

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

*А.С. Кучеров, А.В. Назаров, В.Т. Тимшин*

# АВТОМАТИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

*Учебное пособие*

САМАРА 2001

УДК 629.78.001.2

Автоматический космический аппарат: Учеб. пособие / А.С. Кучеров, А.В. Назаров, В.Т. Тимшин. Самар. гос. аэрокосм. ун-т; Самара, 2001. 20 с.

ISBN 5-7883-0133-5

Даются общие сведения об автоматическом космическом аппарате типа "Ресурс" и его основных характеристиках. Приведена конструктивно-компоновочная схема аппарата и дано описание его отсеков, которое сопровождается иллюстрациями, поясняющими конструкцию этих отсеков. Рассмотрены основные бортовые системы аппарата.

Пособие может быть использовано при изучении устройства автоматических космических аппаратов и выполнении курсовых проектов. Подготовлено на кафедре "Летательные аппараты".

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева.

Рецензенты: А. И. Д а н и л и н,  
Ю. А. Л а п у т и н

ISBN 5-7883-0133-5

- © А.С. Кучеров, А.В. Назаров,  
В.Т. Тимшин, 2001.
- © Самарский государственный  
аэрокосмический университет,  
2001

## СОДЕРЖАНИЕ

1. Общие сведения . . . . .	4
2. Основные данные АКА . . . . .	7
3. Конструктивно-компоновочная схема . . . . .	8
3.1. Спускаемый аппарат . . . . .	8
3.2. Приборный отсек . . . . .	12
3.2.1. Верхняя часть приборного отсека . . . . .	13
3.2.2. Цилиндрическая часть приборного отсека . . . . .	14
3.2.3. Нижняя часть приборного отсека . . . . .	15
3.3. Тормозная двигательная установка . . . . .	17
4. Основные системы и их назначение . . . . .	17

## 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Автоматический космический аппарат (АКА) типа "Ресурс" является искусственным спутником Земли, предназначенным для исследования и выявления природных ресурсов Земли и контроля окружающей среды, картографирования земной поверхности. Общий вид аппарата показан на рис.1. Конструктивно он состоит из спускаемого аппарата (СА) 1 и приборного отсека (ПО) 2. Вывод аппарата на орбиту производится 3-ступенчатой ракетой-носителем (РН) типа "Союз".

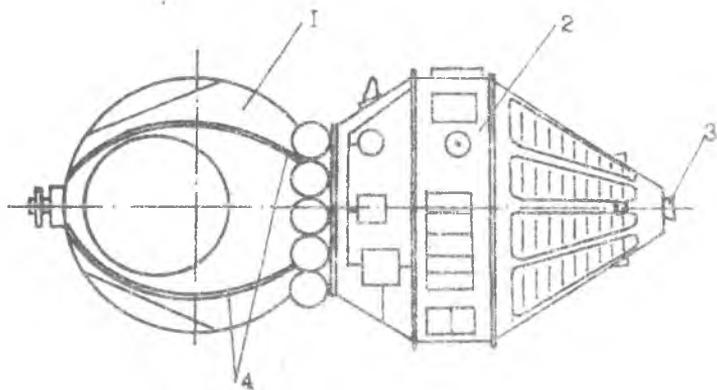


Рис.1. Общий вид автоматического космического аппарата:  
1 - спускаемый аппарат, 2 - приборный отсек, 3 - тормозная двигательная установка, 4 - стяжные ленты

Крепление аппарата на РН (рис. 2) осуществляется тремя пирозамками 4, установленными на силовом шпангоуте 5 третьей ступени ракеты. Команда на их раскрытие подается после достижения ступенью носителя совместно с АКА требуемой орбитальной скорости. Последующее отделение аппарата производится четырьмя пружинными толкателями 7, размещенными на третьей ступени носителя. Центровка аппарата относительно РН выполняется восемью шпильками 6, установленными на шпангоуте ракеты и входящими в отверстия кронштейнов 8 приборного отсека аппарата.

Установленный на РН космический аппарат закрывается головным обтекателем 1, который имеет разъем в плоскости стабилизации II-IV (продольный стык 9) и разъем в поперечной плоскости, прохо-

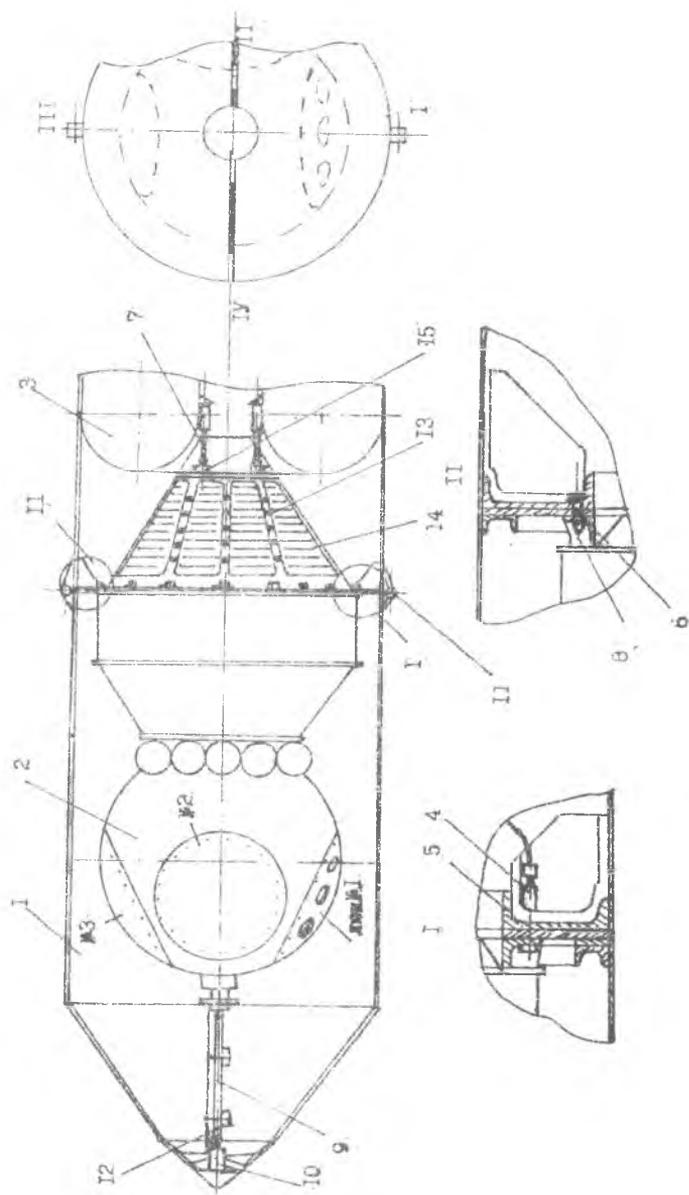


Рис.2. Установка КА на РН:

1 - головной обтекатель, 2 - КА, 3 - РН, 4 - пирозамок крепления КА к РН, 5 - силовой шпангоут РН, 6 - шпилька, 7 - пружинный толкатель, 8 - кронштейн КА, 9 - продольный стык, 10 - пиропровод наконечника, 11 - ось вращения створки обтекателя, 12 - шариковые замки стыка, 13 - змеевик системы терморегулирования, 14 - жалюзи, 15 - упоры под толкатели

дядущей через силовой шпангоут носителя (поперечный стык). Плоскости разъема по продольному стыку соединяются шариковыми замками 12 поворотного типа (с поворотом фиксирующего звена) и передним наконечником с пирозамком 10. Крепление обтекателя к носителю по поперечному стыку осуществляется пирозамками 4 и через разъемные оси вращения 11 с помощью шариковых замков с поступательным перемещением фиксирующего звена. Сброс обтекателя производится по команде системы управления носителя после прохождения плотных слоев атмосферы на участке вывода аппарата на орбиту. Последовательность раскрытия и сброса створок обтекателя показана на рис. 3, где А - отделение наконечника 1 от створок пиротехническим приводом; Б - раскрытие шариковых замков продольного 4 стыка за счет перемещения наконечника 1 вверх и срабатывания замков 7 поперечного стыка; В - поворот створок 2,3 пружинными толкателями 6 вокруг оси 5; Г - достижение створками положения, когда срабатывают шариковые замки крепления узлов поворота створок 5 и освобождают створки обтекателя от РН; Д - отделение створок вместе с осями вращения от корпуса ракеты; Е - свободное падение створок.

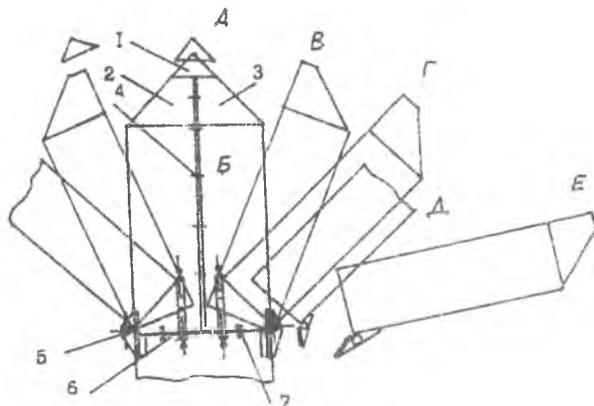


Рис. 3. Схема раскрытия створок головного обтекателя:  
1 - наконечник, 2, 3 - створки, 4 - продольный стык, 5 - ось вращения, 6 - пружинный толкатель, 7 - шариковые замки поперечного стыка

После отделения от последней ступени носителя АКА начинает самостоятельное движение по орбите, в процессе которого система ориентации обеспечивает определенное положение аппарата относи-

тельно поверхности Земли. При этом коррекция орбиты не предусмотрена, так как баллистические характеристики аппарата обеспечивают выполнение целевой задачи в отведенное время, в течение которого влияние атмосферного сопротивления на АКА существенно не сказывается.

После выполнения программы полета АКА сходит с орбиты на траекторию приземления. Это достигается за счет запуска тормозной двигательной установки (ТДУ), расположенной в ПО и создающей тормозной импульс определенной величины и направления. После выключения двигателя ПО с помощью пиротехнических средств отделяется от СА и, войдя в плотные слои атмосферы, сгорает. СА за счет внешней теплозащиты проходит плотные слои атмосферы. При этом под действием сил аэродинамического сопротивления у него резко уменьшается скорость движения и увеличивается крутизна траектории. Дальнейшее торможение и спуск аппарата осуществляется парашютной системой. Управление снижением СА в верхних слоях атмосферы не предусмотрено, что ведет к некоторому отклонению точки приземления от расчетной. Наземное наблюдение за траекторией полета позволяет существенно уменьшить этот разброс. Следует отметить, что на этом этапе полета СА занимает определенное ориентированное положение, которое обеспечивается за счет естественной аэродинамической стабилизации. С этой целью центр масс аппарата смещен вперед по полету относительно центра давления (центра сферы) примерно на 100 мм.

Непосредственное соприкосновение с поверхностью Земли происходит с некоторыми перегрузками, однако их величина обеспечивает полную сохранность приборов, оборудования и корпуса аппарата.

Все рассмотренные выше этапы полета АКА приведены на рис. 4.

## 2. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ АКА

Автоматический космический аппарат характеризуется следующими основными данными:

1. Масса аппарата, кг . . . . .	5000
в том числе СА, кг . . . . .	2250
ПО, кг . . . . .	2750
2. Длина, мм . . . . .	5000
3. Максимальный диаметр, мм . . . . .	2500
4. Внешний диаметр СА, мм . . . . .	2270
5. Время активного существования, сутки . . . . .	10...35

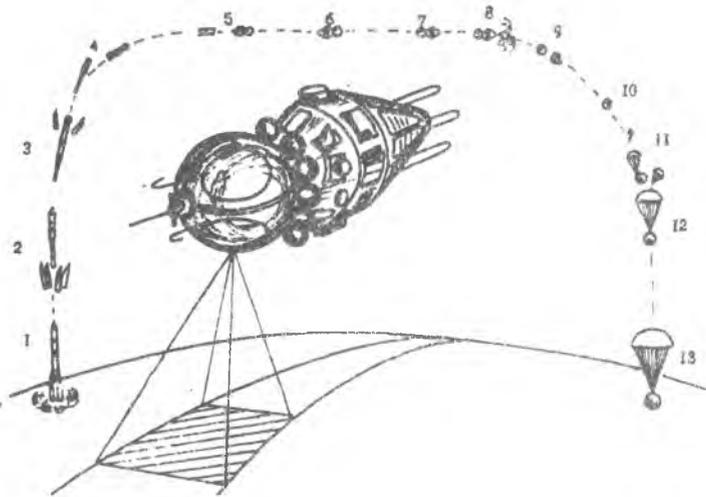


Рис. 4. Этапы эксплуатации КА:

1 - старт, 2 - отделение первой ступени, 3- отделение головного обтекателя, 4 - отделение второй ступени, 5 - отделение третьей ступени, 6 - орбитальный участок полета, 7 - разворот КА, 8 - включение ТДУ, 9 - разделение КА, 10 - спуск СА, 11, 12, 13 - парашютный участок

#### 6. Компоненты топлива:

- горючее ТГ-02
- окислитель АК-20ф

7. Тяга двигателя (в пустоте), кг . . . . . 1600±50

### 3. КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНАЯ СХЕМА

Компоновочная схема АКА (рис. 5) построена по модульному принципу и включает в себя два модуля - спускаемый аппарат 1 и приборный отсек 2, соединенные между собой стяжными лентами 3. Для прокладки кабелей бортовой сети и трубопроводов системы терморегулирования из ПО в СА предусмотрена кабель-мачта 4. В нижней части ПО установлена ТДУ 5 с блоком сопел стабилизации 6. Рассмотрим конструкцию модулей КА.

#### 3.1. СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ

Он предназначен для размещения и возвращения на Землю фотоаппаратуры 7 (см. рис. 5) и полезной информации, полученной в процессе орбитального полета. Конструктивно СА представляет со-

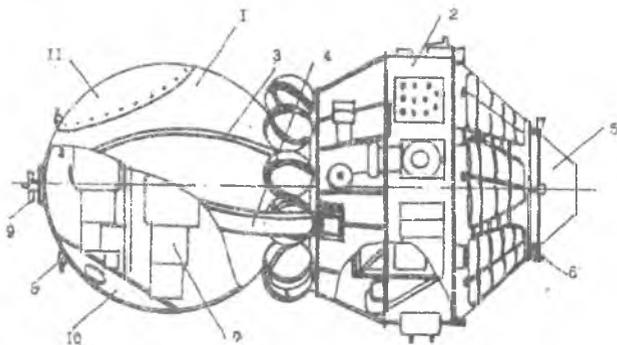


Рис. 5. Компонировочная схема КА:

1 - спускаемый аппарат, 2 - приборный отсек, 3 - стяжные ленты, 4 - кабель-мачта, 5 - тормозная двигательная установка, 6 - система сопел, 7 - фотоаппаратура. 8 - двигатели системы ориентации, 9 - шариковый замок стяжных лент, 10 - крышка люка № 1, 11 - крышка люка №3

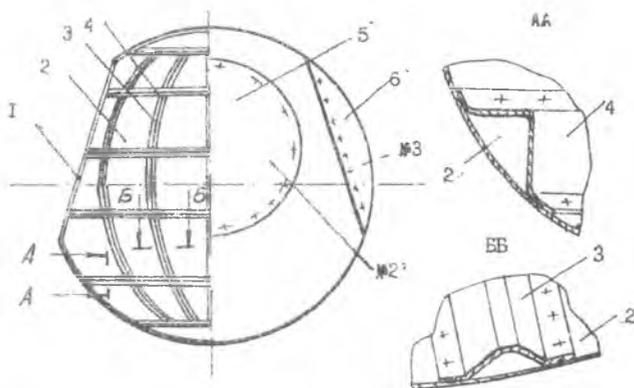


Рис. 6. Конструктивно-силовая схема спускаемого аппарата:

1 - окантовка люка, 2 - оболочка, 3, 4 - шпангоуты, 5 - крышка люка №2, 6 - крышка люка №3

бой сферическую оболочку из алюминиево-магниевого сплава 3 и 4 (рис. 6). Оболочка герметична и заполнена азотом под давлением  $1 \text{ кг/см}^2$  ( $0,1 \text{ МПа}$ ). На наружную поверхность корпуса (рис. 7) нанесено переменное по толщине теплозащитное покрытие 1 из асботекстолита с прокладкой пористого огнеупора, а на внутренней

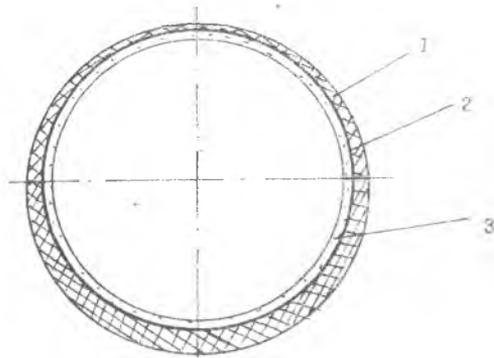


Рис. 7. Теплозащитное покрытие СА:  
1 - теплозащита, 2 - оболочка СА,  
3 - теплоизоляции

поверхности установлена теплоизоляция 3 из полиуретанового поропласта. Теплозащитное покрытие ввиду неравномерности распределения тепловых потоков по поверхности СА имеет разную толщину. В нижней лобовой полусфере она наибольшая (~40 мм), а в донной, где нагрев СА минимален, толщина покрытия составляет ~20 мм, причем большую часть этой толщины составляет пористый огнеупор - пеношамот.

С наружной стороны покрытие шпаклюется и клеится алюминиевой полированной фольгой, что предотвращает чрезмерный солнечный нагрев СА.

Толщина внутреннего теплоизоляционного покрытия составляет 30 мм. Оно наклеивается на всю поверхность сферы, включая и шпангоуты.

Оболочка корпуса СА с каркасом является силовой основой отсека. Она выполнена в виде сварной конструкции сферической формы, набранной из штампованных листов. С внутренней стороны к оболочке приварены шпангоуты из гнутых профилей 4 (см. рис. 6). Шпангоуты расположены по сфере в виде меридианов и параллелей, выполненных в виде колец. Они подкрепляют оболочку и служат опорными конструктивными элементами для установки балок и рам для крепления оборудования. В зоне расположения люков соответствующие части шпангоутов вырезаются, а прочность оболочки компенсируется мощными окантовками 1 и крышками люков 4 (рис. 8).

Помимо окантовок люков, в оболочку корпуса отсека вварены фланцы для крепления двигателей системы стабилизации и для отрывной платы кабель-мачты.

Внутри СА устанавливается фотоаппаратура 6 с некоторыми обслуживающими ее системами, а также система приземления, расположенная в парашютном контейнере. Для монтажа всего этого оборудования используются три люка (рис. 9), расположенные в верхней части СА, которая является зоной уменьшенного аэродинамического нагрева при его спуске с орбиты. Центры люков располагаются точно в плоскостях стабилизации: I-III и II-IV.

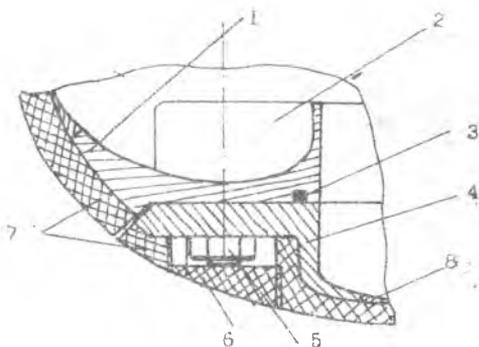


Рис.8. Крепление крышки люка №1:

1 - шпангоут, 2 - бобышка под шпильку, 3 - прокладка, 5 - гайка, 6 - пробка из теплозащиты, 7 - теплозащита, 8 - оболочка крышки люка

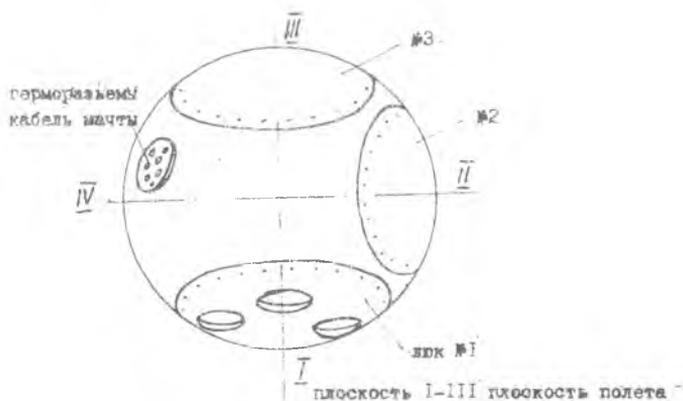


Рис.9 Расположение люков на спускаемом аппарате

Первый люк обеспечивает доступ к фотоаппаратуре, на его крышке, закрепленной на окантовке СА с помощью шпилек, находятся иллюминаторы. Крышка люка № 2 закрывает парашютный контейнер. Она закреплена на окантовке оболочки СА тридцатью пирозамками - толкателями, которые обеспечивают отделение крышки перед выпуском парашюта. Третий люк является монтажным, он расположен в плоскости стабилизации I-III. Крепление крышки осуществляется тридцатью болтами - заглушками 2, которые фиксиру-

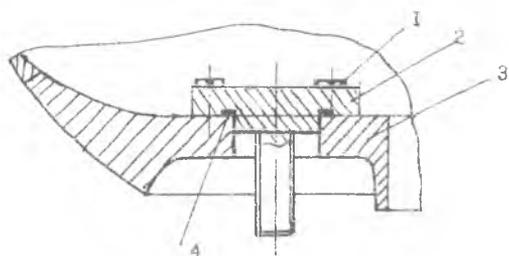


Рис. 10. Болты крепления крышки люка №3:  
1 - винт, 2 - болт, 3 - окантовка люка,  
4 - прокладка

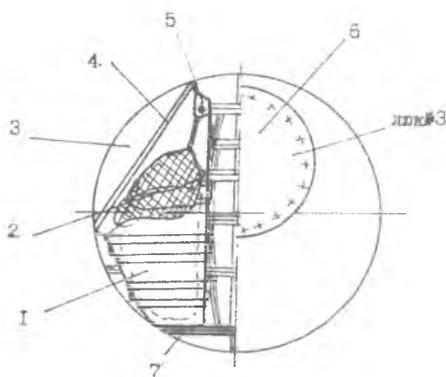


Рис. 11. Парашютный контейнер СА:  
1 - корпус контейнера, 2 - парашютная  
система, 3 - крышка люка № 2,  
4 - окантовка люка, 5 - кронштейн под-  
вески парашютной системы, 6 - крыш-  
ка люка № 3

### 3.2. ПРИБОРНЫЙ ОТСЕК

Отсек является основной несущей частью КА и представляет собой тонкостенную, подкрепленную шпангоутами и стрингерами конструкцию из двух усеченных конусов - верхнего 2 и нижнего 6-и цилиндрической вставки 5 (рис. 12). Корпус, выполненный из сплава Амгб, герметичен; для обеспечения нормальной работы внутренняя полость его заполняется азотом (давление 1,2 кг/см<sup>2</sup>).

ются в окантовке 3-го люка винтами 1 (рис. 10). Все крышки люков (см. рис. 8) состоят из элемента сферической оболочки 8, сваренной встык с внутренней полкой фасонного жесткого шпангоута 4. Изнутри к оболочке крышки точечной сваркой приварены профили, увеличивающие ее жесткость.

Оболочка парашютного контейнера 1 (рис. 11) представляет собой цилиндр эллиптического сечения, сваренный из двух гнутых листов и днища, которым оболочка опирается на шпангоут корпуса СА 7. Открытым торцом оболочка приварена к окантовке 4 парашютного люка. На днище оболочки расположены четыре кронштейна для установки парашютной системы 2, а в верхней части установлен мощный кронштейн 5 крепления парашютной системы.

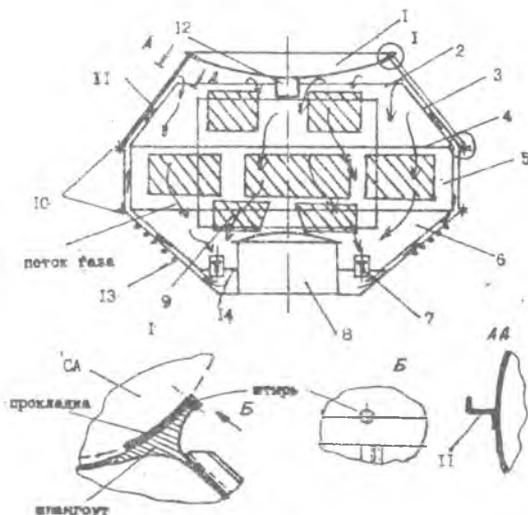


Рис.12. Конструктивная схема приборного отсека:  
 1 - днище отсека, 2 - верхняя часть отсека, 3 - газовод, 4 - приборная рама, 5 - центральная часть отсека, 6 - нижняя часть отсека, 7 вентилятор, 8 - оболочка под ТДУ, 9 - аппаратура, 10 - шпангоуты, 11 - стрингеры, 12 - стакан под толкатель, 13 - змеевик, 14 - диафрагма

Внутри по высоте всего корпуса ПО смонтирован газовод 3, обеспечивающий лучшую циркуляцию газа внутри ПО при работе вентиляторов 7, установленных в нижней его части.

Рассмотрим отдельные элементы корпуса отсека.

### 3.2.1. Верхняя часть приборного отсека

Конструктивно она состоит из оболочки, силового набора и днища. Верхний и нижний шпангоуты являются силовыми, они соединены с оболочкой сваркой встык. На верхний шпангоут, как на ложемент, устанавливается СА (поз.1, рис. 12), поэтому к одной из полок шпангоута прикреплен войлочная прокладка. Для предотвращения взаимного смещения СА и ПО относительно продольной оси на шпангоуте имеется четыре паза, в которые входят штыри, установленные в теплозащите СА (поз. 1, рис.12). К верхнему шпангоуту и оболочке приварены четыре кронштейна с бобышками, в которые вворачиваются пирозамки стяжных лент крепления СА.

Нижний силовой шпангоут служит для стыковки верхнего конуса ПО с цилиндрической вставкой.

Для увеличения радиальной жесткости верхней части оболочки к ней приварены два промежуточных рядовых шпангоута 1 и 2, к которым прикреплена круговая пластина 4 (рис. 13).

Сферическое днище обеспечивает герметизацию верхнего корпуса ПО за счет сварки встык с верхним шпангоутом (поз.1, рис.12). В центре днища вварен стакан 12, в котором монтируется пружинный толкатель, обеспечивающий отделение СА от ПО.

Для установки оборудования к внешней поверхности оболочки приварены двадцать четыре стрингера 11. Кроме того, в верхней части установлены 14 кронштейнов для крепления шаров-баллонов пневмосистемы (рис. 14).

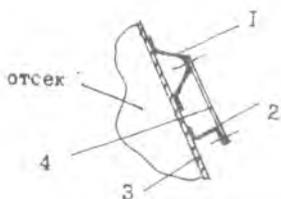


Рис. 13. Рядовые шпангоуты верхней части приборного отсека:

1, 2 - шпангоуты, 3 - оболочка, 4 - кольцо

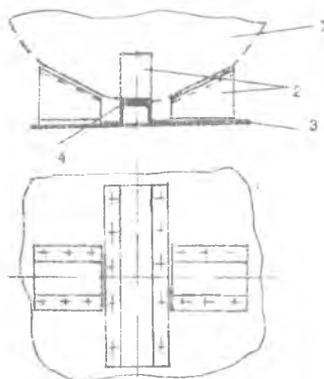


Рис. 14. Конструкция посадочного места под шары-баллоны:

1 - шар-баллон, 2 - посадочные профили, 3 - оболочка отсека, 4 - прокладка

### 3.2.2. Цилиндрическая часть приборного отсека

Она представляет собой цилиндрический корпус 5 (см. рис.12) сварной конструкции, состоящий из оболочки и двух стыковочных шпангоутов. Изнутри к корпусу крепится газовод 3. Зазор между оболочкой корпуса и газоводом обеспечивается за счет пенопластовых полос, текстолитовых бобышек и прокладок, приклеенных к оболочке.

В оболочку корпуса вварены четыре гермоплаты. Кроме того, на ней размещены два люка, приварены шесть стрингеров для крепления внешней аппаратуры, антенн, кабелей и др.

На верхнем шпангоуте с внутренней стороны выфрезерованы двенадцать бобышек для крепления приборной рамы (рис. 15). На торцевой поверхности имеется кольцевая канавка для уплотняющей резиновой прокладки. На нижнем шпангоуте крепятся опоры 8 (см. рис.2) для установки КА на РН.

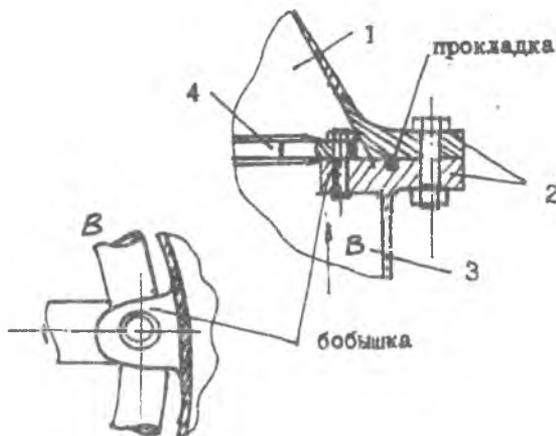


Рис. 15. Конструкция крепления приборной рамы:  
1 - верхняя часть отсека, 2 - шпангоуты, 3 - центральная часть отсека, 4 - приборная рама

С целью предохранения кабельной сети от повреждения вся центральная часть ПО снаружи закрывается защитным экраном, который крепится к полкам стыковочных шпангоутов.

### 3.2.3. Нижняя часть приборного отсека

Корпус нижней части 6 (см. рис.12) включает в себя два шпангоута и коническую оболочку. К нижнему шпангоуту приварена цилиндрическая оболочка 8 с дном (стакан), в которой размещается ТДУ.

Верхний шпангоут нижней части приборного отсека является стыковочным, в нем выполнена канавка под резиновую прокладку для обеспечения герметичности отсека. Он имеет отверстия для крепления опор 8 (см. рис. 2) установки аппарата на РН и под направляющие штыри 6 (см. рис. 2) крепления КА. С внутренней стороны к шпангоуту приварены бобышки для крепления нижнего газоведа.

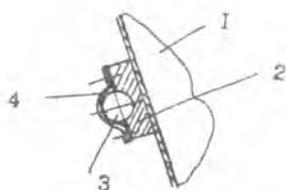


Рис. 16. Конструкция крепления трубопровода (змеевика):

1 - нижняя часть отсека, 2 - бобышка, 3 - трубопровод, 4 - накладка

Снаружи на конической оболочке уложено пять витков трубопровода 13 (змеевик) системы терморегулирования. Для крепления трубопровода к оболочке приварены специальные бобышки 2 (рис. 16). Кроме того, к ней же приварены кронштейны крепления створок жалюзи 14 (см. рис. 2) системы терморегулирования, а также приводов жалюзи и двигателей системы ориентации. С внутренней стороны к оболочке приварены бобышки крепления нижнего газовада и диафрагма 14 (см. рис. 12), к которой крепятся агрегаты системы терморегулирования (гидроблок, компенсатор, вентиляторы).

К нижнему шпангоуту с помощью шпилек крепится ТДУ. Здесь же установлены пять упоров толкателей механизма отделения КА от РН (поз. 15, см. рис. 2)

Стакан 8 (см. рис. 12) служит для изоляции ТДУ от ПО. Оболочка стакана укреплена шпангоутом, т.к. она воспринимает внешнее по отношению к ней избыточное давление со стороны ПО. Кроме того, к нему крепится диафрагма газовада. Днище стакана соединяется с оболочкой через силовой шпангоут с помощью сварки.

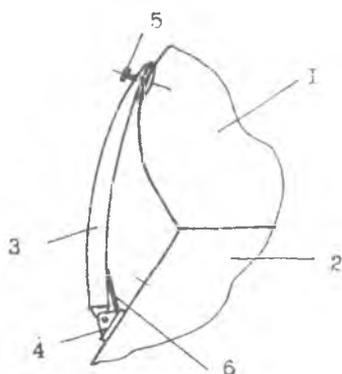


Рис. 17. Кабель-мачта КА:

1 - СА, 2 - ПО, 3 - кабель-мачта, 4 - кронштейн крепления мачты, 5 - винт, 6 - фиксатор

Несколько слов о приборной раме ПО и кабель-мачте. Приборная рама 4 (см. рис. 12) выполнена в виде двух стержневых пространственных конструкций, изготовленных из магниевого сплава. Верхняя рама предназначена для размещения блоков источников питания и блока их контроля. Она крепится к нижней пятью узлами. Рама заполняет объем верхней конической части ПО.

Нижняя рама предназначена для размещения радио- и электроаппаратуры и крепится с помощью 12 кронштейнов к верхнему шпангоуту цилиндрической вставки ПО (см. рис. 15).

Кабель-мачта 4 (см. рис. 5) предназначена для проводки кабелей и

шлангов системы терморегулирования из приборного отсека в СА и для осуществления быстрого разделения. Мачта представляет собой слегка изогнутый по длине желоб из листового алюминиевого сплава (рис. 17). Длина мачты - около 1,5 м. Кабель-мачта 3 крепится к кронштейну 4 ПО соединением типа проушины и прижимается к СА через резиновые накладки винтом, установленным на кронштейне и закрепленным на гермоплате. При отрыве гермоплаты в момент разделения СА с ПО кабель-мачта с отрывной платой отбрасывается пирозамком на ПО и удерживается от обратного хода защелкой.

### 3.3. ТОРМОЗНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Она предназначена для перевода КА с орбиты на траекторию приземления и состоит из тормозного ЖРД и блока сопел системы стабилизации. Тормозной ЖРД - одномерный, с турбонасосной системой подачи компонентов топлива - горючего ТГ-02 и окислителя АК-20ф.

Размещается ТДУ в цилиндрическом стакане, приваренном к нижнему шпангоуту ПО. Часть ТДУ, выступающая за срез нижнего конуса ПО, для защиты от солнечной радиации закрывается тонкостенным экраном.

Блок сопел системы стабилизации состоит из 8 сопел, расположенных на выступающей части двигательной установки, и предназначен для создания управляющих усилий в период работы ТДУ по командам системы управления. Рабочим телом для сопел является отработанный газ, поступающий к соплам из турбонасосного агрегата.

## 4. ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ И ИХ НАЗНАЧЕНИЕ

Для выполнения программы полета и для контроля ее выполнения на космическом аппарате установлен ряд систем и устройств.

1. Система ориентации и стабилизации, которая состоит из основной и автономной систем ориентации и системы управления на участке работы ТДУ. Основная система предназначена для ориентации аппарата на участке орбитального полета, а автономная для ориентации перед включением ТДУ и формирования команды ЗАПРЕТ ВКЛЮЧЕНИЯ ТДУ в случае неправильной ориентации. Система управления на участке работу ТДУ обеспечивает включение ТДУ, угловую стабилизацию аппарата во время работы ТДУ, выключение ТДУ в момент достижения расчетного значения тормозного импульса и выдачу команды на разделение СА и ПО.

2. Бортовой радиотехнический комплекс, служащий для связи с наземным комплексом управления полетом, для обмена командно-программной информацией, проведения траекторных измерений, передачи информации от системы бортовых измерений.

3. Система бортовых измерений, обеспечивающая сбор и передачу на Землю телеметрической информации о функционировании КА, в том числе о результатах работы целевой аппаратуры, бортовых систем.

4. Система управления бортовым комплексом, реализующая программно-логическое и электросиловое управление бортовыми системами.

5. Система терморегулирования, обеспечивающая заданный тепловой режим аппарата при орбитальном полете. Так, в СА температурный режим на орбитальном участке полета выдерживается в пределах  $+15...+20^{\circ}\text{C}$ , а в ПО -  $0...+30^{\circ}\text{C}$ .

6. Система энергоснабжения, включающая систему единого питания и автономные химические батареи. Система предназначена для снабжения потребителей электроэнергией на всех этапах полета.

7. Система приземления, включающая парашютную систему и систему обнаружения. Она предназначена для безопасного приземления СА и обеспечивает его обнаружение в процессе снижения и после посадки.

Учебное издание

*Кучеров Александр Степанович  
Назаров Анатолий Владимирович  
Тимшин Владимир Тимофеевич*

## **АВТОМАТИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ**

*Учебное пособие*

Редактор Т. К. К р е т и н и н а  
Корректор Т. И. Щ е л о к о в а

Компьютерный набор и верстка Т. Е. П о л о в н е в а

Лицензия ЛР № 020301 от 30.12.96 г.

Подписано в печать 15.03.2001 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага газетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 1,16. Усл. кр.-отг. 1,18. Уч.-изд.л. 1,25.

Тираж 100 экз. Заказ 31. Арт. С - 2/2001.

Самарский государственный аэрокосмический  
университет им. академика С. П. Королева.  
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

---

ИПО Самарского государственного  
аэрокосмического университета.  
443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.