

УДК 629.78

**Сравнительный массовый анализ компоновочных схем
спускаемых аппаратов «скользящего спуска» и «несущий корпус»**

Е.Н. Шиляева

*Студент, кафедра «Космические аппараты и ракеты-носители»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия*

*Научный руководитель: Миненко В.Е., д.т.н., профессор кафедры «Космические
аппараты и ракеты-носители»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия*

МГТУ им. Н.Э. Баумана
k.veter@list.ru

Успех проектирования СА в значительной степени зависит от достоверности результатов, получаемых при расчетах массы аппарата. Важность этих расчетов объясняется их органической связью с основными этапами создания спускаемых аппаратов. В связи с этим разработка зависимостей для определения масс конструкции, агрегатов и СА в целом представляет собой весьма сложную и трудоемкую задачу. Но вместе с тем она очень важна, так как массовые и габаритные характеристики во многом определяют его облик. В процессе создания СА проектировщики стремятся к снижению его массовых характеристик.

Базируясь на анализе открытой отечественной и зарубежной информации, проведены поисковые исследования в массовом отношении СА «Союз», «Аполлон», и «несущий корпус» с целью определения их основных проектных характеристик.

Габаритные размеры и массовые характеристики всех сравниваемых вариантов спускаемых аппаратов определяются особенностями формы спускаемых аппаратов и еще

рядом факторов. В качестве исходных данных определены следующие базовые параметры спускаемых аппаратов:

1. Форма СА

2. Условия посадки:

- вертикальная

- ПРСП

- расчетная скорость парашютирования на ОСП – 7,5 м/сек

3. Условия нагружения:

- состав атмосферы в гермокабине СА нормальный

- $p \sim 1$ атм

4. Материалы конструкции и ТЗП:

- основной конструктивный материал – АМг6 ($\sigma_{\text{в}}=320$ МПа)

- ТЗП – по пакету СА «Союз» (ПКТ11К-ФЛ, ССТФ, ВИМ, фторлан)

5. Все сравниваемые аппараты должны укладываться в реальный диапазон стартовых масс, верхний предел которых ограничен проектными возможностями современных (и разрабатываемых) средств выведения, а нижний – минимально допустимым составом экипажа и массой возвращаемого полезного груза.

Минимальная масса ($G_{\text{СА}} = 3000$ кг) относится к современному варианту СА «Союз ТМ», а максимальная масса ($G_{\text{СА}} = 12\,000$ кг) относится к перспективному варианту СА класса «несущий корпус» со штатным экипажем численностью 4 человека и массой полезного груза в кабине СА ~ 1000 кг.

Численность экипажа – 4 человека в штатном варианте, а в варианте корабля-спасателя – 7 человек.

6. Все сравниваемые варианты СА участвуют в создании компоновочной схемы ТКК, имеющего в своем составе бытовой отсек, приборно-агрегатный отсек с двигательной установкой, стыковочный аппарат.

7. Основные системы, конструкция и теплозащита одноразового использования.

8. Базовая траектория спуска СА – возвращение с орбиты ИСЗ.

Определение массовых характеристик – это довольно трудоемкий процесс. Определение массовых характеристик отсеков транспортного космического корабля (ТКК) и спускаемого аппарата (СА) производится в следующем порядке.

1. Выполняется теоретический чертёж ТКК. Определяется общий вид ТКК с предварительным разбиением на функциональные отсеки (СА+БО+ПАО+СТА). Определяются габаритные размеры зоны полезного груза и отдельных отсеков.
2. Выполняются теоретические чертежи отдельных функциональных отсеков.
3. С учётом предварительных соображений по облику системы теплозащиты выполняется теоретический чертёж спускаемого аппарата (внешние обводы и обводы гермокабины по металлу).
4. Выполняется общий вид проектно-силовой схемы СА. Определяются конструктивно-силовые связи СА с другими отсеками. Производится разбиение силовых элементов корпуса СА. Определяется место расположения основных силовых шпангоутов (стыковочных, промежуточных), лонжеронов и стрингерного набора, приборных рам.
5. Определяется компоновка и место расположения гермоотсеков (контейнеры ОСП и ЗСП, ПГА, МРД СИОС, и т.д.).
6. Определяется компоновочная схема СА в части размещения люков и основных гермовводов.
7. Определяются основные силовые нагрузки на корпус СА (внутреннее давление, внешнее давление, нагрузки на атмосферном участке спуска, нагрузки при работе комплекса средств посадки, ударные нагрузки при посадке, и т.д.).
8. Производится расчёт толщин оболочек гермокорпуса СА при нормальном внутреннем давлении для выбранных к использованию материалов с учётом технологических возможностей. Определяется масса оболочек корпуса СА. Производится расчёт массовых характеристик гермоконтейнеров СА с учётом потери устойчивости.
9. Определяются массовые характеристики шпангоутов и лонжеронов с учётом их силового нагружения и теплового режима.
10. Определяются габаритные характеристики, площади сечений окантовок люков и фланцевых соединений в соответствии с требованиями в части обеспечения заданного уровня герметичности.
11. Производится расчёт масс конструктивных элементов в соответствии с номенклатурой приборных рам и силовых кронштейнов для крепления основных блоков аппаратуры и оборудования.
12. Составляется предварительная массовая сводка конструкции СА.
13. Производится расчёт центровки конструкции (определяются координаты центра масс конструкции по трём осям) и моментов инерции. При расчёте массы крышек люков (пилотский люк, крышки парашютных контейнеров и ПГА, технологические люки,

гермоплата) соответственно корректируются массовые характеристики оболочек корпуса СА.

14. Массовые характеристики пиросистем отделения определяются с помощью статистических зависимостей с учётом возможности дальнейшего уточнения массовых характеристик на последующем этапе детальной проработки конструкции и компоновки СА.

В процессе конструктивной разработки СА производится сравнительная оценка эффективности использования альтернативных материалов конструкции корпуса СА, в том числе рассматривается возможность применения новых перспективных материалов (композитные материалы, высокопрочные стальные и титановые сплавы). Разрабатываются сопоставимые массовые сводки конструкции СА и проводится детальный технологический и массовый анализ.

Аналогичный подход применяется к расчёту массовых характеристик остальных отсеков ТКК (БО, ПАО, и т.д.).

Стоит отметить, что в процессе разработки СА производится сравнительная оценка эффективности использования альтернативных материалов конструкции корпуса аппарата, в том числе рассматривается возможность применения новых перспективных материалов (композиты, высокопрочные стальные и титановые сплавы). Разрабатываются сопоставимые массовые сводки конструкции аппарата и проводится детальный технологический и массовый анализ.

Для оценки массовых характеристик конструкции спускаемых аппаратов принята в качестве базовой силовая схема конструкции СА «Союз ТМ», представленная на рис. 1.

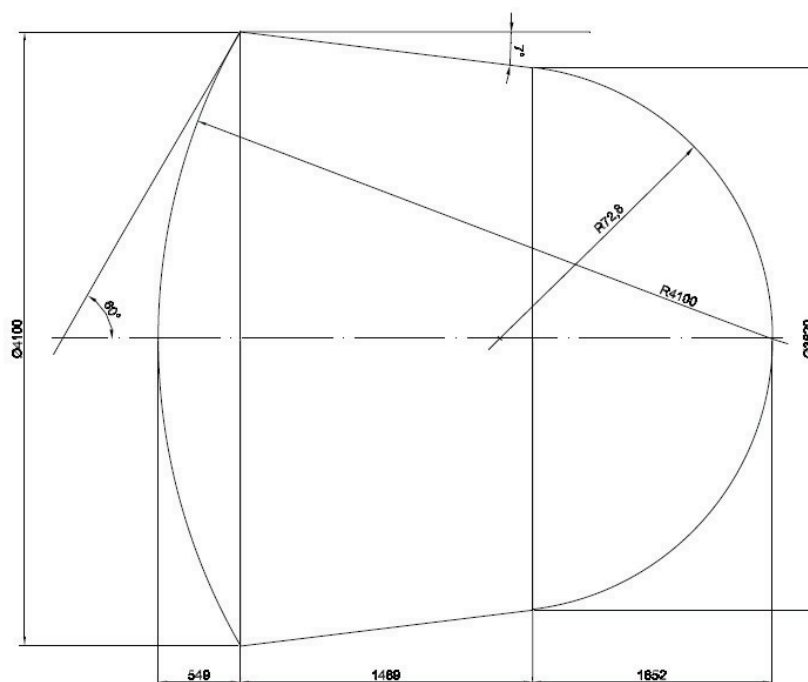


Рис. 1. Базовая силовая схема конструкции СА «Союз ТМ»

Анализ массовых характеристик проводится в соответствие со схемой конструкции и теплозащиты, где отражается вклад, как силовых элементов, так и конструктивных элементов функционального назначения.

На начальном этапе проектирования использование статистики облегчает выбор варианта аппарата. Статистические данные по массовым сводкам и объемным характеристикам аппарата приведены в табл. 1.

Таблица 1

Массовые и объемные характеристики спускаемого аппарата сегментально-конической формы класса «Союз»

№	Наименование	Индекс	Масса G_i , кг	Удельный объем блоков γ_i , кг/м ³	Объем блоков V_i , м ³	Коэфф. плотности блоков $K_{эф}$	Эффективный объем блоков $V_{эф} = K_{эф} V_i$, м ³
1	Экипаж (3 чел.)	Э	240	0.8	0.3	1.1	0.33
2	Свободный объем	СО			1		1
3	Полезный груз	ПГ	50	0.8	0.063	1.3	0.081
4	Система управления движением	СУД	147	1.25	0.118	1.1	0.130
5	Система управления бортовым комплексом	СУБК	140	1.2	0.117	1.2	0.140
5	Система энергоснабжения	СЭП	45	1.0	0.0445	1.5	0.068
7	Бортовая кабельная сеть	БКС	125	0.8	0.156	2.0	0.313
8	Радиоэлектронные и радиотехнические сист	РЭС	80	1.2	0.067	1.2	0.08
9	Система обеспечения жизнедеятельности	СОЖ	155	0.3	0.516	1.5	0.775
10	Система терморегулирования	СТР	48	0.3	0.16	1.5	0.240
11	Комплекс средств посадки -парашютные системы -двигатели мягкой посадки -система вытеснения воды -автоматика системы посадки, светосигнализация -кресла экипажа	КСП***	371	0.742	0.496	1.29	0.641
		ПС	198	0.5	0.396	1.2	0.475
		ДМП	54	4	0.014	1.5	0.029
		ВЕ	6	1.0	0.006	1.1	0.007
		АСП	48	1.3	0.037	2.0	0.047
		КрЭ	65	1.5	0.043	1.3	0.056
12	Система исполнительных органов спуска	СИОС	90	0.5	0.16	1.3	0.234
13	Конструкция -Силовая конструкция -Конструктивные системы -Иллюминаторы	К	751				0.818
			435				
			316				
		ИЛ	28				0.01
14	Система теплозащиты	ТЗП	446				0.817
15	Внутренняя теплоизоляция и декоративная отделка кабины	ВД	10				0.05
16	Бортдокументация и личные вещи экипажа	БД	4	1.0	0.004	2.0	0.008
17	Балансировочный груз	БГ	220	11.3	0.00194	1.1	0.021
18	Суммарные характеристики	G_{CA}, V_{CA}	2950	0.527			5.6

Статистический анализ состава конструкции и теплозащиты позволяет достаточно точно оценить массовые характеристики силовой конструкции корпуса СА, конструктивных систем и агрегатов, теплозащиты, комплекса средств посадки, системы исполнительных органов спуска, построенных на принципах СА «Союз ТМ». Проектный анализ при этом показывает определенную закономерность уменьшения плотности компоновки аппаратов по мере роста объема СА, что прослеживается на рис. 2.

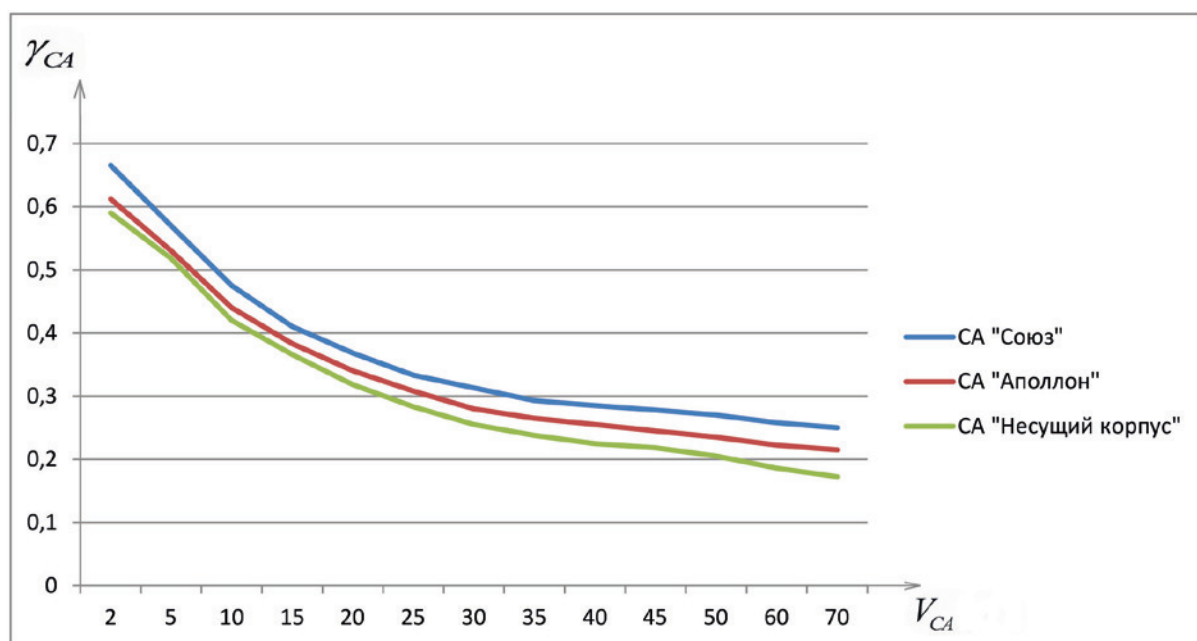


Рис. 2. Изменение плотности компоновки аппаратов по мере роста объема СА

Формируя массовую посистемную и поагрегатную сводку аппарата, начиная с этапа научно-исследовательских работ (инженерные записки, научно-технические отчеты), можно использовать приближенные методы, достаточно корректные на этих этапах в части точности, когда исходные данные на аппарат проходят экспертную проверку и постоянно варьируются, уточняя техническое задание. В соответствии с проектной методологией формирование этих характеристик (массовых и объемных) происходит в несколько этапов с использованием статистических данных по близким аппаратам-аналогам, а также с помощью полученных на основе этого статистического анализа аналитических зависимостей по основным системам корабля.

Экипаж, полезную нагрузку, приборные системы и конструктивные агрегаты удобно отнести к характерным функциональным группам. Для каждой группы определяются массовые и объемно-габаритные характеристики систем, агрегатов и конструкции первого приближения, уточняемые одновременно с уточнением аэродинамической формы, эргономических факторов, использующихся при компоновке

рабочего места аппарата. Указанная методология, разработанная применительно к транспортному космическому кораблю «Союз», обладает достаточной эффективностью и точностью, апробирована при проведении проектных разработок ряда перспективных космических изделий. При создании методологии использованы статистические данные по массогабаритным характеристикам ТКА «Союз» всех модификаций, «Зонд», СА - ЛЗ, «Аполлон», «Крузер», и т.д.

Рассмотрим системы и агрегаты, относящиеся к вышеупомянутым функциональным группам аэрокосмического аппарата. К первой группе отнесены такие составные элементы, как экипаж и полезная нагрузка. Данные по этим элементам устанавливаются на стадии формирования технического задания. Оговаривается численность экипажа, принятая номинальная масса отдельного пилота, его габаритная категория.

В первой группе приводятся сведения о свободном объеме, приходящемся на одного пилота (среднестатистическое значение).

Данные по полезному грузу (выводимому на орбиту в СА и возвращаемому на Землю) в части его суммарной массы и плотности, а также о его предельно заданных габаритах определяют во многом габаритные параметры кабины аэрокосмического аппарата, и, следовательно, его массу.

Для аэрокосмических аппаратов, рассматривавшихся для использования в составе различных проектов последнего времени, численность экипажа варьировалась от 3 до 8 человек. В настоящее время большинство исследователей соглашается с мнением, что за наиболее реальный состав штатного экипажа СА следует принять экипаж, состоящий из 4÷6 человек, из которых в управлении полетом должны участвовать 2 человека (командир и бортинженер). Остальной экипаж можно рассматривать как участников экспедиции на орбитальную станцию.

Полезные грузы, размещаемые в кабине аэрокосмического аппарата капсульного типа, уступают по параметрам массе и габаритам полезного груза на борту ВК «Спейс Шаттл» ($G = 30\text{т}$). Обычно ориентируются на массу полезного груза, возвращаемого с орбиты, до $0,5 \div 3\text{т}$.

Имеется достаточно оснований так сбалансировать состав экипажа и массогабаритные характеристики полезного груза, чтобы появилась возможность использовать СА для аварийного возвращения на Землю, кроме командира и бортинженера, дополнительно 4-6 человек из состава экипажа орбитальной станции (вариант корабля-спасателя).

Одним из наиболее сложных процессов при проектировании является определение

габаритно-массовых характеристик аппарата при заданных техническим заданием условиями выбора аэродинамической схемы. Суммарные массовые и объемные характеристики аппарата выразятся через составляющие элементы функциональных групп.

$$G_{ca} = G_{I\phi\Gamma} + G_{II\phi\Gamma} + G_{III\phi\Gamma} + G_{IV\phi\Gamma} + G_{V\phi\Gamma} + G_p$$

$$V_{ca} = V_{I\phi\Gamma} + V_{II\phi\Gamma} + V_{III\phi\Gamma} + V_{IV\phi\Gamma} + V_{V\phi\Gamma} + V_p + V_{св}$$

где G_p - резерв массы аппарата; $V_{св}$ - свободный объем аппарата; V_p - резерв объема аппарата.

Указанные составляющие определяются с использованием статистических зависимостей по базовому варианту аппарата-аналога и по альтернативным проектным разработкам. Переход к аэродинамической схеме аппарата класса «несущий корпус» проводится с использованием критериальных зависимостей ($K_{зап}$, $K_{гип}$, и т.д.) и массогабаритных параметров аппарата базовой схемы. Массогабаритные характеристики составляющих элементов первой функциональной группы выразятся следующим образом:

$$G_{I\phi\Gamma} = n_{ЭК} G_{ЭК} + G_{ПГ}$$

$$V(I_{\phi\Gamma}) = V_{ЭК} + V_{ПГ} + V_{св} = n_{ЭК} \frac{G_{ЭК}}{\rho_{ЭК}} K_{ЭК} + \frac{G_{ПГ}}{\rho_{ПГ}} K_{ПГ} + V_{св}$$

$\rho_{ЭК}$ - удельный объем, занимаемый пилотом;

$K_{ЭК}$, $K_{ПГ}$ - коэффициенты плотности компоновки экипажа и ПГ в гермокабине.

Входящий в формулу свободный объем аппарата определяет уровень комфорта кабины экипажа и рассчитывается отдельно как для зоны установки кресел командира и бортинженера, так и для остальных членов экипажа. Естественно, принимается во внимание обеспечение благоприятных условий для командира и бортинженера по управлению кораблем, а также условий покидания кабины аппарата после посадки в нерасчетных условиях. Временной фактор также оказывает значительное влияние на величину свободного объема гермокабины.

Ко второй группе относится система энергопитания, габаритно-массовые характеристики, которой определяются заданным уровнем энергопотребления на управление кораблем и на научную программу. В соответствии с программами-аналогами и статистическими данными можно представить следующие зависимости:

$$G_{II\phi\Gamma} = G_{сэп} + G_{бкс}$$

Масса и объемно-габаритные характеристики системы энергопитания аэрокосмического аппарата определяются программой работы последнего, величиной энергопотребления его систем (постоянных, сеансных и пиковых нагрузок на СЭП), а также типом аккумулирующих и генерирующих электроэнергию элементов системы.

Программа работы аэрокосмических аппаратов предусматривает электропитание систем СА на участках выведения, орбитального полета, на внеатмосферном, атмосферном и посадочном участке спуска. Кроме того, часть систем должна функционировать и после посадки (СОЖ, СТР, радиосистемы и т.д.). Если транспортный космический корабль выполнен по схеме «Союз-ТМ», то в спускаемом аппарате размещаются элементы СЭП, обслуживающие системы СА после его разделения с приборно-агрегатным отсеком. Если не учитывать энергозатраты на специальные научные эксперименты на борту СА, то, базируясь на уровне энергопотребления приборных систем и конструктивных агрегатов СА «Союз-ТМ», запитываемых от блока аккумуляторных серебряно-цинковых батарей (СУД, СИОС, СУБК, АСП, СОЖ, СТР, радио- и телевизионных систем), можно оценить энергоемкость суммарно в 100 А·час, что при пиковых токах на пиротехнических системах обеспечено аккумуляторной батареей массой 45 кг и объемом 38 л. Определяющим фактором для блока электропитания СА величины пиковых токовых нагрузок на СЭП, в основном от пиротехнических систем, и работоспособность систем обеспечения спуска и посадки при повышенных токовых нагрузках. Указанная батарея выполнена в герметичном варианте, что для спускаемых аппаратов класса «Союз» признано целесообразным.

Изменение программы работы аппарата, увеличение численности экипажа и, соответственно, его массовых и габаритных параметров (переход к аппарату увеличенного объема), может привести к необходимости иметь на борту СА более мощную СЭП по сравнению с принятой за базовую СЭП СА «Союз-ТМ».

Так, для рассматриваемых альтернативных вариантов СА класса «Союз» увеличенного диаметра его СЭП и БКС изменяются, начиная с СА D=3 м практически линейно. Аналогичный рост массы СЭП и БКС отмечен и для аппаратов класса «несущий корпус», правда, наличие аэродинамических управляемых щитков и дополнительных пиротехнических систем может привести к увеличению массы СЭП на 20% по сравнению с СЭП СА класса «Союз» соответствующего объемно-габаритного ряда. Замена серебряно-цинковых батарей на более энергоемкие литиевые источники тока не приводит к существенному выигрышу в массе аппарата.

Для проведения общих сопоставимых оценок массовых характеристик альтернативных схем аппаратов на начальном этапе проектирования можно достаточно корректно воспользоваться статистическими соотношениями, полученными для аппаратов класса «Союз», оборудованных герметичными серебряно-цинковыми аккумуляторными батареями. Масса СЭП выразится следующей зависимостью:

$$G_{\text{СЭП}} = K_{\text{э}} \cdot E \cdot N_p = 0.45 \cdot E$$

где $N_p = 1.0..2$ - степень резервирования СЭП по жизненно-важным системам (СУД, СИОС, АСП, пиротехнические устройства, и т.д.).

$$V_{\text{СЭП}} = \frac{G_{\text{СЭП}}}{\gamma_{\text{СЭП}}}$$

Здесь $\gamma_{\text{СЭП}} = 1.25$ кг/л; $K_{\text{Э}} = 0.45$ кг/А·час - для серебряно-цинковых батарей в герметичном исполнении.

$$V(I_{\text{ФГ}}) = V_{\text{СЭП}} + V_{\text{БКС}} = \frac{G_{\text{СЭП}}}{\gamma_{\text{СЭП}}} \cdot K_{\text{СЭП}} + \frac{G_{\text{БКС}}}{\gamma_{\text{БКС}}} \cdot K_{\text{БКС}}$$

Массу бортовой кабельной сети можно выразить в виде статистической зависимости как функцию массы токопотребляющей аппаратуры.

К третьей функциональной группе отнесем те системы и агрегаты, на массу и габаритные характеристики которых не оказывают влияния массогабаритные характеристики СА, численность экипажа и автономность аппарата. Масса и габариты этих систем, а это в основном аппаратура системы управления, радиоэлектронная аппаратура, аппаратура автономной регистрации и т.д., зависят в основном от состояния дел в отрасли, производящей эту аппаратуру, от степени резервирования систем на борту аппарата и т.д.

Имеющиеся статистические данные по подобным системам, используемые в проектных исследованиях в настоящее время, базируются на проектных разработках, проводимых в последнее время, а также на информации иностранных источников с той или иной степенью достоверности.

$$G(\text{ШФГ}) = G_{\text{СУД}} + G_{\text{СУБК}} + G_{\text{РТА}} + G_{\text{АРГ}} + G_{\text{АФУ}} + G_{\text{АСП}}$$

$$V(\text{ШФГ}) = V_{\text{СУД}} + V_{\text{СУБК}} + V_{\text{РТА}} + V_{\text{АРГ}} + V_{\text{АФУ}} + V_{\text{АСП}}$$

Для объектов класса «Союз» (для СА «Союз-ТМ») характеристики по массе и объему систем III группы выражаются:

$$G_{\text{ШФГ}} = 235...360 \text{ кг.}$$

$$V_{\text{ШФГ}} = 0,330...0,550 \text{ м}^3$$

К четвертой группе отнесем системы, массогабаритные характеристики которых зависят от численности экипажа и автономности аппарата (число суток автономной работы без кооперированной работы с ОС). К этим системам отнесем систему обеспечения жизнедеятельности (СОЖ), систему терморегулирования и вентиляции (СТР), кресла экипажа (КЭ), и т.д. Некоторые авторы относят КЭ к пятой функциональной группе.

В систему обеспечения жизнедеятельности входят средства подачи газовой смеси, регенерационные устройства, средства водообеспечения, питания, ассенизационные

устройства, средства аварийного обеспечения после разгерметизации СА, скафандры и сопутствующее оборудование, одежда, гидрокombineзоны, средства медицинского обеспечения, носимый аварийный запас и т.д.

К системе терморегулирования отнесем агрегаты холодильно-сушильные, средства подачи теплоносителя, автоматику, и т.д.

$$G_{IV\phi r} = G_{coж} + G_{стр} + G_{кэ}$$

$$V(IV_{\phi r}) = V_{coж} + V_{стр} + V_{кэ} = \frac{G_{сэп}}{сэп} \cdot K_{сэп} + \frac{G_{бкс}}{бкс} \cdot K_{бкс}$$

К пятой функциональной группе относим те системы и агрегаты, массогабаритные параметры которых зависят от массовых, инерционных и габаритных параметров СА, включая форму аппарата. К этим системам относятся:

- комплекс средств посадки, включая систему обеспечения плавучести (КСП) система исполнительных органов спуска (СИОС);
- конструкция (К);
- теплозащита (ТЗП);
- внутренняя теплозвукоизоляция (ТЗИ).

$$G_{v\phi r} = G_{ксп} + G_{сиос} + G_k + G_{тзп} + G_{тзи}$$

$$V_{v\phi r} = V_{ксп} + V_{сиос} + V_k + V_{тзп} + V_{тзи} =$$

$$= K_{ксп} \cdot \frac{G_{ксп}}{ксп} + K_{сиос} \cdot \frac{G_{сиос}}{сиос} + K_{тзи} \cdot \frac{G_{тзи}}{тзи} + S_k \cdot \delta_k + S_{тзп} \cdot \delta_{тзп}$$

Здесь δ_k , $\delta_{тзп}$ - приведенные толщины конструкции и теплозащиты.

На начальном этапе проектирования допускается использование приближенных аналитических зависимостей для определения массы и объемов этих составляющих с использованием исходных форм-аналогов, близких по параметрам к исследуемой форме. Для более точного определения суммарных характеристик используются критериальные зависимости (комплекс проектных критериев), например $K_{зап}$, ϕ_{vx} , ϕ_{vy} , θ , R_x , и т.д.

После выбора типа КСП, принципиальной силовой схемы и состава системы теплозащиты можно воспользоваться статистическими данными или приближенными аналитическими зависимостями с целью оценки характеристик пятой функциональной группы при рассмотрении большого количества альтернативных вариантов СА. Например, массу комплекса средств посадки капсульных аппаратов класса «Союз», использующего парашютно-реактивную систему посадки, можно с достаточной точностью в первом приближении определить по следующей формуле:

$$G_{ксп} = G_{пс} + G_{дмп}$$

$$G_{пс} = G_{оп} + G_{тп} + G_{кд}$$

$G_{оп}$ - масса основного парашюта,

$G_{тп}$ - масса тормозного парашюта,

$G_{кд}$ - масса конструктивных элементов и вытяжного блока.

Для определения массы основной и запасной парашютных систем (запасная находится в «холодном» резерве), используем следующее выражение:

$$G_{пс} = A_1 \cdot \frac{G_{акла}^{\frac{3}{2}}}{V_y} + A_2 \cdot \frac{G_{акла}}{V_y^2} + A_3 \cdot G_{акла}$$

где $A_1 = 1.85 \cdot 10^{-3}$; $A_2 = 0,65$; $A_3 = 0,0136$;

(для ЗСП $A_3 = 0,011$).

Система исполнительных органов спуска (СИОС), относимая к V функциональной группе, обладает некоторыми свойствами систем III функциональной группы - в данном случае это относится к пневмогидроавтоматике, датчиковой аппаратуре и отдельным агрегатам СИОС. Масса и объемные характеристики СИОС определяются многими факторами, к важнейшим из которых следует отнести программу спуска, тип применяемого в СИОС топлива, габаритно-инерционные и аэродинамические характеристики СА, схему размещения микрореактивных двигателей СИОС, степень резервирования каналов управления, принятый закон аварийности элементов СИОС на участке спуска, и т.д. Расход топлива СИОС в основном складывается из расхода на управление аппаратом на участке спуска в атмосфере (развороты по крену, управление по крену и тангажу), на демпфирование колебаний аппарата на участке спуска, на ориентацию аппарата на внеатмосферном участке и т.д.

Для хорошо исследованной схемы СА «Союз», где в качестве топлива СИОС выбрана концентрированная перекись водорода, предусмотрен двойной запас топлива в баках системы в расчете на аварийный сброс топлива из одного из баков в случае возникновения каких либо неполадок в системе. Реальный расход топлива на участке спуска по каналу крена (управление подъемной силой) составляет обычно $8 \div 12$ кг, расход топлива по каналам тангажа и рыскания не превосходит обычно $3 \div 6$ кг.

Проведенные проектные проработки по ряду перспективных объектов (спускаемые аппараты схемы «Союз» увеличенного диаметра и по ряду альтернативных вариантов СА) показали монотонное возрастание массы топлива и всей СИОС, которую можно выразить следующей статистической зависимостью:

$$G_{тсиос}^c = 4.32 \cdot D^{2.5}$$

$$G_{сиос}^c = K_{сиос} \cdot G_{тсиос}$$

Объемные характеристики системы определяются характеристиками компонентов,

причем в случае использования жидких компонентов (например, H_2O_2 , АТ+НДМГ) эти характеристики можно оценить с помощью сходных зависимостей ввиду доминирующего влияния плотности компоновки трубопроводов СИОС в кабине аппарата и плотности компоновки МРД СИОС.

Использование газообразных компонентов, например O_2 , приводит к некоторому увеличению объема СИОС по сравнению с вариантами при чисто жидкостных компонентах (на $10 \div 15 \%$).

Рассмотрение вариантов СА класса «несущий корпус» не приводит к существенному увеличению массы СИОС по сравнению с вариантами схемы «Союз» сопоставимой массы. В первом приближении для оценки массы топлива СИОС рекомендуется учесть поправку на изменение моментов инерции аппаратов сопоставимых объектов, аэродинамические характеристики формы и степень удлинения аппарата, требующую коррекции длины трубопроводов. Для аппаратов класса «несущий корпус» характерно уменьшение плеча МРД крена по сравнению с аппаратами сопоставимых масс схемы «Союз»).

Некоторые неточности исходных данных, вводимых в расчет для определения массы топлива СИОС, не приводят к качественным ошибкам в оценке массы СА в целом ввиду подавляющего влияния других составляющих, таких, как силовая конструкция, теплозащита и КСП (см рис.). Тем не менее, для получения возможно более точных оценок массы СИОС и всего аппарата на стадии первого приближения рационально использовать инерциальную модель СА, формируемую на основе габаритно-массовой модели аппарата с использованием статистических поправок по реально выполненным спускаемым аппаратам «Союз».

$$G_{\text{ТСИОС}}^{\text{НК}} = G_{\text{ТСИОС}}^{\text{С}} (I, P_{\text{уд}}, Sp, n)$$

$$G_{\text{СИОС}}^{\text{С}} = G_{\text{ТСИОС}}^{\text{С}} \cdot K_{\text{СИОС}}$$

$$K_{\text{СИОС}} = \frac{3.53}{2.25 \cdot G^{0.25}}$$

$$G_{\text{СИОС}} = 15.23 \cdot D$$

Вклад пятой функциональной группы обычно самый значительный в массовые характеристики аппарата. На первом этапе реализации проекта обычно допустимо использовать данные по изделиям-аналогам (табл. ...) для получения первых оценочных результатов и формирования исходных данных для более точного расчета аэробаллистических характеристик и для уточнения схемы теплозащиты и силовой конструкции.

Появляется возможность более точного представления компоновки СА и

проработки общей схемы транспортного космического корабля (уточняются интерфейсы между отсеками ТКК и ОС, между СА и ракетой-носителем).

Распределение систем и агрегатов по группам не следует рассматривать как абсолютное, поскольку зависимости массы и габаритов аппаратуры от факторов, в соответствии с которыми обозначены группы, достаточно пластичные, имеются в наличии переходные формы воздействия. Отдельные системы или составные части систем могут соотноситься к нескольким функциональным группам. Например, масса и габаритные характеристики БКС могут определяться не только массой токопотребляющей аппаратуры, но и линейными (габаритными) параметрами отсека, степенью агрегатирования ТКА, и т.д.

Как уже указывалось выше, массогабаритные и инерционные зависимости для спускаемых аппаратов капсульного типа в основном имеют монотонно возрастающий характер при варьировании такими граничными условиями, как численность экипажа, время автономной работы аппарата, масса и габаритные размеры полезного груза. Наконец, существенные ограничения на массу и габариты самого аппарата нАДывают такие системы, как, например, как КСП.

При этом сравнительные критерии, такие, как аэродинамическое качество Кгип, коэффициент заполнения (объемный КПД) Кзап, центровочные критерии, проявляют некоторые свойства оптимизируемых параметров на стадии изучения аэродинамической формы.

Насколько известно, оптимизация аэродинамических характеристик форм проводилась в основном с целью получения тел минимального сопротивления или заданного аэродинамического качества при выбранных формах поперечного сечения аппарата и внешних обводах боковой поверхности.

Задача перехода к телам конкретных конечных размеров с выходом на массовые характеристики не ставилась, что не позволяло сколько-нибудь точно оценить и, тем более, рекомендовать какие либо из оптимизируемых форм для реальной проектной проработки. Это относилось даже к простейшим конфигурациям, таким, как полуконические аппараты, весьма популярным для проведения проектных изысканий по выбору формы СА класса «несущий корпус».

Впервые предпринятая попытка проведения подобного исследования в 1968 году применительно к аэрокосмическим аппаратам гиперболического диапазона скоростей входа в атмосферу не вылилась в создание методологии, увязывающей проектно-аэродинамические и массовые и инерционные исследования аппаратов вследствие ряда причин, одной из которых являлось отсутствие достаточно обширной статистики по

массовым и объемно-компоновочным характеристикам аппаратов.

Проектная методология предлагает ряд практических рекомендаций по решению этой сложной технической задачи, опирающихся на реальную статистику по аэрокосмическим аппаратам и на проведенные проектные проработки перспективных аппаратов с использованием расчетного задела по аэродинамическим исследованиям и расчетам тепловых процессов при входе в атмосферу.

Примером таких рекомендаций может являться преобразованная система уравнений для определения объемно-массовых характеристик наиболее популярных сегментально-конических спускаемых аппаратов класса «Союз» «скользящего» спуска, где характерным варьируемым элементом является диаметр спускаемого аппарата. Для анализа аэродинамических схем СА класса «Союз» это дало возможность воспользоваться подробно разработанными статистическими массовыми и объемными зависимостями по конструкции, теплозащите и приборному оборудованию.

Анализ этих зависимостей позволяет сделать вывод о необходимости введения «замыкающего» элемента массогабаритной сводки аппарата, каковым является полезный груз, дающий возможность регулировать как массовые ограничения (через P_x и $\gamma_{СА}$), так и эргономические характеристики кабины экипажа.

После проведения соответствующих преобразований система уравнений для определения массовых характеристик обозначенных выше функциональных групп записывается следующим образом:

$$G_{АКЛА} = n_{ЭК} \cdot G_{ЭК} + 0.45 \cdot E + G_p + 35.47 \cdot n_{ЭК} + 14 \cdot n_{ЭК} \cdot t_{авт} - (n_{ЭК} \cdot t_{авт})^2 + 3.9 \cdot D^{2.978} + 15.28 \cdot D^{2.25} + 131 \cdot D^{2.2} + 2.075 \cdot D^2 + 63.38 \cdot D^{1.985} + 98 \cdot D^{1.895} + 2.5 \cdot D^{1.5} + 422 + G_{БГ}$$

Приняв для конкретного случая реализации СА транспортного космического аппарата типа «Союз» в качестве базовых значений $n_{ЭК}=3$ чел, $G_{ЭК}=80$ кг, $t_{авт}=2$ суток и преобразовав степенную зависимость от диаметра аппарата, проведем упрощение уравнения

$$G_d = 286 \cdot D^{2.2}$$

$$G_{АКЛА} = 900 + G_{ПГ} + 0.45 \cdot E + 286 \cdot D^{2.2} + G_p + G_{БГ}$$

Для СА «Союз» энерговооруженность СЭП составляет $E=100$ А·ч, для СА большего диаметра энерговооруженность может быть увеличена в 2-3 раза. При известном несовершенстве компоновки и для парирования технологических отклонений масса балансирующего груза может составить от 5 до 8 процентов суммарной массы аппарата. Кроме того, установим резерв массы 5% от $G_{СА}$ на случай непредвиденных доработок конструкции и систем СА.

Расчет массы аппарата с использованием вышеприведенных зависимостей обеспечивает точность оценки массы около $\pm 3\%$, что поможет решить задачу выбора рационального варианта СА при проведении широкого проектного исследования самых разнообразных аэродинамических схем капсульного типа, доводя эти исследования до логичных результатов в области массовых, компоновочных и инерционных характеристик.

Соотношения для определения суммарного объема и габаритных размеров аэрокосмического аппарата имеют более усложненную структуру по сравнению с соотношениями для расчета массовых характеристик.

С одной стороны, приходится использовать более сложные зависимости для определения объема достаточно разнообразной аппаратуры и агрегатов, зачастую не имеющих в системе каких-либо характерных идентификационных признаков. С другой стороны, появление новых, не всегда могущих быть описанными факторов, в частности эргономических, связанных с особенностями конкретной компоновки кабины экипажа и необходимостью обеспечения свободного объема кабины для осуществления функций управления аппаратом, приводит к необходимости с разных позиций оценивать объем аппарата в пилотируемом и беспилотном вариантах.

Здесь в основном пришлось использовать многолетний опыт проектирования СА «Союз», позволивший определить ряд опытных коэффициентов плотности компоновки аппаратуры и экипажа в характерных зонах гермокабины и увязать в единую систему процесс формирования объемно-массовых зависимостей. Объемное уравнение для аппарата, полученное суммированием уравнений для вышеуказанных функциональных групп, достаточно громоздко, однако после соответствующих преобразований становится удобным для проведения работ по формированию облика СА совместно с массовым уравнением.

$$V_{\text{АКЛА}} = V(I_{\text{ФГ}}) + V(II_{\text{ФГ}}) + V(III_{\text{ФГ}}) + V(IV_{\text{ФГ}}) + V(V_{\text{ФГ}}) + V_{\text{П}}$$

$$V(I_{\text{ФГ}}) = n_{\text{пилотов}} \cdot \frac{G_{\text{пил}}}{\rho_{\text{ЭК}}} \cdot K_{\text{ЭК}} + \frac{G_{\text{ПГ}}}{\rho_{\text{ПГ}}} \cdot K_{\text{ПГ}} + n_{\text{ЭК}} \cdot V_{\text{СВ}}$$

Здесь $V_{\text{СВ}} = 0.5 \text{ м}^3 / \text{чел.}$, отсутствие комфорта, экстремальные условия пребывания в кабине (несколько часов); $V_{\text{СВ}} = 1 \text{ м}^3 / \text{чел.}$, стесненные условия, 0.5-2 суток; $V_{\text{СВ}} = 2 \text{ м}^3 / \text{чел.}$ - удовлетворительные условия пребывания во время непродолжительной экспедиции, 2-5 суток.

$$V(II_{\text{ФГ}}) = 0.36 \cdot E + \frac{0.126 \cdot 10^{-3} \cdot G^2(III_{\text{ФГ}}) + 0.128 \cdot G(III_{\text{ФГ}}) + 28.5}{\text{бкс}}$$

$$V(III_{\text{ФГ}}) = \frac{G_{\text{суд}}}{\text{суд}} \cdot K_{\text{суд}} + \frac{G_{\text{субк}}}{\text{субк}} \cdot K_{\text{субк}} + \frac{G_{\text{рта}}}{\text{рта}} \cdot K_{\text{рта}} + \frac{G_{\text{афу}}}{\text{афу}} \cdot K_{\text{афу}} + \frac{G_{\text{асп}}}{\text{асп}} \cdot K_{\text{асп}}$$

$$V(IV_{\text{ФГ}}) = \frac{K_{\text{сож}}(16.5 \cdot n_{\text{ЭК}} + n_{\text{ЭК}} \cdot t_{\text{авт}} \cdot G_{\text{ВП}})}{\text{сож}} + \frac{K_{\text{стр}}(67 + 6.47 \cdot n_{\text{ЭК}} + 2.5D + 6.65n_{\text{ЭК}} \cdot t_{\text{авт}})}{\text{стр}} +$$

$$+ \frac{K_{\text{кэ}}}{\text{кэ}} G_{\text{кэ}} \cdot n_{\text{кэ}}$$

Ошибка в определении объема аппарата при использовании этого метода обычно не превышает 3÷5% для объектов класса «Союз».

Для СА класса «несущий корпус» рекомендуется использовать критериальный переход от базовой формы «Союз» через объемный КПД (Кзап). Удельная плотность блоков и элементов аппаратуры, а также плотность компоновки по характерным зонам аппарата приводятся в таблице.

Оба предложенных уравнения (для массы и объема) решаются одновременно методом последовательных итераций, (обычно достаточно 23^x приближений), варьируя характерные размеры аппарата, и проводится окончательное объемно-массовое регулирование.

Как и в уравнении для расчета массы, «замыкающим» элементом является полезный груз, к которому добавляется резервный объем, в ряде случаев составляющий при анализе перспективных компоновок 4-6 % от суммарного объема аппарата. Кроме того, функцию «замыкающего» элемента может выполнять и свободный объем, обычно в дальнейшем в процессе рабочего проектирования доводимый до минимальных значений.

Для компоновочной схемы СА класса «Союз», и для аппаратов класса «Аполлон», варьирование габаритными размерами аппаратов в пределах объемов СА, характерных для аппаратов малой и средней массовой размерности, показывает монотонное возрастание таких компонентов, как конструкция, теплозащита, система исполнительных органов, комплекс средств посадки. Эта закономерность прослеживается на рис. 3 и рис. 4.

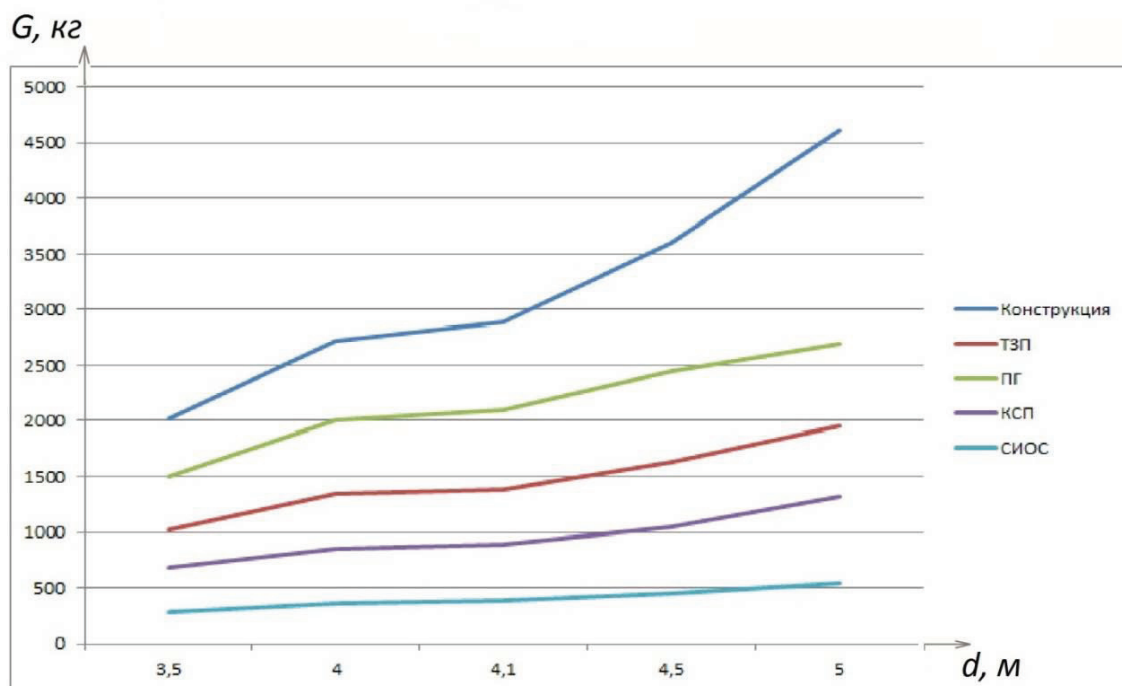


Рис. 3. Изменение массы компонентов с изменением габаритных размеров СА «Союз»

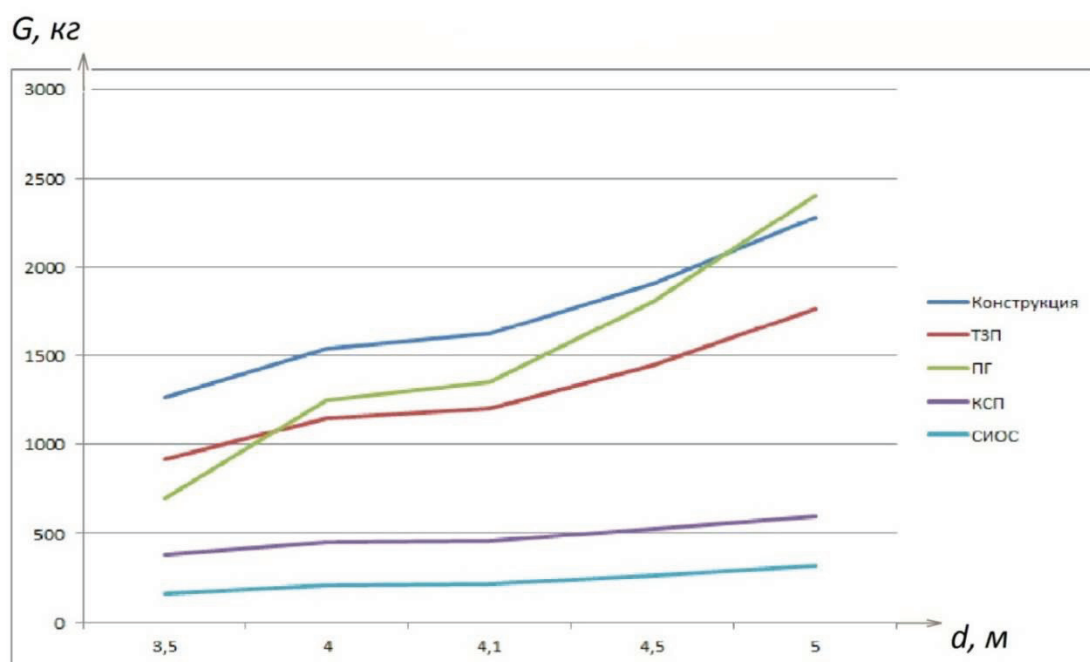


Рис. 4. Изменение массы компонентов с изменением габаритных размеров СА «Аполлон»

Если исследование проводится при наличии исходных ограничений на численность экипажа и время автономной работы СОЖ, единые для всего диапазона объемов СА, то, как указывалось выше, естественным замыкающим элементом является полезный груз. В общем случае, на этапе первого приближения можно отметить также тенденцию к монотонному возрастанию массы полезного груза.

Более тщательный проектный анализ, однако, не дает уверенности в легкой осуществимости таких вариантов в силу имеющихся центровочных ограничений и сильного влияния компоновочных характеристик полезного груза на инерциальную модель СА. Для СА увеличенных габаритов компоновка полезного груза значительной массы и габаритов уводит суммарный центр масс полезной нагрузки из зоны, максимально приближенной к центру масс СА. Операция снятия и установки ПГ, осуществляемая в процессе выполнения программы полета, заставляет прибегать к компенсации этих отклонений центра масс и моментов инерции с помощью заранее планируемых балансирующих грузов, что в общем случае предполагает соответственное увеличение суммарной массы СА.

Таким образом, в области увеличенных диаметров $CA \div (D_{\text{н}}) = 3.5$ обнаруживается выход на предельно допустимые значения массы и объема ПГ, уступающие предельным теоретическим значениям, полученным как замыкающий элемент в соответствии с изменением плотности аппарата в зависимости от роста габаритных размеров СА.

Анализ массовых сводок капсульных аэрокосмических аппаратов показывает, что основной процент массы составляет конструкция.

В конструкцию основной вклад вносит конструкция корпуса аппарата, а также некоторые конструктивные системы, связанные с функциональными особенностями аппарата.

Основными факторами, определяющими массу конструкции аппарата, являются:

1. Объёмно-поверхностные характеристики аппарата
2. Уровень нагрузок на корпус аппарата (расчётное давление в гермоотсеках, нагрузки на участке выведения, на участке спуска в атмосфере в штатном и аварийном случае, на участке срабатывания комплекса средств посадки, включая ударные нагрузки при посадке аппарата)
3. Характеристики материалов, используемых при создании аппарата.
4. Аэродинамическая форма аппарата
5. Компоновочная схема (схема люков, гермоконтейнеров, силовых узлов связи с отсеками космического корабля и ракеты-носителя).

Учёт всех особенностей конструктивной схемы на начальном этапе проектирования невозможен, поэтому для наибольшей достоверности оценки массы конструкции следует использовать статистику как по суммарным характеристикам конструкции в целом (наиболее грубая оценка), так и статистику по отдельным элементам и агрегатам известных конструктивных аналогов. При этом рекомендуется использовать

результаты объёмно-габаритного анализа аэродинамической формы аппарата, то есть такие известные характеристики, как поверхностные поэлементные характеристики аппарата (лобовой теплозащитный экран, боковая поверхность, донные элементы, характеристики парашютных контейнеров и ниш, входящих в состав конструкции), а также параметры основных силовых элементов (шпангоуты, лонжероны, стрингерный набор, силовые рамы и нервюры). Приняв определённый уровень давления в гермокабине, можно определить необходимые толщины оболочек гермоотсеков с учётом технологических возможностей изготовления. Для спускаемых аппаратов класса «Союз» с учётом имеющейся статистики по реально выполненным аппаратам определение массовых характеристик конструкции не представляет затруднений.

Для общих предварительных оценок массы конструкции аппаратов различных классов («Союз», «Аполлон», «несущий корпус») расчёт проводится достаточно приближённо, используя статистические данные по относительным массовым характеристикам конструкции (масса квадратного метра конструкции переднего днища и боковой поверхности).

Некоторую коррекцию массовых характеристик конструкции можно провести в зависимости от величины суммарного объёма аппарата. Для аппаратов класса «Союз» эти зависимости уточняются с учётом реального диаметра мидела аппарата. Полученная в первом приближении масса конструкции спускаемого аппарата, естественно, должна уточняться на последующих стадиях массового анализа, когда оценивается выгодность перехода на более перспективные материалы силовой конструкции, или уточняются отличия рассматриваемой силовой схемы от классической схемы СА «Союз». Например, учитывается изменение состава комплекса средств посадки («холодное» или «горячее» резервирование парашютных систем, применение внешнего амортизатора корпуса спускаемого аппарата, и т.д.).

Доля конструктивных элементов, образующих гермоконтур аппарата, относительно невелика, несмотря на то, что расчётные толщины оболочек, рассчитанных на внутреннее давление, для аппаратов небольших габаритов, например, для СА «Союз», существенно меньше толщин оболочек, назначаемых из технологических соображений. Так, например, переднее герметичное сферическое днище СА, выполненное из алюминиево-магниевого сплава АМгб ($\rho = 32 \text{ кг/мм}^3$), при расчётной толщине листа 1 мм изготавливается из листа толщиной $2 \div 3.5 \text{ мм}$. При увеличении диаметра СА разница между технологическими толщинами и толщинами листа, определёнными из расчёта на прочность, практически исчезает.

Кроме того, значительную долю массы силовой конструкции приходится отводить на многочисленные сварные элементы (фланцы, окантовки люков, гермовводы), ввиду необходимости обеспечения надёжной герметизации кабины космонавтов с учётом длительной эксплуатации космических объектов в условиях глубокого вакуума забортного пространства. Опять же, относительная доля этих элементов с увеличением габаритных размеров космического аппарата прогрессивно уменьшается.

Правда, условия нагружения силовой конструкции сосредоточенными усилиями и изгибающими моментами (рывки парашютов, удар о твёрдую поверхность при посадке) приводят к кубическим зависимостям массовых характеристик от диаметра спускаемого аппарата.

Масса конструктивных систем (пиротехнические системы разделения и отстрела отсеков и агрегатов) достаточно точно может быть оценена с помощью статистических зависимостей, разработанных с использованием данных по СА «Союз».

Особо следует отметить проектный подход к реализации коррекции положения центра масс СА с помощью балансировочного груза. Балансировочный груз, устанавливаемый для коррекции компоновочных ошибок и отклонений на начальном этапе проектирования, а также для коррекции производственных отклонений, может быть принят на этапе начального проектирования равным $\pm 4\%$ от стартовой массы СА. В качестве материала балансировочных грузов используется свинец.

Для «Союза» и «несущего корпуса», изменение габаритных размеров аппаратов показывает монотонное возрастание конструкции, теплозащиты, системы исполнительных органов, комплекса средств посадки. В общем случае, на этапе первого приближения можно отметить также тенденцию к монотонному возрастанию массы полезного груза. Но более тщательный проектный анализ не дает уверенности в легкой осуществимости таких вариантов, так как имеются центровочные ограничения и сильное влияние компоновочных характеристик полезного груза на инерциальную модель СА.

Для СА увеличенных габаритов компоновка полезного груза значительной массы и габаритов уводит суммарный центр масс полезной нагрузки из зоны, максимально приближенной к центру масс СА. Операция снятия и установки ПГ, которая осуществляется в процессе выполнения программы полета, заставляет прибегать к компенсации этих отклонений центра масс и моментов инерции с помощью заранее планируемых БГ, что предполагает увеличение и суммарной массы СА.

Таким образом, в области увеличенных диаметров СА ($D = 3.5 \div 5$ м) обнаруживается выход на предельно допустимые значения массы и объема ПГ, уступающие предельным теоретическим значениям, полученным как замыкающий

элемент в соответствии с изменением плотности аппарата в зависимости от роста габаритных размеров СА. В табл. 2 представлены объемно-габаритные и массовые характеристики СА «Аполлон» со следующими характеристиками формы:

$$\Theta_C=70^\circ, \Theta_K=20^\circ, \lambda=0.65, D=3 \div 6 \text{ м}, K_{3АП}=0.878, G_T/S_P=543 \text{ кг/м}^2, V_{CA}=0.3204 D^3, S_{CA}=2.578 D^2.$$

Сравнительные массовые характеристики СА «Союз» и СА класса «несущий корпус» представлены в табл. 3.

Таблица 2

Объемно-габаритные и массовые характеристики СА сегментально-конической формы класса «Аполлон»

№	D	м	3	3.25	3.5	3.75	4	4.25	4.5	4.75	5	5.25	5.5	5.75	6	Коэф. D
1	R	м	4.386	4.751	5.117	5.482	5.848	6.213	6.579	6.944	7.31	7.675	8.041	8.406	8.772	1.462
2	d	м	1.771	1.921	2.068	2.216	2.364	2.512	2.659	2.807	2.955	3.103	3.25	3.398	3.546	0.591
3	L _C	м	0.264	0.287	0.309	0.331	0.353	0.375	0.397	0.419	0.441	0.463	0.485	0.507	0.529	0.088
4	L _{УК}	м	1.686	1.826	1.966	2.107	2.245	2.388	2.528	2.669	2.809	2.95	3.09	3.231	2.971	0.562
5	L _Σ	м	1.95	2.113	2.275	2.438	2.6	2.763	2.925	3.088	3.25	3.413	3.575	3.738	3.9	0.65
6	S _C	м ²	7.288	8.554	9.92	11.388	12.957	14.628	16.398	18.269	20.245	22.32	24.497	27.775	29.129	0.81
7	S _{УК}	м ²	13.448	15.782	18.304	21.013	23.907	26.99	30.258	33.032	37.355	41.185	45.2	49.403	53.791	1.494
8	S _Д	м ²	2.469	2.897	3.36	3.858	4.389	4.955	5.555	6.188	6.858	7.561	8.298	9.069	9.875	0.274
9	S _Σ	м ²	23.21	27.23	31.58	36.26	41.25	46.57	52.21	58.17	64.46	71.07	78.25	85.25	92.82	2.578
10	S _P	м ²	7.069	8.296	9.621	11.045	12.566	14.197	15.904	17.719	19.345	21.648	23.758	25.968	28.295	0.785
11	V _C	м ³	0.944	1.201	1.5	1.844	2.239	2.685	3.187	3.749	4.372	5.061	5.819	6.65	7.555	0.035
12	V _{УК}	м ³	7.706	9.797	12.236	15.049	18.265	21.908	26.006	30.586	35.674	41.297	47.482	54.255	61.644	0.285
13	V _Σ	м ³	8.65	11	13.74	16.9	20.51	24.6	29.2	34.34	40.05	46.36	53.31	60.94	69.21	0.32
14	D ²	м ²	9	10.563	12.25	14.063	16	18.063	20.25	22.56	25	27.563	30.25	33.063	36	
15	D ³	м ³	27	34.328	42.875	52.734	64	76.766	91.125	107.172	125	144.703	166.375	190.109	216	
16	γ _{СА}	т/м ³	0.46	0.432	0.411	0.35	0.34	0.315	0.29	0.27	0.255	0.24	0.23	0.225	0.2245	
17	G _{САТ}	кг	3979	4752	5647	5915	6973	7749	8468	9272	10212	11126	12261	13712	15538	
18	G _{САТ} / S _P	кг/ м ²	563	572	586	535	555	546	532	523	528	514	516	528	549	
19	G _{СА} УСРЕД Н	кг	3838	4505	5224	5997	6823	7709	8636	9621	10504	11755	12900	14101	15418	G _{Т/} S _P =543 кг/ м ²
20	γ _{СА} УСРЕД	т/м ³	0.443	0.409	0.38	0.355	0.333	0.313	0.295	0.28	0.262	0.254	0.242	0.231	0.223	

Сравнительные массовые характеристики СА

№	Наименование	Индекс	Форма-аналог СА «Союз». D=3.5м V=22.5м ³ S=40.8м ² K _{ЗАП} =0.945						Аппарат класса «несущий корпус». L=7.7м V=29.3м ³ S=71.8м ² K _{ЗАП} =0.826					
			Беспилотный вариант			Пилотируемый вариант			Беспилотный вариант			Пилотируемый вариант		
			G(кг)	γ (кг/л)	V(м ³)	G(кг)	γ (кг/л)	V(м ³)	G(кг)	γ (кг/л)	V(м ³)	G(кг)	γ (кг/л)	V(м ³)
1	Экипаж	Э	-	-	-	320	0.95	0.339	-	-	-	320	0.95	0.339
2	Полезный груз	ПГ	2000	0.2	8	1500	0.2	7.5	2000	0.2	8	1500	0.2	7.5
3	Система энергоснабжения -Источники энергии, аппаратура	СЭП	310	1.05	0.295	310	1.05	0.295	460	1.07	0.43	460	1.07	0.43
		ИЭ	90	1.2	0.075	90	1.2	0.075	180	1.2	0.15	180	1.2	0.15
		БКС	220	1	0.22	220	1	0.22	280	1.0	0.28	280	1.0	0.28
4	-Бортовая кабельная сеть Радиоэлектронная аппаратура Радиотехнические системы Система управления бортовым комплексом Система управления движением Система автономной регистрации Датчики Автоматика системы приземления	РЭА	415	0.837	0.495	415	0.837	0.495	648	0.823	0.787	648	0.823	0.787
		РТС	65	0.8	0.081	65	0.8	0.081	65	0.8	0.081	65	0.8	0.081
		СУБК												
		СУД	140	0.785	0.178	140	0.785	0.178	220	0.785	0.281	220	0.785	0.281
		АРГ	147	0.8	0.182	147	0.8	0.182	280	0.8	0.35	280	0.8	0.35
5	Система исполнения органов спуска	Д	23	1.5	0.015	23	1.5	0.015	23	1.5	0.015	23	1.5	0.015
		АСП	40	1	0.04	40	1	0.04	60	1.0	0.06	60	1.0	0.06
			265	0.75	0.354	265	0.75	0.364	300	0.75	0.4	300	0.75	0.4
6	Система обеспечения жизнедеятельности	СИОС	40	0.35	0.114	186	0.38	0.488	400	0.35	0.114	186	0.38	0.488
7	Система терморегулирования	СОЖ	95	0.35	0.271	95	0.35	0.271	140	0.35	0.4	140	0.35	0.4
8	Комплекс средств посадки	СТР	595	0.695	0.86	660	0.65	1.013	835	0.695	1.2	900	0.65	1.385
9	Конструкция	КСП	2070	δ _к =75мм	3.06	2070	δ _к =75мм	3.06	2500	δ _к =80мм	5.75	2500	δ _к =80мм	5.75
10	Теплозащита	К	1020	δ _т =50мм	2.04	1020	δ _т =50мм	2.04	1350	δ _т =75мм	5.4	1350	δ _т =75мм	5.4
11	Балансировочный груз	ТЗП	80	10	0.08	80	10	0.08	150	10	0.15	150	10	0.15
12	Внутренняя	БГ	23	0.15	0.153	23	0.15	0.153	30	0.15	0.2	30	0.15	0.2
		ВТИ												

Успех проектирования СА в значительной степени зависит от достоверности результатов, получаемых при расчетах массы аппарата. Важность этих расчетов объясняется их органической связью с основными этапами создания спускаемых аппаратов. В связи с этим разработка зависимостей для определения масс конструкции, агрегатов и СА в целом представляет собой весьма сложную и трудоемкую задачу. Но вместе с тем она очень важна.

Список литературы

1. Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 344 с.
2. Панкратов Б.М. Спускаемые аппараты. М.: Машиностроение, 1984. 237 с.
3. Миненко В.Е. «Классификация объектов космической техники», - учебное пособие по курсу «Проектирование космических аппаратов», 9 с.
4. Миненко В.Е Учебное пособие по курсу «Проектирование космических аппаратов».