

УДК 629.78

## **Предложения по расширению программы исследования Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО им. С.А. Лавочкина.**

В.А. Воронцов, А.М. Крайнов, М.Б. Мартынов, К.М. Пичхадзе, В.В. Хартов

### **Аннотация**

В настоящее время в Федеральную Космическую Программу России включен один проект «Венера-Д» по созданию космического аппарата для исследования Венеры. Буква «Д» означает - длительные исследования. В результате проведения научно-исследовательских работ (НИР) был определен комплекс научных задач и сформирован проектный облик космического аппарата. Кроме того, в рамках НИР проведен анализ альтернативных технических средств, которые могут использоваться на следующих миссиях по исследованию Венеры.

**Ключевые слова:** космический аппарат (КА); ветролет; планетоход; пенетратор; аэростатный зонд; спускаемый аппарат (СА); орбитальный аппарат.

### **1. КА «Венера-Д»**

При разработке КА Венера-Д использован принцип модульно-блочного построения. Комплекс бортовой аппаратуры КА построен из условия максимального структурно-функционального объединения служебных систем. При создании аппарата и комплекса бортовой аппаратуры применены новые технологии и схемно-технические решения. Перечисленные особенности позволили получить высокие массово-энергетические характеристики КА, повысить надежность аппарата и экспедиции в целом, обеспечить работоспособность КА на всех этапах функционирования при хорошей степени резервирования систем и, кроме того, уменьшить цикл создания комплекса бортовой аппаратуры и стоимость ее разработки и изготовления. Общий вид и состав аппарата представлен на рисунке 1.



Рисунок 1. Общий вид и состав КА «Венера-Д»

## 2. Дрейфующий зонд для длительных исследований (Ветролет)

Зонд (рисунок 2) предназначен для проведения комплексных научных исследований в атмосфере Венеры в процессе длительного дрейфа.

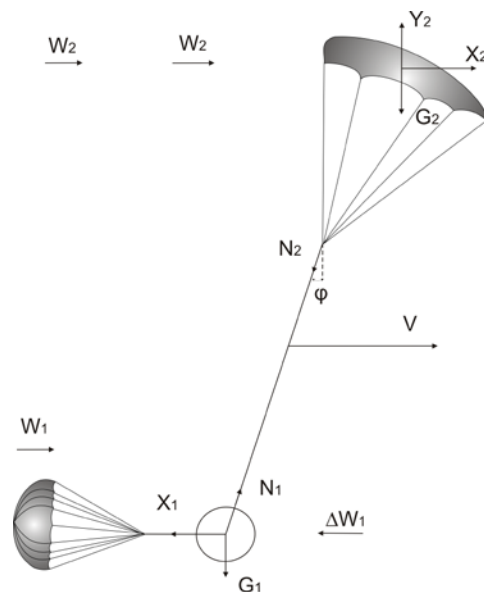


Рисунок 2. Ветролет

«Ветролет» дрейфует в атмосфере Венеры за счет использования аэродинамического устройства, обладающего качеством, представляет собой автономную систему десантного аппарата (ДА) и состоит из:

- системы ввода, обеспечивающий крепление элементов зонда к ДА, разделение и сброс элементов конструкции, ввод парашютов в соответствии со схемой ввода зонда;
- системы дрейфа, обеспечивающей плавание зонда, создание аэродинамического качества, проведение научных измерений в атмосфере и передачи телеметрической информации на Землю.

На этапе парашютного спуска осуществляется ввод в действие парашюта-крыла ветролета. После ввода зонда в действие крыло затягивается ветровым потоком  $W_1$ , а приборный отсек, снабженный дополнительным тормозным парашютом - ветровым потоком со скоростью  $W_2$   $|W_1 > W_2|$ . В результате действия на зонд аэродинамических сил он движется со скоростью  $|W_2 < V < W_1|$ , а скорость набегающего на крыло потока будет равна  $W_1 - V$ . Предполагаемое время функционирования можно будет оценить при проведении экспериментальной отработки.

Планируемый зонд проекта «Веста» имел следующие основные характеристики:

- время активного существования  $\sim 1$  месяц,
- масса научной аппаратуры  $\sim 20$ кг,
- высота полета 40-50км.

### **3. Надувное тормозное устройство (НТУ) для спуска в атмосфере Венеры**

При разработке современной космической техники приходится сталкиваться с рядом задач, требующих для своего решения использования в некоторый момент её функционирования раскрывающихся основных или дополнительных тормозных поверхностей. Одним из вариантов раскрывающегося лобового аэродинамического экрана спускаемого в атмосфере объекта может служить экран надувной конструкции. Такой экран представляет собой замкнутую герметичную оболочку с гибкой теплозащитной системой на её внешней поверхности, образующую после заполнения газом ее объема заданную аэродинамическую форму. Эта оболочка состыковывается с предназначенным для спуска в атмосфере объектом и образует его надувное тормозное устройство. При запусках такое устройство находится под обтекателем ракетносителя в сложенном в компактный объем

положении, а непосредственно перед фазой спуска в атмосфере приводится в развернутое рабочее положение.

Специалисты США также как и российские признают, что аэродинамические экраны надувной конструкции обладают преимуществами над традиционными жесткими тормозными экранами. При их использовании можно экономить объем под обтекателями РН для полезной нагрузки, увеличивать её массу, доставляемую на поверхность по эквивалентной траектории спуска, не ограничивать размер НТУ имеющимся объёмом под обтекателем. Схема спуска СА в атмосфере с применением НТУ выгодно отличается, например, от схемы спуска с использованием парашютной системы своей простотой, малым числом необходимых функциональных команд и качеством переходных процессов.

На рисунке 3 показана возможная схема стыковки НТУ с капсулой для доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры.

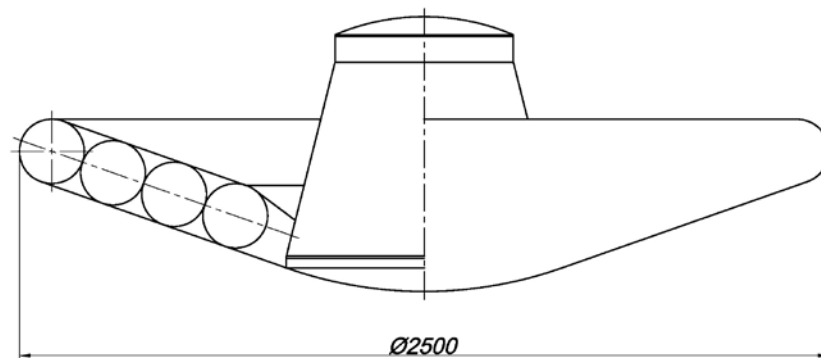


Рисунок. 3. Вид капсулы для доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры, оснащённой надувным тормозным устройством

Такая конструкция капсулы с НТУ обладает рядом преимуществ по сравнению с капсулой без НТУ:

- СА имеет более высокую степень динамической и статической поперечной устойчивости при аэродинамическом торможении. Это обусловлено более задним (за кормовой частью СА) расположением центра давления аэродинамической силы и более передним (ближе к носовой части СА) положением центра масс аппарата. Первое обеспечивается развитой конической поверхностью образовавшегося лобового (аэродинамического) экрана, а смещение центра тяжести к носку аппарата – тем, что, во-первых, на конической поверхности и задней крышки уменьшается вес теплозащиты

(капсула находится в аэродинамической тени) и, во-вторых, тем, что вся теплозащита аппарата переносится на перед ним расположенное НТУ;

- НТУ обеспечивает более эффективное торможение, и скорость полёта, приемлемая для разворачивания аэростата, достигается на больших высотах. Значит, исключается необходимость дополнительного торможения капсулы с помощью парашюта, и требуется использовать только малоразмерный парашют для вытягивания оболочки аэростата из корпуса капсулы;

- за счёт значительного снижения тепловых потоков на лобовую часть капсулы и на поверхность НТУ существенно уменьшается вес теплозащиты. Опыт проектирования СА с НТУ «Пенетратор» (КА «Марс-96»), «Демонстратор», десантного модуля с НТУ для аэродинамического торможения в атмосфере Венеры и др. показывает, что даже суммарный вес конструкции НТУ и теплозащитного покрытия (ТЗП) (при определённом размере НТУ) меньше, чем снимаемая за счёт использования НТУ часть веса ТЗП капсулы рассматриваемой формы без НТУ.

#### **4. Самоходное автоматическое шасси в составе посадочного аппарата (ПА) проекта «Венера-Д»**

Венеру хоть и называют сестрой Земли из-за схожего состава, габаритных и гравитационных характеристик, условия на ее поверхности резко отличаются от земных. В особенности- это температура, которая может достигать 500°С и давление, которое в 100 раз больше земного. Рельеф Венеры в основном состоит из венцов и тессеров. Венцы - это кольца горных гряд с межгорным плато в центре. Тессеры – это хребты и нагорья, имеющие многочисленные ступенчатые перепады высот от 100 до 1000 м. На данный момент для ученых особый интерес представляют именно тессеры, считается что ПА миссии Венера-Д сядет именно туда. Районы тессер характеризуются следующими параметрами:

- температура около 750 К, суточные колебания незначительны
- ускорение силы тяжести = 8,87 м/с<sup>2</sup>
- давление атмосферы = 9,3 МПа
- скорость ветра ≤ 1 м/с
- освещенность 350÷3000 люкс, зависит от времени суток
- характеристики покрытия:
  - гряды и борозды со склонами до 30°
  - каменистая поверхность с несущей способностью 10000 кг/см<sup>2</sup>

- особые условия:
  - химическое воздействие атмосферы с поверхностью
  - возникновение разрядов в атмосфере

Для поиска объектов исследования, забора грунта в различных точках планеты на значительных расстояниях ПА должен обладать мобильными свойствами. Разработана концепция осуществления возможности перемещения на поверхности за счет внедрения самоходного шасси на основе колесного движителя в составе ПА КА Венера-Д.

Общий вид и состав ПА представлен на рисунке 4.

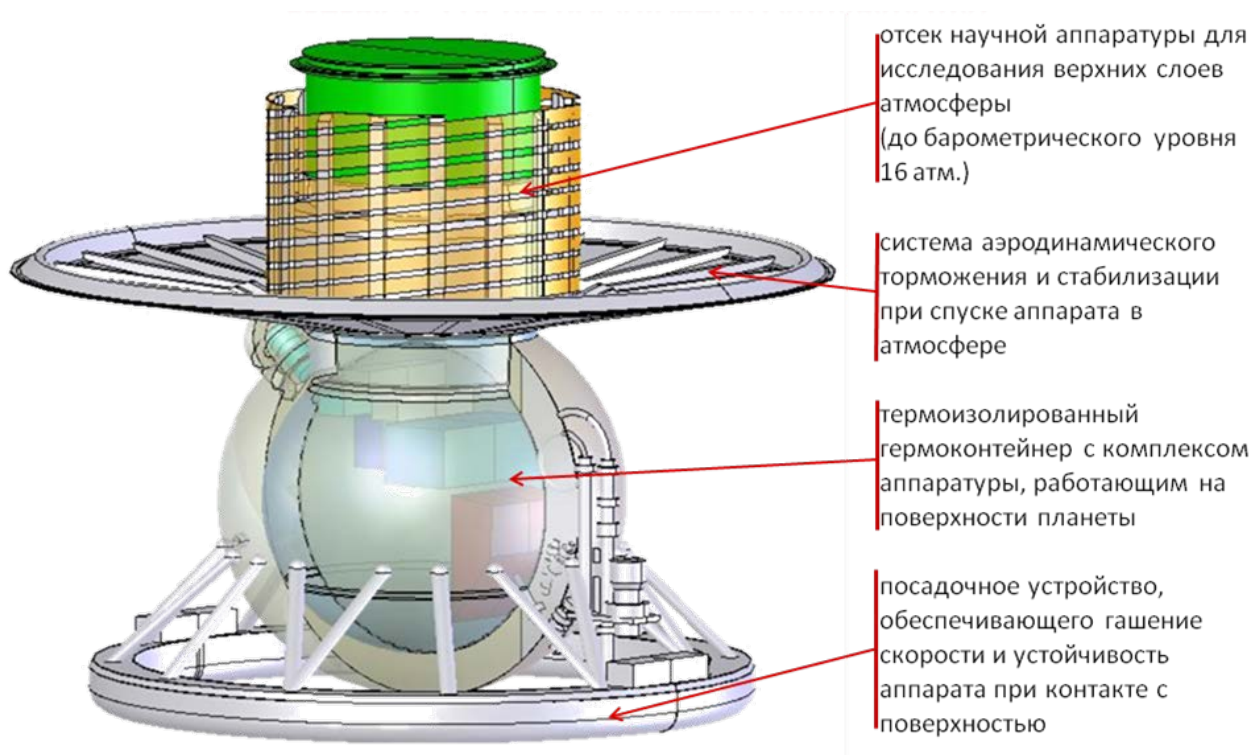


Рисунок 4. Общий вид и состав ПА миссии «Венера-Д»

Движитель шасси выбран колесным, так как среди используемых движителей колесный является наименее энергозатратным и имеет «летное» подтверждение при использовании его в отечественных и зарубежных разработках планетоходов. Успешно выполнившие задачу планетоходы представлены на рисунках 5 и 6.

Параметр	«Луноход-1»	«Луноход-2»	«Луноход-LRV»
Средняя скорость движения, км/ч	0,14	0,34	9,2
Общая масса, кг	756	840	~ 700 (с астронавтами)
Колесная формула	8 × 8	8 × 8	4 × 4
Преодолеваемые препятствия:			
- выступ, м;	0,35	0,35	0,3
- ширина трещины грунта, м;	1,0	1,0	0,7
- подъем, градус	20	20	20
Система энергоснабжения:			2 батареи (Arg-Zn)
- аккумулятор;			36
- напряжение, В;	27	27	115
- емкость, А*ч;			150
- мощность, Вт;			




Рисунок 5. Луноходы, успешно выполнившие задачу

Марсоходы			
Аппарат	Потребная мощность, Вт	Макс. Скорость, км/ч	Средняя скорость, км/ч
Sojourner	150	2	0,5
Spirit	300	2	0,5




Аппарат	Двигатель	Масса, кг	Габариты, м
Sojourner	Колесный / 6	15,5	0,65×0,48×0,3
Spirit	Колесный / 6	185	1,6×1,8×1

Рисунок 6. Марсоходы, успешно выполнившие задачу

Самоходное шасси состоит из следующих элементов конструкции (рисунок7):

- мотор-колесо, которое состоит из несущей герметичной оболочки, электро-механического привода с редуктором и тормозного устройства;
- штанга, по которой движется втулка, в ней расположен блок приводов с демпфером.

Приводы дают возможность перемещения вдоль и поворота вокруг оси штанги. Втулка жестко связана с опорным кронштейном, который закреплен на корпусе гермоконтейнера ПА.

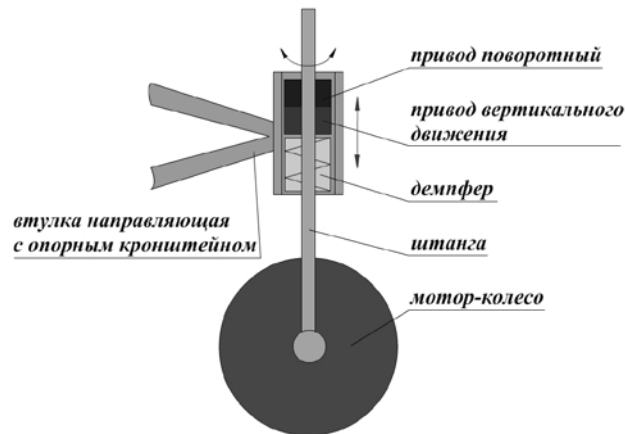
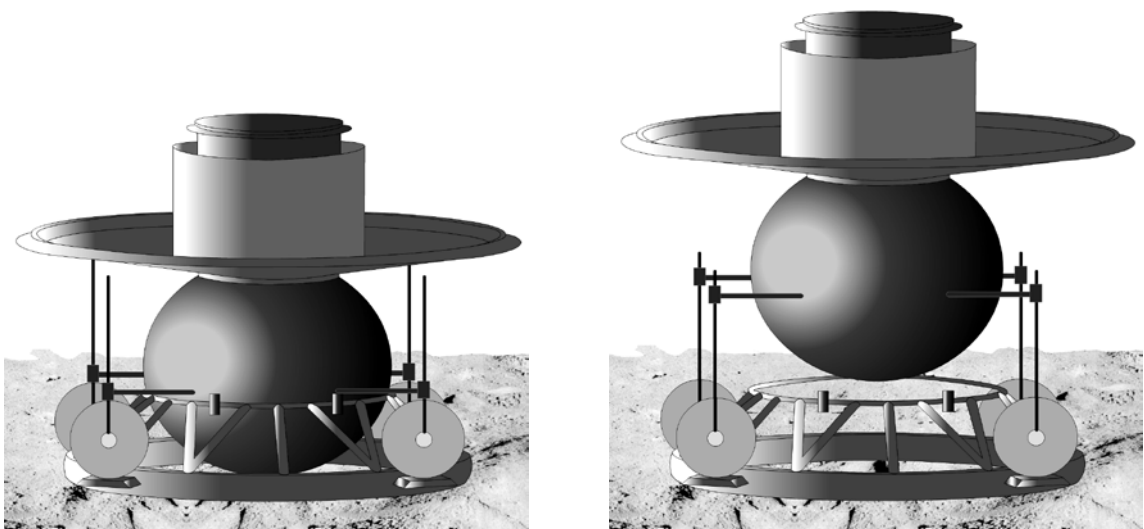


Рисунок 7. Состав самоходного шасси

Предлагается схема разворачивания самоходного шасси на планете. Элементы системы отделения (пирозамки и толкатели) разрывают связь корпуса гермоконтейнера с посадочным устройством (рисунок 8а). Приводы шасси поднимают корпус гермоконтейнера над силовой фермой тормозного устройства (рисунок 8б) для обеспечения схода аппарата на поверхность (рисунки 8в и 8д).

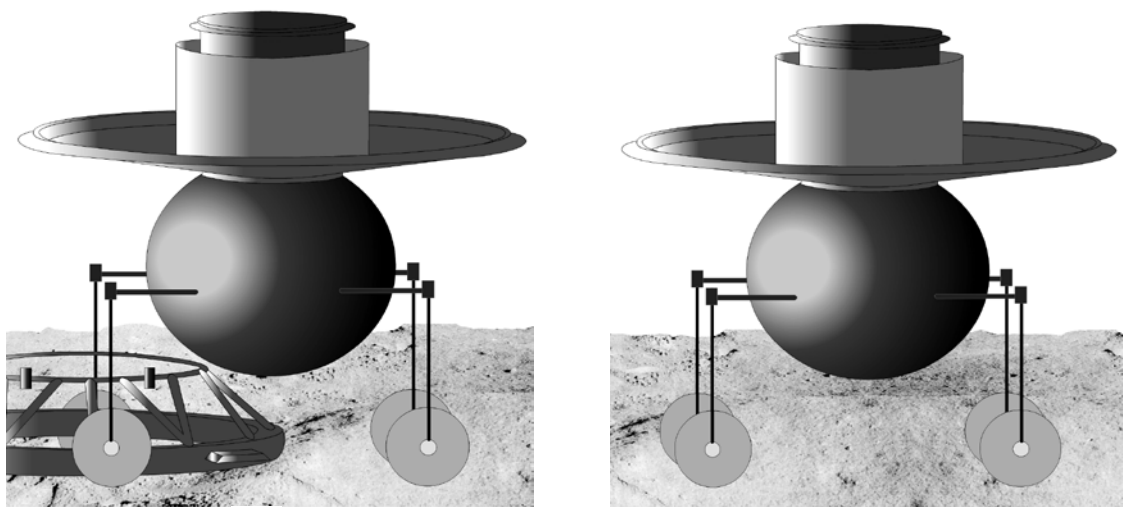


а

8

б





В

Г

Рисунок 8. Этапы разворачивания шасси и сход на поверхность

Рассмотрены различные варианты колесных формул (рисунок 9). Чем больше колес – тем больше снижение нагрузки на грунт, а также увеличивается надежность при выходе из строя одного из элементов. При преодолении выступов и впадин избегаются сильные крены машины и перегрузка отдельных двигателей. Каждое колесо в любой момент времени должно касаться грунта, причем с примерно одинаковыми нагрузками от взаимодействия с ним. Большой радиус поворота станет проблемой, если поблизости находится скала или расщелина, куда аппарат может сползти при развороте, поэтому рассматривается схема кругового поворота колес.

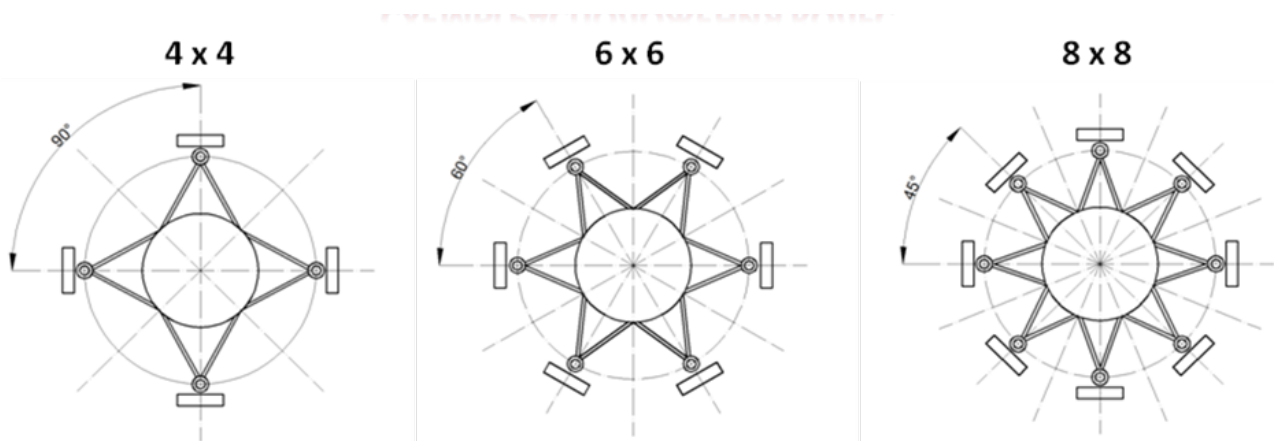


Рисунок 9. Варианты схем расположения колес

Произведен выбор конструкции колес для Венерианского планетохода. На рисунке 10 представляются варианты колес для различных аппаратов с разными свойствами (а – Луноходы -1 и -2; б÷д – пробные варианты колес луноходов; е – колесо проекта IARES; ж –

колеса марсоходов Spirit/Opportunity, Sojourner, Mars Science Laboratory (MSL); з – колесо проекта Tri-Star4; и – колесо марсохода проекта Марс-96). Во всех конструкциях стараются обеспечить хорошую сцепляемость с грунтом (грунтозацепы, сетка), небольшой вес (отсутствие сплошных дисков, по возможности сетка и спицы, либо сплошное но полое колесо), поддресоривание (спицы, пружины и т.п.), меры против бокового сползания (характерный выпуклый либо вогнутый профиль). Для планет с сильной гравитацией (Марс, Земля) от непрочной сетки отказываются в пользу сплошной поверхности с грунтозацепами (оболочковое колесо).



Рисунок 10. Рассмотренные колесные движители

Определены массовые характеристики шасси разрабатываемой концепции с разными колесными формулами. Наиболее предпочтительной является колесная формула 6х6, которая имеет массу меньше 50% от массы ПА и удовлетворяет требованиям работы в условиях Венеры (таблица 1).

Таблица 1. Массовые характеристики типов самоходного шасси

Элемент	Тип самоходного шасси								
	4x4			6x6			8x8		
	Кол-во, шт	Масса, кг	Общ. масса, кг	Кол-во, шт	Масса, кг	Общ. масса, кг	Кол-во, шт	Масса, кг	Общ. масса, кг
<i>Мотор-колесо</i>	4	1,5	6	6	1,2	7,2	8	1,1	8,8
<i>Штанга</i>	4	1	4	6	0,8	4,8	8	0,6	4,8
<i>Демпфер</i>	4	0,7	2,8	6	0,6	3,6	8	0,4	3,2
<i>Привод поворотный</i>	4	0,5	2	6	0,5	3	8	0,5	4
<i>Привод вертикальн. движения</i>	4	0,5	2	6	0,5	3	8	0,5	4
<i>Направляющая втулка</i>	4	0,5	2	6	0,4	2,4	8	0,3	2,4
<i>Опорный кронштейн</i>	4	2	8	6	1,6	9,6	8	1,3	10,4
<i>Масса шасси</i>	~27 кг / 36%			~34 кг / 45%			~39 кг / 52%		

Кроме определения принципа действия венерохода, большого внимания для его успешного функционирования требуют следующие задачи:

- обеспечение длительного функционирования всех систем аппарата в условиях:
  - высоких температур
  - давления
  - повышенной влажности
  - пыли
- решение задач управления и связи с учетом запаздывания сигнала
- автоматическое определение нештатной ситуации

- задача ориентирования на местности
- задача определение рельефа поверхности
- имитация внешних условий при наземной отработке механических систем аппарата
- повышение отношения массы полезного груза к массе аппарата
- обеспечение длительной работы аппарата, его ресурса и надежности
- обеспечение проходимости и устойчивости аппарата
- оптимизация энергетических затрат на перемещение аппарата

## **5. Заключение**

В рамках НИР рассмотрены перспективные технические решения для дальнейшего исследования Венеры. Комплексное исследование атмосферы и поверхности планеты обеспечит создание сети исследовательских станций небольших размеров. Использование НТУ в составе элементов СА увеличит объем для размещения полезного груза, обеспечит более эффективное торможение. «Ветролет» даст возможность длительного исследования в атмосфере Венеры. Планетоход обеспечит исследование объектов на поверхности, находящихся на значительном расстоянии друг от друга. Однако, перечисленные технические средства являются новыми и требуется экспериментальное подтверждение их работоспособности, что является предметом отдельного исследования.

### **Библиографический список**

1. Формирование проектного облика космического аппарата для проведения длительных исследований планеты Венера / К.М. Пичхадзе, М.Б. Мартынов, В.А. Воронцов// Научно-технический отчет № 161-060-1/09, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2009. 222с.
2. Формирование Комплексной Программы длительных исследований Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО им. С.А. Лавочкина (к 25-летию полета космических комплексов «Вега-1,-2» (Венера - комета Галлея) / В.В. Хартов, К.М. Пичхадзе, М.Б. Мартынов, В.А. Воронцов, М.Г. Лохматова // Системный анализ, управление и навигация: 16-ая Международная конференция. Крым, г. Евпатория 3-10 июля 2011 г. С. 14-15.
3. Прогнозирование вариантов исполнения внеземных роверов для выполнения перспективных задач / А. М. Крайнов, В. А. Воронцов // Доклад на XLVI Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского. г. Калуга. 13 - 15 сентября 2011 г
4. Планетоходы. //Под ред. А. Л. Кемжурджиана. М.: Машиностроение,1993.397 с.

## Сведения об авторах

ВОРОНЦОВ Виктор Александрович, главный конструктор ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», руководитель Методологического Совета, д. т.н., тел.: (495) 573-92-56, факс: (495) 573-52-31, e-mail: [vorontsov@laspacespace.ru](mailto:vorontsov@laspacespace.ru).

КРАЙНОВ Анатолий Михайлович, инженер-технолог ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», аспирант Московского авиационного института, тел.: (495) 573-92-56, факс: (495) 573-52-31, e-mail: [ztk-tol@mail.ru](mailto:ztk-tol@mail.ru).

МАРТЫНОВ Максим Борисович, заместитель генерального конструктора ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», к. т. н., факс: (495) 573-17-83, e-mail: [maxim.martynov@laspacespace.ru](mailto:maxim.martynov@laspacespace.ru).

ПИЧХАДЗЕ Константин Михайлович, первый заместитель генерального конструктора ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», профессор, д. т. н., тел.: (495) 575-52-22, факс: (495) 573-52-31, e-mail: [pichkhadze@laspacespace.ru](mailto:pichkhadze@laspacespace.ru).

ХАРТОВ Виктор Владимирович, генеральный конструктор ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», д.т.н., тел.: (495) 575-50-02, факс: (495) 573-52-31, e-mail: [npol@laspacespace.ru](mailto:npol@laspacespace.ru).