

Аэрокосмический научный журнал

Сетевое научное издание
МГТУ им. Н.Э. Баумана
<http://aerospjournal.ru>

Ссылка на статью:

// Аэрокосмический научный журнал.
МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2017.
№ 02. С. 17–33.

DOI: **10.24108/aersp.0217.0000066**

Представлена в редакцию: 16.03.2017

Исправлена: 30.03.2017

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 629.78.05

Степень комфортности кабины спускаемых аппаратов капсульной формы

Миненко В.Е.¹, Быковский С.Б.^{2,*},

*goodday1122@mail.ru

Семененко А.Н.¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

²ООО «Космокурс», Москва, Россия

В статье изложена проблема выбора проектно-компоновочной схемы транспортного космического корабля с учетом достижения необходимой для нормального функционирования экипажа степени комфортности. На примере отечественных и американских космических кораблей показано, что на выбор проектно-компоновочной схемы космического корабля оказывают решающее влияние тип ракеты-носителя, специфика старта, эксплуатационные перегрузки, габаритно-массовые ограничения. Свободный объем гермокабины, приходящийся на каждого члена экипажа, рассматривается в качестве основного показателя, характеризующего степень комфортности космического корабля. Используя среднестатистические данные по плотности компоновки различного оборудования, проведена оценка возможного увеличения этого показателя для современных спускаемых аппаратов. На примере спускаемых аппаратов класса «Союз» и «Аполлон» приведена зависимость роста массы спускаемого аппарата от свободного объема его гермокабины. Обращено внимание на тот факт, что предел увеличения свободного объема отсеков космического корабля для достижения максимальной степени комфортности должен соответствовать набору функций, которые выполняет экипаж в рассматриваемых отсеках. В противном случае увеличение массы космического корабля окажется неоправданным. Результаты, изложенные в статье, могут быть полезны разработчикам пилотируемых космических аппаратов, а также преподавателям и студентам. В перспективе целесообразно дополнить материал статьи массовыми и объемными показателями, а также результатами оценки степени комфортности проектируемых в настоящее время в России и США современных пилотируемых космических аппаратов, таких как ПТК НП («Федерация»), «Орион», «Dragon V2».

Ключевые слова: транспортный космический корабль; эргономика кабины космонавтов; норма свободного объема; плотность компоновки спускаемого аппарата; комплекс средств посадки; теплозащита

1. Введение

Проблема выбора общей компоновочной схемы транспортного космического корабля (ТКК) является одной из самых трудных проблем проектирования пилотируемых космических кораблей, особенно с учетом достижения необходимой для нормального функционирования экипажа степени комфортности. Для успешного решения этой проблемы необходимо определить не только перечень факторов, влияющих на выбор компоновочной схемы, но и основной показатель, характеризующий степень комфортности космического корабля, а также диапазон оптимальных значений этого показателя.

Общая компоновочная схема ТКК предполагает рациональное размещение его на ракете-носителе, а также обеспечение взаимодействия ТКК с космической орбитальной станцией или с какими-либо отсеками последней, включая решение проблем силового, инерционного и информационного взаимодействия. Особенно значительно сказывается сложность этих проблем в условиях многоотсечной компоновки корабля, что характерно для большинства реализуемых в настоящее время компоновочных схем.

Взаимовлияние составных элементов ТКК и космической станции достаточно ощутимо, и проявляется уже на начальных стадиях проектной работы при выборе общей схемы космического комплекса. Обычно какие-либо параметры этих элементов является доминирующими, ключевыми в космической программе, и тогда основные тактико-технические характеристики остальных объектов (отсеков) определяются применительно к доминирующим параметрам, например, к форме и габаритам головного обтекателя ракеты-носителя (РН).

На начальном этапе космических исследований разработка искусственных спутников Земли и межпланетных зондов базировалась на использовании ракет-носителей, разработанных для боевого применения и приспособленных в дальнейшем для решения приоритетных задач в космосе. Достаточно вспомнить такие ракетно-космические системы, как «Атлас-Меркурий», «Титан-Джеминай», ряд отечественных систем, отличительной особенностью которых являлось наличие вертикального старта, осесимметричная форма ракеты-носителя и обтекателя боевой части, одноразовость использования ракеты-носителя, и т.д. Во многом именно возможности одноразовых ракет-носителей в части массовых, объёмно-габаритных и перегрузочных характеристик определили облик многих космических объектов – космических кораблей «Восток», «Восход», «Союз», «Зонд», орбитальных космических станций «Салют», «Мир» в России, а также аналогичных проектов в США: «Меркурий», «Джеминай», «Аполлон», «Скайлэб» (рис. 1-5).



Рис. 1. Компоновка ТКК «Восток» [1]

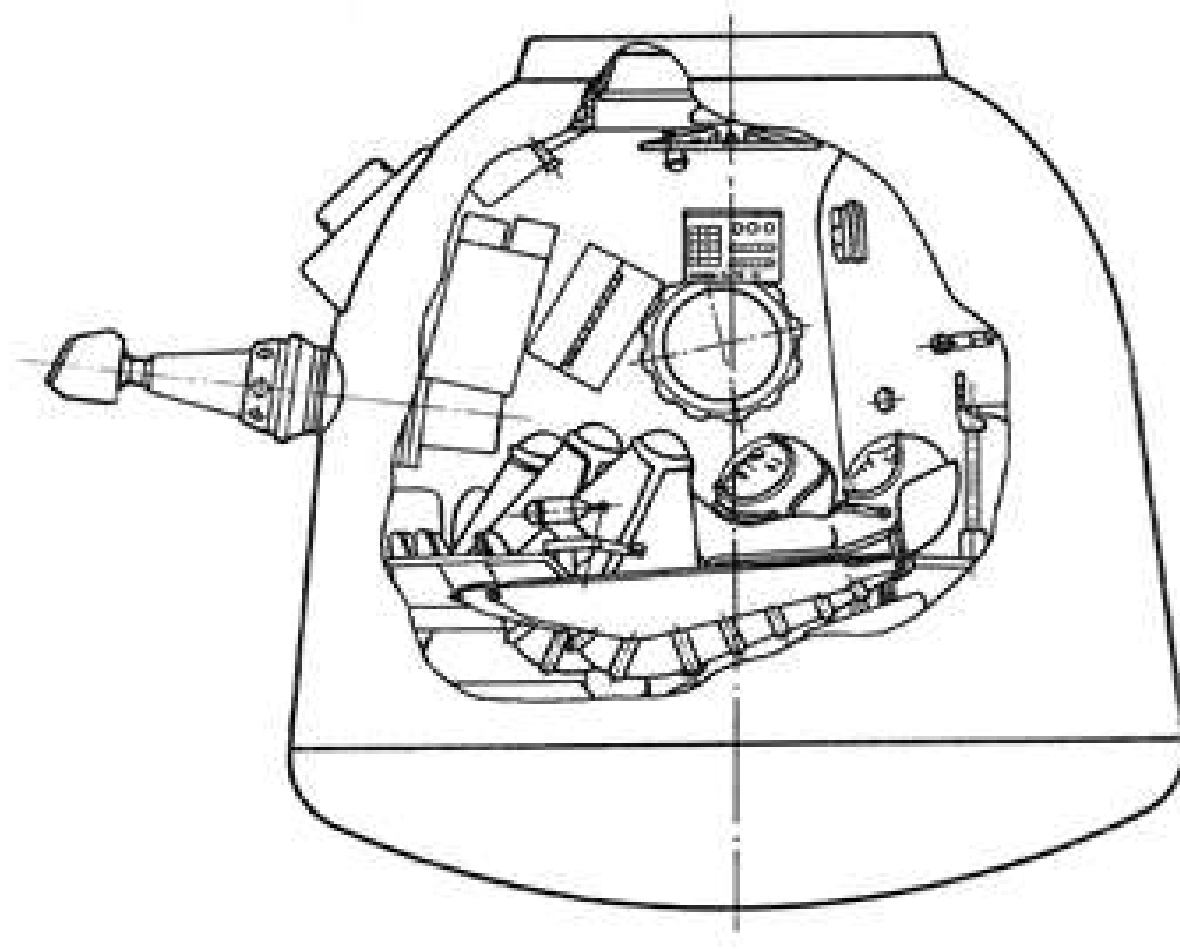


Рис. 2. Компоновка СА ТКК «Союз» [2]

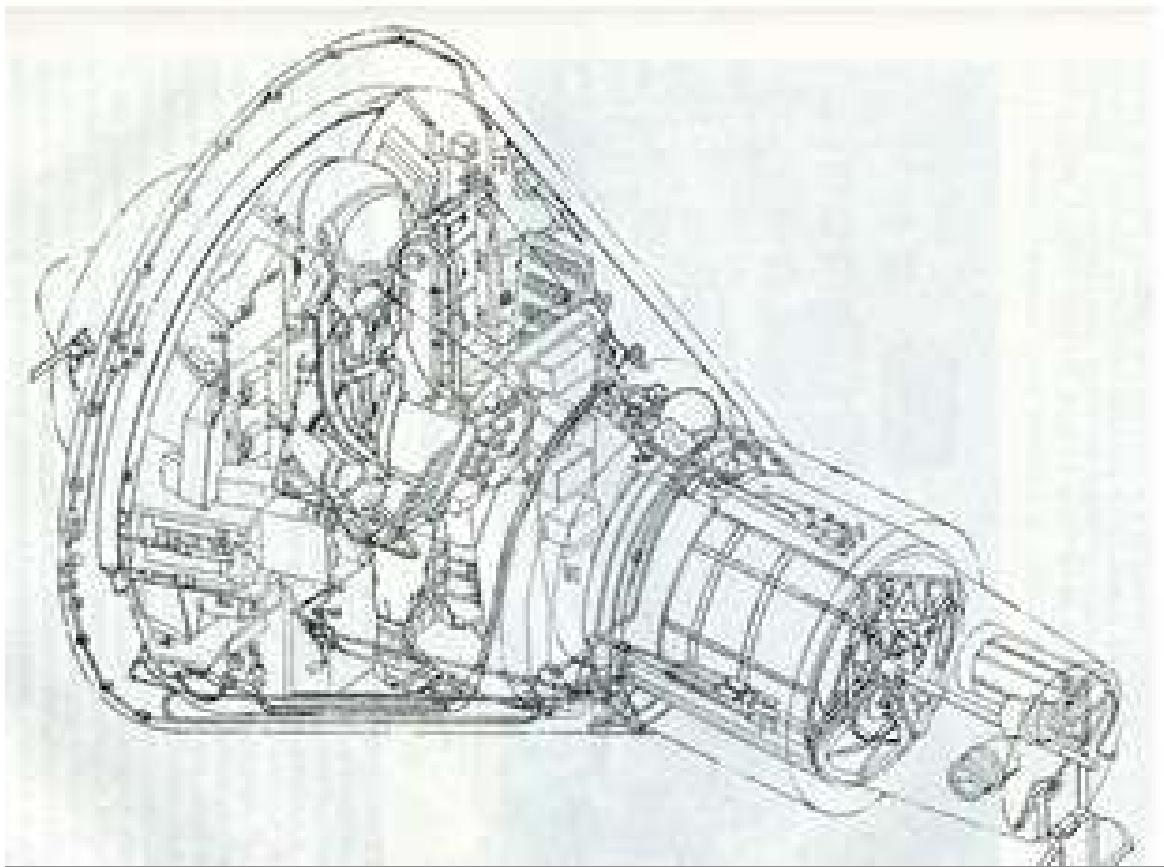


Рис. 3. Компоновка СА ТКК «Меркурий» [3]

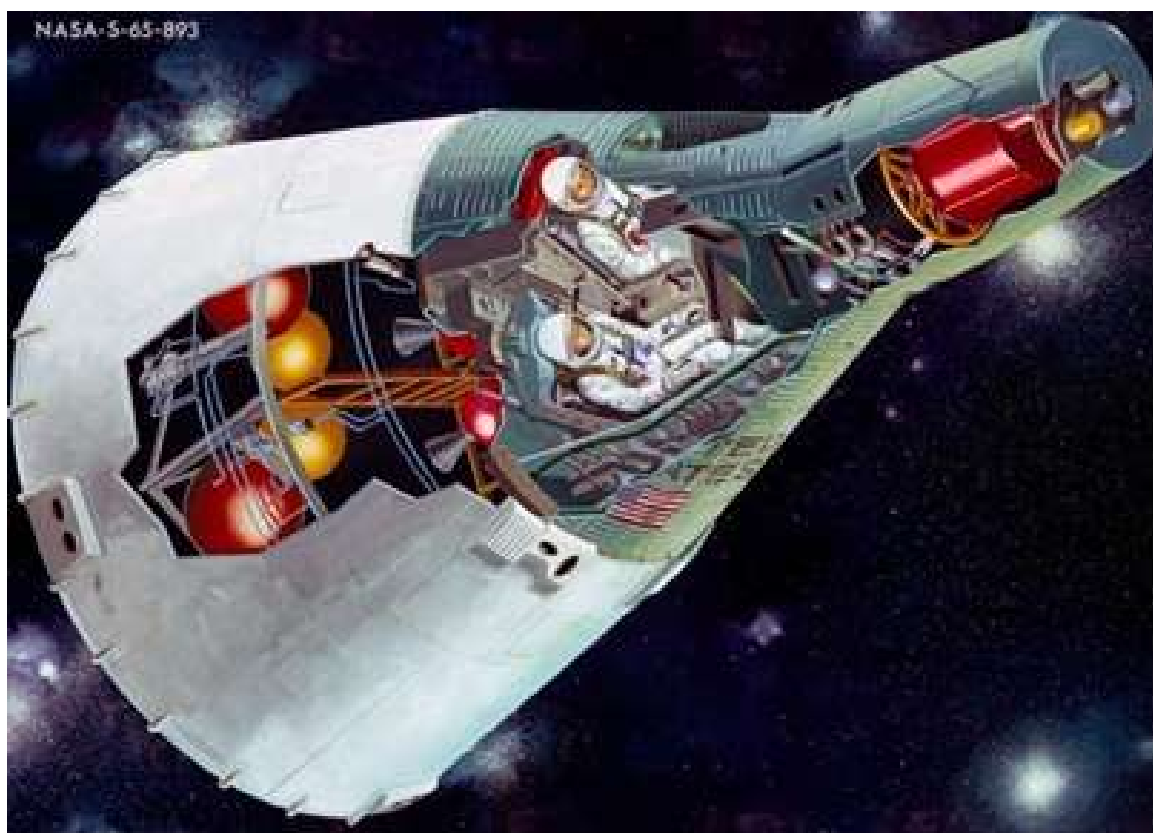


Рис. 4. Компоновка ТКК «Джемини» [4]

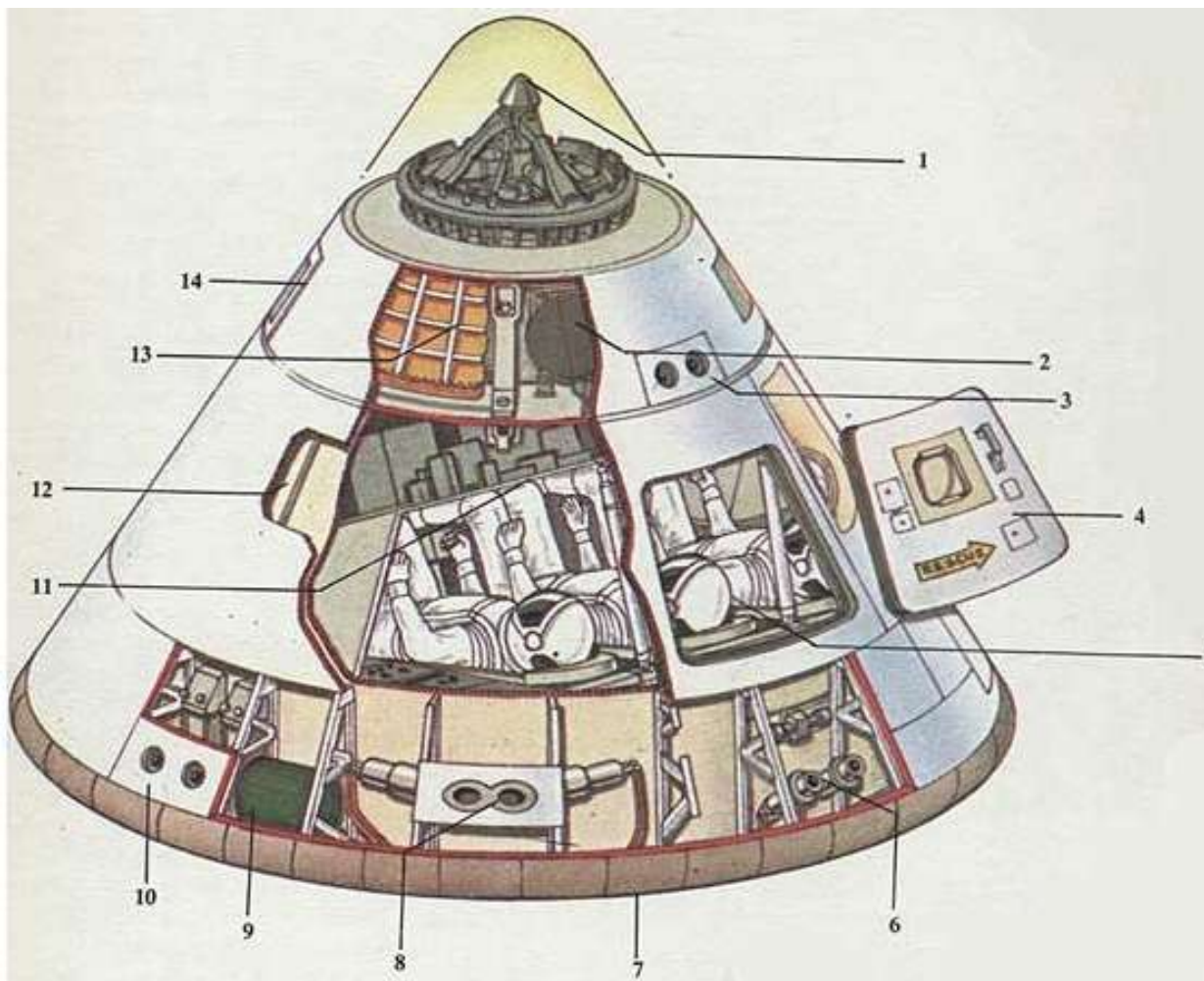


Рис. 5. Компонновка СА ТКК «Аполлон» [5]: 1 – штырь стыковочного узла; 2 – оборудование для посадки; 3 – двигатели управления по тангажу; 4 – крышка входного люка для экипажа; 5 – три астронавта в предстартовом положении; 6 – двигатели управления по тангажу; 7 – теплозащитный экран с абляционным покрытием; 8 – двигатели управления по крену; 9 – бак с водой; 10 – двигатели управления по рысканию; 11 – пульт управления и экраны дисплея; 12 – герметичный корпус из двух листов алюминия с сотовой арматурой между ними; 13 – основной посадочный парашют; 14 – место крепления системы аварийного спасения при старте.

Специфика старта и ограничения в части габаритно-массовых характеристик сказались на методах проектирования, влиявших на облик космических объектов. Для всех вышеуказанных объектов характерен острейший массовый дефицит, определивший не только предельно-допустимые эргономические нормы, но и в ряде случаев заставивший принимать весьма рискованные проектные решения, что приводило к понижению уровня надёжности, особенно опасному в столь новой области техники.

Разработчики космических аппаратов вынуждены были на начальном этапе развития космической техники ориентироваться на применение простейших схем аэрокосмических аппаратов. Использовать баллистические и полубаллистические спускаемые аппараты капсульного типа «Восток» и «Союз», в проектах которых отразилось стремление оптимизировать характеристики аппаратов, осуществляющих спуск в атмосфере, с целью по-

лучения минимальной массы и объёмов этих аппаратов, даже в ущерб объёмному комфорту для экипажа, маневренным характеристикам и перегрузочным режимам [6]. Этой же цели было подчинено изыскание оптимальной конструкции аэрокосмического аппарата, его комплекса средств посадки, системы теплозащиты, способов обеспечения работоспособности экипажа в условиях воздействия предельно-допустимых перегрузок участка спуска в атмосфере и при посадке [7].

Указанные исследования привели к необходимости разработки новых конструктивных и теплозащитных материалов с уникальными характеристиками, к необходимости проведения медико-физиологических исследований возможностей человеческого организма в экстремальных условиях космического и атмосферного полёта.

Общая проектно-компоновочная схема ТКК и аэрокосмического аппарата, входящего в его состав, оказалась весьма зависимой от таких факторов, как перегрузки, уровень атмосферного давления в кабине экипажа, состав атмосферы кабины, радиационная обстановка, уровень вибраций, вакуум и невесомость (гравитация), и др. Поразившие мир аэрокосмические аппараты были спроектированы с учётом вышеперечисленных ограничений.

Специфика способа выведения космического объекта на орбиту (вертикальный старт РН, повышенные перегрузки участка выведения) привели к необходимости ввести ограничения на габаритные размеры космического аппарата, приняв меры к минимизации аэродинамического сопротивления головного обтекателя РН. Все это требовало разработки для РН полезных нагрузок повышенной плотности.

В этих условиях весьма целесообразными схемами оказались осесимметричные компоновочные схемы ТКК с продольным делением отсеков, которые и получили в последующем наибольшее распространение [6]. Стыковка ТКК с космической станцией, или с каким-либо другим космическим объектом, решалась в основном в осевом направлении, что предопределяло соответствующий подход в части проектирования силовых, пневмогидравлических, электрических интерфейсов корабля и станции.

2. Общий комфорт кабины экипажа

В ближайшие десятилетия проблемы массового дефицита при проектировании космических аппаратов вряд ли исчезнут, поэтому в будущих проектных разработках транспортных космических кораблей и входящих в их состав спускаемых аппаратов большое внимание будет уделяться поиску оптимальных решений в области массовой оптимизации аэродинамических форм спускаемых аппаратов (СА) и поиску минимальных габаритов аппаратов.

В данном случае пристальное внимание будет уделяться приемлемым эргономическим условиям размещения экипажа космических кораблей в соответствии с принятыми техническими нормами [8]. В этих условиях большое внимание будет уделено такому понятию, как свободный объём гермокабины, будь то спускаемый аппарат, бытовой, или шлюзовой отсеки, кабина спускаемого аппарата класса «несущий корпус», ракетоплан, и

т.д. Установим, что понимают проектанты космических аппаратов под понятием «свободный объём». Для проектантов спускаемых аппаратов под понятием свободный объём понимается объём в гермокабине СА, где устанавливаются индивидуальные кресла экипажа, размещаются пульта и прочие органы управления, возвращаемый полезный груз, и т.д. В этом объёме предполагается наличие определённых элементов системы обеспечения жизнедеятельности, средств связи, терморегулирования, телевизионной аппаратуры, иллюминаторов внешнего обзора. Здесь же, как необходимый элемент, присутствует люк перехода в другие отсеки и выхода экипажа после посадки спускаемого аппарата. В свободном объёме предполагается возможность свободного перемещения космонавтов в оговорённых пределах, а также покидания СА в экстремальных ситуациях (посадка на водную поверхность в условиях быстрого заполнения СА забортной водой).

В настоящее время для космических аппаратов не существует строгих норм, регламентирующих взаиморасположение экипажа и органов ручного управления. Для каждого космического корабля разработчики устанавливали свои нормативы, руководствуясь возможностями конкретного проекта. Массовый и объёмный дефицит заставляли отказываться от нормативов, разработанных в авиации, и проводить весьма трудоёмкие макетно-компоновочные исследования. Прямая зависимость массовых характеристик космического аппарата от габаритных размеров кабины экипажа очевидна. Поэтому для первых космических пилотируемых аппаратов нормативы на свободный объём гермокабины сводились к минимальным значениям. Так, например, возможность свободного перемещения космонавта в кабине СА «Меркурий» практически отсутствовала, посадка пилота в кабину спускаемого аппарата производилась с помощью специальной бригады обслуживания. Не намного лучше обстояли дела и для других космических кораблей. В космическом корабле «Союз» проблема свободного объёма решалась введением специального бытового отсека, в который переносились средства обеспечения жизнедеятельности, организовывались специальные места отдыха для экипажа. В спускаемом аппарате комфортные условия сводились к минимуму. Свободный объём – это тот объём, в котором пилот производит обслуживание пультовых и других командных устройств, требующих ручного управления, может перемещаться с определёнными ограничениями при посадке в кресла и при покидании СА, пользуется средствами обеспечения жизнедеятельности, отдыхает, или находится в режиме ожидания в соответствии с заданной программой.

Если обратиться к общетехническим нормам комфортабельности, выражающимся через свободный объём, то можно рассмотреть значения, приведённые на диаграмме рисунка 6. Для спускаемых аппаратов и возвращающихся космических кораблей ограниченных габаритов в первом приближении на первом этапе проектирования можно ориентироваться на среднюю удельную величину свободного объёма, приходящуюся на одного пилота, равную $0,5 \div 0,7 \text{ м}^3/\text{чел}$. Для аппаратов дальних космических экспедиций и аварийно-спасательных вариантов эта норма может быть изменена как в меньшую, так и в большую сторону ($0,2 \div 1,5 \text{ м}^3/\text{чел}$). Для аппаратов класса «Спейс Шаттл» и «Буран» эта норма существенно увеличена и приближена к нормам пассажирских авиалайнеров.

Значения свободного объема, отражающие степень комфортности в кабинах различных спускаемых аппаратов, представлены в таблице 1.

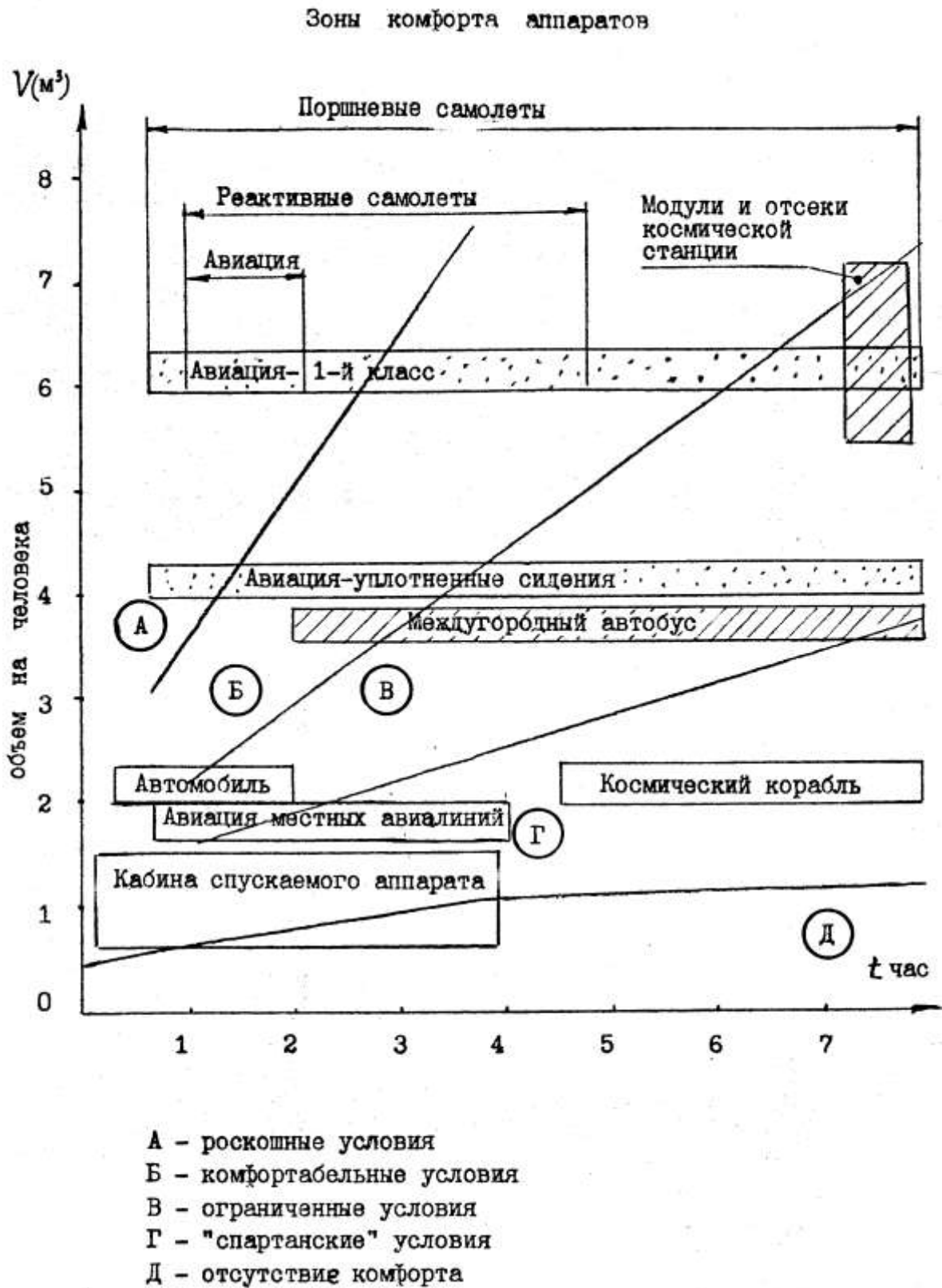


Рисунок 6 – Общетехнические нормы комфортабельности аппаратов, выраженные через их свободный объём

Таблица 1 – Значения свободного объема гермокабины, отражающие степень комфортности в кабинах спускаемых аппаратов

№ п/п	Спускаемые аппараты	Суммарный объём гермокабины, м ³	Характеристики аппаратов		
			Свободный объём в гермокабине, м ³ /чел	Время пребывания экипажа в СА, сутки	Экипаж, чел.
1	СА «Восток»	5,5	1,3	12	1
2	СА «Восход»	5,5	0,43	5	3
3	СА «Восход»	5,5	0,6	3	2
4	СА «Меркурий»	1,8	0,1	3	1
5	СА «Союз» 7К-ОК	4,7	0,67	3	3
6	СА «Союз ТМ»	4,7	0,5	3	3
7	СА «Союз» 7К-Л1 («Зонд»)	4,7	0,7	5	2
8	СА «Союз» 7К-Л3	4,7	0,7		2
9	СА «Джеминай»	3,2	0,5	14	2
10	КМ «Аполлон»	11	1	5÷6	3
11	СА МЭК класса «Союз», K _{Гип} =0.5	19	1	3	6
12	СА МЭК класса несущий корпус K _{Гип} =1	23	1,3	3	6
13	Одноместная кабина самолета (нормы ВВС 1965 г)	2÷2,5	0,4÷0,6	-	1
14	Двухместная кабина самолета (нормы ВВС 1965 г)	5÷6	0,65÷0,85	-	2

3. Некоторые проблемы, вызванные ограниченной комфортабельностью кабины СА «Союз»

В процессе проектирования и эксплуатации транспортного космического корабля «Союз», наряду с высокой надёжностью систем и конструкции корабля, выявились определённые недостатки, обусловленные массовым дефицитом, имевшим место на начальном периоде проектирования. В первую очередь отмечались недостатки в части комфортных условий для размещения экипажа в кабине СА. Недостаток объёма кабины СА не позволял усовершенствовать систему амортизации кресел экипажа для экстремальных случаев посадки СА при отказе двигателей мягкой посадки, не позволял увеличить численность экипажа, выводимого на орбиту и возвращаемого на Землю [9].

Массовые и объёмные характеристики полезной нагрузки в СА также требовали известной корректировки. Ясно, что доработки СА в этих направлениях должны приводить к определённой корректировке схемы космического транспортного корабля, и, в первую очередь, спускаемого аппарата. За последние годы предпринимались неоднократные попытки разработать новую космическую транспортную систему на основе принципов, за-

ложенных к схеме ТКК «Союз», однако в силу ряда причин, не всегда конструктивно-технических, эти попытки не были реализованы. Тем не менее, накоплен определённый опыт проектирования спускаемых аппаратов капсульного типа (проекты «Поток», «Заря», и т.д.), который может быть использован в будущих разработках подобных компоновочных схем.

Ясно, что увеличение габаритных размеров спускаемого аппарата приведёт к определённому изменению характеристик ряда систем и агрегатов, что необходимо учитывать в объёмно-массовом анализе. В первую очередь это коснётся силовой конструкции СА, системы теплозащиты, комплекса средств посадки.

Для того, чтобы сделать некоторые выводы о возможности доработки и модернизации используемых схем космических транспортных кораблей, не будем рассматривать предельные размеры перспективных спускаемых аппаратов диаметром 4÷5 м, предполагаемых к использованию в крупномасштабных орбитальных и лунных экспедициях. Ограничимся рассмотрением приемлемых с точки зрения использования на модернизируемых ракетах-носителях современного типа диаметров спускаемых аппаратов, равных 2,2÷2,8 м.

Результаты проектных оценок для трёхместного варианта спускаемого аппарата, представленные в таблице 2 показывают, что при использовании надёжных методов обработки комплекса средств посадки, в широком диапазоне норм свободного объёма можно рассчитывать на приемлемые массы спускаемых аппаратов для реализации общей компоновочной схемы корабля. При этом имеются определённые запасы по размещению на борту СА дополнительной полезной нагрузки.

Для оценки степени комфортности спускаемых аппаратов от свободного объёма гермокабины используют следующие значения:

0,1÷0,3 м³/чел – стесненные условия (некомфортные);

0,5 м³/чел – средний комфорт (класса СА «Союз»);

0,8÷1,0 м³/чел – хороший комфорт.

Таблица 2 – Характеристики вариантов трёхместного спускаемого аппарата для различных значений свободного объёма гермокабины

№	Норма свободного объёма, м ³ /чел.	Суммарный объём СА, м ³	Диаметр СА, м	Масса СА, кг	Плотность компоновки, γ, т/м ³	R _x , кг/м ²
1	0,5	5,6	2,2	3000	0,535	736
2	1,0	7,6	2,44	3800	0,5	740
3	1,5	9,2	2,6	4400	0,48	755
4	2,0	10,9	2,74	4950	0,455	776

Среднестатистические данные по плотности выполнения аппаратуры и оборудования спускаемого аппарата и плотности компоновки в характерных зонах гермокабины представлены в таблице 3. При этом используются следующие обозначения зон СА:

зона I – подкресельное пространство, зона пневмогидроагрегата и контейнеров парашютной системы;

зона II – рабочее место экипажа (зона установки кресел экипажа);

зона III – свободный объём кабины, донная область аппарата.

Таблица 3 – Плотность компоновки СА в характерных зонах гермокабины

№	Наименование	Индекс	Средняя плотность блока, кг/л	Плотность компоновки блоков по зонам Ккомп			Примечание
				I	II	III	
1	Экипаж	Э	$\gamma_{\text{э}} = 0,8$ (в снаряжении)	$V_{\text{э}} = n_{\text{э}} (G_{\text{э}}/\gamma_{\text{э}} + V_{\text{св}})$			$V_{\text{св}}$ – свободный объём, приходящийся на 1 пилота
2	Полезный груз	ПГ	$\gamma_{\text{пг}} = 0,25 \dots 0,8$	1,1÷1,2	1,2÷1,3	1,3÷1,5	
3	Конструкция	К		$V_{\text{к}} = S_{\Sigma} \bar{\delta}_{\text{прив. к.}}$			$\bar{\delta}_{\text{прив.к.}} = 0,05 \div 0,1$ (м)
4	Теплозащита	ТЗП		$V_{\text{тзп}} = S_{\Sigma} \bar{\delta}_{\text{прив. тзп.}}$			$\bar{\delta}_{\text{прив.тзп.}} = 0,05 \div 0,08$ (м)
5	Система обеспечения жизнедеятельности	СОЖ	$\gamma_{\text{сож}} = 0,5$	1,05÷1,1	1,15÷1,2	1,25÷1,5	
6	Система терморегулирования	СТР	$\gamma_{\text{стр}} = 0,3$	1,1÷1,2	1,2÷1,35	1,4÷1,5	
7	Система управления движением	СУД	$\gamma_{\text{суд}} = 1,25$	1,05÷1,1	1,1÷1,2	1,2÷1,3	
8	Система управления бортовым комплексом (коммутационные устройства)	СУБК	$\gamma_{\text{субк}} = 1,2$	1,1÷1,2	1,25÷1,3	1,3÷1,4	
9	Система исполнительных органов спуска	СИОС	$\gamma_{\text{сиос}} = 0,5$	1,2÷1,25	1,25÷1,35	1,35÷1,4	$G_{\text{сиос}} = 0,035G_{\text{са}}$
10	Система энергопитания, кабельная сеть	СЭП	$\gamma_{\text{сэп}} = 1,0$ $\gamma_{\text{бкс}} = 1,5$	1,1÷1,25	1,25÷1,35	1,35÷1,4	
11	Комплекс радиоэлектронных систем (радио, телевидение, телеметрическая аппаратура, автономные регистраторы, датчики)	РЭС	$\gamma_{\text{рес}} = 1,2$	1,1÷1,2	1,2÷1,3	1,3÷1,4	

12	Комплекс средств посадки	КСП	$\gamma_{\text{ксп}} = 0,45$				
	- парашютные системы	ПС	$\gamma_{\text{пс}} = 0,5$	1,1÷1,2	1,2÷1,25	1,25÷1,3	
	- двигатели мягкой посадки	ДМП	$\gamma_{\text{дмп}} = 1,63...2$	1,05÷1,1	1,1÷1,2	1,2÷1,3	
	- автоматика КСП, датчики	АСП	$\gamma_{\text{асп}} = 1,2$	1,1÷1,2	1,2÷1,4	1,4÷1,8	
	- светосигнальные приборы	ССП	$\gamma_{\text{ссп}} = 0,5$	1,2÷1,3	1,3÷1,4	1,4÷1,8	
	- кресла пилотов	КП	$\gamma_{\text{кп}} = 0,25$	1,5÷1,6	1,6÷1,8	-	
13	Балансировочный груз	БГ	$\gamma_{\text{бг}} = 10$	1,1	1,2	-	Материал БГ - свинец

4. Предварительная оценка объемов систем и агрегатов СА

Ввиду невозможности на первом этапе проведения проектных исследований провести точную оценку объёмов, приходящихся на долю силовой конструкции, теплозащиты, конструктивных систем и агрегатов, внутренней теплоизоляции и декоративной отделки кабины, приходится использовать статистику, полученную на основании ряда компоновочных проработок, а также использовать оценки указанных элементов по реально выполненному спускаемому аппарату «Союз».

Используется ряд статистических коэффициентов, относящихся к суммарной поверхности исследуемого аппарата: $\delta_{\text{к}}$ – для конструкции, $\delta_{\text{тзп}}$ – для теплозащиты, и $\delta_{\text{ти}}$ – для поверхности объёма кабины, где размещены кресла космонавтов, пульта управления, полезный возвращаемый груз и снаряжение экипажа. Здесь $\delta_{\text{к}}$ – приведённая толщина слоя, занимаемая конструкцией, $\delta_{\text{тзп}}$ – приведённая толщина слоя, занимаемая внешним теплозащитным покрытием, $\delta_{\text{ти}}$ – приведённая толщина внутренней теплоизоляции и декоративной отделки кабины космонавтов.

На первом этапе проектирования, когда не проведены компоновочные работы, не установлен состав теплозащитного покрытия и не решены проблемы разработки силовой схемы СА, можно провести предварительные оценки объёмов конструкции $V_{\text{к}}$, теплозащиты $V_{\text{тзп}}$ и внутренней теплоизоляции $V_{\text{ти}}$.

$$V_{\text{к}} = \delta_{\text{к}} S_{\text{каб}}, \quad V_{\text{тзп}} = \delta_{\text{тзп}} S_{\text{каб}}, \quad V_{\text{ти}} = \delta_{\text{ти}} S_{\text{каб}}.$$

По заданной в ТЗ численности экипажа, массе и плотности укладки полезного груза, с учётом принятой степени комфортабельности кабины экипажа, выражающейся в сво-

бодном объёме, приходящемся на одного космонавта, можно определить объём и площадь поверхности гермокабины.

$$V_{\text{каб}} = V_{\text{эк}} + V_{\text{пт}} + V_{\text{св}} + V_{\text{пу}} + V_{\text{сн}},$$

$$S_{\text{каб}} = 4,85(V_{\text{каб}})^{2/3}.$$

Для капсульных спускаемых аппаратов при заданной численности экипажа увеличение свободного объёма приводит к увеличению габаритных размеров всего спускаемого аппарата. При этом в первую очередь увеличивается масса таких важных составляющих массовой сводки, как силовой конструкции, системы теплозащиты, комплекса средств посадки, системы исполнительных органов спуска, и т.д.

Например, приняв за некоторый исходный состав экипажа вариант СА «Союз» с тремя космонавтами, мы приходим к однозначному увеличению объёма СА при норме свободного объёма $V_{\text{св}} = 0,75 \text{ м}^3/\text{чел.}$ по сравнению с базовым вариантом СА «Союз», где норма свободного объёма $V_{\text{св}} = 0,4 \text{ м}^3/\text{чел.}$ Налицо возрастание объёма гермокабины СА примерно на $2 \div 3 \text{ м}^3$.

Подобный переход приводит к росту максимального диаметра СА, при прежнем объёме оборудования, на $0,3 \div 0,4 \text{ м}$. Статистический анализ переводит, таким образом, модифицированный спускаемый аппарат в зону массовых характеристик, когда требуется кардинальная переработка конструктивной схемы и, что наиболее серьёзно, возникает необходимость в проведении значительного цикла отработки комплекса средств посадки, и практически всех функциональных систем.

5. Степень функционального комфорта в спускаемом аппарате

В предыдущих разделах статьи было показано, что степень комфортности кабины спускаемого аппарата зависит, прежде всего, от свободного объёма, который приходится на каждого члена экипажа. Однако здесь не все так однозначно. В каких зонах пространства гермокабины, прежде всего, необходимо увеличивать свободный объём для повышения комфортности спускаемого аппарата, и насколько это увеличение будет оправданно? Очевидно, что если, например, в спускаемом аппарате ТКК «Союз» увеличить свободный объём под креслами космонавтов, то никакого улучшения комфортности, несмотря на рост массы спускаемого аппарата, не произойдет. Конечно, если только под креслами не появится люк для перехода в другой отсек. Таким образом, для экипажа спускаемого аппарата под комфортом понимается, прежде всего, функциональный комфорт, который облегчает и делает более комфортным выполнение основных функций экипажа – управление спускаемым аппаратом. Поэтому увеличение свободного объёма необходимо проводить в первую очередь в зонах функциональной досягаемости экипажа. Эти зоны ограничены условиями полета и, прежде всего, перегрузками, которые испытывает экипаж, в связи с чем, эффективность увеличения свободного объёма спускаемого аппарата свыше определенного предела резко снижается. Все эти замечания верны только для отсека кос-

мического корабля, в котором экипаж осуществляет спуск в атмосфере, т.е. именно для спускаемого аппарата. Ориентируясь на эргономику спускаемых аппаратов и боевых самолетов, испытывающих значительные перегрузки в полете, максимальное значение свободного объема, при котором еще наблюдается увеличение комфортности для экипажа, вряд ли превысит значение $0,5 \div 1,0 \text{ м}^3/\text{чел.}$

Если же рассматривается гермокабина, в которой экипаж находится не только на этапе спуска в атмосфере, но и в течение орбитального полета, как, например, в кабине воздушно-космического самолета «Буран» или «Спейс Шаттл», то предельные значения увеличения свободного объема для повышения комфортности будут значительно выше. Потому что в этом случае функционал экипажа будет существенно расширен за счет выполнения различных орбитальных операций (перемещение по отсеку с доступом к различным системам и блокам, переход в другие отсеки и прочее). Другими словами, многофункциональный отсек космического корабля, используемый и в орбитальном полете, и на участке спуска в атмосфере, будет иметь более высокий предел увеличения свободного объема, при котором еще будет ощутимо повышение комфортности для экипажа.

Таким образом, чем более разнообразен функционал экипажа в рассматриваемом отсеке космического корабля, тем больше будет максимальное значение свободного объема, при котором экипаж еще будет ощущать улучшение комфортности, а значит, тем выше будет и сам уровень комфортности, который может быть достигнут.

6. Заключение

Подводя итог содержанию всей статьи, следует отметить, что специфика старта, диапазон эксплуатационных перегрузок, используемые типы ракет-носителей оказали решающее значение на выбор проектно-компоновочных схем транспортных космических кораблей в условиях жестких габаритно-массовых ограничений, особенно на начальных этапах развития космических полетов. Свободный объем гермокабины, приходящийся на каждого члена экипажа, является основным показателем, характеризующим степень комфортности космического корабля. Возможность увеличения этого показателя для спускаемых аппаратов с существующих значений $0,5 \div 1,0 \text{ м}^3/\text{чел.}$ (СА кораблей «Союз» и «Аполлон») до уровня $1,5 \div 2,0 \text{ м}^3/\text{чел.}$ подтверждается опытом проектирования спускаемых аппаратов более поздних конструкций и позволяет достичь уровня комфортности пассажирских авиалайнеров в рамках допустимого увеличения массы конструкции. Однако предел увеличения свободного объема отсеков космического корабля для достижения максимальной степени комфортности должен соответствовать набору функций, которые выполняет экипаж в рассматриваемых отсеках. В противном случае увеличение массы космического корабля окажется неоправданным.

Список литературы

1. Солнечная система. Режим доступа: <http://www.sistemasolnca.ru/solnechnaya-sistema/2012-04-17-17-01-25/267--1.html>, дата обращения 04.07.2017.
2. Бушуев К. Д. Подготовка и осуществление программы ЭПАС. М.: Знание, 1976. 62 с.
3. Дэвид Мак-Гоуан «Хвост виляет лунным пёсиком», часть X. Режим доступа: <http://bigphils.livejournal.com/6613.html>, дата обращения 04.07.2017.
4. Национальное управление по аэронавтике и исследованию космоса NASA. Режим доступа: <http://www.profi-forex.org/wiki/nacional-noe-upravlenie-po-ajeronavtike-i-issledovaniju-kosmosa-nasa.html>, режим доступа 04.07.2017.
5. Гэтленд К.У. Космическая техника. М.: Мир, 1986. 294 с. [The illustrated encyclopedia of space technology / Consultant and principal author K.W. Gatland. L.: Salamander, 1981. 289 p.].
6. Космические аппараты / Под общ. ред. К.П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983. 319 с.
7. Панкратов Б.М. Спускаемые аппараты. М.: Машиностроение, 1984. 232 с.
8. Сидоров О.А. Физиологические факторы человека, определяющие компоновку поста управления машиной. М.: Оборонгиз, 1962. 363 с.
9. Рабинович Б.А. Безопасность человека при ускорениях: (биомеханический анализ). М.: Книга и бизнес, 2007. 208 с.

A Cockpit Comfort Level of the Descent Capsule- Shaped Vehicles

V.E. Minenko¹, S.B. Bykovsky^{2,*},

[*goodday1122@mail.ru](mailto:goodday1122@mail.ru)

A.N. Semenenko¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

²Cosmocourse LLC, Moscow, Russia

Keywords: transport spacecraft; ergonomics of the cosmonauts cabin; free space norm; density of the descent vehicle configuration; landing aid complex; heat protection

The article formulates the task of selecting a design-layout pattern for a transport spacecraft, in terms of reaching a proper comfort level for the crew to have appropriate functioning. Using the example of a domestic spacecraft and an American one, it has been shown that the type of launch vehicle, the launch specifics, the operational overloads, and the overall mass restrictions have a dramatic impact on the choice of the design-layout pattern of the spacecraft. The free volume of the pressure cockpit per each member of the crew is considered as the main characteristic to show a level of the spacecraft comfort. Using the average statistical data on the layout density of different equipment, the article estimates the possible increase of this characteristic for the cutting-edge descent vehicles. Using the example of the descent vehicles of Soyuz and Apollo class, the article shows a dependence of the raising weight of a descent vehicle on the free volume of its pressure cockpit. Attention is drawn to the fact that the limit of increasing free space of the spacecraft compartments to achieve maximum comfort should correspond to a set of functions that the crew performs in the compartments considered. Otherwise, the increase in the spacecraft mass will prove to be unjustified. The results stated in the article can be useful to developers of manned spacecraft, as well as to teachers and students. In the long term it is worthwhile adding the article material with the mass and volume indicators, as well as with the estimate results of the comfort level of modern manned spacecrafts being under design in Russia and USA, such as PTK NP (“Federation”), “Orion”, “Dragon V2”.

References

1. *Solnechnaia Sistema* [Solar system]. Available at: <http://www.sistemasolnca.ru/solnechnaya-sistema/2012-04-17-17-01-25/267--1.html>, accessed 04.07.2017 (in Russian).

2. Bushuev K.D. *Podgotovka i osushchestvlenie programmy EPAS* [Preparation and implementation of the EPAS]. Moscow: Znanie Publ., 1976. 62 p. (in Russian).
3. David MakGouan "Khvost viliaet lunnym pesikom", *chast' X* [David MC Gowan "Tail wagging the moon doggie", part X]. Available at: <http://bigphils.livejournal.com/6613.html> , accessed 04.07.2017 (in Russian).
4. *Natsional'noe upravlenie po aeronavtike i issledovaniyu kosmosa NASA* [The national aeronautic and space exploration NASA]. Available at: <http://www.profi-forex.org/wiki/nacional-noe-upravlenie-po-ajeronavtike-i-issledovaniju-kosmosa-nasa.html> , accessed 04.07.2017 (in Russian).
5. *The illustrated encyclopedia of space technology* / Consultant and principal author K.W.Gatland. L.: Salamander, 1981. 289 p. (Russ. ed.: Gatland K.W. *Kosmicheskaja tekhnika*. Moscow: Mir Publ., 1986. 294 p.).
6. *Kosmicheskie apparaty* [Spacecraft] / Ed. by K.P. Feoktistov. Moscow: Voenizdat, 1983. 319 p. (in Russian).
7. Pankratov B.M. *Spuskaemye apparaty* [Landers]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 232 p. (in Russian).
8. Sidorov O.A. *Fiziologicheskie factory cheloveka opredelyayushchie komponovku posta upravleniia mashin* [Physiological factors that determine the layout of the control machine]. Moscow: Oborongiz Publ., 1962. 363 p. (in Russian).
9. Rabinovich B.A. *Bezopasnost' cheloveka pri uskoreniyakh: (biomekhanicheskij analiz)* [Human security during acceleration: (biomechanical analysis)]. Moscow: Kniga i Bizness Publ., 2007. 208 p. (in Russian).