

УДК 623.746.-519:621.398:621.396.677:629.78

Анализ возможностей наземных испытаний бортовой аппаратуры телеметрических измерений воздушного измерительного пункта на базе БПЛА

Старовойтов Е.И.¹, Логунов А.А.²,
Руссанов В.И.^{1,*}

[*mail@vega.su](mailto:mail@vega.su)

¹АО "Концерн "Вега", Москва, Россия

²ПАО "РКК "Энергия" им. С.П. Королева,
Королев, Россия

Для постоянного телеметрического контроля космических объектов в произвольных географических районах могут быть использованы воздушные измерительные пункты (ВИП) на базе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с приемными фазированными антенными решетками. При создании таких ВИП возникает проблема выполнения наземных испытаний аппаратуры телеметрических измерений, которые должны быть пройдены до начала испытательных полетов. Для сокращения затрат и объема испытаний возможно их частичное проведение в условиях безэховой камеры. Основные проверки могут выполняться по реальному радиосигналу от космического объекта при условии его видимости с места стоянки ВИП. При этом необходимо учитывать затухание электромагнитных волн в нижних слоях атмосферы, приводящее к дополнительному падению отношения сигнал/шум. Наиболее информативные и достоверные результаты позволяет получить методика с использованием источника эталонного сигнала, установленного на мини-БПЛА или на статичных мачтах.

Ключевые слова: воздушный измерительный пункт, беспилотный летательный аппарат, телеметрический сигнал, фазированная антенная решетка, испытания, энергетический расчет радиолинии

Введение

Эксплуатация перспективных ракетно-космических комплексов на необорудованных трассах в произвольных географических районах (например, над океаном или за полярным кругом) затрудняется отсутствием на них наземных командно-измерительных пунктов, обеспечивающих постоянный телеметрический контроль космических объектов (КО). При этом, опыт проведения научных экспериментов на борту долговременных орбитальных станций показывает, что данные от части измерительных датчиков могут быть получены только в зонах приема отечественных наземных пунктов [1].

Одним из решений этой проблемы является применение воздушных измерительных пунктов (ВИП) на базе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), использующих фазированную антенную решетку (ФАР) для приема телеметрической информации [2]. Применение ФАР улучшает помехозащищенность приемной аппаратуры и ее электромагнитную совместимость с другими радиоэлектронными средствами, а также позволяет отказаться от громоздкого опорно-поворотного устройства, ухудшающего аэродинамические характеристики планера БПЛА-носителя.

Создание таких ВИП требует решения многих технических проблем, среди которых особое место занимают наземные испытания бортовой аппаратуры, предшествующие испытательным полетам.

Целью данной работы является анализ возможностей наземных испытаний аппаратуры телеметрических измерений, предназначенной для ВИП на базе БПЛА.

1. Полунатурное моделирование и критерий работоспособности

Наземные испытания бортовой аппаратуры ВИП включают в себя автономные проверки функционирования аппаратуры и комплексные проверки ее совместной работы с бортовыми системами БПЛА-носителя.

Перед комплексными испытаниями в составе носителя может быть проведено предварительное полунатурное моделирование в безэховой камере (БЭК). Исследования в БЭК позволяют сократить объем натурных испытаний, снизить стоимость и длительность разработки аппаратуры [3]. Полученные таким образом результаты могут быть использованы для оценки риска повреждения аппаратуры при ее включении, необходимости проведения доработок и целесообразности дальнейших испытаний.

Экспериментальная проверка совместного функционирования радиоэлектронных средств при их размещении на реальной конструкции планера БПЛА-носителя может быть выполнена в условиях БЭК по схеме, представленной на рис. 1.

Основным элементом представленной схемы является макет фюзеляжа БПЛА-носителя, полностью соответствующий по своим геометрическим характеристикам и конструкционным материалам реальному прототипу.

Проверки выполняются с помощью имитаторов, воспроизводящих реальные радиосигналы КО и наземного пункта связи, соответствующие им по спектральным и временным характеристикам, при этом на входе приемной системы должна быть получена мощность, равная значению в зоне приема с учетом ослабления на трассе распространения.

Используемая контрольно-проверочная аппаратура (КПА) должна обеспечивать управление проверяемой аппаратурой и регистрацию контролируемых параметров с привязкой ко времени, не создавая при этом помех совместному функционированию радиоэлектронных средств и не искажая результаты контроля. Целесообразно предусмотреть возможность перевода проверяемой аппаратуры в технологический режим, в котором могут быть получены дополнительные параметры для более глубокого анализа.

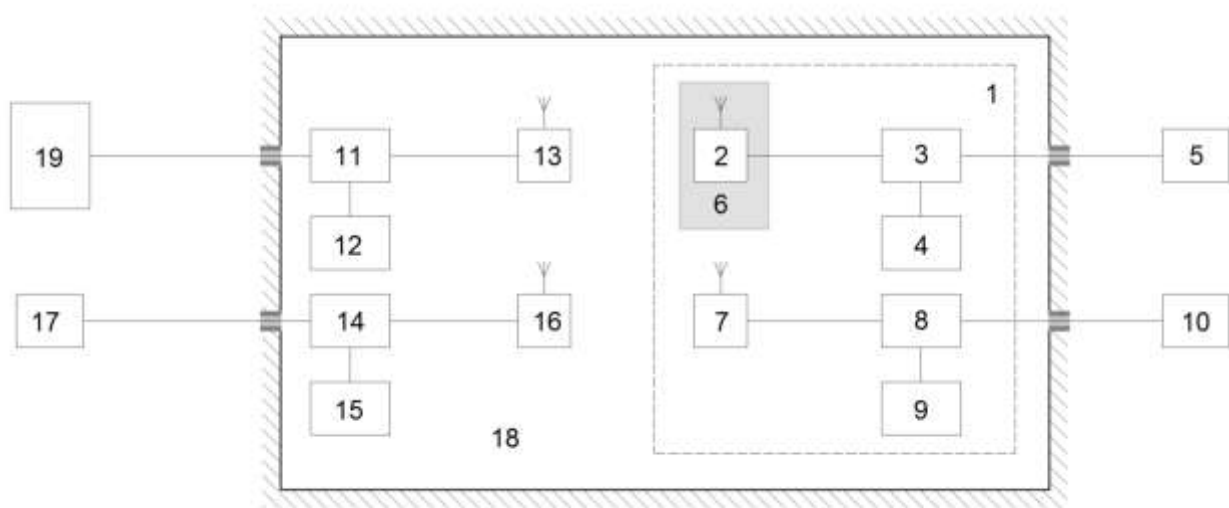


Рис. 1. Схема полунатурного моделирования совместного функционирования бортовой аппаратуры в условиях БЭК: 1 – макет фюзеляжа БПЛА-носителя; 2 – ФАР; 3 – аппаратура телеметрических измерений; 4, 9, 12, 15 – источники питания; 6 – система охлаждения ФАР; 5, 10, 17 – КПА; 7 – приемно-передающая антенна бортовой системы связи; 8 – аппаратура бортовой системы связи; 11 – имитатор телеметрического сигнала; 13 – передающая антенна; 14 – имитатор наземного пункта связи; 16 – приемно-передающая антенна; 18 – БЭК; 19 – пульт управления

Перед совместным включением аппаратуры в местах размещения приемных антенн выполняются измерения уровней электромагнитных полей, формируемых передающими антеннами.

Для оценки функционирования проверяемой аппаратуры необходимо определить критерий ее работоспособности. Этим критерием может служить вероятность ошибок при приеме радиосигнала с телеметрической информацией. Вероятность символьной ошибки при приеме информации определяется выражением [4]

$$P(q) = \frac{1}{x\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{x^2}{2}}, \quad (1)$$

$$x = \sqrt{\frac{2E_b}{P_{\text{ш}}}}, \quad (2)$$

где $x > 3$; E_b – энергия бита; $P_{\text{ш}}$ – мощность шумов приемной системы. Так как отношение $E_b/P_{\text{ш}}$ приведено в децибелах, то

$$x = \sqrt{q}, \quad (3)$$

где q – отношение сигнал/шум.

Зависимость вероятности ошибки в сообщении от отношения сигнал/шум представлена на рис. 2.

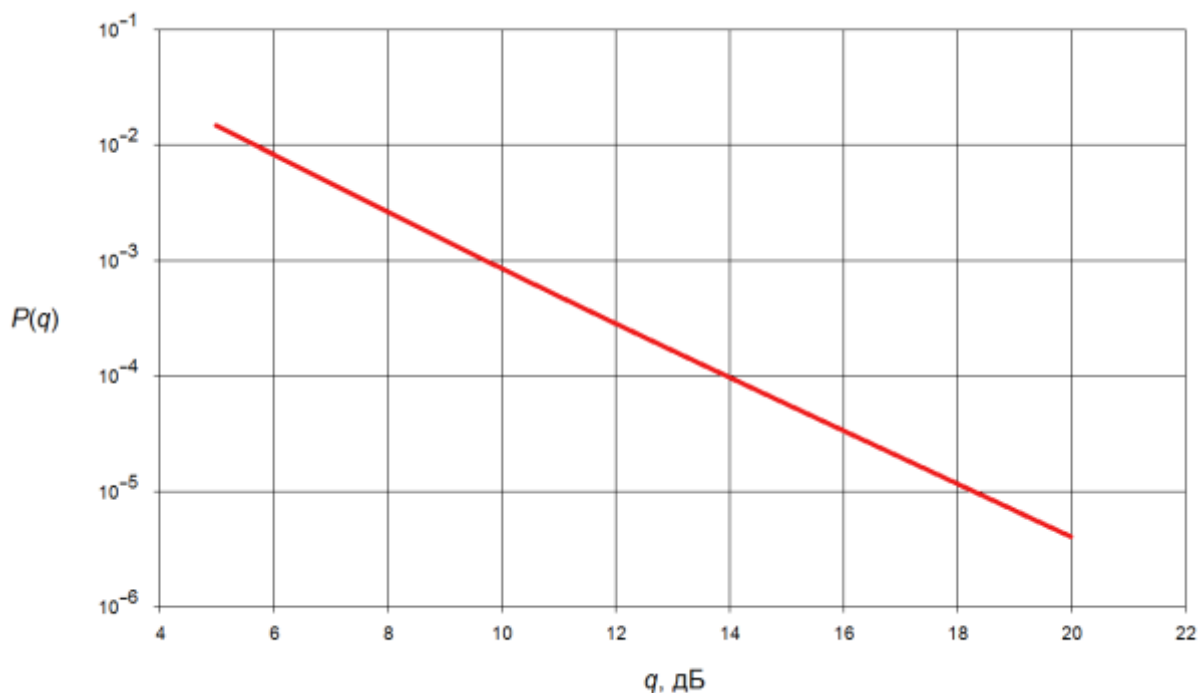


Рис. 2. Зависимость вероятности ошибки в сообщении от величины отношения сигнал/шум

В зависимости от полученных при полунатурном моделировании результатов, переходят к комплексным испытаниям, либо выполняется доработка аппаратуры и/или конструкции БПЛА-носителя.

2. Проверка с использованием атмосферной радиолинии

Проверка радиолинии приема телеметрической информации может быть осуществлена в наземных условиях (см рис. 3), при условии видимости КО с места стоянки ВИП.

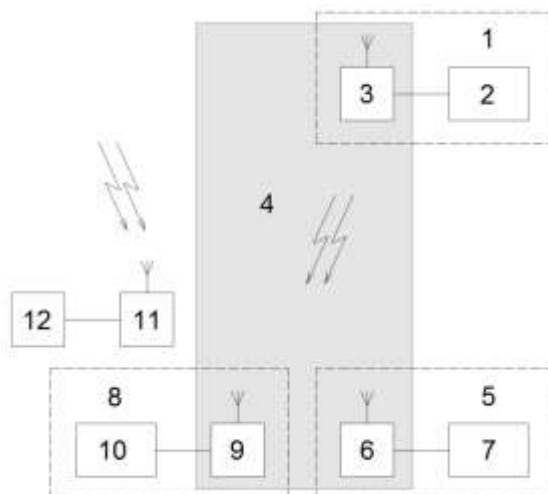


Рис. 3. Схема наземной проверки аппаратуры телеметрических измерений в составе ВИП: 1 – космический объект; 2 – бортовая система телеметрических измерений; 3 – передающая антенна; 4 – атмосферная трасса; 5 – ВИП; 6 – ФАР; 7, 10 – аппаратура телеметрических измерений; 8 – наземная станция телеметрических измерений; 9, 11 – приемные антенны; 12 – анализатор спектра

Контроль радиосигнала от КО осуществляется наземной станцией приема телеметрической информации. Необходимым условием является отсутствие рядом с ВИП источников помех, подтвержденное измерениями фонового уровня окружающей электромагнитной обстановки.

Потери в радиолинии оцениваются с использованием следующих соотношений [5].

Мощность полезного сигнала в приемном канале равна

$$P_{ПС} = \frac{P_{ПРД}^{КО} \cdot G_{ПРД}^{КО} \cdot S_{ПР} \cdot K_{П}}{4\pi \cdot L^2}, \quad (4)$$

где $P_{ПРД}^{КО}$ – мощность передатчика КО; $G_{ПРД}^{КО}$ – коэффициент усиления излучающей антенны КО в направлении ВИП; L – дальность от ВИП до КО; $S_{ПР}$ – эффективная площадь приемной ФАР; $K_{П}$ – суммарный коэффициент потерь мощности в радиолинии.

Энергетический запас радиолинии определяется выражением

$$\eta = 10 \cdot \lg \left(\frac{P_{ПРД}^{КО} \cdot G_{ПРД}^{КО} \cdot S_{ПР} \cdot K_{П}}{4\pi \cdot L^2 \cdot P_0} \right), \quad (5)$$

где P_0 – минимальная мощность на входе малошумящего усилителя при $q = 0$ дБ.

Мощность шумов приемной системы составляет

$$P_{Ш} = k \cdot T_S \cdot \Delta f_{ПР}, \quad (6)$$

где $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Вт/Гц·К – постоянная Больцмана; $\Delta f_{ПР}$ – ширина полосы частот приемника; T_S – эффективная шумовая температура приемной системы

$$T_S = T_{П} + T_A, \quad (7)$$

где $T_{П}$ – эквивалентная шумовая температура приемной системы; T_A – эквивалентная шумовая температура приемной антенны.

В целях унификации аппаратуры телеметрических измерений оптимальным является частотный диапазон Д4 (частоты 2200...2300 МГц), при работе в котором уровень шумов приемной системы ниже, а размеры антенны меньше [6].

Для оценочного расчета возьмем следующие значения параметров [5-7]: измерения проводятся с энергетическим запасом не менее 20 дБ относительно уровня шумов ($q \geq 100$), передача радиосигнала проводится с $P_{ПРД} = 15$ Вт; $G_{ПРД} = 0,7$. Скорости передачи информации 256 кбит/с соответствует $\Delta f_{ПРМ} = 2,5 \cdot 10^5$ Гц, а для $T_{П} = 150$ К и $T_A = 100$ К получаем $T_S = 250$ К, откуда $P_0 = 8,63 \cdot 10^{-16}$ Вт.

Прием радиосигнала осуществляется с помощью эквидистантной (с равным расстоянием между элементами) ФАР, размещенной в аэродинамическом обтекателе над фюзеляжем. Антенное полотно имеет форму прямоугольника 1×2 м, вытянутого вдоль планера БПЛА-носителя. Параметры ФАР определяются известными выражениями [8,9].

Ширина диаграммы направленности ФАР равна

$$\vartheta = \frac{0,886 \cdot c}{N \cdot d \cdot \cos \vartheta_0 \cdot f}, \quad (8)$$

где $c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость света в вакууме; N – число элементов; d – межэлементное расстояние; ϑ_0 – угол отклонения диаграммы направленности; f – рабочая частота. Соответственно, диаграмма направленности по углу места шире, чем по азимуту.

Минимальное число элементов ФАР примерно составляет

$$N_{\min} \geq N_x \cdot N_y = \left(\frac{\Theta_x}{\vartheta_x} + 1 \right) \cdot \left(\frac{\Theta_y}{\vartheta_y} + 1 \right), \quad (9)$$

где N_x, N_y – число элементов ФАР по азимуту и углу места; Θ_x, Θ_y – секторы сканирования по азимуту и углу места; ϑ_x, ϑ_y – ширина диаграммы направленности по азимуту и углу места.

Расстояние между элементами полотна ФАР должно находиться в пределах

$$\begin{cases} d < \frac{c}{f \cdot (1 + \sin \vartheta_{\max})} \\ d_{\min} = \frac{c}{2f} \end{cases}, \quad (10)$$

где ϑ_{\max} – максимальный угол отклонения диаграммы направленности.

Коэффициент направленности ФАР в первом приближении равен

$$D = 2 \cdot D_x \cdot D_y, \quad (11)$$

где D_x, D_y – коэффициент направленности по азимуту и углу места.

При условии малой ширины луча в обеих плоскостях, коэффициент направленности ФАР

$$D \cong \frac{4\pi \cdot L_x \cdot L_y \cdot f^2 \cdot \sin \vartheta_0}{c^2}, \quad (12)$$

где L_x, L_y – размер полотна ФАР по азимуту и углу места.

Эффективная площадь приемной антенны определяется как

$$S_{\text{ПР}} = G_{\text{ПР}} \cdot \frac{c^2}{4\pi \cdot f^2}, \quad (13)$$

где $G_{\text{ПР}}$ – коэффициент усиления приемной антенны.

При определении $S_{\text{ПР}}$ необходимо учитывать ее зависимость от угла отклонения диаграммы направленности

$$S_{\text{ПР}}(\vartheta_0) = S_{\text{ПР}} \cdot \cos(\vartheta_0), \quad (14)$$

Коэффициент усиления определяется как

$$G = D \cdot k_{\text{КПД}}, \quad (15)$$

где $k_{\text{КПД}}$ – коэффициент полезного действия антенны.

Далее рассматривается ФАР с параметрами: $L_x = 2$ м; $L_y = 1$ м; $\Theta_x = \Theta_y = 60,0^\circ$; $\vartheta_x = 3,31^\circ$; $\vartheta_y = 6,62^\circ$; $N_x = 30$; $N_y = 15$; $D_0 = 1279,33$; $S_{\text{ПР}} = 1,04$ м², $P_0 = 8,63 \cdot 10^{-16}$ Вт.

При проведении наземных испытаний становится заметным влияние ослабления радиосигнала на атмосферной трассе. Аппаратура телеметрических измерений ВИП предна-

значена для работы на высотах около 10 км, а в нижних слоях атмосферы увеличивается затухание радиосигнала в атмосфере: от 2...3 дБ при больших углах места до 6...15 дБ при малых углах места. Кроме того, при вращении и во время разворотов КО коэффициент усиления бортовой антенны может изменяться в диапазоне $G_{ПРД}^{КО} = 0,05...2,0$ [5].

В результате падает отношение сигнал/шум и возникают дополнительные ошибки при приеме радиосигнала.

Рассмотрим ситуацию, когда зенитный угол КО изменяется в пределах от 0° до 40° . На рис. 4 показаны кривые для двух случаев движения КО по орбите высотой 500 км. Мощность передатчика на борту КО составляет 2 Вт, влияние (14) в первом приближении не учитывается.

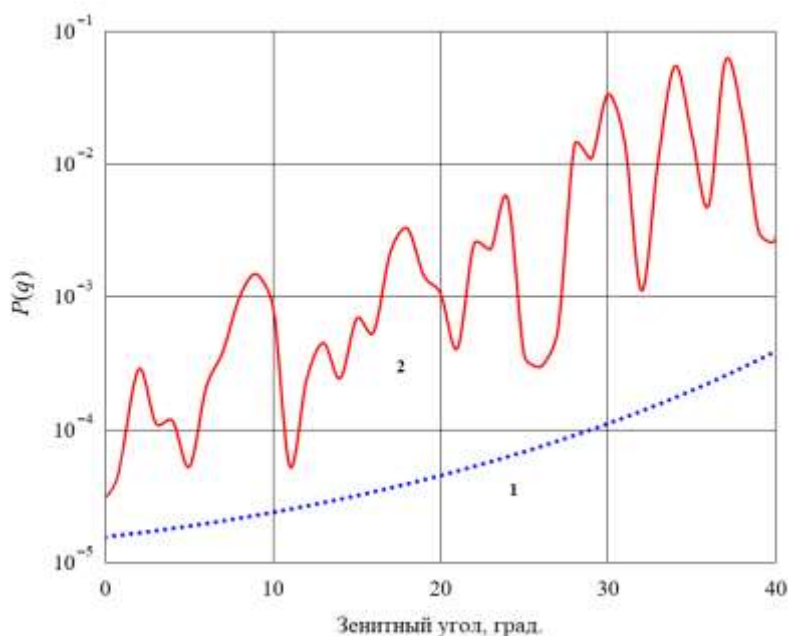


Рис. 4. Вероятность ошибки при приеме телеметрического сигнала: 1 – при постоянной ориентации космического объекта и отсутствии флуктуаций в атмосфере; 2 – при произвольной ориентации космического объекта и флуктуациях в атмосфере

Кривая 1 соответствует постоянному ослаблению в атмосфере 2 дБ (на прочие потери приходится 7,3 дБ) и коэффициенту усиления бортовой антенны $G_{ПРД}^{КО} = 0,7...0,3$ (падает с увеличением зенитного угла). Кривая 2 построена для случайной ориентации бортовой антенны с коэффициентом усиления в диапазоне $G_{ПРД}^{КО} = 0,05...0,7$ и нарастающем с увеличением зенитного угла ослаблением в атмосфере, подверженном флуктуациям (также распределенным по случайному закону).

Таким образом, в случае приема реального радиосигнала на уровне земной поверхности, вероятность ошибки может возрасти на один-два порядка при отсутствии дополнительных помех и результаты оценки будут искажены.

Кроме того, при таком подходе проверки ВИП могут оказаться привязанными к пуску конкретного КО, подготовка к которому осуществляется по отдельной программе. Задержки в ходе подготовки КО или ВИП будут отражаться на сроках совместных испытаний, а на устранение замечаний останется меньше времени. Этих недостатков лишена ме-

тодика проверки аппаратуры с использованием имитатора – источника эталонного сигнала.

Так как в конструкции ВИП планируется разместить полотна ФАР над фюзеляжем БПЛА-носителя (см. рис. 5), то источник эталонного сигнала подвешивается на специальной мачте, что позволяет ему находиться в поле обзора. Проверка может выполняться на стоянке или на взлетной полосе, при этом рядом не должно находиться металлических объектов и источников электромагнитного излучения. Желательно установить ВИП на радиопоглощающее покрытие для устранения влияния отраженного от поверхности излучения. Перед началом испытаний обязательным является контроль внешней электромагнитной обстановки.



Рис. 5. Размещение ФАР над фюзеляжем БПЛА-носителя

Схема наземной проверки аппаратуры телеметрических измерений с использованием генератора эталонного сигнала представлена на рис. 6.

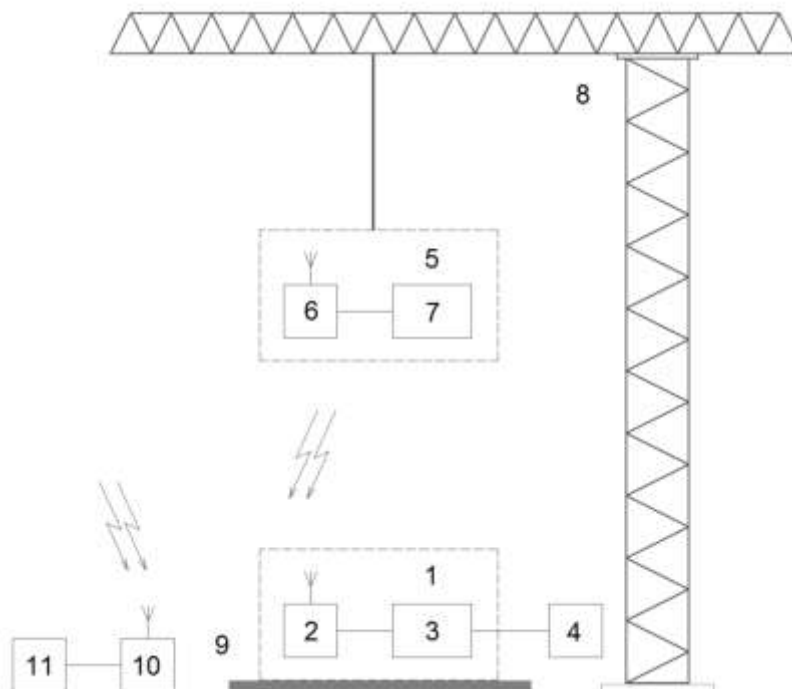


Рис. 6. Схема наземной проверки аппаратуры телеметрических измерений с использованием генератора эталонного сигнала: 1 – ВИП; 2 – ФАР; 3 – аппаратура телеметрических измерений; 4 – КПА; 5 – источник эталонного сигнала; 6 – передающая антенна; 7 – генератор; 8 – мачта; 9 – радиопоглощающее покрытие; 10 – приемная антенна; 11 – анализатор спектра

При $G_{ПРД} = 1,0$; $K_{П} \sim$ минус 5,0 дБ; $L = 10$ м оценка по выражению (4) дает необходимую мощность излучаемого эталонного сигнала $P_{ПРД} = 3,30 \cdot 10^{-10}$ Вт.

3. Проверка сопровождения подвижного источника радиосигнала

При испытаниях ВИП необходимо проверить сопровождение подвижного источника эталонного сигнала, имитирующего КО во время его движения по орбите, выполняемое посредством электронного сканирования диаграммой направленности приемной ФАР.

Динамические характеристики КО при его наблюдении с поверхности Земли (и с высоты полета ВИП $h = 10$ км) определяются следующим образом [10].

Максимальная угловая скорость перемещения КО по азимуту находится из соотношения

$$\left| \frac{\omega_{\alpha}}{\omega} \right| = \frac{1}{\sin \delta}, \quad (16)$$

где ω_{α} – угловая скорость движения по азимуту; ω – полная угловая скорость движения; δ – угол между плоскостью орбиты КО и направлением на пункт наблюдения из центра Земли;

$$\omega = \frac{2\pi}{T}, \quad (17)$$

где T – период обращения КО по круговой орбите, равный

$$T = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{K}}, \quad (18)$$

где $R_3 = 6371$ км – радиус Земли; H – высота орбиты КО; $K = 3,99 \cdot 10^{16}$ м³/с² – гравитационный параметр

$$K = \gamma \cdot M, \quad (19)$$

где $\gamma = 6,67 \cdot 10^{-11}$ м³/(кг·с²) – гравитационная постоянная; $M = 5,98 \cdot 10^{24}$ кг – масса Земли.

$$\delta = \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + H} \cdot \cos \rho\right) - \rho, \quad (20)$$

где ρ – максимальный угол места для заданной траектории КО.

Если выполняется условие

$$\rho = \beta_{\min}, \quad (21)$$

где β_{\min} – минимальный допустимый угол места наблюдения КО, тогда

$$\delta = \theta, \quad (22)$$

где θ – угловой размер зоны радиовидимости КО, составляющий

$$\theta = \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + H} \cdot \cos \beta_{\min}\right) - \beta_{\min}. \quad (23)$$

Максимальная угловая скорость перемещения КО по углу места определяется соотношением

$$\left| \frac{\omega_\beta}{\omega} \right| = \frac{R_3 + H}{R_3}, \quad (24)$$

где ω_β – угловая скорость движения по углу места.

Оценка для КО с высотой орбиты $H = 200$ км и $\beta_{\min} = 15^\circ$ дает значения угловых скоростей $\omega_\alpha = 0,40^\circ/\text{с}$ и $\omega_\beta = 0,07^\circ/\text{с}$.

Проверка сопровождения динамического источника радиосигнала может быть проведена с использованием легкого БПЛА малого радиуса действия типа квадрокоптера (мини-БПЛА), см. рис. 7.

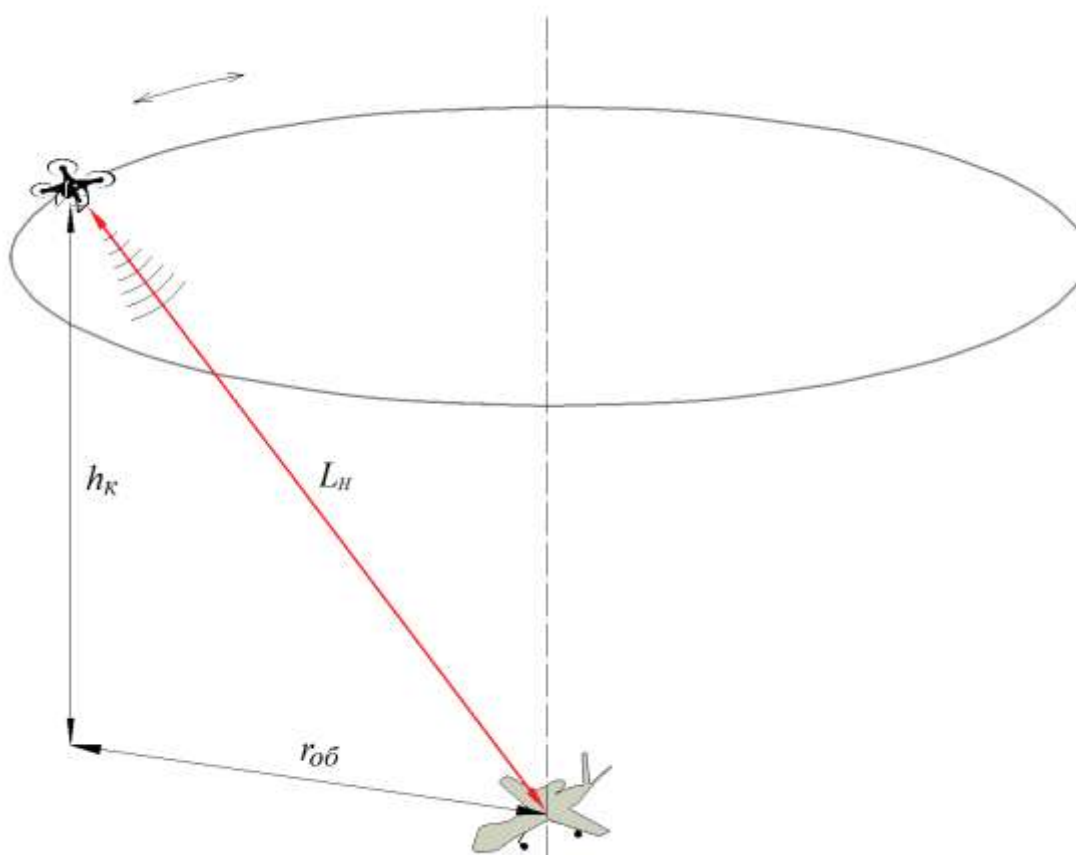


Рис. 7. Проверка сопровождения динамического источника радиосигнала с помощью мини-БПЛА: h_k – высота полета мини-БПЛА; $r_{об}$ – радиус облета; L_H – наклонная дальность до ВИП

Для имитации прохода динамического объекта с угловой скоростью $\omega_\alpha = 0,40^\circ/\text{с}$, мини-БПЛА выполняет облет на высоте 28 м со скоростью 1 км/ч по траектории окружности с радиусом 40 м. Необходимая мощность эталонного сигнала составит $P_{ПРД} = 2,64 \cdot 10^{-9}$ Вт. Схема выполнения проверки представлена на рис. 8.

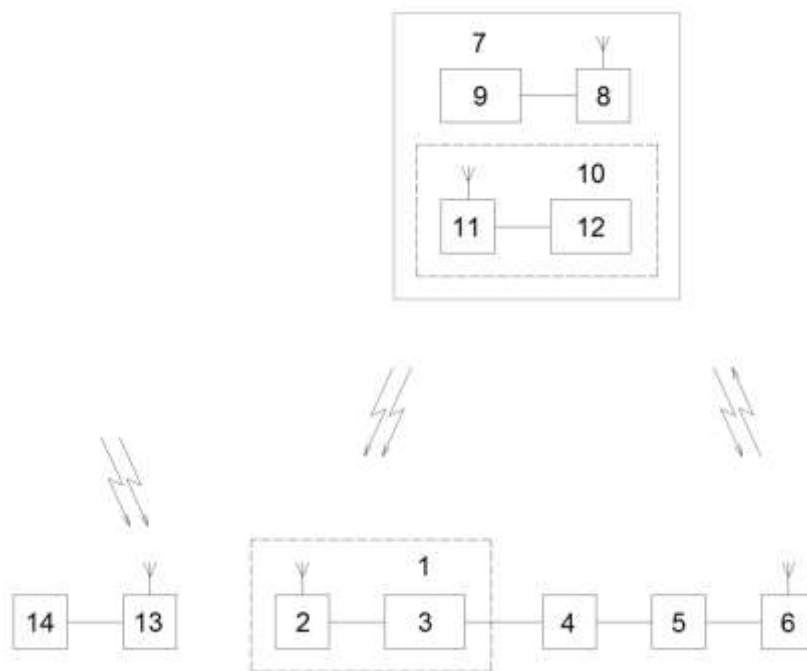


Рис. 8. Схема выполнения проверки сопровождения динамического источника эталонного сигнала с использованием мини-БПЛА: 1 – ВИП; 2 – ФАР; 3 – аппаратура телеметрических измерений; 4 – КПА; 5 – пульт управления мини-БПЛА; 6, 8 – приемно-передающие антенны; 7 – мини-БПЛА; 9 – блок управления мини-БПЛА; 10 – источник эталонного сигнала; 11 – передающая антенна; 12 – генератор; 13 – приемная антенна; 14 – анализатор спектра

Для навигации мини-БПЛА в основном используется компактная аппаратура спутниковой навигации. Погрешности определения координат по данным глобальных навигационных систем ГЛОНАСС и GPS в таком случае составляют от десятых долей до единиц метров.

В результате при облете из-за погрешностей навигации будут возникать отклонения траектории мини-БПЛА от окружности, которые в свою очередь могут приводить к колебаниям мощности эталонного сигнала.

На рис. 9 представлен график вероятности ошибки при приеме эталонного сигнала от времени облета. В качестве исходных данных приняты погрешность определения координат $\pm 1,5$ м и погрешность определения высоты $\pm 0,5$ м, влияние (14) в первом приближении не учитывается.

Из рисунка видно, что значения вероятности ошибки отличаются не более чем в 1,7 раза, откуда можно сделать вывод о приемлемой точности навигации мини-БПЛА с источником эталонного сигнала.

Так как ВИП во время проверок статичен, то при его облете проявляется влияние зависимости эффективной площади приемной антенны от угла отклонения диаграммы направленности ФАР. При оценке полученных результатов должно учитываться влияние падения уровня сигнала при больших углах отклонения.

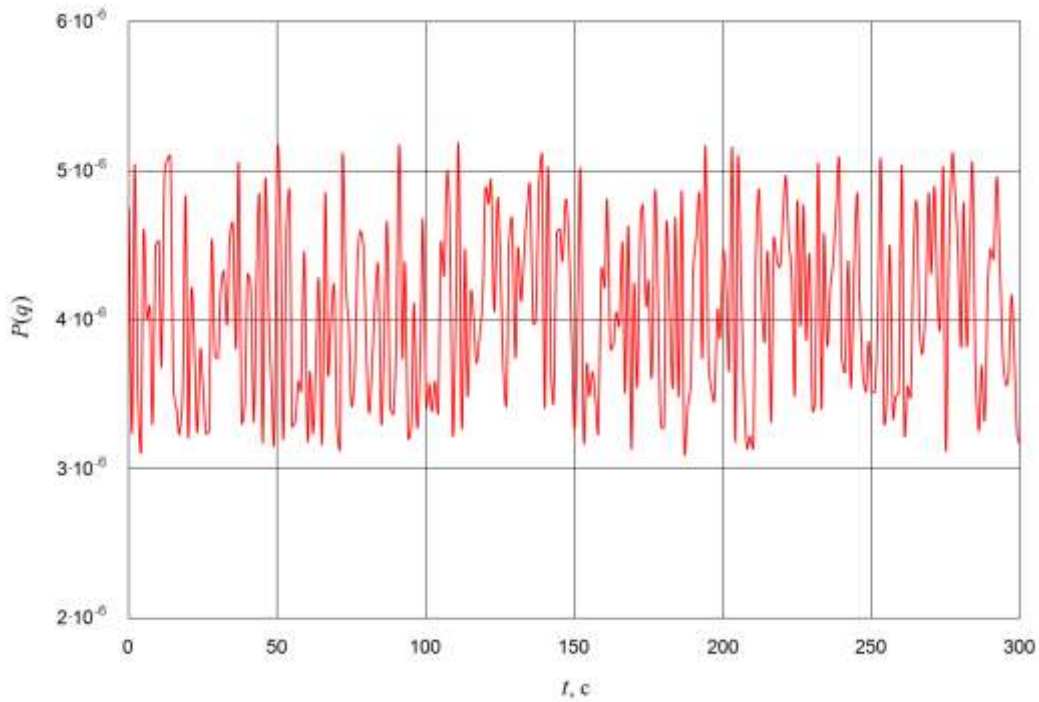


Рис. 9. График вероятности ошибки при приеме информации во время облета мини-БПЛА с источником эталонного сигнала по окружности с радиусом 40 м со скоростью 1 км/ч

Для тех же исходных данных на рис. 10 показана зависимость отношения сигнал/шум от угла ϑ_0 , а на рис. 11 – соответствующие значения вероятности ошибки при приеме эталонного сигнала.

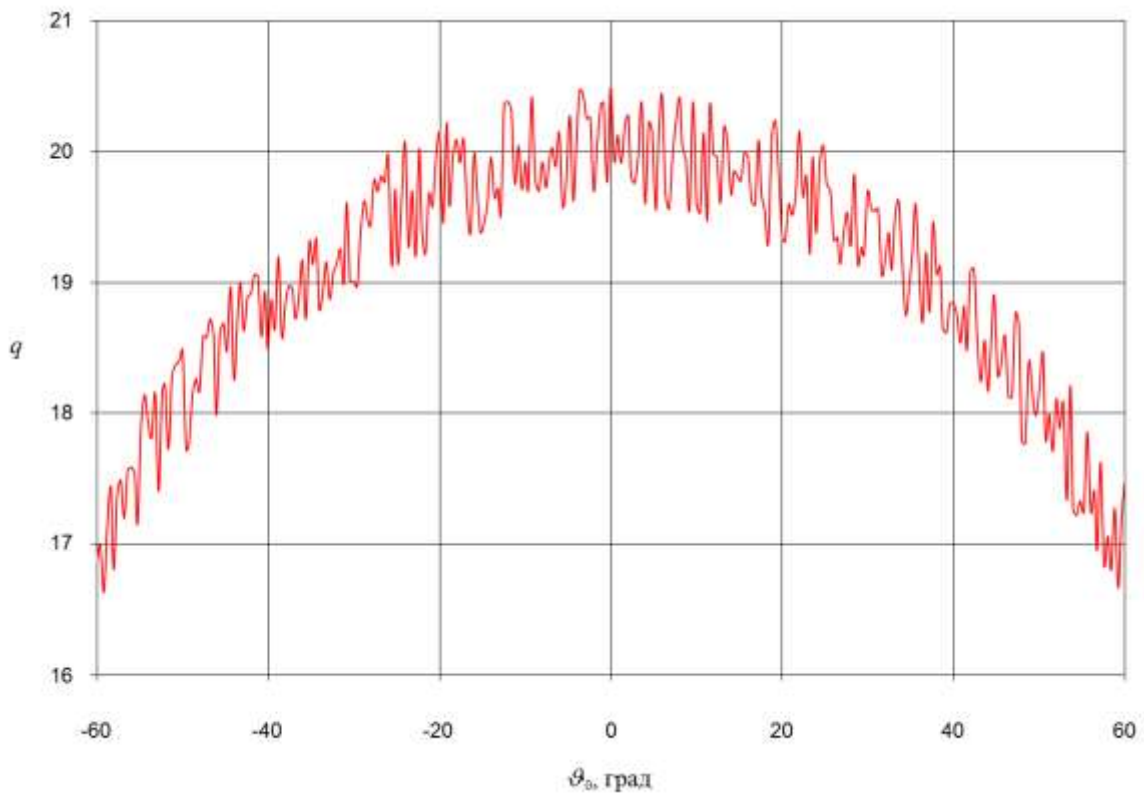


Рис. 10. Зависимость отношения сигнал/шум от угла отклонения диаграммы направленности ФАР

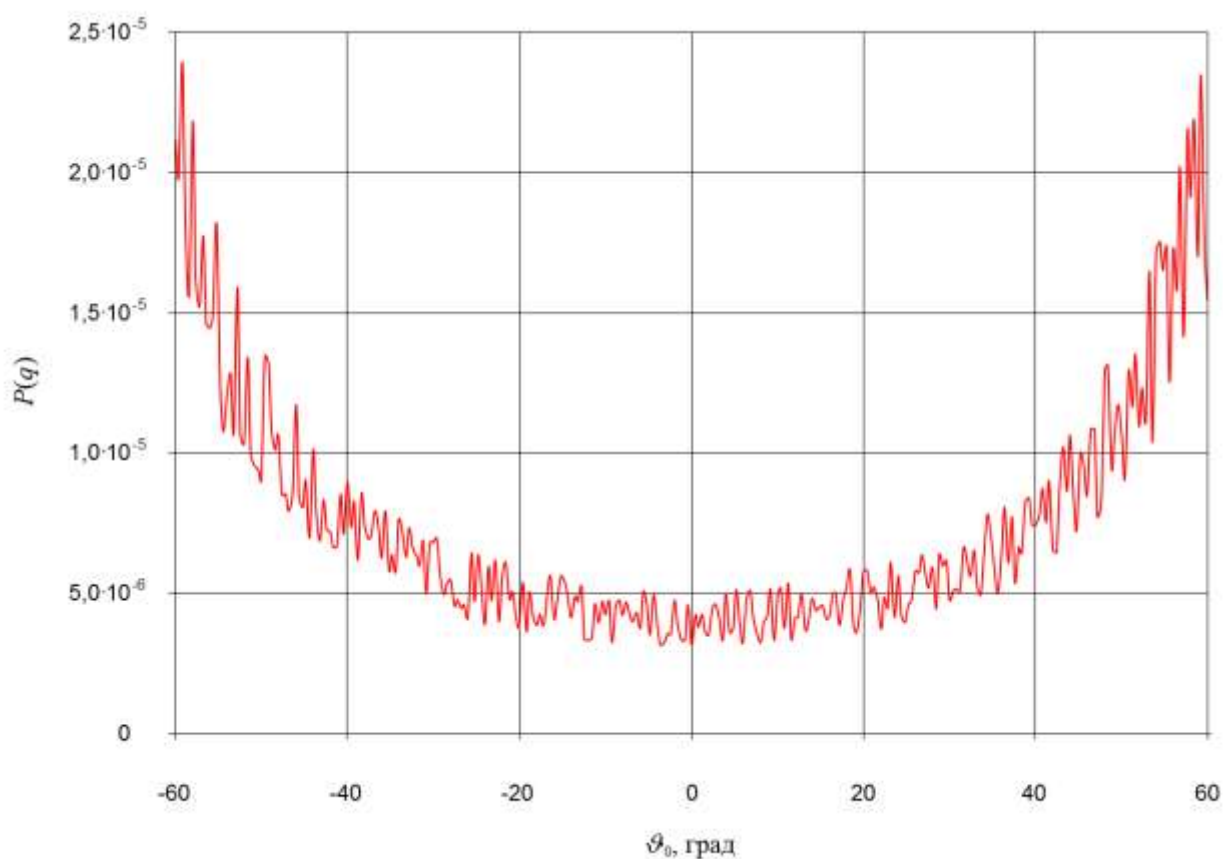


Рис. 11. Зависимость вероятности ошибки при приеме информации от угла отклонения диаграммы направленности ФАР

Во время выполнения маневра ВИП происходит смещение КО относительно ФАР. Это смещение сопровождается резким увеличением угловой скорости КО в системе координат ФАР и может привести к потере радиосигнала. Для повторного захвата потребуется быстрое перемещение диаграммы приемной направленности посредством электронного сканирования ФАР.

Проверка повторного обнаружения КО после потери радиосигнала может быть выполнена с использованием двух источников эталонного сигнала, установленных на разнесенных мачтах, имеющих различную высоту (см. рис. 12). Перед проверкой должно быть определено взаимное расположение ВИП и обеих мачт.

Использование мини-БПЛА позволяет оценить функционирование ФАР, обращенной в зенит. Проверка переключения между «зенитной» и «боковой» ФАР может быть выполнена посредством мини-БПЛА и одной статичной мачты.

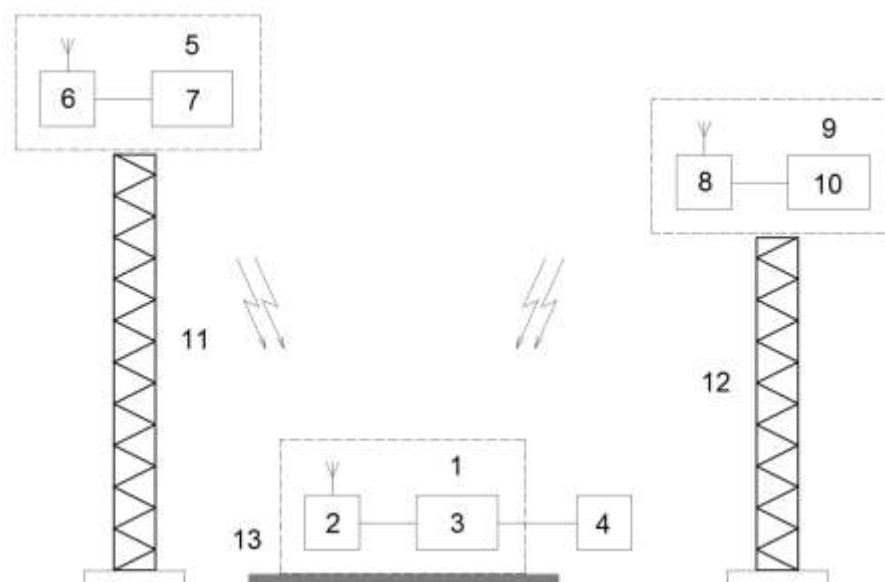


Рис. 12. Схема выполнения проверки сопровождения динамического источника эталонного сигнала с использованием двух разнесенных мачт: 1 – ВИП; 2 – ФАР; 3 – аппаратура телеметрических измерений; 4 – КПА; 5, 9 – источники эталонного сигнала; 6, 8 – передающие антенны; 7, 10 – генераторы; 11, 12 – мачты; 13 – радиопоглощающее покрытие

Заключение

Создание ВИП на базе БПЛА требует проведения наземных испытаний бортовой аппаратуры, выполняемых перед началом испытательных полетов.

Проведенный в работе анализ показывает, что самые информативные и достоверные результаты обеспечивает методика с использованием источника эталонного сигнала на мини-БПЛА или на статичных мачтах. Этот подход, наиболее простой в реализации по сравнению с использованием БЭК или работой по реальному радиосигналу КО на атмосферной трассе, может быть рекомендован для испытаний бортовой аппаратуры телеметрических измерений ВИП.

Список литературы

1. Обыденников С.С., Титов В.А., Волков О.Н. Информационно-измерительная система для контроля и диагностики микроускорений на российском сегменте международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2015. №3 (10). С.52-59.
2. Старовойтов Е.И., Логунов А.А. О возможности создания воздушного измерительного пункта приема телеметрической информации на базе БПЛА // Радиостроение. 2021. № 5. С.1-22. <https://doi.org/10.36027/rdeng.0521.0000199>.
3. Добычина Е. М., Снастин М. В., Обухов А. Е., Харалгин С. В. Испытания антенных решеток бортовых радиолокационных систем в антенном измерительно-вычислительном комплексе // Труды МАИ. 2016. Вып. 91. <http://trudymai.ru/published.php?ID=75661>

4. Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. 2-е изд., перераб. и доп. Пер. с англ. М. Издательский дом “Вильямс”. 2003. 1104 с.
5. Аббасов Э.М. Методика оценки дальности приема современными телеметрическими средствами при пусках изделий с космодромов // Информационно-технологический вестник. 2020. № 3 (25). С.3-12.
6. Колесников Е.П., Райкунов Г.Г., Фортов В.А. Принципы выбора рациональных частот работы и характеристик антенн радиолиний телеметрических систем ракетно-космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 2011. № 4 (65). С.186-197.
7. Колесников Е.П. Особенности расчета энергетики радиолиний измерительных систем при пусках ракет // Радиотехника. 2004. № 6. С.70-80.
8. Хансен Р.С. Фазированные антенные решетки. 2-е изд. М. Техносфера. 2012. 560 с.
9. Воскресенский Д.И., Гостюхин В.Л., Максимов В.М., Пономарев Л.И. Устройства СВЧ и антенны / Под ред. Д.И. Воскресенского. Изд-е. 2-е, перераб и доп. М. Радиотехника. 2006. 376 с.
10. Дмитриев С.Н. Системы спутниковой связи: лабораторный практикум. Екатеринбург. Изд-во Урал. ун-та. 2019. 76 с

Analysis of the Possibilities of Ground Testing of Onboard Telemetry Measurement Equipment of Unmanned Airborne Tracking and Telemetry Vehicle

E.I. Starovoitov¹, A.A. Logunov²,
V.I. Russanov^{1,*}

[*mail@vega.su](mailto:mail@vega.su)

¹Radio Engineering Corporation "Vega", Moscow, Russia

²S.P. Korolev rocket and space corporation «Energia»,
Korolev, Russia

Keywords: airborne tracking and telemetry vehicle, unmanned aerial vehicle, telemetry signal, phased-array antenna, testing, energy calculation of a radio link

For continuous telemetric control of space objects in arbitrary geographical areas, air measuring points (VIP) based on unmanned aerial vehicles (UAVs) can be used. The use of phased antenna arrays (PAR) improves the noise immunity of the receiving equipment, electromagnetic compatibility with other radio-electronic means and makes it possible to abandon the bulky turntable, which worsens the aerodynamic characteristics of the UAV-carrier airframe. When creating a VTS, a separate problem is ground testing of telemetric measurement equipment, performed before the start of test flights. These tests include autonomous checks of the functioning of the equipment and complex checks of its joint work with the on-board systems of the UAV carrier. The criterion for the operability of telemetric measurement equipment can be the probability of errors in receiving a radio signal. To reduce the cost and volume of tests, it is possible to partially conduct them in an anechoic chamber (AEC). The results obtained in the BEC make it possible to assess the risk of damage to the equipment when it is turned on, the need for improvements and the feasibility of continuing the tests. Basic checks can be performed using a real radio signal from a space object, provided that it is visible from the VIP site. In this case, the attenuation of electromagnetic waves in the lower layers of the atmosphere should be taken into account, which leads to an additional drop in the signal-to-noise ratio and an increase by one or two orders of magnitude in the probability of an error that distorts the evaluation results. The analysis carried out in the work shows that the most informative and reliable results are provided by the method using a reference signal source installed on a mini-UAV (quadcopter type) or on static masts. The use of a mini-UAV also makes it possible to check the tracking of a moving source of the reference signal by electronically scanning the beam pattern of the PAR.

This approach, which is the simplest to implement, compared with the use of BEC or work on a real radio signal of a space object on an atmospheric path, can be recommended for testing on-board equipment for telemetric measurements of the VIP.

References

1. Obydennikov S.S., Titov V.A., Volkov O.N. Informatsionno-izmeritel'naya sistema dlya kontrolya i diagnostiki mikrouskorennii na rossiiskom segmente mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii. *Space Engineering and Technology*, 2015, no. 3 (10), pp.52-59.
2. Starovoytov E.I., Logunov A.A. O vozmozhnosti sozdaniya vozdushnogo izmeritel'nogo punkta priema telemetricheskoi informatsii na baze BPLA. *Radio Engineering*, 2021, No. 5, pp.1-22. <https://doi.org/10.36027/rdeng.0521.0000199>.
3. Dobychina E.M., Snastin M.V., Obukhov A.E., Haralgin S.V. Ispytaniya antenykh reshetok bortovykh radiolokatsionnykh sistem v antennom izmeritel'no-vychislitel'nom komplekse. *Trudy MAI*, 2016, no. 91, available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=75661>
4. Sklar B. *Digital Communications. Fundamental and Applications*. Prentice Hall PTR, 2 edition, 2001, 1079 p.
5. Abbasov E.M. Metodika otsenki dal'nosti priema sovremennymi telemetricheskimi sredstvami pri puskakh izdelii s kosmodromov. *Information Technology Bulletin*, 2020, no. 3 (25), pp.3-12.
6. Kolesnikov E.P., Raikunov G.G., Fortov V.A. Printsipy vybora ratsional'nykh chastot raboty i kharakteristik antenn radiolinii telemetricheskikh sistem raketno-kosmicheskoi tekhniki. *Cosmonautics and rocket engineering*, 2011, no. 4 (65), pp.186-197.
7. Kolesnikov E.P. Osobennosti rascheta energetiki radiolinii izmeritel'nykh sistem pri puskakh raket. *Radiotekhnika*, 2004, no. 6, pp.70-80.
8. Hansen R.C. *Phased Array Antennas*, Second Edition, John Wiley & Sons, Inc., New York, 2009, 571 p.
9. Voskresenskii D.I., Gostyukhin V.L., Maksimov V.M., Ponomarev L.I. *Ustroistva SVCh i anteny* [Microwave devices and antennas]. Ed. D.I. Voskresenskii, 2-th ed. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2006, 376 p.
10. Dmitriev C.N. *Sistemy sputnikovoi svyazi: laboratornyi praktikum* [Satellite communication systems: laboratory workshop]. Ekaterinburg, Ural University Publ, 2019, 76 p.