

Анализ баллистических ограничений при отработке возможности установления лазерной связи со спускаемым аппаратом на атмосферном участке спуска

© Р.А. Евдокимов, А.С. Грибков, В.Ю. Тугаенко,
А.Г. Овчинников, Д.С. Овчинников

Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация
«Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев Московской обл., 141070, Россия

Представлен космический эксперимент «Плазма-СА» по изучению возможности установить канал лазерной связи между спускаемым аппаратом транспортного корабля «Союз» и наземными пунктами на атмосферном участке спуска, когда радиосвязь блокирована слоем плазмы. Кратко рассмотрены конструктивные ограничения, связанные с безопасным размещением научной аппаратуры внутри спускаемого аппарата корабля «Союз». Выполнен анализ баллистических ограничений, обусловленных траекторией спуска и особенностями управления спускаемым аппаратом на атмосферном участке, определяющих районы размещения наземных источников лазерного излучения. Показана принципиальная возможность регистрации тестового сигнала от наземного источника аппаратурой, размещенной на борту спускаемого аппарата. Продемонстрировано влияние отклонений траектории от расчетной и изменения угла крена при управлении спуском на условия регистрации сигнала, предложены пути улучшения данных условий.

Ключевые слова: космический эксперимент, лазерная связь, спускаемый аппарат, плазма, баллистическая схема, управление спуском

Введение. При взаимодействии спускаемого аппарата (СА) с атмосферой формируется плазменный слой, экранирующий прохождение радиоволн. В результате радиосвязь с космическими аппаратами, возвращающимися на Землю, на высотах от ~ 80 до 40 км практически невозможна [1]. Время прохождения этого участка траектории СА транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз» — около 12 мин [1–4]. Существует принципиальная возможность устранить данный перерыв в связи, используя лазерный канал передачи информации. С этой целью один терминал должен быть размещен на СА, а другим из иллюминаторов, а другой — на наземной станции. Можно также размещать терминалы связи на станциях воздушного базирования и/или спутниках, чтобы исключить влияние погодных условий.

Возможность реализации подобной системы зависит от оптических свойств окружающей СА плазмы — величин поглощения и излучения на длинах волн, соответствующих лазерному сигналу, а также уровня поглощения в слое отложений на иллюминаторе, образующемся в результате процесса абляции теплозащитного покрытия СА [5, 6].



Рис. 1. Иллюминатор визира специального комплекса (ВСК4) ТПК «Союз» после возвращения на Землю со слоем отложений на поверхности

Выполнены теоретические и наземные экспериментальные исследования плазмы, формирующейся вокруг образцов теплозащитного покрытия при воздействии на них потока в плазматроне [7]. Результаты этих исследований показали, что на длинах волн от 1,0 до 1,5 мкм значительная доля излучения может достичь иллюминатора. Изучение оптических свойств иллюминаторов визиров СА кораблей «Союз» после их возвращения на Землю (рис. 1) также подтвердило, что, не-

смотря на наличие слоя отложений, коэффициент пропускания излучения на указанных длинах волн составляет от 11 до 33 % в зависимости от локальной толщины слоя [7].

Таким образом, результаты данных исследований подтверждают принципиальную возможность установления канала связи. Однако реальные термодинамические условия в среде, окружающей СА, заметно отличаются от реализуемых в наземных экспериментах [8]. Надежные данные по свойствам плазмы и динамике процессов загрязнения иллюминаторов могут быть получены только в натуральных условиях. В этой связи в РКК «Энергия» был предложен космический эксперимент (КЭ) «Плазма-СА».

Основными целями КЭ являются:

- экспериментальное исследование плазмы, возникающей вокруг СА на этапе прохождения атмосферы, посредством регистрации спектра излучения;
- экспериментальное исследование динамики процессов загрязнения иллюминатора на этапе прохождения СА атмосферы путем регистрации лазерного излучения (генерируемого научной аппаратурой на борту СА), отраженного от наружной поверхности иллюминатора;
- экспериментальное определение влияния плазмы как помехи в канале связи в инфракрасном (ИК) диапазоне посредством регистрации спектральной мощности излучения плазмы, поступающей через иллюминатор, в том числе в диапазоне 1,5...1,6 мкм;
- экспериментальное подтверждение достоверности расчетно-теоретических моделей плазмообразования и поведения продуктов термохимического разрушения теплозащитных материалов в сжатом слое у СА на теплонапряженных участках траектории входа.

Кроме того, к числу целей относится экспериментальное подтверждение возможности связи с СА путем регистрации в ИК диапазоне тестового сигнала, передаваемого лазером с поверхности Земли.

Подобный эксперимент планируется провести впервые. При разработке научной аппаратуры (НА) «Плазма-СА» особое внимание было уделено вопросам ее безопасного размещения в СА ТПК «Союз», а также возможности наблюдения СА с Земли на участке траектории, где присутствует плазменный слой.

Научная аппаратура «Плазма-СА» и конструктивные ограничения при ее размещении в СА ТПК «Союз». В состав научной аппаратуры «Плазма-СА» (рис. 2), размещаемой в СА корабля «Союз», входят оптическая система обеспечения измерений (ОСОИ) и электронная система обеспечения измерений (ЭСОИ). ОСОИ выполняет сбор оптического и ИК излучения, его передачу к спектрометру и измерительным каналам, фильтрацию излучения, создание оптического и ИК излучения контрольного сигнала. ЭСОИ обеспечивает управление режимами работы НА, выполнение измерений, обработку и хранение информации, проверку работоспособности аппаратуры. Общая масса научной аппаратуры — не более 5 кг.

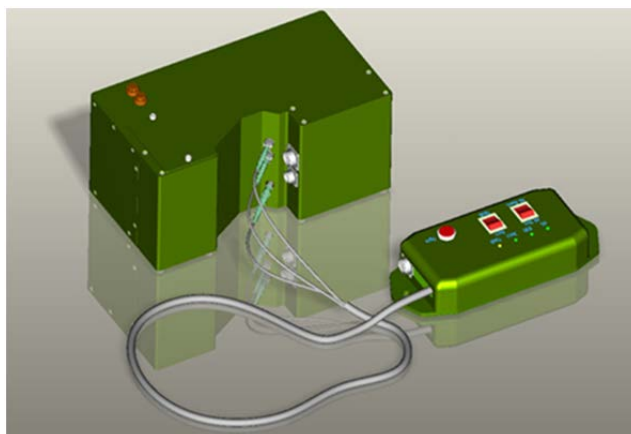


Рис. 2. Общий вид научной аппаратуры «Плазма-СА»

Основные требования к размещению оборудования связаны с необходимостью установки части НА (выполняющей сбор излучения) на иллюминатор СА, а также с обеспечением безопасности и удобства работы экипажа. Для решения задачи приема тестового сигнала аппаратура должна размещаться за иллюминатором, поле зрения которого в процессе спуска захватывает земную поверхность. При этом целесообразно минимизировать расстояние по лучу зрения до поверхности Земли. Кроме того, необходимо учитывать возможность крепления оборудования, а также оптические свойства иллюминаторов.

Фактически, единственным возможным вариантом является размещение аппаратуры на визире ВСК4 (рис. 3), вместо рассеивающего экрана, на штатных креплениях экрана после выполнения всех операций с визиром и отстрелом его внешней части.

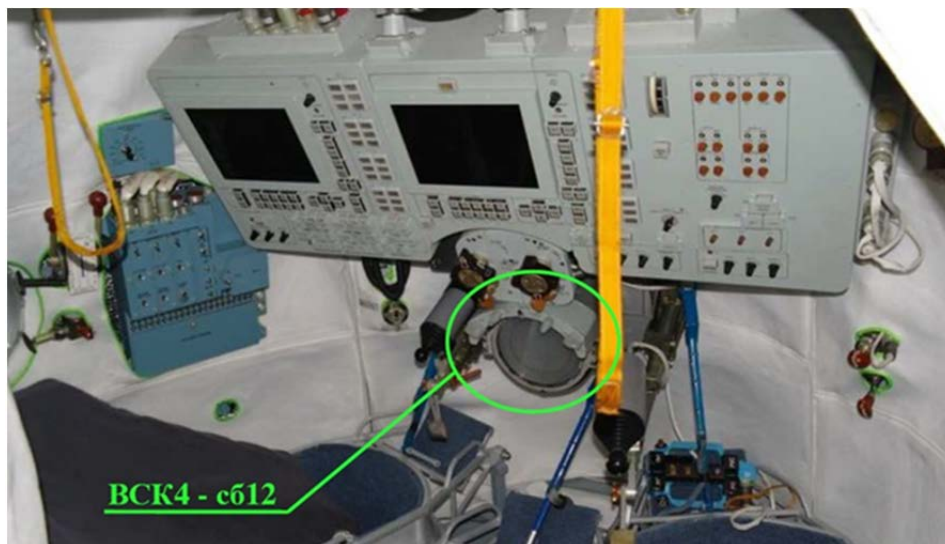


Рис. 3. Место размещения научной аппаратуры «Плазма-СА» в кабине спускаемого аппарата корабля «Союз»

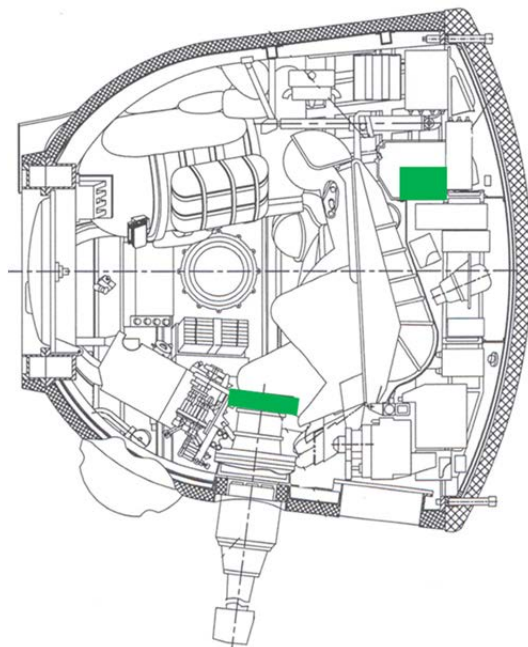


Рис. 4. Размещение блоков научной аппаратуры «Плазма-СА» в спускаемом аппарате

Анализ различных вариантов компоновки и конструкции НА показал, что предлагаемый изначально моноблочный вариант исполнения не может быть использован, поскольку масса моноблока существенно превышает массу штатного экрана, а кроме того, при взведении амортизаторов кресел перед посадкой корпус НА упирается в ноги командира экипажа. В итоге был предложен вариант с двумя блоками (см. рис. 2) — выносным блоком (ВБ), во время проведения эксперимента размещающемся на ВСК, и основным блоком (ОБ), помещенным в контейнер бортовой документации (рис. 4). Блоки соединены электрическими и оптическим кабелями.

Для выполнения части КЭ, связанной с регистрацией в ИК диапазоне тестового сигнала, передаваемого лазером с поверхности Земли, используется наземный источник калибровочного сигнала (НИКС). При этом основная задача НИКС, входящего в состав контрольно-проверочной аппаратуры НА «Плазма-СА», — контроль работоспособности НА в наземных условиях.

Баллистические ограничения при проведении сеанса эксперимента. Для оценки возможности регистрации тестового сигнала на борту СА, а также определения требований к характеристикам НИКС были проанализированы траектория спуска СА ТПК «Союз» и связанные с ней баллистические ограничения на проведение КЭ. При этом учитывались следующие особенности:

1) траектория спуска СА ТПК «Союз» и положение оси визирования иллюминатора ВСК определяют возможные места размещения НИКС на поверхности Земли и размер поля видимости сигнала. Конкретное место размещения НИКС уточняется исходя из логистических требований: наличие дорог и относительно небольшое расстояние до космодрома Байконур;

2) размер поля видимости НИКС, отклонения траектории спуска СА от расчетной, а также значения угла поворота по крену в процессе управления определяют возможность фиксации сигнала на борту СА и длительность его приема;

3) траектория спуска задает условия наблюдения СА из точки размещения НИКС — дальность, высоту над горизонтом, скорость углового движения СА, положение Солнца и яркость фона неба. Дальность до СА и его высота над горизонтом в значительной степени обуславливают требования к мощности лазера НИКС и оптической системе, а также к точности наведения.

Исходя из баллистических условий, определялись следующие параметры:

– возможные места расположения НИКС относительно траектории движения СА;

- размеры проекции на Землю поля видимости сигнала НИКС;
- требуемая точность размещения НИКС в заданной точке и длительность видимости тестового сигнала концентратором излучения НА «Плазма-СА».

Определение возможных мест размещения НИКС с учетом расчетной траектории спуска СА, расчет полей видимости. Возможные места расположения НИКС определяются линией, по которой движется точка пересечения оптической оси ВСК с поверхностью Земли, сопровождая траекторию движения СА. В каждый момент времени положение данной точки задается такими параметрами, как высота СА над поверхностью Земли h , скорость движения СА по траектории, угол атаки СА α ; угол направления вектора скорости относительно местного горизонта θ ; угол крена СА β ; угол конусности корпуса СА $\delta = 6^\circ$.

Схема расположения НИКС относительно произвольного участка траектории спуска показана на рис. 5. Указаны углы φ и σ , определяющие направление на точку пересечения оптической оси ВСК с поверхностью Земли.

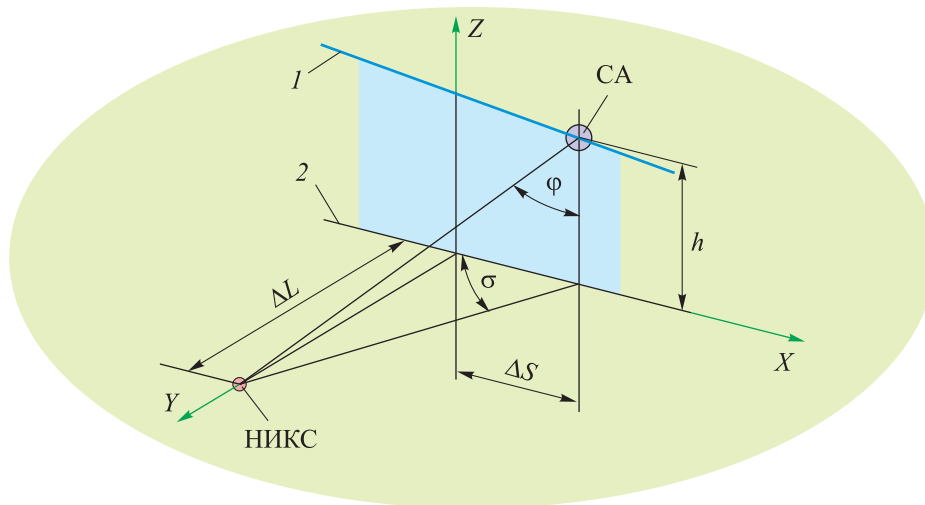


Рис. 5. Схема геометрии расположения НИКС относительно участка траектории СА:
 1 — участок траектории спуска; 2 — проекция траектории на поверхность Земли

Величины углов φ и σ могут быть найдены из соотношений

$$\varphi = \arctg \left(\frac{\sqrt{(\sin \psi + \cos \psi \cos \beta \tan(-\theta))^2 (\cos(-\theta))^2 + (\cos \psi \sin \delta)^2}}{\cos(-\theta) \cos \psi \cos \beta - \sin \psi \tan(-\theta)} \right), \quad (1)$$

$$\sigma = \operatorname{arctg} \left(\frac{\cos \psi \sin \beta}{(\sin \psi + \cos \psi \cos \beta \tan(-\theta)) \cos(-\theta)} \right), \quad (2)$$

где $\psi = \alpha + \delta$.

По значениям углов φ , σ и высот траектории можно вычислить боковое ΔL и продольное ΔS смещения точки расположения НИКС относительно проекции на поверхность Земли точек траектории движения СА.

Схема для расчета размеров проекции на поверхность Земли поля видимости сигнала НИКС с борта СА приведена на рис. 6. Для характерных дистанций между точкой размещения НИКС и СА при проведении эксперимента кривизной поверхности Земли можно пренебречь.

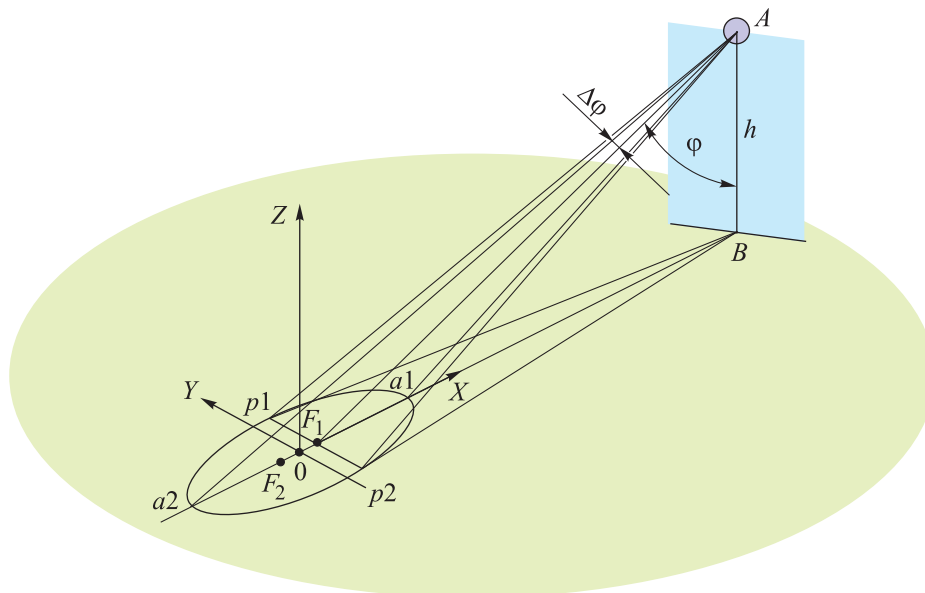


Рис. 6. Схема к расчету размеров поля видимости сигнала НИКС

Рассмотрим произвольную точку A траектории спуска (см. рис. 6), в которой находится СА на высоте h над поверхностью Земли. Оптическая ось ВСК изображена на схеме отрезком прямой AF_1 и наклонена под углом φ к вертикали. Поле зрения научной аппаратуры «Плазма-СА» ограничено в пространстве конической поверхностью с осью AF_1 и полууглом при вершине конуса $\Delta\varphi$. Вершина конуса расположена в точке A . Пересечение конической поверхности, ограничивающей поле зрения, с поверхностью Земли, образует эллипс, через один из фокусов которого (F_1) проходит ось симметрии. Плоскость, проходящая через точки A , B , F_1 , при пересечении с эллипсом определит длину его большой оси, а плоскость, проходящая через

точки A , $p1$, $p2$, перпендикулярная плоскости ABF_1 , определит удвоенную длину фокального параметра p эллипса.

Из геометрических построений, с учетом обозначений на рис. 6, можно определить длины отрезков $a1F_1$, $a2F_1$ и $p2F_1$, исходя из параметров траектории спуска, следующим образом:

$$a1F_1 = h \left(\frac{1}{\cos \varphi} - \frac{1}{\cos(\varphi - \Delta\varphi)} \right), \quad (3)$$

$$a2F_1 = h \left(\frac{1}{\cos(\varphi + \Delta\varphi)} - \frac{1}{\cos \varphi} \right), \quad (4)$$

$$p2F_1 = p = \frac{h \operatorname{tg} \varphi}{\cos \varphi}. \quad (5)$$

Уравнение для большой полуоси эллипса запишется так:

$$a = a_1 a_2 = \frac{a_1 F_1 + a_2 F_1}{2}. \quad (6)$$

Малая полуось эллипса вычисляется из соотношения между длинами полуосей эллипса и фокальным параметром:

$$b = \sqrt{pa}. \quad (7)$$

Используя формулы (3)–(7), после преобразований получим выражения для длин большой и малой полуосей эллипса:

$$a = \frac{h}{2} \left(\frac{1}{\cos(\varphi + \Delta\varphi)} - \frac{1}{\cos(\varphi - \Delta\varphi)} \right), \quad (8)$$

$$b = h \sqrt{\frac{\operatorname{tg} \varphi}{2 \cos \varphi} \left(\frac{1}{\cos(\varphi + \Delta\varphi)} - \frac{1}{\cos(\varphi - \Delta\varphi)} \right)}. \quad (9)$$

По формулам (8) и (9) могут быть рассчитаны размеры поля видимости излучения НИКС со входного торца оптоволокна в концентраторе излучения НА «Плазма-СА». НИКС целесообразно размещать вблизи центра эллипса для увеличения длительности пребывания в поле зрения научной аппаратуры. В этом случае данное время будет определено как отношение длины малой оси эллипса к линейной скорости движения СА.

Размеры эллипса видимости сильно зависят от ширины поля зрения НА — угла $\Delta\varphi$. Если данный угол ограничивается только диаметром и расположением иллюминатора ВСК, то для выбранного

размещения НА «Плазма-СА» он составляет $\sim 21^\circ$. Однако ширина поля зрения зависит также от конструкции концентратора излучения.

Для иллюстрации предложенного подхода по представленным выше соотношениям были проведены расчеты координат возможных районов размещения НИКС и геометрии полей видимости с использованием расчетной траектории спуска СА «Союз-ТМА-11М». Спуск был осуществлен в один из наиболее часто используемых районов посадки (площадка № 6). Результаты расчета в привязке к географической карте показаны на рис. 7. Красными маркерами показана расчетная трасса СА — проекция траектории на поверхность Земли. Для каждой точки трассы известны высота, а также расчетные значения углов α , β и θ . По формулам (1) и (2) были вычислены соответствующие координаты фокусов эллипсов видимости для каждой точки траектории СА (на рис. 7 показаны серой линией). На рисунке приведены также сами эллипсы видимости для нескольких точек трассы. Синим цветом показаны эллипсы, соответствующие $\Delta\varphi$, равному 20° , а зеленым — 12° . Синие и зеленые линии проведены через крайние точки указанных эллипсов, также тонкими серыми линиями показаны их большие и малые полуоси.

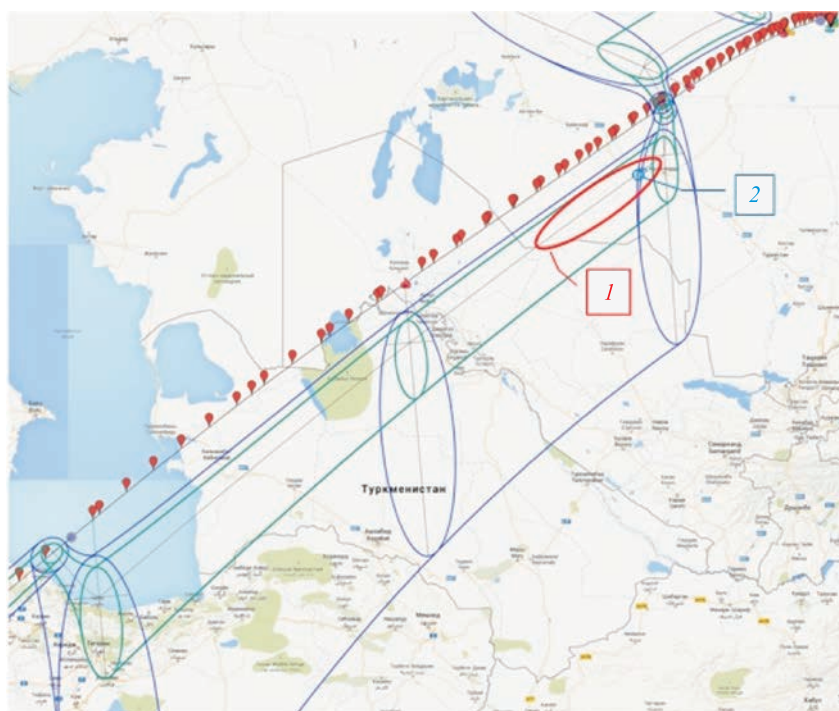


Рис. 7. Привязка линии возможного расположения НИКС к проекции траектории спуска (трассе) СА на географическую карту:

1 — участок возможного расположения НИКС; 2 — предпочтительное место размещения НИКС

С увеличением $\Delta\varphi$ положение фокусов эллипсов и ориентация их осей не изменяются, возрастают величины полуосей, а также эксцентриситет.

При выборе конкретного места размещения НИКС необходимо учитывать не только наличие плазмы вокруг СА на выбранном для проведения сеанса КЭ участке траектории, но и минимизировать дальность до СА, что позволяет снизить требования к мощности лазера НИКС и характеристикам его оптической системы. В связи с этим рекомендуется выбирать участок траектории с высотами от 40 до 60 км. При этом автоматически выполняется ряд логистических требований — размещение НИКС на территории Казахстана, в относительной близости к Байконуру, наличие дорожной сети. На рис. 7 показан красным эллипсом и обозначен цифрой 1 участок возможного расположения НИКС. Цифрой 2 обозначено предпочтительное место размещения НИКС для данного варианта траектории спуска (на территории Казахстана, вблизи трассы М32).

В процессе движения по траектории СА совершает два программных разворота по углу крена [4, 9, 10]. Из исходного положения, при котором ось ВСК расположена в вертикальной плоскости, при первом маневре совершается поворот СА по углу крена до положения минус либо плюс 60° в зависимости от прохождения конкретной трассы СА относительно района посадки. Второй поворот осуществляется в расчетное время в обратном направлении. Указанные маневры приводят к тому, что точка пересечения оптической оси ВСК с поверхностью Земли, исходно находящаяся практически под СА, после выполнения первого маневра для рассмотренного расчетного случая располагается справа от траектории движения, а после выполнения второго маневра — слева от траектории (см. рис. 7). Данное обстоятельство необходимо учитывать при выборе места расположения НИКС.

В таблице приведены расчетные значения параметров, характеризующих условия наблюдения СА из предложенной точки размещения НИКС (см. рис. 7), а также геометрические параметры полей видимости, рассчитанные для различных значений ширины поля зрения научной аппаратуры. Для рассмотренного случая СА находится на высоте около 50 км и движется относительно поверхности Земли со скоростью ~ 5 км/с. Размеры полей видимости сигнала НИКС сильно зависят от угла $\Delta\varphi$. В таблице приведены результаты расчетов для двух крайних случаев:

– узкого поля зрения ($\Delta\varphi = 0,9^\circ$), обеспечиваемого коллиматором разрабатываемого варианта НА «Плазма-СА», оптимизированного для наблюдений плазмы;

– максимально возможного поля зрения, ограниченного только диаметром иллюминатора и размещением научной аппаратуры.

Расчетные значения параметров, характеризующих условия наблюдения СА из точки размещения НИКС, геометрические характеристики полей видимости тестового сигнала с борта СА

Параметр	Полуугол поля зрения приемной аппаратуры на борту СА	
	0,9°	21°
Расстояние от НИКС до Байконура по прямой, км	130	
Расстояние от НИКС до расчетной точки посадки по прямой, км	430	
Расстояние от НИКС до СА, км	115	
Угловая скорость видимого движения СА, град/с	2,6	
Угол возвышения СА над горизонтом, град	25	
Длина (большая ось) эллипса видимости НИКС, км	4,5	532,4
Ширина (малая ось) эллипса видимости НИКС, км	3,7	251,8
Продолжительность приема сигнала НИКС, с	0,7	~51,4

В первом случае, при $\Delta\varphi = 0,9^\circ$, поле видимости имеет сравнительно небольшие размеры, поэтому требуется достаточно высокая точность размещения НИКС в расчетной точке для регистрации сигнала. Кроме того, относительно мала продолжительность приема сигнала (0,7 с). Однако заметим, что, например, при модуляции лазерного сигнала с частотой 5 кГц за указанное время может быть зарегистрировано до 3000 импульсов лазерного излучения, что достаточно для надежного обнаружения сигнала. Малая продолжительность видимости сигнала определяется конкретной реализацией оптической системы НА «Плазма-СА», что связано с простотой изготовления и удобством наблюдения излучения плазмы, видимого через ВСК. Как видно по данным таблицы и на рис. 7, размер поля видимости сигнала и длительность его приема можно существенно увеличить, применив коллиматор с более широким полем зрения.

Необходимо отметить благоприятные условия наблюдения СА из точки размещения НИКС. В частности, максимальная угловая скорость видимого движения СА не превышает максимальной скорости сопровождения системы наведения НИКС (4,0 град/с), что позволяет надежно выполнять сопровождение СА. Для рассмотренного характерного расчетного случая Солнце находится в южной половине неба и объектив искателя НИКС не освещается прямым солнечным излучением.

На основании представленной геометрической схемы эксперимента, пользуясь известными методиками расчета потерь мощности лазерного излучения при прохождении атмосферы [11], могут быть рассчитаны требуемые параметры лазера НИКС.

Оценка влияния отклонений траектории от расчетной и управления по крену на условия видимости сигнала. Расчетная траектория СА, знак первого программного поворота по крену, а также расчетный момент второго поворота фактически становятся известны не позднее чем за несколько суток до посадки, что позволяет заблаговременно уточнить место размещения НИКС для конкретного спуска. Однако реальная траектория спуска всегда отличается от расчетной траектории. Это связано с рядом случайных факторов: ошибками определения и прогноза параметров орбиты, отклонениями параметров атмосферы, ошибками определения аэродинамических характеристик СА, разбросом параметров корабля и СА и др. [4]. Как следствие, для заданного момента времени в процессе спуска имеются отклонения по высоте, углу наклона траектории, продольной дальности, скорости, а также смещение трассы в поперечном направлении. Причем отклонение по продольной дальности может достигать 200 км [3, 4]. Данное отклонение не оказывает прямого влияния на возможность наблюдения СА и регистрацию сигнала НИКС, поскольку приводит только к смещению момента времени проведения эксперимента. Однако поперечное смещение трассы СА влечет за собой соответствующий сдвиг эллипса видимости сигнала (см. рис. 5). Изменение высоты ведет как к смещению положения фокуса эллипса, так и к изменению длин его полуосей (формулы (1), (2), (8) и (9)).

В соответствии с приведенными выше формулами, на положение и размеры эллипса видимости также оказывают влияние углы α , β и θ . Величины углов атаки α и наклона вектора скорости к горизонту θ изменяются в достаточно узких пределах и остаются практически постоянными на участке траектории, где планируется выполнение сеанса КЭ. Вместе с тем компенсация влияния различного рода возмущающих факторов на траекторию спуска обеспечивается управлением по крену. В связи с этим величина угла β может меняться и значительно отклоняться от программного значения.

Следовательно, необходимо проанализировать, как влияют отклонения параметров траектории от расчетных значений, а также изменения угла крена в процессе управления на условия видимости сигнала. Наиболее корректный подход к решению данной задачи состоит в выполнении статистического моделирования процесса спуска в заданный район с учетом всех случайных возмущающих факторов и процесса управления по крену для определения вероятности попадания НИКС в реальное поле видимости сигнала с борта СА. Однако данный подход отличается большой трудоемкостью. В настоящей работе выполнена оценка возможности обнаружения сигнала по предельным значениям сдвига эллипса видимости. Предельные значения соответствуют максимальным отклонениям от расчетных значений перечисленных

выше параметров для участка траектории, на котором планируется проведение эксперимента.

Поскольку в процессе управления СА «Союз» не компенсируется отклонение траектории в боковом направлении, предельное отклонение точек трассы от их расчетных значений можно оценить исходя из размеров эллипса рассеяния точек посадки: $\delta(\Delta L) = \pm 20$ км [4]. Соответствующее смещение фокуса эллипса видимости вдоль прямой, совпадающей с его большой осью, составит ± 23 км. Данное значение получено с учетом значения угла σ , которое рассчитано по формуле (2) и составляет около 60° . Максимальное отклонение по высоте δH может быть оценено исходя из промаха по продольной дальности (до 200 км) и значений угла наклона траектории (примерно $-1,397^\circ$) для высот около 50 км [4]. Указанное отклонение составляет $\delta H = \pm 5$ км, что приводит к смещению фокуса эллипса на величину ± 10 км.

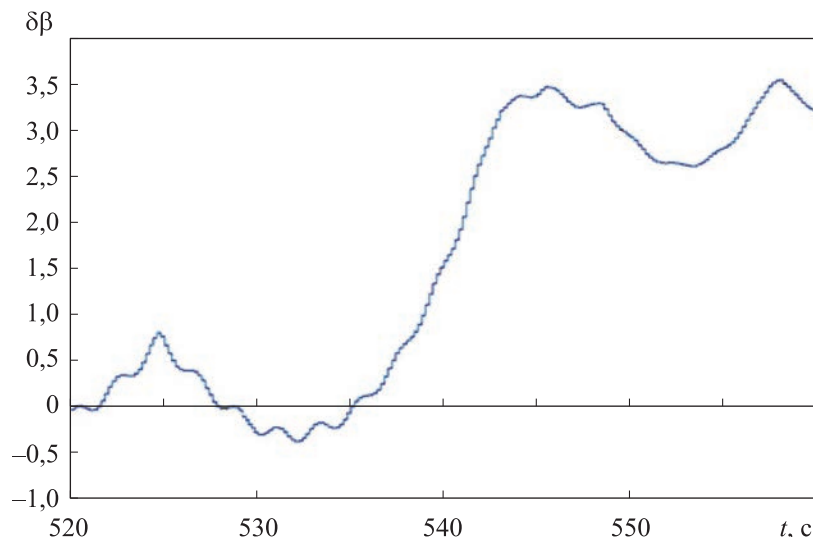


Рис. 8. Пример зависимости от времени величины отклонения угла крена от программного значения (в данном случае $+60^\circ$) по результатам измерений на борту одного из СА корабля «Союз» на участке спуска, где может быть зафиксирован сигнал НИКС; время отсчитывается от момента разарретирования гироскопов датчиков

Максимальные отклонения угла крена от его программного значения (-60° или $+60^\circ$) для участка траектории спуска, где планируется выполнение сеанса эксперимента, было оценено исходя из статистических данных прямых измерений на нескольких СА кораблей «Союз». Эта величина составила $\delta\beta = \pm 10^\circ$. На рис. 8 показан пример изменения величины $\delta\beta$ во времени при спуске СА на указанном

участке. Результаты расчетов по формулам (1) и (2) дают соответствующие смещения фокуса эллипса вдоль его продольной оси, которое составляет около +70 км для $\delta\beta = +10^\circ$ и около -35 км для $\delta\beta = -10^\circ$. Асимметрия обусловлена наклоном оси визирования иллюминатора ВСК к горизонту.

Таким образом, в силу отклонения траектории от расчетной, а также изменения угла крена в процессе управления СА положение эллипса видимости сигнала НИКС может сдвигаться на несколько десятков километров относительного прогнозного. Такое смещение существенно превосходит большую полуось эллипса видимости при угле поля зрения НА «Плазма-СА», равном $0,9^\circ$. Соответственно, фиксация сигнала с помощью аппаратуры, предназначенной для изучения плазмы, проблематична. Однако приведенные оценки смещения значительно меньше большей полуоси эллипса видимости для максимально достижимого поля зрения (см. таблицу). Следовательно, можно создать научную аппаратуру, коллиматор которой обеспечит надежную регистрацию сигнала.

Заключение. Представлен космический эксперимент «Плазма-СА» по изучению возможности установления канала лазерной связи между спускаемым аппаратом транспортного корабля «Союз» и наземными пунктами на атмосферном участке спуска, когда радиосвязь блокирована слоем плазмы.

Показано, что существует принципиальная возможность регистрации тестового сигнала от наземного источника аппаратурой, размещенной на борту СА, а условия проведения КЭ в части баллистических и конструктивных ограничений могут быть выполнены.

Выполнен анализ влияния отклонений траектории спуска от расчетной, а также влияния процесса управления спуском (поворота по углу крена) на условия регистрации сигнала. Показана целесообразность расширения поля зрения приемной аппаратуры НА «Плазма-СА» для надежной фиксации сигнала.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Безменов А.Е., Алексашенко В.А. *Радиофизические и газодинамические проблемы прохождения атмосферы*. Москва, Машиностроение, 1982, 192 с.
- [2] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Лаборатория знаний, 2015, 410 с.
- [3] Кудрявцев С.И. Проектно-баллистический анализ возможности построения высокоточной комбинированной системы управления спуском пилотируемого возвращаемого аппарата скользящего типа. *Космонавтика и ракетостроение*, 2017, № 5 (98), с. 72–81.
- [4] Кудрявцев С.И. *Комбинированное управление спуском орбитального пилотируемого корабля для высокоточной посадки возвращаемого аппарата на территории России: дис. ... д-ра техн. наук*. Москва, 2018, 270 с.

- [5] Tugaenko V.Y., Ovchinnikov D.S., Isaenkova M.G. The chemical and mineral composition of particles precipitated from a plasma–dust layer on the porthole of the descend space vehicles during the passage of the Earth's atmosphere. *Geochemistry International*, 2021, vol. 59, no. 1, pp. 107–112.
- [6] Davis B.A. International Space Station Soyuz vehicle descent module evaluation of thermal protection system penetration characteristics. *NASA Lyndon B. Johnson Space Center, JSC-66527*, Houston, Texas, USA, 2013.
- [7] Грибков А.С., Гранкина Е.Н. Исследование плазменного слоя, окружающего космические аппараты при прохождении атмосферы. *Сб. науч. тр. XXII Научно-технической конференции ученых и специалистов, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли основания ПАО «РКК «Энергия»*. Москва, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 2021, с. 749.
- [8] Суржигов С.Т. *Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели*. Москва, Физматлит, 2018, 543 с.
- [9] Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А., Рыжков В.С., Самитов Р.М. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА». *Гироскопия и навигация*, 2004, № 3 (46), с. 5–13.
- [10] Бобылев А.В., Ярошевский В.А. Управление возвращаемым в атмосферу космическим аппаратом на нижнем участке траектории. *Ученые записки ЦАГИ*, 2007, т. 38, № 3–4, с. 119–128.
- [11] Гурвич А.С., Кон А.И., Миронов В.Л., Хмелевцов С.С. *Лазерное излучение в турбулентной атмосфере*. Москва, Наука, 1976, 277 с.

Статья поступила в редакцию 29.03.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Евдокимов Р.А., Грибков А.С., Тугаенко В.Ю., Овчинников А.Г., Овчинников Д.С. Анализ баллистических ограничений при отработке возможности установления лазерной связи со спускаемым аппаратом на атмосферном участке спуска. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 4.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-4-2268>

Евдокимов Роман Александрович — д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник публичного акционерного общества «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проектирования и конструкции космических аппаратов, системного анализа. e-mail: evdokimovrom@yandex.ru; Roman.Evdokimov@rsce.ru

Грибков Александр Сергеевич — ведущий инженер-программист публичного акционерного общества «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проектирования и конструкции космических аппаратов. e-mail: alexander.gribkov@rsce.ru

Тугаенко Вячеслав Юрьевич — д-р техн. наук, Главный специалист публичного акционерного общества «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проектирования и конструкции космических аппаратов. e-mail: Vjatcheslav.Tugaenko@rsce.ru

Овчинников Александр Геннадиевич — начальник сектора публичного акционерного общества «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области баллистики космических аппаратов.
e-mail: alexander.ovchinnikov@rsce.ru

Овчинников Даниил Станиславович — инженер публичного акционерного общества «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проектирования и конструкции космических аппаратов.

Analysis of ballistic limitations in testing the possibility to establish laser communication with the descending vehicle in the atmospheric descent phase

© R.A. Evdokimov, A.S. Gribkov, A.G. Tugaenko,
A.G. Ovchinnikov, D.S. Ovchinnikov

PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia,
Korolyov, Moscow Region, 141070, Russia

The paper presents the Plasma-SA space experiment to study possibility of establishing a laser communication channel between the descent vehicle of the Soyuz transport spacecraft and ground stations at the atmospheric descent phase, when plasma layer is blocking radio communication. Design limitations associated with safe installation of the scientific equipment onboard the Soyuz spacecraft descent vehicle are briefly considered. Ballistic limitations caused by the descent trajectory and the descent vehicle control at the atmospheric phase determining location areas of the ground-based laser radiation sources were analyzed. Principal possibility to register test signal from the ground source by the equipment installed onboard the descent vehicle is demonstrated. Effect of deviation from the calculated trajectory and of alteration in the roll angle during descent control with its registration is demonstrated, and ways to improve these conditions are proposed.

Keywords: *space experiment, laser communication, descent vehicle, plasma, ballistic scheme, descent control*

REFERENCES

- [1] Bezmenov A.E., Aleksashenko V.A. *Radiofizicheskie i gazodinamicheskie problemy prokhozheniya atmosfery* [Radiophysical and gas-dynamic problems of atmospheric passage]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982, 192 p.
- [2] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, Laboratoriya Znaniy Publ., 2015, 410 p.
- [3] Kudryavtsev S.I. Proektno-ballisticheskiy analiz vozmozhnosti postroyeniya vysokotochnoy kombinirovannoy sistemy upravleniya spuskom vozvrashaemogo apparata skolzyaschego tipa [Design and ballistic analysis of the possibility of constructing a high-precision combined descent control system for a manned sliding-type return vehicle]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Science*, 2017, no. 5 (98), pp. 72–81.
- [4] Kudryavtsev S.I. *Kombinirovannoe upravlenie spuskom orbitalnogo pilotiruemogo korablya dlya vysokotochnoy posadki vozvrashaemogo apparata na territorii Rossii: Dis. ... d-ra tekhn. nauk* [Combined descent control of an orbital manned spacecraft for high-precision landing of a return vehicle on the territory of Russia. Doctoral dissertation]. Moscow, 2018, 270 p.
- [5] Tugaenko V.Y., Ovchinnikov D.S., Isaenkova M.G. The chemical and mineral composition of particles precipitated from a plasma–dust layer on the porthole of the descend space vehicles during the passage of the Earth's atmosphere. *Geochemistry International*, 2021, vol. 59, no. 1, pp. 107–112.
- [6] Davis B.A. *International Space Station Soyuz vehicle descent module evaluation of thermal protection system penetration characteristics*. NASA Lyndon B. Johnson Space Center, JSC-66527, Houston, Texas, USA, 2013.

- [7] Gribkov A.S., Grankina E.N. Issledovanie plazmennogo sloya, okruzhayushego kosmicheskie apparaty pri prokhozhdenii atmosfery [Investigation of the plasma layer surrounding spacecraft during the passage of the atmosphere]. In: *Sb. nauch. tr. XXII Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii ychenykh i spetsialistov, posvyashchenoy 60-letiyu poleta Yu.A. Gagarina, 75-letiyu raketno-kosmicheskoy otrasli, osnovaniya PAO "RKK "Energia"* [Collection of papers. XXII Scientific and Technical Conference of Scientists and Specialists dedicated to the 60th anniversary of Yuri Gagarin's flight, the 75th anniversary of the rocket and space industry and the founding of PJSC RSC Energia]. Moscow, S.P. Korolev RSC Energia Publ, 2021, p. 749.
- [8] Surzhikov S.T. *Kompyuternaya aerofizika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov. Dvukhmernye modeli* [Computer aerophysics of descent spacecraft. Two-dimensional models]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2018, 543 p.
- [9] Berenov N.K., Branets V.N., Evdokimov S.N., Klimanov S.I., Komarova L.I., Mikrin E.A., Ryzhkov V.S., Samitov R.M. Sistema upravleniya spuskom kosmicheskogo apparata "Soyuz TMA" [Soyuz TMA spacecraft descent control system]. *Giroskopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2004, no. 3 (46), pp. 5–13.
- [10] Bobylev A.V., Yaroshevsky V.A. Upravlenie vozvraschayaemym v atmosferu kosmicheskim apparatom na nizhnem uchastke traektorii [Control of the spacecraft returning to the atmosphere on the lower part of the trajectory]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2007, vol. 38, no. 3–4, pp. 119–128.
- [11] Gurvich A.S., Kon A.I., Mironov V.L., Khmelevtsov S.S. *Lazernoe izluchenie v turbulentnoy atmosfere* [Laser radiation in a turbulent atmosphere]. Moscow, Nauka Publ., 1976, 277 p.

Evdokimov R.A., Dr. Sc. (Eng.), Leading Researcher, PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specializes in spacecraft design and construction, system analysis. e-mail: evdokimovrom@yandex.ru; Roman.Evdokimov@rsce.ru

Gribkov A.S., Leading Engineer Programmer, PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specializes in spacecraft design and construction. e-mail: alexander.gribkov@rsce.ru

Tugaenko V.Yu., Dr. Sc. (Eng.), Chief Specialist, PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specializes in spacecraft design and construction. e-mail: Vjatcheslav.Tugaenko@rsce.ru

Ovchinnikov A.G., Head of Sector, PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specializes in spacecraft ballistics. e-mail: alexander.ovchinnikov@rsce.ru

Ovchinnikov D.S., Engineer, PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specializes in spacecraft design and construction