamics and Space Flight Control, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 200 research publications in the field of spacecraft dynamics, the problem of ensuring asteroids and comets security, the history of astronautics. e-mail: ivashkin@keldysh.ru