

Методика экспресс-оценки массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов

© В.Е. Миненко¹, А.В. Косенкова¹, С.Б. Быковский¹, А.Г. Якушев²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

² АО «АэроКомпозит», Москва, 125284, Россия

Рассмотрен способ определения массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов на основе статистических данных по различным типам аппаратов-аналогов, а также с помощью полученных на основе статистического анализа аналитических зависимостей. Базовым принят аппарат-аналог спускаемого аппарата класса «Союз». Вычисление масс и объемов систем и агрегатов проведено по зависимостям от характерных размеров спускаемых аппаратов при уточнении аэродинамической формы и эргономических факторов, требующих перекомпоновки аппарата. Сделан вывод о том, что данный анализ применим для определения массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов на стадии эскизного проектирования, а представленный материал в перспективе можно использовать как дополнительный элемент для программного комплекса по выбору оптимальных форм спускаемых аппаратов.

Ключевые слова: несущий корпус, спускаемый аппарат, объемно-массовые характеристики, массовый анализ

Список принятых сокращений

АРГ — система автономной регистрации	СОГС — система обеспечения годового состава
АСП — автоматика системы приземления	СОЖ — система обеспечения жизнедеятельности
АФУ — антенно-фидерные устройства	СПГС — система подачи газовой смеси
БВУ — бортовые вентиляционные установки	СТР — система терморегулирования
БГ — балансировочный груз	СУБК — система управления бортовым комплексом
БКС — бортовая кабельная сеть	СУД — система управления движением
ДМП — двигатели мягкой посадки	СЭС — система электроснабжения
ЗСП — запасная система парашютов	ТЗИ — теплозвукоизоляция
К — силовая конструкция	ТЗП — теплозащитное покрытие
КСП — комплекс средств посадки	ТПА — токопотребляющая аппаратура
КСС — комплекс средств спасения	ФГ — функциональная группа
КЭ — кресла экипажа	ХСА — холодильно-сушильные агрегаты
ОСП — основная система парашютов	Э — экипаж
ПГ — полезный груз	ЭПК — электропневмоклапаны
РЭА — радиоэлектронная аппаратура	
СА — спускаемый аппарат	
СИОС — система исполнительных органов спуска	

Введение. Определение массовых характеристик спускаемых аппаратов (СА) на стадии предварительного проектирования любой аэродинамической схемы в широком диапазоне габаритных размеров связано с решением многопараметрической задачи и представляет значительные технические трудности.

В процессе проектирования масса СА постоянно уточняется, зачастую в большую сторону (рис. 1).

Рассмотрим способ определения массовых и объемных характеристик СА, основанный на статистических данных по различным типам аппаратов-аналогов.

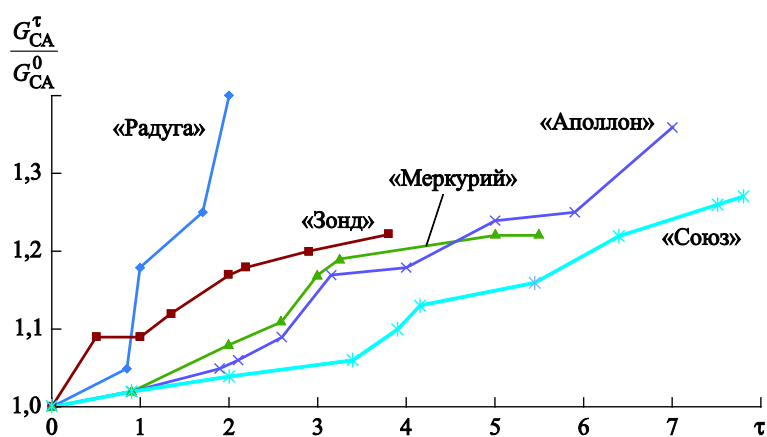


Рис. 1. Увеличение массы спускаемого аппарата в процессе проектирования:

G_{CA}^{τ} — текущая масса СА, кг; G_{CA}^0 — масса на стадии эскизного проектирования, кг; τ — время, годы

Определение объемно-массовых характеристик традиционными методами может оказаться неточным, поэтому в качестве первого приближения для некоторого класса традиционных аэродинамических схем можно использовать эмпирические зависимости, полученные на основе статистического анализа объемно-массовых характеристик спускаемых аппаратов базовой формы «Союз».

Для вычисления масс и объемов систем и агрегатов используются в основном зависимости от характерного размера СА, например, диаметра D (м) или длины L (м) аппарата (рис. 2) и некоторых параметров (критериев), таких, как скорость входа в атмосферу и аэродинамическое качество [1].

Эти зависимости позволяют проводить массовый анализ аэрокосмических аппаратов в достаточно широком диапазоне габаритных размеров при соблюдении требований к единообразию силовой схемы и с использованием традиционных методов проектирования системы теплозащиты.

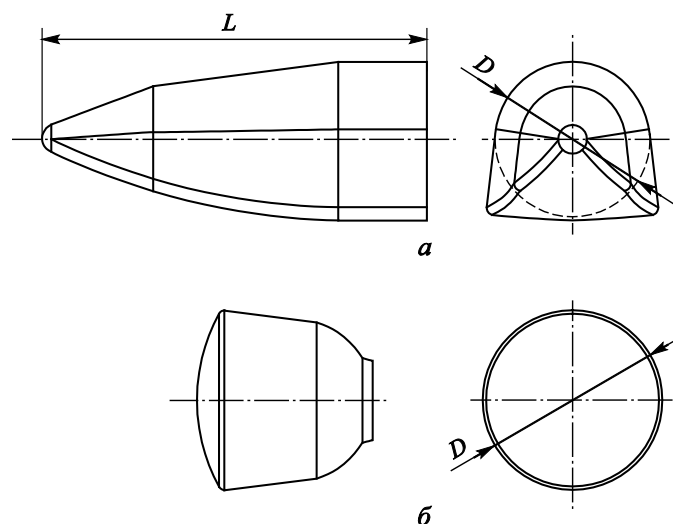


Рис. 2. Характерные размеры для спускаемого аппарата классов «несущий корпус» (а) и «Союз» (б)

Параметрические исследования и массовый анализ в случае большого количества массовых и габаритных параметров целесообразно проводить с помощью метода распределения систем и конструктивных агрегатов (включая конструктивные элементы и теплозащиту) по характерным функциональным группам, зависящим от основных проектных параметров аппаратов [2, 3].

Функциональные группы систем и конструктивных элементов спускаемых аппаратов. Все системы и агрегаты СА распределены по функциональным группам (табл. 1). Используемая индексация систем СА принята в соответствии с применяемой на практике индексацией на некоторых ведущих предприятиях ракетно-космической отрасли в соответствии с литературными источниками [4].

Таблица 1

Распределение систем и агрегатов спускаемых аппаратов по функциональным группам

Номер функциональной группы	Состав	Описание
I	Полезный груз, экипаж	Характеристики полезного груза задаются в техническом задании на проект
II	Система электроснабжения, бортовая кабельная сеть	Массовые характеристики зависят от энергетических характеристик аппаратуры и оборудования, от программы научных экспериментов

Номер функциональной группы	Состав	Описание
III	Система управления движением, система управления бортовым комплексом, радиоэлектронная аппаратура, система автономной регистрации, антенно-фидерные устройства, автоматика системы приземления	Массовые и объемные характеристики определяются в соответствии с текущим уровнем развития в радиоэлектронике и компьютерной технике
IV	Система обеспечения жизнедеятельности и система терморегулирования, кресла экипажа	Массовые характеристики зависят от степени автономности аппарата, численности экипажа и объемно-компоновочных характеристик кабины экипажа
V	Силовая конструкция, теплозащитное покрытие, комплекс средств посадки, система исполнительных органов спуска, внутренняя теплозвукоизоляция	Элементы, массовые и габаритные характеристики которых определяются суммарными массовыми, объемными и инерционными характеристиками спускаемого аппарата

Суммарные массовые G_{CA} (кг) и объемные V_{CA} (m^3) характеристики СА выражают через элементы функциональных групп:

$$G_{CA} = G_{FGI} + G_{FGII} + G_{FGIII} + G_{FGIV} + G_{FGV} + G_P + G_{BG}, \quad (1)$$

$$V_{CA} = V_{FGI} + V_{FGII} + V_{FGIII} + V_{FGIV} + V_{FGV} + V_P + V_{BG} + V_C, \quad (2)$$

где $G_{FG(I-V)}$ — масса функциональных групп, кг; G_P — резерв массы аппарата (около 5 % суммарной массы СА), кг; G_{BG} — масса балансировочного груза (до 10 % суммарной массы СА), кг; $V_{FG(I-V)}$ — объем функциональных групп, m^3 ; V_P — резерв объема аппарата, m^3 ; V_{BG} — объем балансировочного груза, m^3 ; V_C — свободный объем аппарата, m^3 .

В дальнейшем воспользуемся удельной плотностью γ (t/m^3) и коэффициентом плотности компоновки K элементов СА. Эти характеристики постоянно улучшаются, агрегаты и системы аппаратов становятся все более компактными, коэффициенты плотности компоновки стремятся к единице. За отправную точку принимаются характеристики для систем СА класса «Союз» (табл. 2).

Удельные плотности и коэффициенты плотности компоновки элементов СА класса «Союз»

Наименование элементов спускаемого аппарата	Индекс	γ , т/м ³	K
Экипаж	Э	0,8	1,1
Полезный груз	ПГ	0,8	1,3
Система электроснабжения	СЭС	1,0	1,5
Бортовая кабельная сеть	БКС	0,8	2,0
Система обеспечения жизнедеятельности	СОЖ	0,3	1,5
Система терморегулирования	СТР	0,3	1,5
Кресла экипажа	КЭ	1,5	1,3
Комплекс средств посадки	КСП	0,74	1,29
Система исполнительных органов спуска	СИОС	0,5	1,3
Балансировочный груз	БГ	11,3	1,1

Рассмотрим более подробно функциональные группы и их составные части.

Функциональная группа I. К этой группе относятся такие составные элементы, как экипаж (Э) и полезный груз (ПГ) (см. табл. 1). На начальной стадии проектирования оговаривается численность экипажа $n_{\text{Э}}$, принятая номинальная масса отдельного пилота $G_{\text{Э}}$, а также приводятся сведения о свободном объеме $V_{\text{С}}^*$, приходящемся на одного пилота (среднестатистическое значение). Также на стадии формирования технического задания на транспортный космический корабль или СА задаются данные о полезном грузе (выводимом на орбиту в СА и возвращаемом на Землю) в части его суммарной массы $G_{\text{ПГ}}$ (кг) и плотности $\gamma_{\text{ПГ}}$ (т/м³), а также предельные значения габаритов, определяющие во многом габаритные параметры кабины СА и, следовательно, его массу.

Габаритно-массовые характеристики составляющих элементов ФГ $G_{\text{ФГ}}$ (кг) и $V_{\text{ФГ}}$ (м³) выражают следующим образом:

$$G_{\text{ФГ}} = n_{\text{Э}}G_{\text{Э}} + G_{\text{ПГ}}, \quad (3)$$

$$V_{\text{ФГ}} = V_{\text{Э}} + V_{\text{ПГ}} + n_{\text{Э}}V_{\text{С}} = n_{\text{Э}}(G_{\text{Э}}/\gamma_{\text{Э}})K_{\text{Э}} + (G_{\text{ПГ}}/\gamma_{\text{ПГ}})K_{\text{ПГ}} + n_{\text{Э}}V_{\text{С}}^*, \quad (4)$$

где $n_{\text{Э}}$ — численность экипажа, чел.; $G_{\text{Э}}$ — принятая номинальная масса отдельного пилота, кг; $G_{\text{ПГ}}$ — масса полезного груза, кг; $V_{\text{ЭК}}$ — объем экипажа, м³; $V_{\text{ПГ}}$ — объем полезного груза, м³; $V_{\text{С}}^*$ — свободный объем, приходящийся на одного человека в кабине аппарата, м³; $\gamma_{\text{Э}}$ —

удельная плотность пилота, $\text{кг}/\text{м}^3$; $K_{Э}$ — коэффициент плотности компоновки экипажа; $K_{ПГ}$ — коэффициент плотности компоновки полезного груза в гермокабине.

Входящий в формулу для определения суммарного объема аппарата свободный объем V_C^* (м^3) определяет уровень комфорта кабины экипажа, а его расчет проводится отдельно для зоны установки кресел командира и бортинженера и для остальных членов экипажа. При этом принимается во внимание обеспечение благоприятных условий для командира и бортинженера по управлению кораблем, а также возможность покидания кабины аппарата после посадки в нерасчетных условиях.

Временной фактор также оказывает значительное влияние на величину свободного объема гермокабины. Условное зонирование транспортных средств по уровню комфорта [5] представлено на рис. 3.

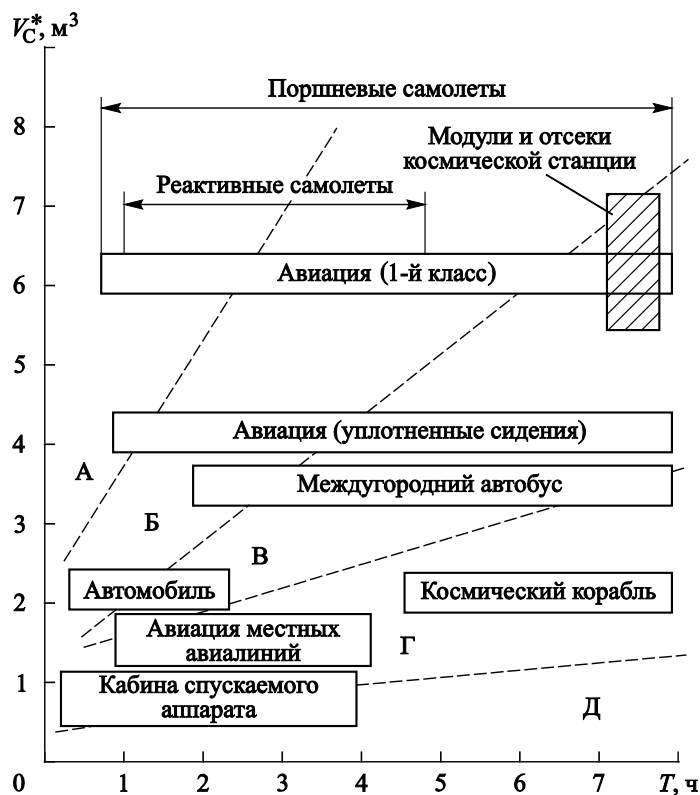


Рис. 3. Зоны комфорта транспортных средств: А — роскошные условия; Б — комфортные условия; В — ограниченные условия; Г — спартанские условия; Д — отсутствие комфорта

Функциональная группа II. К этой группе относится СЭС, массовые и объемно-габаритные характеристики которой определяются программой работы СА, электропотреблением его систем (постоянных и пиковых нагрузок на СЭС), а также типом аккумулирующих и генерирующих электроэнергию элементов системы. Пиковые токовые нагрузки на СЭС определяются в основном работой пиротехнических систем на этапе обеспечения спуска и посадки.

В эту ФГ включают БКС, существенно зависящую от характеристик токопотребляющей аппаратуры и ряда компоновочных факторов. Соответственно, массу ФГII $G_{\text{ФГII}}$ (кг) представляем в виде

$$G_{\text{ФГII}} = G_{\text{СЭС}} + G_{\text{БКС}}, \quad (5)$$

где $G_{\text{СЭС}}$ — масса системы электропитания, кг; $G_{\text{БКС}}$ — масса бортовой кабельной сети, кг.

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 выполняется по схеме «Союз», то в спускаемом аппарате размещаются элементы СЭС, обслуживающие системы СА после его разделения с приборно-агрегатным и бытовыми отсеками.

Если не учитывать электрозатраты на специальные научные эксперименты на борту СА, то, исходя из уровня электропотребления приборных систем и конструктивных агрегатов СА класса «Союз» (СУД, СИОС, СУБК, АСП, СОЖ, СТР, РЭА), запитываемых от блока аккумуляторных серебряно-цинковых батарей [6], оценивается емкость E (А·час) СЭС транспортного космического корабля класса «Союз» суммарно в 100 А·час, что с учетом пиковых нагрузок при работе пиротехнических систем обеспечивается аккумуляторной батареей массой 45 кг и объемом 38 дм³.

Указанная батарея обычно выполняется в герметичном варианте, что для СА класса «Союз» признано целесообразным.

Изменение программы работы аппарата, увеличение численности экипажа и, соответственно, габаритно-массовых параметров аппарата (переход к аппарату увеличенного объема) приводит к необходимости иметь на борту СА более мощную по сравнению с принятой за базовую систему электропитания.

Соответственно, изменяются также и массовые характеристики БКС. Так, для рассматриваемых альтернативных вариантов СА класса «Союз» увеличенного диаметра его СЭС и БКС изменяются, начиная со спускаемых аппаратов с диаметром $D = 3$ м, практически линейно.

Аналогичный рост массы СЭС и БКС отмечен и для аппаратов класса «несущий корпус», однако наличие аэродинамических управляемых щитков и дополнительных пиротехнических систем может привести к увеличению массы СЭС на 20...30 % по сравнению с СЭС СА класса «Союз» соответствующего объемно-габаритного ряда.

Замена серебряно-цинковых батарей на более емкие литиевые источники тока не приводит к существенному уменьшению массы ФГ.

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

Массу системы электроснабжения $G_{СЭС}$ (кг) выражают зависимостью

$$G_{СЭС} = K_{Э}EN_{Р} = 0,45E, \quad (6)$$

где $K_{Э}$ — коэффициент эффективности батареи (0,45 кг/А·ч — для серебряно-цинковых батарей в герметичном исполнении); E — емкость, А·час; $N_{Р}$ — степень резервирования СЭС по жизненно важным системам (СУД, СИОС, АСП, пиротехническим устройствам и т. д.), которая принимается равной от 1 до 2 (1 — без резервирования, 2 — с полным резервированием).

Массу бортовой кабельной сети $G_{БКС}$ (кг) представляем в виде статистической зависимости от массы токопотребляющей аппаратуры (ТПА) $G_{ТПА}$ (кг) и, соответственно, габаритных размеров аппарата (рис. 4).

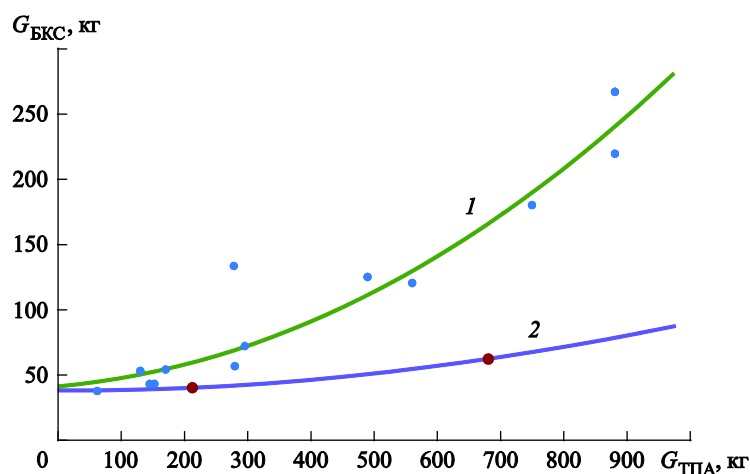


Рис. 4. Зависимость массы бортовой кабельной сети от массы токопотребляющей аппаратуры:

1 — спускаемый аппарат класса «Союз»; 2 — малоразмерный аппарат

Статистическую зависимость массы БКС от массы ТПА для СА класса «Союз» описывает следующая формула:

$$G_{\text{БКС}} = (2,11 \cdot 10^{-4}) G_{\text{ТПА}}^2 + (3,99 \cdot 10^{-2}) G_{\text{ТПА}} + 41. \quad (7)$$

Для СА класса «Союз» масса ТПА принимается равной 1000 кг. Таким образом, объем ФГП ($V_{\text{ФГП}}$ (м^3)) выражают в виде

$$V_{\text{ФГП}} = V_{\text{СЭС}} + V_{\text{БКС}} = (G_{\text{СЭС}} / \gamma_{\text{СЭС}}) K_{\text{СЭС}} + (G_{\text{БКС}} / \gamma_{\text{БКС}}) K_{\text{БКС}}. \quad (8)$$

Функциональная группа III. К этой группе относятся системы и агрегаты, на массу и габаритные характеристики которых не оказывают влияния массовые и габаритные характеристики СА, численность экипажа и автономность аппарата.

Масса и габариты этих систем зависят главным образом от состояния дел в отрасли, производящей эту аппаратуру, и от степени резервирования систем на борту аппарата.

В группу входят следующие системы аппарата: СУД, СУБК, РЭА, АРГ (или «черный ящик»), АФУ, АСП.

Массу $G_{\text{ФГIII}}$ (кг) и объем $V_{\text{ФГIII}}$ (м^3) третьей функциональной группы представляем в виде

$$G_{\text{ФГIII}} = G_{\text{СУД}} + G_{\text{СУБК}} + G_{\text{РЭА}} + G_{\text{АРГ}} + G_{\text{АФУ}} + G_{\text{АСП}}, \quad (9)$$

$$V_{\text{ФГIII}} = V_{\text{СУД}} + V_{\text{СУБК}} + V_{\text{РЭА}} + V_{\text{АРГ}} + V_{\text{АФУ}} + V_{\text{АСП}}. \quad (10)$$

Для объектов класса «Союз» характеристики по массе и объему систем ФГIII находятся в следующих пределах:

$$G_{\text{ФГIII}} = 235 \dots 360 \text{ кг}, \quad V_{\text{ФГIII}} = 0,330 \dots 0,550 \text{ м}^3.$$

Большие значения относятся к многофункциональным аппаратам увеличенных габаритов и усложненного приборного комплекса.

Функциональная группа IV. К этой группе относятся системы, массовые и габаритные характеристики которых зависят от численности экипажа и автономности аппарата (число суток автономной работы без кооперированной работы с орбитальной станцией).

В группу входят следующие системы аппарата: СОЖ, СТР, КЭ.

В СОЖ [7] входят средства подачи газовой смеси, регенерационные устройства, средства водообеспечения, питания, ассенизационные устройства, средства аварийного обеспечения после разгерметизации СА, скафандры и сопутствующее оборудование, одежда, гидрокомбинезоны, средства медицинского обеспечения, носимый аварийный запас.

К элементам СТР, находящимся в СА и входящим в общую систему терморегулирования транспортного космического корабля, от-

носятся агрегаты холодильно-сушильные, средства подачи теплоносителя.

Габаритно-массовые характеристики составляющих элементов ФГИV — $G_{\text{ФГИV}}$ (кг) и $V_{\text{ФГИV}}$ (м³) можно выразить следующим образом:

$$G_{\text{ФГИV}} = G_{\text{СОЖ}} + G_{\text{СТР}} + G_{\text{КЭ}}, \quad (11)$$

$$V_{\text{ФГИV}} = V_{\text{СОЖ}} + V_{\text{СТР}} + V_{\text{КЭ}} = K_{\text{СОЖ}} (G_{\text{СОЖ}} / \gamma_{\text{СОЖ}}) + K_{\text{СТР}} (G_{\text{СТР}} / \gamma_{\text{СТР}}) + K_{\text{КЭ}} (G_{\text{КЭ}} / \gamma_{\text{КЭ}}). \quad (12)$$

Проанализируем массовые характеристики СОЖ и СТР для СА класса «Союз» и класса «несущий корпус» (табл. 3–6).

Таблица 3

Состав и масса элементов системы жизнеобеспечения спускаемого аппарата СА класса «Союз» в зависимости от численности экипажа

Элемент	Масса элемента, кг					
	Численность экипажа, чел.					
	1	3	4	5	6	8
Скафандр	10	30	40	50	60	80
Медицинский пояс, шлемофон, белье	1,2	3,6	4,8	6	7,2	9,6
Полетный костюм	4	12	16	20	24	32
Плавсредства	1,6	4,8	6,4	8	9,6	12,8
Бортовая вентиляционная установка	9	9	12	15	18	24
Система обеспечения газового состава	32	32	44	49	52	70
Система подачи газовой смеси	20	20	29	31	34	38
Автоматика комплекса средств спасения при разгерметизации	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8
Баллоны с кислородом	3,8	3,8	5,2	6,5	7,6	10,4
Система наддува вытеснительных емкостей парашютных систем	9,6	9,6	11,6	14	16	18
Бортовые рационы питания и водообеспечения	1,5	2,5	4	5,5	7	9
Медицинское оборудование	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
Носимый аварийный запас	20	44	55	67	77	100
Бортовая документация	6	6	6	6	6	6
Суммарная масса	130,0	188,6	243,3	289,3	339,7	421,1

Состав и масса элементов системы жизнеобеспечения спускаемого аппарата класса «несущий корпус» в зависимости от численности экипажа

Элемент	Масса элемента, кг					
	Численность экипажа, чел.					
	1	3	4	5	6	8
Скафандр	10	30	40	50	60	80
Медицинский пояс, шлемофон, белье	1,2	3,6	4,8	6	7,2	9,6
Полетный костюм	4	12	16	20	24	32
Плавсредства	1,6	4,8	6,4	8	9,6	12,8
Бортовая вентиляционная установка, шланги, переходники	12	12	15	18	21	27
Система обеспечения газового состава	71	71	95	117	142	181
Система подачи газовой смеси	95	95	107	139	159	213
Заправочная система	28,8	28,8	39,2	48,5	57,6	78,4
Автоматика комплекса средств спасения при разгерметизации	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8
Баллоны с кислородом	3,8	3,8	5,2	6,5	7,6	10,4
Система наддува вытеснительной емкости парашютной системы	10	10	14	18	20	24
Бортовые рационы воды и питания, чехлы, патронташи, средства приема воды	47,8	47,8	63,5	81,5	93,6	124
Ассенизационное устройство	15	15	20	25	30	40
Медицинское оборудование	2	2	2	2	2	2
Носимый аварийный запас	20	44	55	67	77	100
Бортдокументация	6	6	6	6	6	6
Суммарная масса	338,0	395,6	498,9	622,3	726,4	950,0

К системе обеспечения газового состава относят датчики, клапаны, газоанализатор, патроны очистки атмосферы, блок вентиляционных устройств, регенерационные патроны, трубопроводы; к системе подачи газовой смеси — баллоны кислородные, баллон комплекса средств спасения при разгерметизации аппарата, клапаны заправочные, редукторы, фильтры, электропневмоклапаны. В носимый аварийный запас входит контейнер с водой и пищей, лагерное снаряжение, радиосигнальные устройства, гидрокомбинезоны, теплозащитные костюмы.

Таблица 5

Состав и масса элементов системы терморегулирования и вентиляции спускаемого аппарата класса «Союз» в зависимости от характерного диаметра аппарата

Элемент	Масса элемента, кг			
	Диаметр спускаемого аппарата, м			
	2,2	3	4	5
Холодильно-сушильные агрегаты	12	18	22	28
Ручной насос откачки конденсата	1	1	1	1
Емкость для сбора конденсата	3	4	5	6
Распределительный и дренажный клапаны	1	1	1	1
Пироклапаны и фильтры	4	4	4	4
Датчики температуры и гидроразъемы	3	3	3	3
Электрообогреватель иллюминаторов	1	1	1	1
Трубопроводы	5	7	9	12
Заправка системы теплоносителем	4	6	7	10
Вентиляционные устройства	9	10	11	12
Суммарная масса	43	55	64	78

Таблица 6

Состав и масса элементов системы терморегулирования спускаемого аппарата класса «несущий корпус» в зависимости от длины аппарата

Элемент	Масса элемента, кг				
	Длина аппарата, м				
	6	7	8	9	10
Холодильно-сушильные агрегаты	24	24	24	36	48
Емкость для сбора конденсата	3	4	5	6	7
Ручной насос для откачки конденсата	1	1	1	1	1
Распределительные и дренажные клапаны	2	2	2	2	2
Пироклапаны и фильтры	6	6	6	6	6
Датчики температуры и гидроразъемы	4	4	4	4	4
Трубопроводы	14	19	23	28	33
Заправка системы теплоносителем	7	10	12	14	17
Вентиляционные установки	11	12	13	14	15
Автоматика системы*	8	8	8	8	8
Электрообогреватель иллюминаторов	2	2	2	2	2
Суммарная масса СТР	82	92	100	121	143
* В том числе блок автоматического переключения, усилитель-коммутатор, блок автоматического включения.					

Масса КЭ принимается равной от 60 до 124 кг в зависимости от наличия амортизации и систем разворота [8].

Функциональная группа V. К этой группе относятся системы и агрегаты, массовые и габаритные характеристики которых зависят от массовых, инерционных и габаритных параметров СА (т. е., по сути, от формы СА). К этим системам относятся КСП, СИОС, К, ТЗП, ТЗИ.

Соответственно, масса $G_{\text{ФГВ}}$ (кг) и объем $V_{\text{ФГВ}}$ (м^3) ФГВ можно представить в виде

$$G_{\text{ФГВ}} = G_{\text{КСП}} + G_{\text{СИОС}} + G_{\text{К}} + G_{\text{ТЗП}} + G_{\text{ТЗИ}}, \quad (13)$$

$$\begin{aligned} V_{\text{ФГВ}} &= V_{\text{КСП}} + V_{\text{СИОС}} + V_{\text{К}} + V_{\text{ТЗП}} + V_{\text{ТЗИ}} = \\ &= K_{\text{КСП}} (G_{\text{КСП}} / \gamma_{\text{КСП}}) + K_{\text{СИОС}} (G_{\text{СИОС}} / \gamma_{\text{СИОС}}) + S_{\text{К}} \delta_{\text{К}} + \\ &\quad + S_{\text{ТЗП}} \delta_{\text{ТЗП}} + S_{\text{ТЗИ}} \delta_{\text{ТЗИ}}, \end{aligned} \quad (14)$$

где $S_{\text{К}}$ — площадь поверхности силовой конструкции СА, м^2 ; $\delta_{\text{К}}$ — приведенная толщина силовой конструкции, м; $S_{\text{ТЗП}}$ — площадь теплозащиты, м^2 ; $\delta_{\text{ТЗП}}$ — приведенная толщина теплозащиты, м; $S_{\text{ТЗИ}}$ — площадь внутренней тепло звукоизоляции, м^2 ; $\delta_{\text{ТЗИ}}$ — приведенная толщина внутренней тепло звукоизоляции, м.

После тщательного анализа СА класса «Союз» и ряда аппаратов-аналогов были получены статистические зависимости по элементам ФГВ. Рассмотрим их подробнее.

Конструкция и теплозащита. При проведении проектных исследований по спускаемым аппаратам самое пристальное внимание, как правило, уделяется массовым характеристикам К и ТЗП. Применительно к К и ТЗП аппаратов схемы «Союз» подходят следующие статистические зависимости:

$$G_{\text{К}} = 285,6D^2 - 673,6D + 847,6, \quad (15)$$

$$G_{\text{ТЗП}} = 77,98D^2 + 7,79D + 51,41, \quad (16)$$

где D — характерный диаметр СА, м.

Объемы К и ТЗП зависят от их площадей и приведенных толщин. Приведенная толщина — это некая условная величина, которую можно представить в виде функции от характерного диаметра СА (рис. 5).

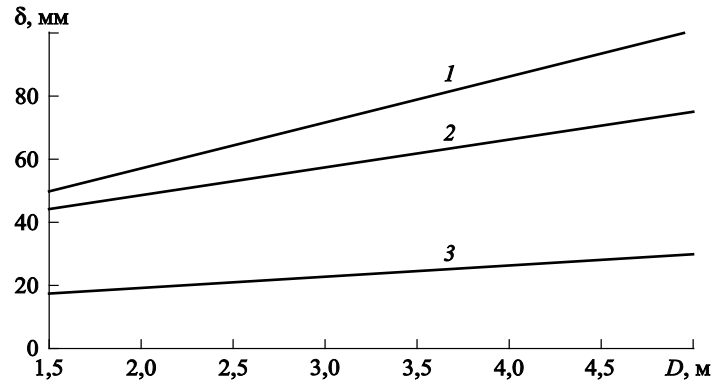


Рис. 5. Зависимость приведенных толщин конструкции, теплозащитного покрытия и внутренней теплозвукоизоляции от характерного диаметра спускаемого аппарата:
 1 — $\delta_k = 28 + 14,55D$; 2 — $\delta_{ТЗИ} = 31 + 8,8D$; 3 — $\delta_{ТЗИ} = 12 + 3,6D$

Комплекс средств посадки. Масса комплекса средств посадки капсульных аппаратов класса «Союз», использующих парашютно-реактивную систему посадки, в первом приближении определяется зависимостью

$$G_{КСП} = 1,11 \cdot 10^{-6} (G_{СА}^*)^2 + 0,071 G_{СА}^* + 63,15, \quad (17)$$

где $G_{СА}^*$ — масса спускаемого аппарата (без КСП), кг.

Состав и масса элементов КСП для СА класса «Союз» представлены в табл. 7.

Таблица 7

Элементы комплекса средств посадки спускаемого аппарата класса «Союз» и их масса в зависимости от массы спускаемого аппарата (без комплекса средств посадки)

Наименование элемента комплекса средств посадки спускаемого аппарата, кг	Масса спускаемого аппарата, кг							
	2733	3659	4583	5509	6435	7359	8280	9186
Основная парашютная система [9]	110	147	184	220	257	294	332	380
Запасная парашютная система	85	113	142	170	198	227	260	297
Двигатели мягкой посадки	21	27	34	41	48	55	61	68
Вытеснительные емкости ОСП и ЗСП	6	9	12	15	17	20	22	24
Автоматика системы приземления	45	45	45	45	45	45	45	45
Суммарная масса	267	341	417	491	565	641	720	814

Система исполнительных органов спуска. Система исполнительных органов спуска [10] обладает некоторыми свойствами систем ФГШ. В данном случае это относится к пневмогидроавтоматике, измерительной аппаратуре и отдельным агрегатам. Масса СИОС определяется 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, степень резервирования каналов управления и принятый закон аварийности элементов на участке спуска. Расход топлива СИОС в основном составляют расходы на управление аппаратом на участке спуска в атмосфере (развороты по крену, управление по крену и тангажу), на демпфирование колебаний аппарата на участке спуска и на ориентацию аппарата на внеатмосферном участке.

Для хорошо исследованной схемы СА «Союз», где в качестве топлива СИОС выбран концентрированный пероксид 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 8...12 кг, расход топлива по каналам тангажа и рыскания не превышает 3...6 кг для СА массой около 3 т.

Проведенные проектные проработки по некоторым перспективным объектам (СА класса «Союз» увеличенного диаметра и ряд альтернативных вариантов СА) показали монотонное возрастание массы топлива и всей СИОС, которое можно выразить статистической зависимостью

$$G_{\text{СИОС}} = 16,39D^2 + 37,33D - 56,47. \quad (18)$$

О балансировочном грузе спускаемого аппарата. Не выявлено практически ни одной конфигурации аэрокосмического летательного аппарата ни среди аппаратов «скользящего» типа, ни среди аппаратов класса «несущий корпус», у которой аэродинамический центр давления был бы приближен к центрам тяжести объема и поверхности, т. е. к центру тяжести К, ТЗП и оборудования, когда потребная центровка аппарата обеспечивалась бы компоновочными средствами (компоновка оборудования и полезной нагрузки) и не возникало бы необходимости введения в состав аппарата специальных БГ.

При известном несовершенстве компоновки и для парирования технологических отклонений масса БГ может составить от 5 до 8 % суммарной массы аппарата.

Так, для спускаемых аппаратов классов «Союз» и «Аполлон» масса установленных на борт балансировочных грузов достигает порядка 150 и 450 кг соответственно.

Заключение. Для компоновочной схемы СА класса «Союз» и для аппаратов класса «несущий корпус» варьирование габаритными размерами показывает монотонное возрастание объемно-массовых характеристик.

Объемно-массовые характеристики первого приближения после проведенного анализа можно определить одновременно с уточнением аэродинамической формы и эргономических факторов, требующих перекомпоновки аппарата. Анализ удобно применять при определении массовых и объемных характеристик СА на стадии эскизного проектирования, а представленный материал в перспективе можно использовать как дополнительный элемент для программного комплекса по выбору оптимальных форм СА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г., Елисеев А.Н. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус». *Наука и образование*, 2015, № 10.
DOI: 10.7463/1015.0815132
- [2] Безвербый В.К., Зернов В.Н., Перельгин Б.П. *Выбор проектных параметров летательных аппаратов*. Москва, МАИ, 1984, 375 с.
- [3] Акопов М.Г., Бекасов В.И., Долгушев В.Г., Евсеев А.С., Каллиоппин А.К., Локшин М.А., Малышев Е.А., Матвеев А.М., Мещерякова Т.П., Павлов А.С., Петров Ю.М., Ружицкая В.В., Северин Г.И., Скиданов С.Н., Стерлин Г.А., Шустров Ю.М. *Системы оборудования летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2005, 558 с.
- [4] Семенов Ю.П., Лопота В.А. *Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва 1946–1996 (Кн. 1)*. Королев, РКК «Энергия», 1996, 675 с.
- [5] Миненко В.Е., Быковский С.Б., Семенов А.Н. Степень комфортности кабины спускаемых аппаратов капсульной формы. *Аэрокосмический научный журнал*, 2017, № 2, с. 17–33.
- [6] Сизов Н.И., Шабловский В.К. *Бортвые источники электропитания*. Москва, Воениздат, 1973, 99 с.
- [7] Иванов Д.И., Хромушкин А.И. *Системы жизнеобеспечения человека при высотных и космических полетах*. Москва, Машиностроение, 1968, 252 с.
- [8] Северин Г.И., Рабинович Б.А. *Проектирование амортизационного кресла пилота летательного аппарата*. Москва, Издательство МАИ, 1987, 59 с.
- [9] Лобанов Н.А. *Основы расчета и конструирования парашютов*. Москва, Машиностроение, 1965, 364 с.
- [10] Беляев Н.М., Уваров Е.И. *Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1974, 200 с.

Статья поступила в редакцию 18.12.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Миненко В.Е., Косенкова А.В., Быковский С.Б., Якушев А.Г. Методика экспресс-оценки массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 3.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-3-1857>

Миненко Виктор Елисеевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 120 научных трудов в области проектирования аэрокосмических возвращаемых аппаратов. e-mail: departm1@sm.bmstu.ru

Косенкова Анастасия Владимировна — аспирант кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов — проектирование космических аппаратов, механика жидкости и газа, тепломассоперенос. e-mail: madam.amazonka83@yandex.ru

Быковский Сергей Борисович окончил Харьковский авиационный институт. Область научных интересов — баллистика и динамика полета. Автор пяти статей в области проектирования аэрокосмических аппаратов. e-mail: goodday1122@mail.ru

Якушев Александр Геннадьевич — инженер-конструктор II категории АО «АэроКомпозит». Область научных интересов — проектирование летательных аппаратов, расчет на прочность летательных аппаратов, математическое моделирование, аэрогидродинамика. e-mail: alexander.yakushev@gmail.com

Techniques for express-evaluation of mass and volume characteristics of descent vehicles

© V.E. Minenko¹, A.V. Kosenkova¹, S.B. Bykovsky¹, A.G. Yakushev²

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

² Aerocomposit JSC, Moscow, 125284, Russia

The article considers the method of determining the mass and volume characteristics of descent vehicles (DV) based on statistical data on various types of similar vehicles, as well as on using analytical dependencies obtained on the basis of a statistical analysis. Descent module of "Soyuz" class was adopted as the basic version of the device-analog. The dependences allow performing mass analysis of aerospace vehicles in a fairly wide range of overall dimensions, where the requirements for uniformity of the power circuit are maintained and traditional methods of designing a thermal protection system are used. To calculate the masses and volumes of the systems and units, dependencies on the characteristic dimensions of the DV are mainly used, which, as a first approximation, makes it easy to determine the DV volume-mass characteristics when refining the aerodynamic shape and ergonomic factors which require device reconfiguration. This analysis is convenient to use when determining the mass and volume characteristics of an DV at the stage of preliminary design, and the presented material, in perspective, can be used as an additional element for a software package for choosing optimal forms of DV.

Keywords: "Soyuz" vehicle, all-body, descent vehicle, volume-mass characteristics, mass analysis

REFERENCES

- [1] Minenko V.E., Agafonov D.N., Yakushev A.G., Eliseev A.N. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnicheskij zhurnal — Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2015, no. 10. DOI: 10.7463/1015.0815132
- [2] Bezverbyy V.K., Zernov V.N., Perelygin B.P. *Vybor proektnykh parametrov letatelnykh apparatov* [Selecting the aircraft design parameters]. Moscow, MAI Publ., 1984, 375 p.
- [3] Akopov M.G., Bekasov V.I., Dolgushev V.G., Evseev A.S., Kalliopin A.K., Lokshin M.A., etc. *Sistemy oborudovaniya letatelnykh apparatov* [Aircraft Equipment Systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 558 p.
- [4] Semenov Yu.P., Lopota V.A. *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya "Energiya" imeni S.P. Koroleva 1946–1996 (Book 1)* [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energiya". 1946–1996. (Book 1)]. RKK "Energiya" Publ., 1996, 675 p.
- [5] Minenko V.E., Bykovsky S.B., Semenenko A.N. *Aerokosmicheskij nauchnyy zhurnal — Aerospace Scientific Journal*, 2017, vol. 3, no. 2, pp. 17–33.
- [6] Sizov N.I., Shablovsky V.K. *Bortovye istochniki elektropitaniya* [Onboard electric power supplies]. Moscow, Voenizdat Publ., 1973, 99 p.
- [7] Ivanov D.I., Khromushkin A.I. *Sistemy zhizneobespecheniya cheloveka pri vysotnykh i kosmicheskikh poletakh* [Human life support systems for high-altitude and space flights]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1968, 252 p.

- [8] Severin G.I., Rabinovich B.A. *Proektirovanie amortizatsionnogo kresla pilota letatel'nogo apparata* [Design of a shock-absorbing seat for an aircraft pilot]. Moscow, MAI Publ., 1987, 59 p.
- [9] Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashutov* [Basics of parachute calculation and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965, 364 p.
- [10] Belyaev N.M., Uvarov E.I. *Raschet i proektirovanie reaktivnykh system upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Analysis and design of jet control systems for a spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 200 p.

Minenko V.E., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, author of 120 research publications in the field of development of aerospace reentry vehicles.
e-mail: departm1@sm.bmstu.ru

Kosenkova A.V., Postgraduate student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: spacecraft design, fluid mechanics, heat and mass transfer. e-mail: madam.amazonka83@yandex.ru

Bykovsky S.B., Bauman Moscow State Technical University. Research interests: flight ballistics and dynamics. Author of 5 research publications in the field of aerospace vehicle design. e-mail: goodday1122@mail.ru

Yakushev A.G., Design Engineer of the second category, Aerocomposit JSC. Research interests: aircraft design, aircraft strength analysis, mathematical modeling, aerohydrodynamics. e-mail: alexander.yakushev@gmail.com