

УДК 612.396.67

Принципы построения системы радиовысотомерной для измерения параметров движения возвращаемого аппарата

Васильева А.В.*, Седов Д.П.*

*Уральское проектно-конструкторское бюро «Деталь», ул. Пионерская, 8,
Каменск-Уральский, Свердловская область, 623409, Россия*

**e-mail: solovjev@nexcom.ru*

Ключевым фактором при выборе системы посадки современных космических кораблей является одно требование – необходимость обеспечения многоразового использования спускаемого аппарата. Простая парашютная система с посадкой на твердую землю не способна замедлить корабль в необходимой степени, потому как сложно создать посадочные амортизаторы, которые выдержат нагрузку и защитят корпус корабля от повреждений. Кроме того, из-за непогашенной боковой скорости и при сильном ветре капсула может заваливаться на бок. Для учёта боковой скорости и углов наклона возвращаемого аппарата относительно поверхности необходимо использовать систему, обеспечивающую измерение соответствующих параметров.

Система радиовысотомерная входит в состав возвращаемого аппарата космического пилотируемого транспортного корабля и предназначена для измерения: текущей высоты спуска от 500 до 0,5 м, текущих составляющих вектора скорости центра масс, текущих углов наклона возвращаемого аппарата относительно подстилающей поверхности. Система радиовысотомерная отличается от

разработанных ранее применением оригинальных технических решений, обеспечивающих выполнение требований технического задания по диапазону и точности измеряемых параметров, встроенному самоконтролю, показателям надежности, живучести и стойкости к внешним воздействиям.

Система радиовысотомерная представляет собой импульсный доплеровский измеритель параметров движения. В качестве антенной системы предлагается использовать многолучевую двухзеркальную антенну с девятью лучами.

Для обеспечения выполнения задачи посадки в случае отказов в системе используется двойное резервирование приёмопередающих модулей. Каждый модуль функционирует независимо и выполняет измерение параметров полёта. Использование информации всех приёмопередатчиков повышает точность измерения параметров.

В работе представлены основные принципы построения системы радиовысотомерной для измерений параметров движения возвращаемого аппарата. Приведены алгоритмы работы прибора и основные выражения для вычисления требуемых параметров. Разработана функциональная схема системы радиовысотомерной и предложены пути повышения надежности. Эффективность предложенных алгоритмов подтверждена посредством моделирования работы системы. Произведена оценка точностных характеристик системы радиовысотомерной, показавшая правильность выбранных методов.

Ключевые слова: система радиовысотомерная, возвращаемый аппарат, перспективная пилотируемая транспортная система, текущая высота, составляющие вектора скорости, углы наклона.

Введение

Обеспечить необходимую мягкость посадки возвращаемого космического аппарата можно несколькими способами:

– во-первых, это посадка корабля на воду. Для осуществления данного способа требуется подходящая для приземления обширная водная поверхность. К тому же, посадка на воду не полностью защищает технику от ударных повреждений. В частности, твердотопливные ускорители шаттлов неоднократно получали повреждения от удара о поверхность океана. Кроме того, соленая вода губительно влияет на конструкции ракетных ступеней и кораблей, в первую очередь - двигателей.

– во-вторых – планерная посадка. Очевидным недостатком данной посадки является необходимость оборудовать посадочные полосы и установить на корабль теплозащитное покрытие, которое придется проверять и часто обновлять.

– в-третьих, применение управляемых реактивных двигательных систем. Третий способ мягко посадить возвращающийся из космоса корабль или первую ступень ракеты – снизить скорость аппарата до нуля при помощи реактивных двигателей, а затем опустить его на выдвижные амортизаторы.

У возвращаемого аппарата (ВА) перспективной пилотируемой транспортной системы (ППТС) для снижения скорости после торможения об атмосферу

используется парашютная система, а двигатели включаются только в нескольких метрах от Земли. Их задача – не затормозить корабль после возвращения с орбиты, а только сбросить остатки скорости и избавить капсулу от повреждений при ударе.

Для выполнения задач безопасной посадки ВА в состав комплекса измерений параметров движения (КИПД) ВА должна входить система, обеспечивающая измерение следующих параметров:

- текущей высоты спуска ВА от 500 до 0,5 м, измеряемой по нормали к подстилающей поверхности до полюсной точки днища ВА с погрешностью не более $(0,50 + 0,01 H)$ м, где H – текущая высота;

- текущих составляющих вектора скорости центра масс ВА с погрешностью не более 0,7 м/с;

- текущих углов наклона ВА относительно подстилающей поверхности с погрешностью не более 5° .

Анализ требований, предъявляемых к диапазонам и точностям измерения параметров КИПД ВА показывает, что требования по измерению высоты соответствуют типовым данным импульсного радиовысотомера или радиовысотомера с частотной модуляцией (ЧМ), а требования по измерению скорости и радиовертикали – требованиям к многолучевым измерительным радиосистемам типа ДИСС. В [1, 4] описывается решение задачи создания посадочного радиолокатора следующим образом: отдельное использование ЧМ радиовысотомера и доплеровского измерителя скорости, работающих на различных несущих частотах, но объединенных в единый комплекс бортовой ЭВМ.

Недостатком такого решения является наличие двух сверхвысокочастотных приемопередатчиков со своими антенно-фидерными устройствами, что практически вдвое увеличивает габариты устройства. Для решения поставленной задачи предлагается многолучевая импульсно-фазовая система радиовысотомерная (СРВ).

Актуальность

Развитие космической программы предполагает использование режима мягкой посадки космических аппаратов (КА) на поверхность земли, луны и других планет солнечной системы. Для его реализации требуется проводить высокоточные измерения текущей высоты и вектора скорости КА на конечном этапе посадки.

Посадка на неподготовленную площадку – один из самых сложных элементов навигации, она сопряжена с повышенным риском аварии и человеческих жертв.

Ввиду большой ответственности этапа посадки возвращаемых аппаратов, технические средства, предназначенные для его обеспечения должны удовлетворять весьма жестким требованиям.

Посадочный локатор, являющийся необходимым элементом бортового оборудования космического аппарата, должен обеспечивать систему управления движением КА на этапе снижения и посадки данными о составляющих его вектора скорости и высоте полета относительно поверхности планеты.

Новизна

Анализ аналогичных радиолокационных систем показал, что СРВ по своим характеристикам не уступает зарубежным и отечественным аналогам и соответствует мировому научно-техническому уровню.

Предложенные решения позволяют снизить минимальную измеряемую высоту, обеспечить достаточную надежность и необходимые точностные характеристики системы.

Основная часть

Из теории навигации следует, что для измерения радиовертикали, составляющих вектора скорости и углов отклонения от продольной оси требуется, как минимум, трехлучевая антенная система (АС) [2, 3]. Однако, как показывает расчет требуемого потенциала и оценка точности измерителя, в общем случае такой АС недостаточно. Оптимальное количество лучей для решения данной задачи – шесть.

Для КИПД ВА также предъявляются требования к отказоустойчивости СРВ: «При одном отказе в СРВ должны обеспечиваться заданные точностные характеристики СРВ. При двух отказах в СРВ допускается минимально возможное снижение точностных характеристик СРВ». Таким образом, определяем требования к АС и приемопередающей части СРВ – три независимых приемопередающих модуля (ППМ), работающих на свою, независимую от других, АС (общее количество формируемых СРВ лучей равно девяти).

Алгоритм измерения высоты и углов наклона в этом случае предложен следующий:

ВА расположен в точке 0. С ним связана система отсчета 0XYZ, оси которой направлены так, как показано на рисунке 1. АС обеспечивает излучение и прием по девяти направлениям. Лучи 1 – 3 формируют на подстилающей поверхности три

пятна засветки, которые при отсутствии наклона ВА по отношению к поверхности образуют равносторонний треугольник с центром, лежащим на оси OX [5, 12,13]. Пятна засветки для лучей 4 – 9 в аналогичной ситуации образуют на поверхности правильный шестиугольник.

Рассмотренный случай симметричного расположения пятен засветки на подстилающей поверхности приведен для получения наглядного представления о взаимной пространственной ориентации лучей. В то же время, следует отметить, что требование отсутствия наклона ВА по отношению к подстилающей поверхности не является необходимым для корректной работы описываемого алгоритма параметров движения [9, 14].

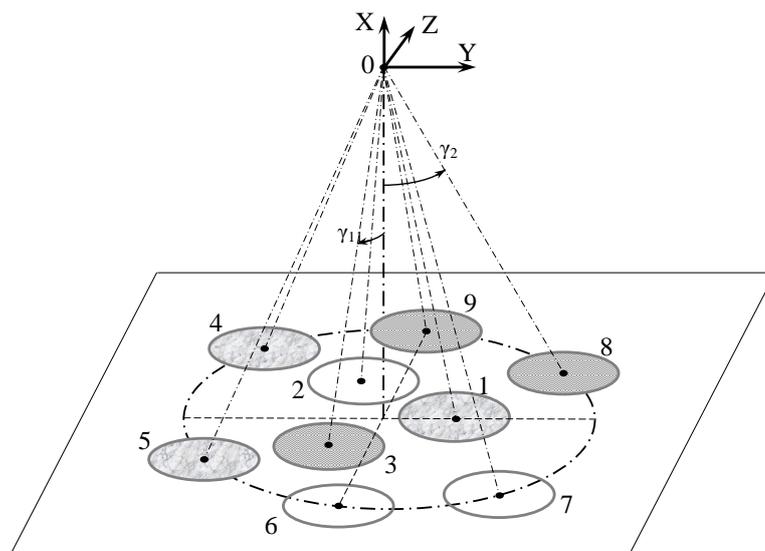


Рис. 1. Расположение лучей СВВ

Непосредственно измеряются девять дальностей h_i – это расстояния от точки O до точек 1 – 9 соответственно. Для определения высоты полета и углов наклона подстилающей поверхности необходимо, по крайней мере, три таких дальности. На

рисунке 2 представлено условное расположение лучей при одном (б) и двух (в) отказах.

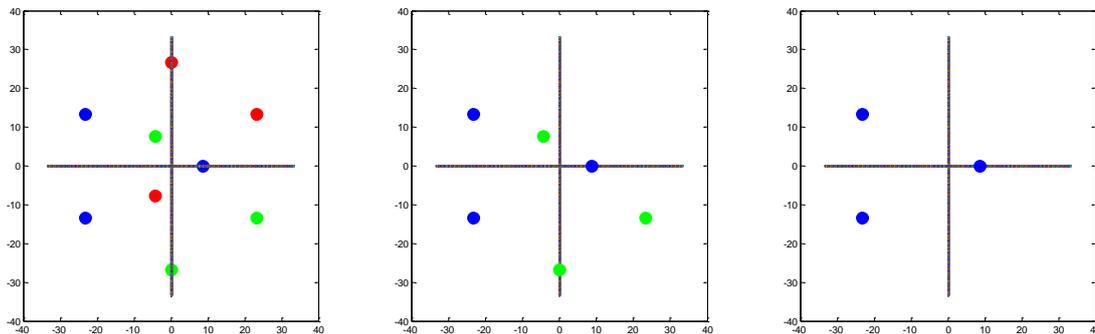


Рис. 2. Условное расположение лучей без отказов (а), при одном (б) и двух (в) отказах

Алгоритм определения геометрической высоты и углов отклонения нормали к грунту от плоскостей XOY и XOZ представляется следующей последовательностью действий:

- измеряем дальности от точки 0 до точек 1 – 9;
- определяем координаты точек 1 – 9 с помощью выражения (1)

(для дальнейших вычислений требуется хотя бы три из них):

$$\begin{aligned} x_i &= -h_i \cos \gamma_i, \\ y_i &= h_i \sin \gamma_i \cos \alpha_i, \\ z_i &= h_i \sin \gamma_i \sin \alpha_i, \quad i = 1, \dots, 9, \end{aligned} \tag{1}$$

где $\gamma_i = 5^\circ$ при $i = 1, 2, 3$; $\gamma_i = 15^\circ$ при $i = 4 - 9$; α_i принимает значения соответственно $0^\circ, 120^\circ, 240^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ, 30^\circ$ и 90° .

- вычисляем коэффициенты уравнения плоскости, аппроксимирующей подстилающую поверхность, пользуясь выражениями (2) и (3):

$$\begin{aligned}
S_X &= \sum_{k=1}^N x_{i_k}, \quad S_Y = \sum_{k=1}^N y_{i_k}, \quad S_Z = \sum_{k=1}^N z_{i_k}, \\
S_{XY} &= \sum_{k=1}^N x_{i_k} \cdot y_{i_k}, \quad S_{XZ} = \sum_{k=1}^N x_{i_k} \cdot z_{i_k}, \quad S_{YZ} = \sum_{k=1}^N y_{i_k} \cdot z_{i_k}, \\
S_{X^2} &= \sum_{k=1}^N x_{i_k}^2, \quad S_{Y^2} = \sum_{k=1}^N y_{i_k}^2, \quad S_{Z^2} = \sum_{k=1}^N z_{i_k}^2.
\end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}
b &= \frac{S_Z^2 \cdot S_{XY} + S_{YZ} \cdot (N \cdot S_{XZ} - S_X \cdot S_Z) - N \cdot S_{Z^2} \cdot S_{XY} + S_X \cdot S_Y \cdot S_{Z^2} - S_Y \cdot S_Z \cdot S_{XZ}}{S_{Z^2} \cdot S_Y^2 - 2 \cdot S_Y \cdot S_Z \cdot S_{YZ} + S_{Y^2} \cdot S_Z^2 + N \cdot S_{YZ}^2 - N \cdot S_{Y^2} \cdot S_{Z^2}}, \\
c &= \frac{S_Y^2 \cdot S_{XZ} + S_{YZ} \cdot (N \cdot S_{XY} - S_X \cdot S_Y) - N \cdot S_{Y^2} \cdot S_{XZ} + S_X \cdot S_Z \cdot S_{Y^2} - S_Y \cdot S_Z \cdot S_{XY}}{S_{Z^2} \cdot S_Y^2 - 2 \cdot S_Y \cdot S_Z \cdot S_{YZ} + S_{Y^2} \cdot S_Z^2 + N \cdot S_{YZ}^2 - N \cdot S_{Y^2} \cdot S_{Z^2}}, \\
d &= \frac{S_X \cdot S_{YZ}^2 + S_Y \cdot (S_{Z^2} \cdot S_{XY} - S_{XZ} \cdot S_{YZ}) - S_X \cdot S_{Y^2} \cdot S_{Z^2} + S_Z \cdot S_{Y^2} \cdot S_{XZ} - S_Z \cdot S_{XY} \cdot S_{YZ}}{S_{Z^2} \cdot S_Y^2 - 2 \cdot S_Y \cdot S_Z \cdot S_{YZ} + S_{Y^2} \cdot S_Z^2 + N \cdot S_{YZ}^2 - N \cdot S_{Y^2} \cdot S_{Z^2}}.
\end{aligned} \tag{3}$$

– вычисляем геометрическую высоту с помощью выражения (4):

$$H = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2} \quad \text{или} \quad H = \frac{d}{\sqrt{1 + b^2 + c^2}}. \tag{4}$$

– определяем углы отклонения нормали к поверхности от плоскостей XOY и XOZ , пользуясь выражениями (5), (6):

$$\sin \psi_1 = \frac{-c}{\sqrt{1 + b^2 + c^2}}, \tag{5}$$

$$\sin \psi_2 = \frac{-b}{\sqrt{1 + b^2 + c^2}}. \tag{6}$$

Алгоритм определения составляющих вектора скорости представляется следующей последовательностью действий:

– измеряем количество пересечений за единицу времени квадратурных составляющих в приемных каналах 1 – 9 с учетом знака (для дальнейших вычислений требуется хотя бы три из них);

– определяем проекции вектора скорости на оси связанной системы координат, решая систему уравнений (7):

$$\begin{cases} -Vx \cdot ax_1 + Vy \cdot ay_1 + Vz \cdot az_1 = \frac{\lambda}{4} \cdot b_1, \\ -Vx \cdot ax_2 + Vy \cdot ay_2 + Vz \cdot az_2 = \frac{\lambda}{4} \cdot b_2, \\ -Vx \cdot ax_3 + Vy \cdot ay_3 + Vz \cdot az_3 = \frac{\lambda}{4} \cdot b_3, \end{cases} \quad (7)$$

где введены следующие обозначения:

$$ax_1 = \sum_{k=1}^N \cos^2 \gamma_{i_k}, \quad ay_1 = \sum_{k=1}^N \sin \gamma_{i_k} \cdot \cos \gamma_{i_k} \cdot \cos \alpha_{i_k},$$

$$az_1 = \sum_{k=1}^N \sin \gamma_{i_k} \cdot \cos \gamma_{i_k} \cdot \sin \alpha_{i_k}, \quad b_1 = \sum_{k=1}^N K_{i_k} \cdot \cos \gamma_{i_k},$$

$$ax_2 = \sum_{k=1}^N \sin \gamma_{i_k} \cdot \cos \gamma_{i_k} \cdot \cos \alpha_{i_k}, \quad ay_2 = \sum_{k=1}^N \sin^2 \gamma_{i_k} \cdot \cos^2 \alpha_{i_k},$$

$$az_2 = \sum_{k=1}^N \sin^2 \gamma_{i_k} \cdot \sin \alpha_{i_k} \cdot \cos \alpha_{i_k}, \quad b_2 = \sum_{k=1}^N K_{i_k} \cdot \sin \gamma_{i_k} \cdot \cos \alpha_{i_k},$$

$$ax_3 = \sum_{k=1}^N \sin \gamma_{i_k} \cdot \cos \gamma_{i_k} \cdot \sin \alpha_{i_k}, \quad ay_3 = \sum_{k=1}^N \sin^2 \gamma_{i_k} \cdot \sin \alpha_{i_k} \cdot \cos \alpha_{i_k},$$

$$az_3 = \sum_{k=1}^N \sin^2 \gamma_{i_k} \cdot \sin^2 \alpha_{i_k}, \quad b_3 = \sum_{k=1}^N K_{i_k} \cdot \sin \gamma_{i_k} \cdot \sin \alpha_{i_k}.$$

Исходя из вышеизложенных алгоритмов определения параметров движения ВА, получается, что каждый из трех каналов должен осуществлять поиск, захват и сопровождение отраженного от поверхности сигнала по своим трем каналам приема, вычисление текущих дальностей и доплеровских составляющих. Эти

функции выполняет измеритель нижнего уровня, осуществляя управление ППМ и обработку принятого сигнала.

Дальнейшее вычисление выходных параметров СРВ должен производить отдельный вычислитель, собирающий результаты обработки по всем девяти (при отсутствии отказов) лучам. На этот вычислитель можно возложить и функции обмена с КИПД. С целью резервирования таких вычислителей должно быть три. Такое построение СРВ обеспечивает оптимальное выполнение требований к точности измеряемых параметров, надежности, массогабаритных характеристик и энергопотреблению.

Функциональная схема СРВ приведена на рисунке 3.

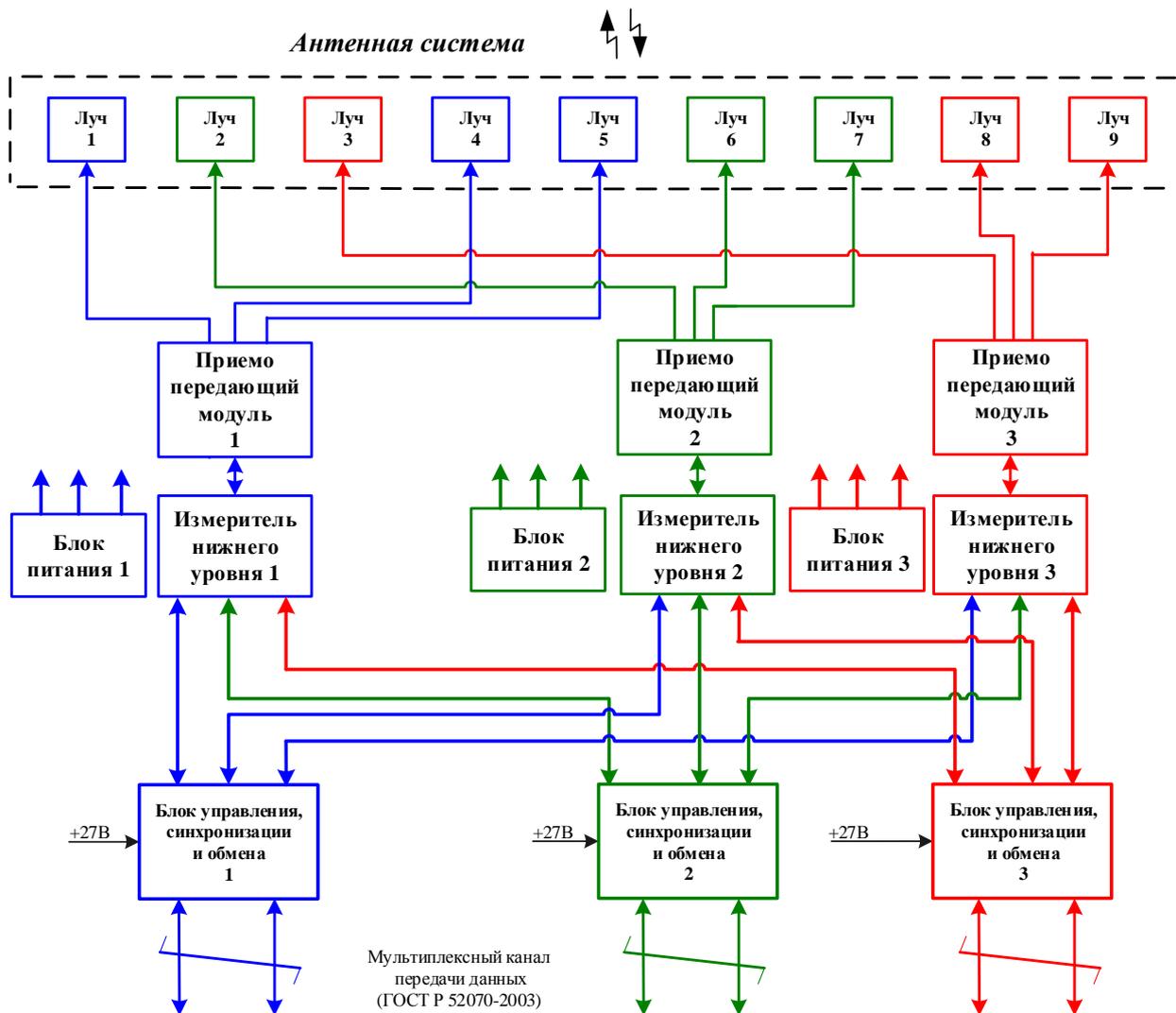


Рис. 3. Функциональная схема СРВ

В состав СРВ входят:

- АС (1 шт.);
- ППИМ (3 шт.);
- измеритель нижнего уровня (3 шт);
- блок питания (3 шт);
- блока управления, синхронизации и обмена (БУС) (3 шт).

Каждый из трех независимых идентичных ППИМ подключается к трем излучателям антенной системы, формируя один измерительный канал.

АС СРВ состоит из девяти идентичных независимых излучателей. Каждый ППМ работает с соответствующей комбинацией излучателей АС.

Питание каждого канала обеспечивается отдельным источником.

Отраженные от подстилающей поверхности радиоимпульсы поступают на вход приемного канала, усиливаются, преобразуются в биполярные видеоимпульсы, которые поступают в измеритель нижнего уровня.

Измеритель нижнего уровня управляет работой приемопередающего канала и на выходе выдает три значения дальности и три значения количеств пересечений, которые для дальнейшей обработки поступают на вход БУС.

БУС производит вычисление высоты, текущих проекций вектора скорости центра масс ВА на связанные оси ВА и углов отклонения продольной оси ВА от нормали к грунту в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Затем по мультиплексному каналу информационного обмена осуществляется выдача измеренных параметров в блок обработки информации КИПД ВА. Обмен осуществляется с одним из БУС (два остальных находятся в режиме горячего резервирования). В случае отказа дальнейший обмен КИПД производит со следующим исправным БУС.

Для подтверждения эффективности предложенного алгоритма измерения высоты и углов наклона СРВ было проведено моделирование, результаты которого представлены на рисунках 4 – 8 [15 - 17].

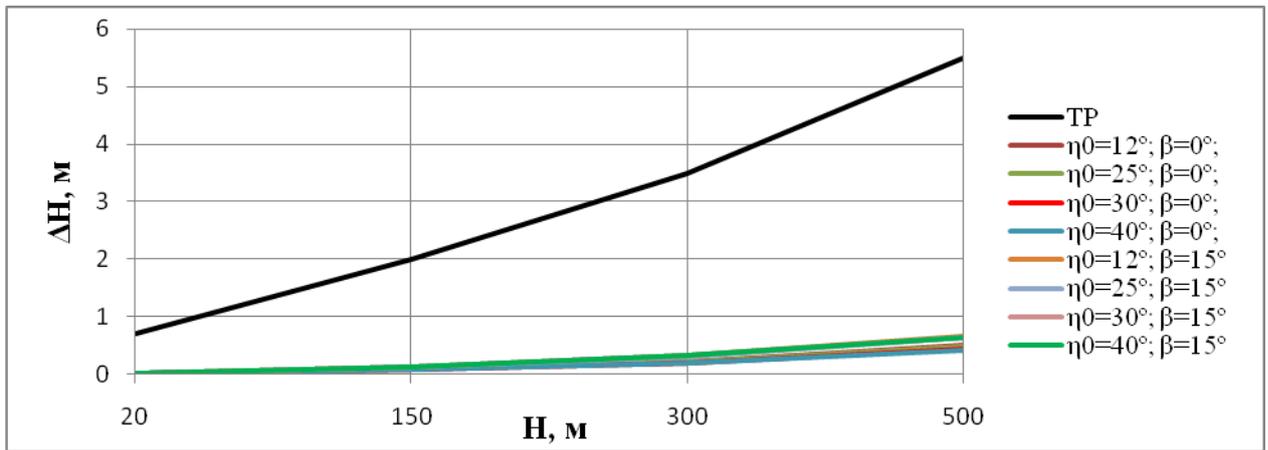


Рис. 4. Погрешность измерения высоты и ее границы (угол отклонения продольной оси X ВА от нормали к подстилающей поверхности $\beta = 0^\circ, 15^\circ$, η_0 – ширина диаграммы обратного рассеяния по уровню минус 3 дБ)

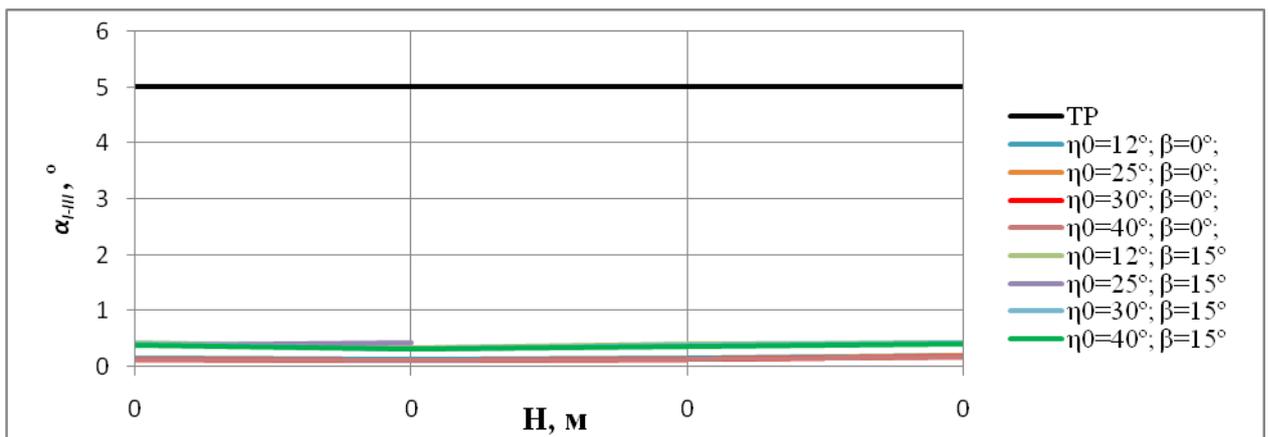


Рис. 5. Погрешность измерения α_{I-III} и ее границы, $\beta = 0^\circ, 15^\circ$

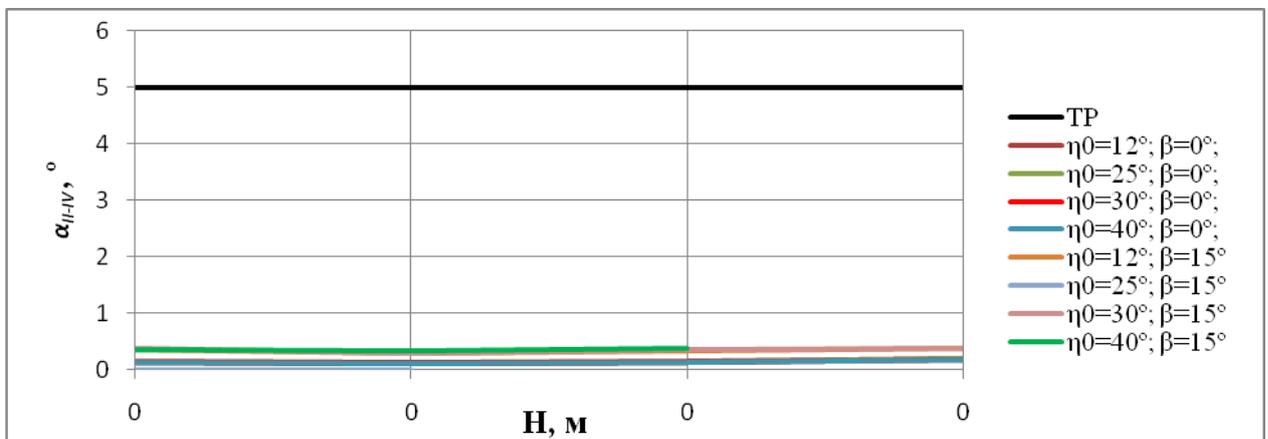


Рис. 6. Погрешность измерения α_{II-IV} и ее границы, $\beta = 0^\circ, 15^\circ$

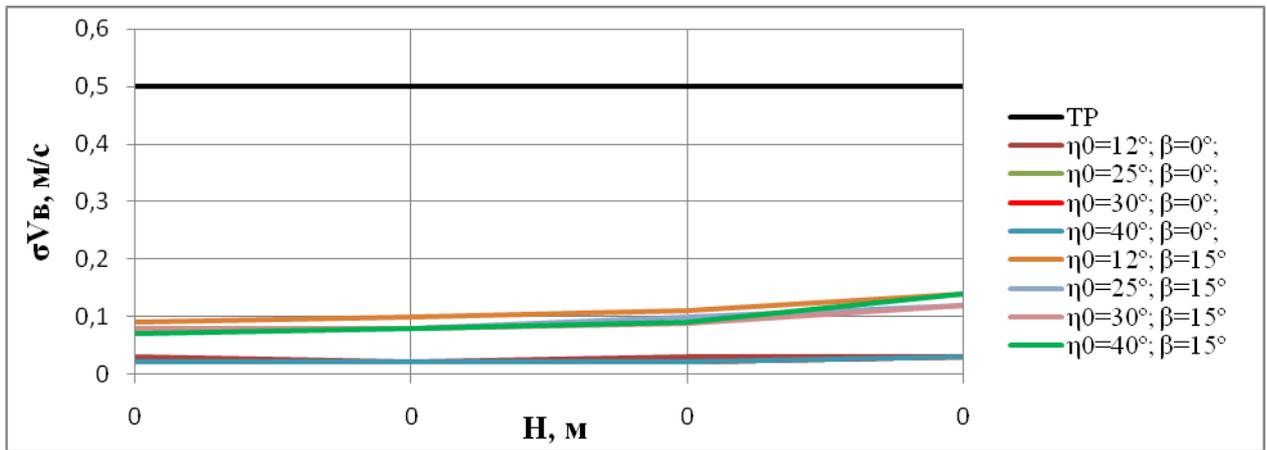


Рис. 7. Погрешность измерения V_6 и ее границы, $\beta = 0^\circ, 15^\circ$

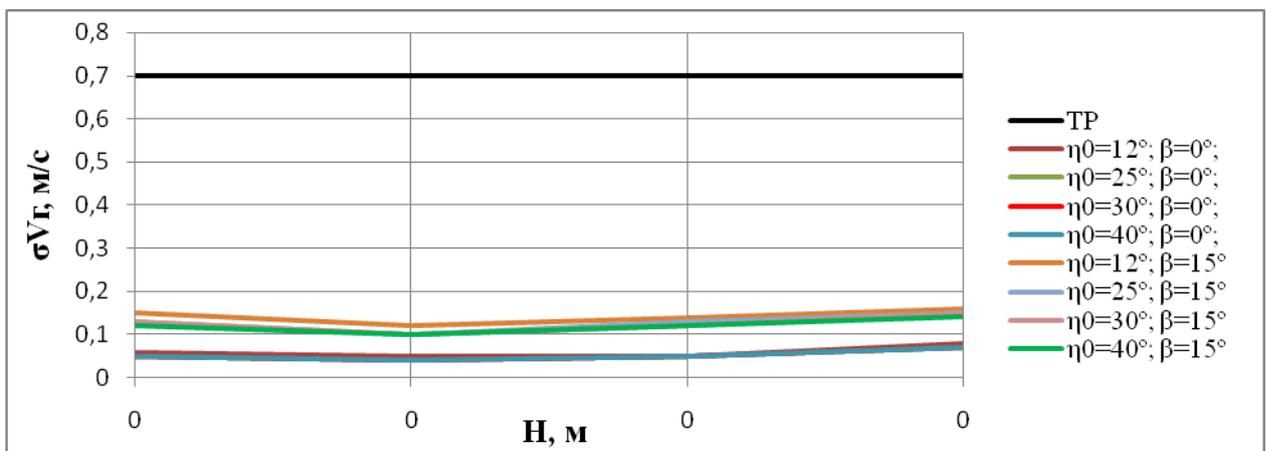


Рис. 8. Погрешность измерения V_2 и ее границы, $\beta = 0^\circ, 15^\circ$

На основе представленных выше данных можно сделать вывод о том, что погрешности измерения параметров СВВ удовлетворяют требованиям во всем диапазоне высот и углов β над всеми рассматриваемыми типами поверхностей.

Заключение

В таблице 1 приведены сравнительные характеристики радиолокационных систем, предназначенных для измерения параметров движения космических аппаратов на этапе посадки [6-8, 10, 11].

Таблица 1 – Сравнительные характеристики систем

Наименование радиолокационной системы	R146-A «Apollo»	ДИСД-ФГ «Фобос-грунт»	Exomars Radar «Schiaparelli»	Mars Science Laboratory «Curiosity»	СРВ «ПТК»
Страна разработчик	США	Россия	Италия	США	Россия
Период разработки, год	1963-1969	2004-2009	2000-2016	2004-2012	2017-...
Частотный диапазон (длина волны)	10 ГГц (3 см)	13,325 ГГц (2.25 см)	35,76 ГГц (0.8 см)	35,75 ГГц (0.8 см)	13 ГГц (2.3 см)
Количество лучей антенной системы (ширина луча)	4 узконаправленных (5.5°) на подвижной платформе	4 узконаправленных (7.5°)	4 узконаправленных (3°)	6 узконаправленных (3°)	9 узконаправленных (4.5°), 3 широконаправленных (50°)
Тип излучения	Непрерывное/ Импульсное	Непрерывное	Импульсное	Импульсное	Импульсное
Измерение высоты (погрешность)	3-9000 м (4.5% или 1.52 м)	0.5 – 3000 м (2%)	10-3000 м (0.5%+ 0.4м)	10 – 3500 м (2%)	0.5 – 500 м (0.01%+ 0.5м)
Измерение составляющих скорости (погрешность)	±207 м/с (5.5% или 1 м/с)	±40 м/с (1%)	±115 м/с (0.5%+ 0.2м/с)	-20-160 м/с (0.75%+ 0.2м/с)	±15 м/с (0.7м/с)
Измерение углов наклона (погрешность)	нет	да	нет	нет	±30° (5°)
Масса, кг	19	14	10	25	20
Резервирование	нет	нет	нет	нет	тройное

Анализ вышеприведенных характеристик радиолокационных систем показывает, что:

– современные зарубежные посадочные радиолокаторы используют в своей работе радиоизлучение Ku диапазона (35 ГГц) и выше.

– за счёт более высокой рабочей частоты антенные системы современных зарубежных аналогов формирует более узкую диаграмму направленности.

– наиболее часто применяется импульсное излучение, позволяющее использовать одну антенну, как для передачи, так и для приёма сигнала.

– диапазоны и погрешности измерения параметров движения КА определяются назначением радиолокационной системы.

– в отличие от СРВ большинство аналогичных систем производят измерение дальностей и векторов скорости по лучам антенной системы. Вычисление углов наклона и составляющих вектора скорости в связанной системе координат выполняет бортовой вычислитель КА.

– СРВ должна обеспечивать измерение высоты при спуске ВА до 0,5 м. Минимальная измеряемая высота современных аналогичных систем составляет 10 м.

– рассмотренные приборы в отличие от СРВ не предусматривают в своём составе резервных частей. При этом массогабаритные характеристики СРВ близки к характеристикам аналогов.

Таким образом, СРВ объединяет в себе функции нескольких приборов (радиовысотомер, импульсно-фазовый измеритель составляющих вектора путевой скорости и др.), что позволяет выполнить предъявляемые к СРВ требования, при этом уменьшив габариты, исключив испытания на электромагнитную совместимость отдельных приборов и эффективно распределив вычислительные ресурсы объединенного прибора.

The research was executed by the grant of the Ministry of education and science of the Russian Federation (project № 8.2538.2017/4.6).

*Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки РФ
(проект № 8.2538.2017/4.6).*

Библиографический список

1. Егоров В.В. Доплеровские радары посадки космических аппаратов на Луну и планеты Солнечной системы // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2012. Т. 9. № 2. С. 145 - 151.
2. Колчинский В.Е., Мандуровский И.А., Константинов М.И. Автономные доплеровские устройства и системы навигации летательных аппаратов. - М.: Советское радио, 1975. - 432 с.
3. Жуковский А.П., Оноприенко Е.И., Чижов В.И. Теоретические основы радиовысотометрии. - М.: Советское радио, 1979. - 320 с.
4. Шашурин В.Д., Башков В.М., Ветрова Н.А., Шалаев В.А. Надежность технических систем. Резервирование, восстановление. - М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 60 с.
5. Хохлачев В.В., Антоненко В.Н. Отражающие свойства поверхностей суши СВЧ. Справочник. - Запорожье: Запорожский машиностроительный институт им. В.Я. Чубаря, 1986.

6. Фитенко В.В., Грановский В.А., Варгафтик В.С. Посадочный радиолокатор для космического аппарата Фобос-Грунт // Научные технологии. 2008. № 6. С. 14 - 19.
7. James T. Murray; Jason Seely; Jeff Plath; Eric Gotfreson; John Engel, et al. Dust-Penetrating (DUSPEN) “see-through” lidar for helicopter situational awareness in DVE // Proc. SPIE 8737, Degraded Visual Environments: Enhanced, Synthetic, and External Vision Solutions 2013, 87370H (May 16, 2013), 8 p.
8. Planetary terminal descent and landing radar. Final report Autonetics North American Rockwell. NASA CR-111861 C71-52/301 copy, 1971, available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19710011019.pdf>
9. Dunn C., Prakash R. A Terminal Descent Sensor Trade Study Overview for the Orion Landing and Recovery System // IEEE Aerospace Conference, March 6, 2008, Big Sky, Montana, available at: <http://hdl.handle.net/2014/41702>
10. Верба В.С. Траектория полета. ЦКБ-17, НИИ-17, МНИИП, ОАО «Концерн «Вега». - М.: Оружие и технологии, 2005. - 252 с.
11. Бакитько Р.В., Васьев М.Б., Виноцкий А.С. и др. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов. - М.: Радио и связь, 1993. - 328 с.
12. Зубкович С.Г. Статистические характеристики радиосигналов, отраженных от земной поверхности. – М.: Советское радио, 1968. – 224 с.
13. Ulaby F.T. et al. Michigan microwave canopy scattering model // International Journal of Remote Sensing, 1990, vol. 11, no. 7, pp. 1223 - 1253.

14. Боркус М.Н., Чёрный А.Е. Корреляционные измерители путевой скорости и угла сноса летательных аппаратов. - М.: Советское радио, 1973. - 168 с.
15. Сколник М. Основы радиолокации. Справочник по радиолокации в 4-х т. - М.: Советское радио, Т.1. 1976. - 456 с.
16. Лукошкин А.П. и др. Обработка сигналов в многоканальных РЛС. - М.: Радио и связь, 1983. - 328 с.
17. Дядьков Н.А., Марков Ю.В., Важенин В.Г., Боков А.С., Седов Д.П., Калмыков Н.Н., Мельников С.А. Многолучевая импульсная навигационная система возвращаемого аппарата // 27-я международная крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Крымико'2017, (Севастополь, 10-16 сентября 2017). Рефераты докладов. - Севастополь: Крымский научно-технологический центр им. проф. А.С. Попова, 2017. С. 82.
18. Лешко Н.А., Ашурков И.С., Цыбульник А.Н. Концептуальная модель разнесенной системы радиолокационного наблюдения сложных маневрирующих баллистических целей // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87350>
19. Хуан Ичун. Оптимальное управление маневром лунного аппарата на выбранную точку мягкой посадки между зависаниями // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74747>
20. Ковальский А.А., Афонин Г.И., Терещенко С.В. Предложения по основным направлениям модернизации системы единого времени наземного

автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами // Труды
МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87284>