

Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус»

В.Е Миненко¹, А.Н. Семенов¹, Е.Н. Шиляева²

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

² Акционерное общество «КРОК инкорпорейтед», Москва, 111033, Россия

Рассмотрены некоторые известные проекты спускаемых аппаратов (СА) класса «несущий корпус», выполненные как в нашей стране, так и за рубежом. Проведен сравнительный анализ основных проектных характеристик СА и показаны возможности их использования в перспективных космических программах (как в беспилотном варианте, так и в пилотируемом) в составе космических кораблей орбитального назначения, кораблей лунных экспедиций и как средств возвращения экипажа марсианской экспедиции. Приведены основные требования к составу оборудования СА, их конструкции и теплозащите. Массовые характеристики СА рассмотрены в зависимости от назначения аппарата, его габаритных размеров и аэродинамической формы. Представлены компоновочные схемы некоторых вариантов СА. Дано сравнение проектных характеристик СА класса «несущий корпус» и аппаратов «скользящего» спуска класса «Союз» или «Аполлон». Значительное место уделено анализу проблемы безопасной посадки СА класса «несущий корпус», приведены соображения о целесообразности использования способов посадки, альтернативных аэродромной. Отмечено, что комплексы средств посадки, основанные на использовании роторной или турбореактивной системы приземления, включая парашютно-реактивную с развитыми системами амортизации корпуса СА и кресел космонавтов, позволяют реализовать целую группу СА орбитального, лунного и марсианского экспедиционных комплексов, где проблеме минимизации массовых характеристик придается особое значение. Результаты проектного исследования СА класса «несущий корпус» могут быть использованы учащимися в процессе подготовки курсовых и дипломных проектов.

Ключевые слова: аппарат «несущий корпус», комплекс средств посадки, аэродинамическое качество, гиперболический диапазон скоростей, «скользящий спуск».

Первый этап освоения космического пространства ознаменовался значительными достижениями в деле создания аэрокосмических спускаемых аппаратов (СА). Главные технические достижения относятся к аэротермодинамике, материаловедению, аэробаллистике, двигателестроению, системам управления ракетами-носителями и космическими кораблями. Процесс выведения космического СА на орбиту искусственного спутника Земли с помощью имевшегося в распоряжении ведущих космических держав (СССР и США) парка ракет-носителей потребовал огромной концентрации усилий в условиях острейшего массового дефицита. Поэтому не случаен интерес инженеров к СА капсульного типа с экипажем от одного до трех человек, которые размещаются в ограниченном объеме, значительно уступающем существующим в авиации эргономическим нормам.

Разработанные в СССР СА («Восток», «Восход» и «Союз») относились к классу баллистических ($K_{\text{гип}} = 0$) и аппаратов «скользящего» спуска ($K_{\text{гип}} = 0,2 \dots 0,5$), отличавшихся простейшими аэродинамическими конфигурациями, которые обеспечивали минимально возможное маневрирование аппаратов на участке спуска в атмосфере [1]. Аналогично в США были осуществлены космические программы, где использовались как баллистические («Меркурий»), так и СА «скользящего» спуска «Джеминай», «Аполлон» [2, 3]. Спуск в атмосфере со второй космической скоростью привел к отказу от СА баллистического типа, а наличие небольшого аэродинамического качества оказалось обязательным условием для реализации входа в атмосферу с приемлемыми перегрузками и с соответствующим снижением уровня аэродинамического нагрева поверхности СА [4, 15]. Рассмотрение возможности входа в атмосферу Земли со второй космической скоростью (СА лунной экспедиции) и с гиперболическими скоростями (спуск при возвращении из марсианской экспедиции) показал абсолютную необходимость увеличения аэродинамического качества СА и рациональность перехода на заостренные конфигурации.

Исследования показали, что следует перейти к другому классу аппаратов, а именно к СА класса «несущий корпус», которые по простоте аэродинамических обводов близки к СА «скользящего» спуска, а по своим аэродинамическим характеристикам на гиперзвуковых скоростях приближаются к крылатым ракетопланам [5, 6]. Оказалось, что СА этого класса с успехом могут использоваться во всех диапазонах скоростей входа в атмосферу как при спуске с орбиты искусственного спутника Земли, так и для входа в атмосферу со второй космической скоростью. В то же время применение СА класса «несущий корпус» обещает обеспечить приемлемые массовые характеристики, и они хорошо вписываются в традиционную проектно-компоновочную схему транспортного космического корабля [7, 8].

Аэрокосмические СА класса «несущий корпус» в настоящее время продолжают исследовать, рассматривая их как весьма перспективные для пилотируемых вариантов СА и для малоразмерных высокоманевренных аэрокосмических капсул, способных выходить в заранее намеченный район с точностью $2 \dots 8$ км.

Общий проектно-методологический подход к проектированию аэрокосмических СА требует распределения их по классам, в пределах которых установлены главные ведущие признаки, определяющие основные проектные параметры СА. В данном случае подобный методологический подход можно успешно использовать применительно к СА, представленным баллистическими (неуправляемыми), полубаллистическими («скользящими»), бескрылыми класса «несущий корпус» аппаратами и крылатыми ракетопланами. Первые три типа СА иногда относят к капсульным.

В табл. 1 представлено распределение аэрокосмических СА по четырем основным «экологическим» нишам, причем за основу отнесения СА к тому или иному классу взят наиболее сильный показательный признак (критерий) — аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях ($M > 6$). Здесь же представлены и сопутствующие проектные признаки, являющиеся типовыми (рациональными) в пределах обозначенной «экологической» ниши: коэффициент заполнения (объемный КПД); центровочные и проектно-массовые критерии; обобщенные проектно-массовые характеристики конструкции, теплозащиты и ряда ведущих систем; рациональный для данного класса СА комплекс средств посадки и др. Указанное классификационное распределение позволяет достаточно грамотно сформулировать требования к облику аэрокосмического СА на начальном этапе проектирования с системотехнических позиций, поскольку именно начальный этап проектирования зачастую определяет успех всей программы [9].

В последние годы большое внимание уделяется проблеме совершенствования космических пилотируемых и беспилотных СА. После успешных полетов российских и американских СА, осуществивших спуск в атмосфере с небольшим аэродинамическим качеством ($K_{\text{тип}} = 0 \dots 0,5$), проводятся интенсивные исследования СА с повышенным аэродинамическим качеством, что позволяет существенно улучшить их баллистические характеристики и маневренность, а в ряде случаев получить умеренный тепловой режим для работы силовой конструкции и конструктивных систем. Основные усилия исследователей при этом направлены на всестороннее изучение технических характеристик на гиперзвуковых режимах полета и на участке приземления таких СА, получивших в литературе название СА класса «несущий корпус». Из зарубежных стран дальше всех в подобных проектных исследованиях, как в теоретической, так и в экспериментальной областях, продвинулись в США [10–12].

Целью обширной американской программы явилось проектирование и разработка многократно используемого пилотируемого высокоманевренного СА связи с космической станцией, который имел бы возможность осуществлять успешную аэродромную посадку в заданном районе. Большие надежды на СА с такими характеристиками возлагали военные специалисты. Кроме того, аэродинамическая конфигурация СА класса «несущий корпус» оказалась весьма интересной и разработчикам многоразовой транспортной космической системы в качестве первой и второй ступеней ракеты-носителя.

В настоящее время практически ясен оптимальный уровень летных характеристик СА класса «несущий корпус» как на гиперзвуковых скоростях, так и на участке работы комплекса средств посадки [13].

Сравнительные проектные характеристики основных классификационных типов СА

| Сравнительные параметры и критериальные оценки | Классификационные типы СА | | | |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------------------------------------------------|
| | I | II | III | IV |
| Аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях $K_{тип} = C_{ya} / C_{xa}$: диапазон, среднее значение | 0 0 | 0,15–0,5 0,3 | 0,8–1,5 1,0 | 2–3 2,5 |
| Характерные реализованные или проектируемые аппараты | Восток, Меркурий, Биос, Радуга, Дискавери, Самос | Джеминай, Союз, Аполлон, Зонд | Бор-5, М2-F2, HL-10 SV-5, ВМК | X-15, X-20 (Дайна-Сор), X-30, ОК Спейс Шаттл, ОК Буран, ТAV, ВКС Гермес |
| Сравнительная массовая характеристика $K_m = G_{CA} / G_{CA \text{ бал}}$ | 1 | 1,2 | 1,5 | 2,5 |
| Объемный КПД $K_{зап} = 4,836 V_{\Sigma}^{2/3} / S_{\Sigma}$ | 1–0,85 | 0,95–0,75 | 0,75–0,6 | 0,5–0,3 |
| Нагрузка на несущую поверхность $P_x = G_{CA} / G_{xa} S_p$, Н / м ² | 20–60 | 45–80 | 80–150 | 150–200 |
| Нагрузка на несущую поверхность $P_x = G_{CA} / G_{xa} S_p$, Н / м ² | 20–60 | 45–80 | 80–150 | 150–200 |

| | | | | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------|
| Дозвуковые аэродинамические характеристики: $K_{\text{доз}}$ $K_{\text{люс}} = K_{\text{доз}} / K_{\text{тип}}$ | 0 | 0-0,5 | 2-3,5 | 5-8 |
| | 1 | 1,5 | 2,5 | 3,5 |
| Относительная масса теплоты $\bar{K}_{\text{тзп}} = G_{\text{тзп}} / G_{\text{СА}}$ | 0,15-0,28 | 0,12-0,25 | 0,12-0,2 | 0,1-0,15 |
| | (8-10)g | (2,5-4)g | (2-3)g | (1,5-2)g |
| Перегрузка на участке спуска | | | | |
| Боковой маневр в атмосфере $L_{\text{бок}}$, км | 0 | 30-80 | 800-1 200 | > 1 500 |
| Тип управления на участке спуска | Стабилизация углового положения СА | Управление методом разворота по крену | Управление методом разворота по крену с возможностью управления углом атаки | Управление изменением угла атаки с включением метода разворота по крену |
| | | То же | Альтернативные системы посадки: роторные, ТРД, аэродромная | Аэродромная система посадки |
| Рациональный тип комплекса средств посадки | Парашютная или парашютно-реактивная система посадки. Возможно использование управляемого парашюта | | | |

| Классификационные типы СА | | | | |
|--------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| | I | II | III | |
| | IV | | | |
| Сравнительные параметры и критериальные оценки | Баллистические неуправляемые аппараты и капсулы | Полубаллистические аппараты скользящего спуска | Бескрылые конфигурации СА класса «несущий корпус» | Крылатые аппараты (ракетопланы) |
| Рациональный тип комплекса системы тепловых щиты | Одноразовое абляционное тепловозащитное покрытие лобового экрана. Многослойное неохлаждаемое тепловозащитное покрытие боковой и донной поверхности | То же | То же, рационально использовать охлаждение передних кромок и отдельных элементов конструкции | Многоразовое абляционное тепловозащитное покрытие боковой поверхности. Многослойное тепловозащитное покрытие. Система охлаждения элементов конструкции |
| Проектно-компоновочные и конструктивные решения | Простая компоновка, ориентированная на применение совместно с РН вертикального старта. Простые аэродинамические обводы | Компоновка, силовая и аэродинамическая схемы близки к аппаратам баллистического типа | Аппараты имеют силовую схему, близкую к авиационным конструкциям. Аэродинамическая схема достаточно проста, близка к АК аппаратов полубаллистического типа. Необходимость в использовании аэродинамических средств для регулирования центровки аппарата | Сложная аэродинамическая и силовая схемы. Наличие механизации несущих поверхностей. Широкий диапазон допустимых центровок |

| | | | | |
|-------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|-------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Рациональность много- зорового использования | Одноразовое использо- вание. Допустимо по- вторное использование отдельных элементов конструкции и систем | То же | То же | Многоразовое ис- пользование аппара- та. Возможна замена отдельных элемен- тов конструкции и систем после каждо- го полета |
|-------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|-------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|

В процессе проектных исследований сформулированы требования к аэродинамической схеме подобного класса СА, изучены схемы аппаратов различных конфигураций, в том числе и экспериментально, что осуществлялось в условиях достаточно полного финансирования в объеме научно-исследовательской государственной программы США. Были исследованы вопросы обеспечения безопасной посадки СА; различные типы комплексов средств посадки и вопросы компоновочного плана, включая эффективность использования внутреннего объема СА и обеспечения требуемой центровки; рациональные конструктивные схемы; вопросы создания эффективной теплозащитной системы и т. д. Много внимания было уделено исследованию совместимости СА с ракетой-носителем, обеспечению устойчивости и управляемости на всех режимах полета, а также вопросам стоимости и возможности многократного использования.

Привлекательность аэрокосмических СА класса «несущий корпус» для использования в космических программах привела к участию в исследовании их характеристик целого ряда аэрокосмических фирм и научно-исследовательских организаций в первую очередь в США, а также и в других странах (Россия, Германия, Япония и т. д.). В США были проведены серьезные разработки целого ряда объектов этого класса, включая летные испытания. В 1964 г. была принята программа START (разработка технологии создания космических СА и исследование входа в атмосферу), предназначенная для изучения и решения основных проблем при создании СА многократного применения. Программа START объединила несколько исследовательских программ: ASSET (исследование аэротермодинамических и прочностных характеристик конструкции СА в летных условиях), PRIME (исследование точности посадки СА с использованием маневра на атмосферном участке спуска), PILOT (летные испытания пилотируемых СА с подъемной силой на малых скоростях полета). Характерно, что существенное внимание уделяли аэродромной посадке СА как основному типу комплекса средств посадки пилотируемых аппаратов. В ходе реализации этих программ были получены ценные результаты, во многом повлиявшие на дальнейшее развитие космической техники как в США, так и в других странах [12].

После разработки аэробаллистической концепции, определяющей требования к районам и точности посадки СА и формулирующей требования к таким параметрам аппарата, как аэродинамическое качество, нагрузка на несущую поверхность, алгоритм управления на атмосферном и внеатмосферном участках полета, решают задачу по определению облика СА, т. е. выбирают его аэродинамическую форму. Одновременно большое внимание уделяют вопросам минимизации массы и габаритных размеров СА, т. е. концепции аэротермодинамической и массогабаритной модели. Здесь проявляется сильное

взаимовлияние аэробаллистических, аэротермодинамических и массовых параметров.

Для СА баллистического или «скользящего» спуска, достаточно полно исследованных и оптимизированных по основным параметрам формы, нет больших сомнений в целесообразности ориентации на определенный класс форм (например, сегментально-конические формы класса «Союз» или «Аполлон»). Накоплен большой опыт в проектировании и отработке подобных аппаратов, хорошо исследованы силовые схемы как СА класса «несущий корпус», так и транспортного космического корабля, в состав которого входит СА. Для СА класса «несущий корпус» ввиду чрезвычайного разнообразия аэродинамических форм уверенно отдать предпочтение какой-либо из них проблематично. Тем более, что опыт их разработки недостаточно велик. К тому же дополнительные трудности для уверенной ориентации на ту или иную форму возникают вследствие особого подхода к решению вопроса о методе посадки СА. Отправной точкой при разработке СА класса «несущий корпус» было требование обязательной посадки на аэродромную полосу.

Созданные аэрокосмические СА М2-F2, HL-10, SV-5 (рис. 1) и другие их модификации позволили выявить исключительную сложность сочетания требуемого обеспечения повышенного аэродинамического качества на гиперзвуковых скоростях ($M > 6$) у бескрылых СА с надежной управляемой посадкой на аэродромную полосу. Опыт испытаний М2-F2, HL-10 и SV-5 показал, что посадка на аэродромную полосу, особенно в ночных условиях или при низкой облачности, крайне затруднена. Стало ясно, что без развитых специальных аэродинамических органов, приближающих бескрылую конфигурацию по посадочным характеристикам к крылатым ракетопланам (IV тип СА), задачу создания СА класса «несущий корпус», конкурентоспособного с СА «скользящего» спуска, не решить, вследствие чего при разработке концепции многоразовой транспортной космической системы предпочтение было отдано крылатой схеме СА («Спейс Шаттл», «Буран»).

Однако исследования СА класса «несущий корпус» были продолжены и в теоретическом, и в проектном плане. Этот класс СА оказался весьма перспективен как с позиции массовых характеристик, так и с точки зрения увязки с общей схемой транспортного космического корабля средней и малой грузоподъемности (масса СА 3...10 т), предназначенного для совместной эксплуатации с существующими одноразовыми ракетами вертикального старта. Аппараты с $K_{гип} = 0,8...1,2$ бескрылого типа в этих условиях существенно выигрывают в комплексном вопросе сочетания аэротермодинамических характеристик с уникальными маневренными характеристиками на атмосферном участке спуска. СА класса «несущий корпус», разработанные для проведения транспортных операций в пилотируемом

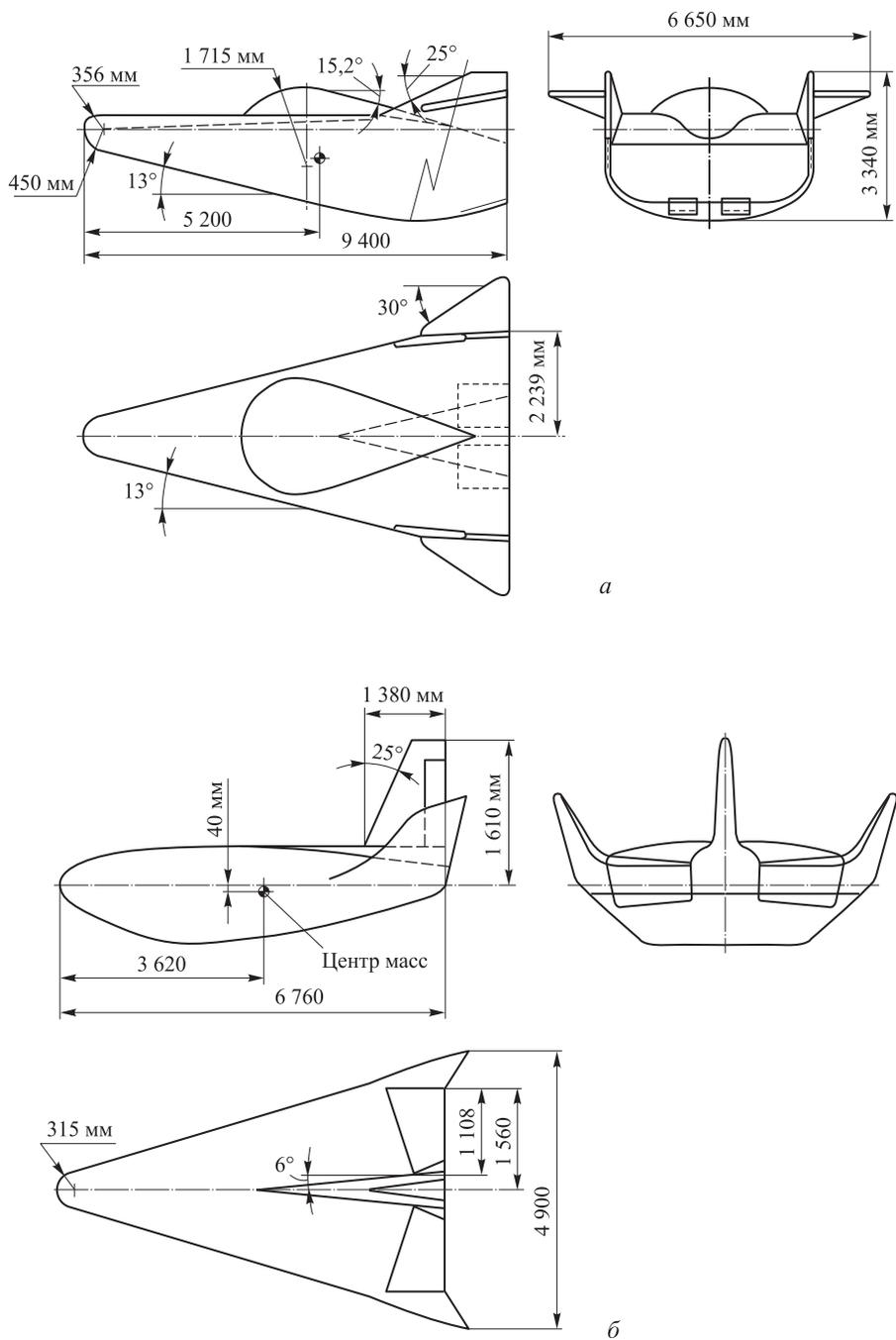
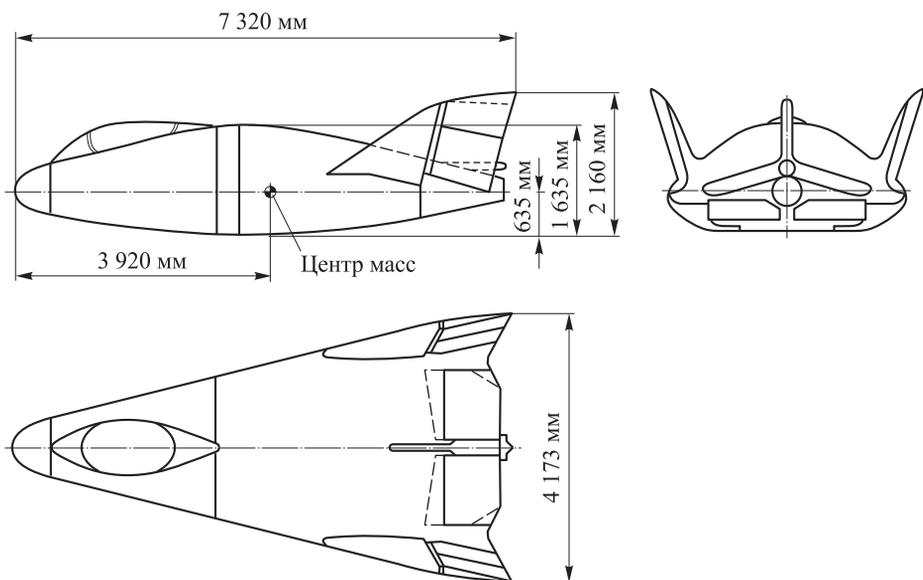


Рис. 1 (начало). Спускаемые аппараты М2-Ф2 (а), НЛ-10 (б)



6

Рис. 1 (окончание). Спускаемый аппарат SV-5 (6)

варианте, являются переходными в части общего облика между СА «скользящего» спуска ($K_{\text{гип}} = 0,2 \dots 0,5$) и крылатыми ракетопланами. Они могут быть использованы практически во всех космических программах (спуск с орбиты, лунная программа, вход с гиперболическими скоростями).

Применение СА класса «несущий корпус» в составе корабля лунной или марсианской экспедиции представлялось весьма целесообразным ввиду его уникальных аэробаллистических, аэротермодинамических и массовых характеристик. Рассмотрение базовых аэродинамических компоновок некоторых классов аэродинамических форм позволило сделать вывод о сложности процесса выбора аэродинамической формы и оптимизации основных параметров формы внутри исследуемого класса. Известное влияние оказывало здесь и традиционное предпочтение той или иной конфигурации, особенно если существовал близкий к ней конструктивный аналог, а также имелась разработанная общая компоновочная схема транспортного космического корабля и ракеты-носителя.

Следует упомянуть, что, несмотря на исключительное разнообразие конфигураций СА класса «несущий корпус», есть одно сближающее их свойство — удлинение формы (отношение общей длины СА к максимальному поперечному (вертикальному) габаритному размеру), составляющее $\lambda = 1,5 \dots 3$ в зависимости от реализуемого аэродинамического качества ($K_{\text{гип}} = 0,8 \dots 2$).

Выявилось также более слабое влияние формы поперечного сечения аппараты по сравнению с удлинением на аэродинамическое качество при примерно одинаковой степени затупления носовой части. Систематическое исследование форм СА класса «несущий корпус» было предпринято в ОКБ-1 (РКК «Энергия») в 1962 г., когда рассматривался альтернативный вариант аэродинамической схемы «Союз». Исследование баллистических, аэродинамических и аэротермодинамических характеристик СА класса «несущий корпус» показало закономерное превышение массы конструкции и теплозащиты по сравнению со схемой «Союз». Этот критерий оказался решающим для приостановления работ по СА класса «несущий корпус» и сосредоточения усилий организации на разработке минимального по массе СА «Союз».

В процессе проектных исследований был тщательно изучен такой интересный класс аэрокосмических СА, как полуконические конфигурации, рассмотренные в дальнейшем в качестве варианта формы СА возвращения после завершения марсианской экспедиции. Однако наиболее удачным оказалось направление в части использования клиновидного сегмента сферической поверхности в качестве нижней наветренной поверхности возвращаемого СА. Эта форма соединила в себе преимущества полуконического СА, имеющего простую силовую схему, и СА класса «сегментально-сферический клин», который был предложен в 1970 г. в качестве конфигурации для СА, входящего в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями после завершения марсианской экспедиции.

Указанная конфигурация, развитая в дальнейшем для возвращаемой маневрирующей капсулы, была предложена в дальнейшем в качестве базовой модели СА для малых беспилотных управляемых капсул, а также для пилотируемых транспортных объектов. Аэродинамические исследования подтвердили правильность выбора указанного класса форм. Проектно-компоновочный и массовый анализы СА этого класса форм позволили получить характеристики первого проектного приближения для реализации их в различных космических программах.

Проработки СА класса «несущий корпус», предпринятые совместно с Казанским авиационным институтом, завершились разработкой планера СП-1 с отличными аэродинамическими и посадочными характеристиками (рис. 2) [6, 5]. В концепции СП-1, как и в концепции HL-10 (США), ориентировались на аэродромную посадку. При этом предполагалось использование аэродинамических органов управления и дополнительно раскрываемых несущих элементов корпуса.

Одним из важных критериев оценки аэрокосмических СА является критерий объемной эффективности, или коэффициент заполнения $K_{\text{зап}}$. Из сравниваемых СА более высокую объемную эффективность имеют аппараты, по конфигурации более близкие к сфере. СА с большей объемной эффективностью будет обладать меньшей массой конструкции

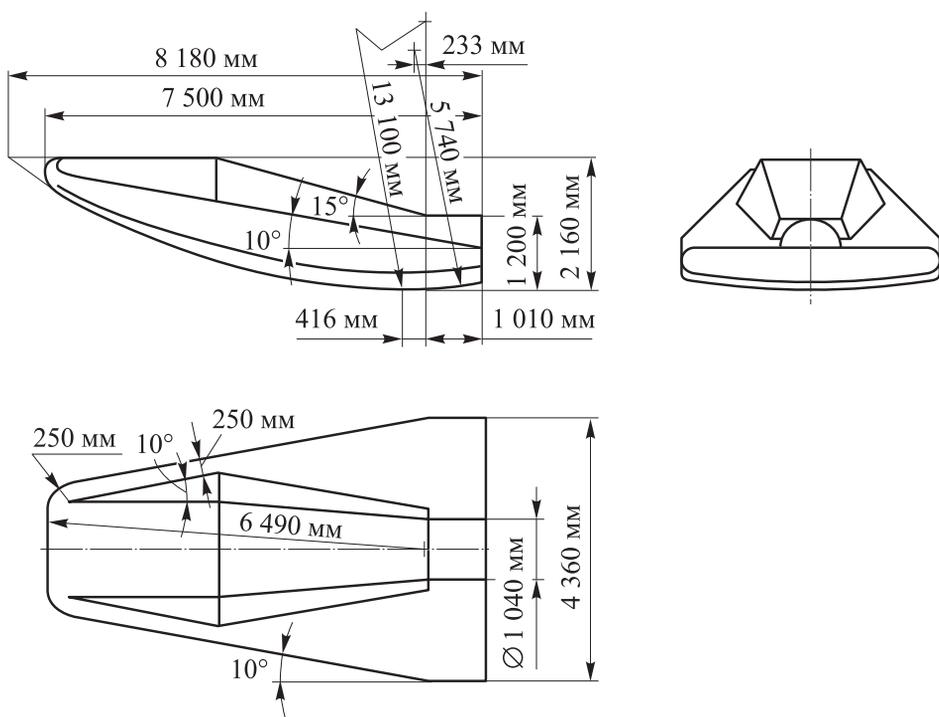


Рис. 2. Спускаемый аппарат СП-1

при заданном объеме, однако его аэродинамическое качество, как правило, более низкое. С ростом аэродинамического качества СА теряют объемную эффективность, растет их масса, однако существенно улучшаются маневренные характеристики.

В табл. 1 можно увидеть взаимосвязь между аэродинамическим качеством, массогабаритными характеристиками и обликом ряда важнейших систем СА, таких, например, как комплекс средств посадки. Американские исследователи четко подметили эти особенности СА класса «несущий корпус», однако, приняв в качестве обязательного условия его посадку СА на аэродромную полосу, ушли от оптимального диапазона $K_{зап} = 0,6...0,8$ для форм СА, обеспечивающих аэродинамическое качество $K_{тип} = 1...1,2$.

В результате испытаний СА со специально спрофилированными для улучшения аэродинамических характеристик на посадочных режимах кормовой частью и несущей поверхностью (М2-Ф2, НЛ-10 и SV-5) было выяснено, что посадка на аэродромную полосу, особенно в ночных условиях или при низкой облачности, крайне затруднена. Исследование различных типов теплозащитных систем СА класса «несущий корпус» показало выгодность применения абляционных покрытий при высоком уровне нагрева силовой конструкции по сравнению с другими типами, включая системы, использующие те

или иные способы охлаждения. Особую проблему составляет многократность использования конструкции и теплозащиты аппаратов капсульного типа, что в условиях развитой многолетней программы существенно влияет на экономические показатели космического СА.

Однако бесспорным преимуществом СА класса «несущий корпус» обладают в режиме спуска в атмосфере Земли с гиперболическими скоростями входа после возвращения из марсианской экспедиции. Аэродинамические характеристики таких аппаратов позволяют практически неограниченно расширить коридор входа в атмосферу и делают вполне реальной задачу входа в атмосферу с приемлемыми перегрузками и тепловыми потоками.

Основными техническими характеристиками аэрокосмических СА, использующих подъемную силу, являются высокая маневренность, возможность посадки в заданные районы при сходе с орбиты в течение большей части суток, низкие перегрузки при прохождении атмосферного участка.

Степень маневренности СА обычно оценивают боковой дальностью $L_{бок}$. Высокая маневренность позволяет уменьшить время ожидания на орбите и увеличить вероятность безопасной посадки в заданных районах. Большие боковые дальности могут быть получены при использовании СА, обладающих аэродинамическим качеством $K_{тип} = 1...2,5$, что характерно для СА класса «несущий корпус» и крылатых ракетопланов. Уменьшение до минимума момента схода с орбиты становится решающим фактором в аварийных ситуациях на борту СА или космической станции, к которой он пристыкован. Время, в течение которого на протяжении одних суток возможно возвращение аэрокосмического СА, зависит помимо аэродинамического качества от угла наклона и высоты орбиты, а также от условий посадки. Одним из важных достоинств аэрокосмического СА класса «несущий корпус» является возможность обеспечения спуска с существенно меньшими перегрузками ($2...3g$) по сравнению с СА «скользящего» или баллистического спуска ($4...8g$).

Способность пилота переносить повышенные перегрузки определяется многими факторами, в том числе их значением, временем воздействия, а также продолжительностью пребывания космонавта в условиях невесомости. Очевидно, длительное воздействие невесомости на экипаж потребует снижения уровня максимально допустимой для человека перегрузки. В условиях перехода к эксплуатации долговременных космических станций и реализации длительных космических экспедиций к другим планетам Солнечной системы именно этот фактор может стать определяющим для перехода к применению СА, обладающих повышенным аэродинамическим качеством. Использование аэродинамической подъемной силы позволяет, кроме того, расширить коридор входа в атмосферу по сравнению с баллистиче-

скими СА, что особенно важно при гиперболических скоростях входа в атмосферу при возвращении из межпланетной (например, марсианской) экспедиции.

СА многократного использования должен совершать мягкие посадки, не приводящие к деформации силовой конструкции. Поэтому в США основным требованием к аэродинамической схеме было требование по обеспечению аэродромной посадки на подготовленную посадочную полосу. Это означало, что помимо высоких несущих характеристик на гиперзвуковых скоростях СА должны обладать повышенным аэродинамическим качеством на дозвуковых скоростях. Это существенно искажало обводы СА, уводило их из зоны оптимальных компоновочных характеристик (коэффициент заполнения, центровочные критерии). Следует отметить, что посадочный маневр СА класса «несущий корпус» имеет мало общего с самолетной посадкой объектов авиационной техники:

используется достаточно крутой заход на посадку: на высоте ~ 300 м при расстоянии до точки приземления $\sim 3,2$ км СА начинает выравнивание;

посадочные скорости составляют ~ 480 км/ч при скорости снижения $V_Y = 6$ м/с;

касание дорожки происходит на скорости ~ 260 км/ч.

Вследствие аэродинамических особенностей формы СА класса «несущий корпус» при посадке в процессе их летной отработки в США был отмечен ряд аварийных посадок. Поэтому проектный анализ СА этого класса привел к необходимости поиска альтернативных путей решения проблемы безопасной посадки при сохранении всех преимуществ этого класса (табл. 2).

Эти обстоятельства заставили многих разработчиков прийти к выводу о необходимости отказа от метода аэродромной посадки и необязательности обеспечения высоких несущих характеристик формы на посадочных режимах. Суть предложенной концепции состоит в оптимизации аэродинамической формы только на гиперзвуковых режимах полета и в ориентации на систему вертикальной посадки, близкую к комплексу средств посадки СА «Союз». В этом случае нет необходимости выдерживать требование по повышенному качеству на дозвуковом режиме полета. Высокие несущие характеристики формы на гиперзвуковых скоростях ($K_{\text{гип}} = 1 \dots 1,2$) дают возможность перекрыть зоной допустимого маневра соседние витки (правый и левый). Так, для высокоманевренной капсулы при $K_{\text{гип}} = 1,2$ и $P_x = 150$ Н/м², в которой использован метод управления по крену, аналогичный СА «Союз», боковая дальность превышает 1 000 км. Точность посадки СА при этом обеспечивается системой управления до ~ 10 км (± 5 км при радионаведении на маяк).

Таблица 2

Проектные и посадочные характеристики СА класса «несущий корпус»

| Характеристики | Ракетоплан Х-15 | Орбитальный аппарат «Спейс Шаттл» | M2-F2 | HL-10 | SV-5 | ВКС «Гермес» |
|---------------------------------------------------------------------------|--------------------|--------------------------------------|----------------|------------------|--------------------|--------------|
| Посадочная масса аппарата $G_{\text{пос}}, \text{T}$ | 5,8 | 110 | 1,815–3,63 | 2,22–4,26 | 2,27–4,50 | 14–15 |
| Длина аппарата $L, \text{м}$ | 15,25 | 38,1 | 6,76 | 6,76 | 7,47 | 17,9 |
| Расчетная несущая поверх- ность $S_p, \text{м}^2$ | 15 | 195 | 15 | 15 | 15,5–17,7 | |
| Нагрузка на несущую по- верхность $G_{\text{пос}} / S_p, \text{Н/м}^2$ | 38 | 56 | 12–24 | 14,8–16 | 14,6–16 | |
| Аэродинамическое качество: $K_{\text{тип}}$ $K_{\text{пос}}$ | – 3,5–5 | 1,32 5,95 | 1,2 3,1–3,5 | 1,2–1,3 3,3–4 | 1,2–1,4 3,8–4,6 | 1,3 6 |
| Посадочная скорость $V_{\text{пос}}, \text{км/ч}$ | 300–350 | 296 | 315–280 | 360–390 | 300 | 300 |

Можно добиться стабильного выхода к заранее обозначенной посадочной площадке с высокой точностью. Непосредственно перед посадкой может быть осуществлена ориентация СА относительно поверхности Земли с учетом уклона местности и ветрового сноса. Модернизация автоматике комплекса средств посадки вполне реальна и не представляет технических трудностей. К тому же вполне возможным оказывается использование твердотопливных двигателей для парирования горизонтальной скорости посадки, что резко улучшает комфортность операции приземления. Указанное построение комплекса средств посадки в сочетании с высокой маневренностью СА на гиперзвуковых скоростях позволяет использовать посадочные площадки небольших размеров (5×5 или 3×3 км), характерные для условий Западной Европы. Выход в район запланированной посадки обеспечивается вследствие высоких несущих характеристик корпуса СА на гиперзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. В последнем случае требуется использовать предпосадочное управление куполом, что порождает некоторое усложнение конструкции комплекса средств посадки. Как показал анализ компоновочных схем СА, рациональным оказалось включение микрореактивных двигателей системы исполнительных органов спуска в контур управления аппаратом на предпосадочном этапе в целях ориентации СА относительно поверхности, для парирования ветровых порывов (ветровой снос) и локализации касания днищем СА поверхности земли в момент удара.

Включение двигателей мягкой посадки в состав комплекса средств посадки, организация специальных амортизаторов на днище СА и применение амортизационных кресел для экипажа приближают СА по комфорту посадки к аппаратам, использующим аэродромную посадку. Этот подход позволяет разработать СА с минимально возможными габаритными размерами и массой, которые окажутся весьма привлекательными для использования в составе лунного корабля или марсианского экспедиционного комплекса. Высокие несущие характеристики СА класса «несущий корпус» обеспечивают низкий уровень перегрузок и на аварийных траекториях спуска после срабатывания системы аварийного спасения на участке выведения. Логика системы спасения в этом случае остается близкой к логике системы корабля «Союз», выгодно отличаясь от усложненного режима спасения экипажа крылатых аэрокосмических СА класса «Буран» или «Спейс Шаттл».

Проведенные проектные исследования показали перспективность использования роторной (вертолетной) системы посадки, системы посадки с использованием турбореактивных или турбовентиляторных посадочных двигателей. Корпус СА с повышенным коэффициентом удлинения по сравнению с СА «скользящего» спуска дает основания для использования в комплексе приземления раскрывающихся на посадочном

режиме крыльев. Однако эти перспективные системы требуют более значительных массовых расходов, поэтому работы по ним в настоящее время ведутся только в плане проектных изысканий.

Следует отметить, что высокие маневренные характеристики СА класса «несущий корпус» позволяют надеяться на успешное их использование в работах по созданию комплекса по выведению радиоактивных отходов в космос, когда вопросу обеспечения надежности и безопасности на всех этапах полета транспортного космического корабля придается значение не меньшее, чем при создании пилотируемого СА.

Рассматривая различные типовые схемы транспортных пилотируемых космических кораблей со СА класса «несущий корпус», можно выделить две схемы:

1) блочного типа, имеющая в своем составе СА и орбитальный блок, включающий в себя двигательную установку, топливные баки, арматуру, стыковочный агрегат и т. д. В этой схеме аэродинамический головной обтекатель можно не использовать, а применять специальные сбрасываемые аэродинамические защитные кожухи;

2) схема, когда космический корабль выполнен в виде единого теплозащищенного отсека, полностью возвращаемого на Землю.

Применение схемы горизонтального старта при выведении на орбиту не приводит к существенно выигрышным конфигурациям. Особенностью всех схем является сохранение СА класса «несущий корпус» как наиболее дорогостоящего и трудного в отработке отсека космического корабля, определяющего общий уровень надежности и безопасности ракетно-космической системы. Конструктивно-компоновочные схемы всех типов СА должны предусматривать сквозной проход на борт орбитальной космической станции. Утонение кормы аппаратов НЛ-10, М2-Ф2 и SV-5, вызванное требованиями повышения аэродинамического качества на дозвуковых режимах (посадка на аэродромную полосу), приводит к крайне сложной силовой и компоновочной схеме транспортного космического корабля, в состав которого входит СА.

Всю нижнюю наветренную поверхность СА рационально выполнить в виде силовой панели со специальным сотовым амортизирующим слоем в комбинации с панелями теплозащитного покрытия. Толщины пакета теплозащитных материалов выбирают оптимально с учетом расчетной эпюры распределения тепловых потоков по наветренной поверхности СА. Под теплозащитными панелями рационально проложить наружные трассы бортовой кабельной сети, пневмо- и гидротрубопроводы, звенья перецепки подвесной системы парашютов и т. п. (рис. 3–5).

Итоговые результаты проектных исследований по некоторым аппаратам класса «несущий корпус» приведены в табл. 3–5.

Таблица 3

**Основные проектные характеристики перспективного СА класса «несущий корпус»
для спуска с орбиты искусственного спутника Земли, при входе со второй космической скоростью
и при спуске в атмосфере Земли с гиперболическими скоростями**

| Наименование | Характеристики при $V_{\text{вх}}$, км/с | | |
|--------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|-------------|-------------|
| | 7,8 | 11,2 | 15 |
| Аэродинамическое качество (M = 6) $K_{\text{Гип}}$ | 1,2 | 1,2 | 1,2 |
| Масса СА стартовая $G_{\text{СА}}$, т | 8 | 10 | 12 |
| Габаритные размеры: длина L , м расчетный диаметр D , м | 7 2,8 | 7 2,8 | 7 2,8 |
| Объем по наружной поверхности V_{Σ} , м ³ | 32,2 | 32,2 | 32,2 |
| Объем гермокабины $V_{\text{гк}}$, м ³ | 28 | 28 | 28 |
| Суммарная поверхность S_{Σ} , м ² | 60 | 60 | 60 |
| Поверхность несущего днища $S_{\text{дн}}$, м ² | 16 | 16 | 16 |
| Расчетная поверхность $S_{\text{р}}$, м ² | 6,15 | 6,15 | 6,15 |
| Нагрузка на несущую поверхность $P_{\text{х}}$, кг/м ² | 4 600 | 5 700 | 6 800 |
| Коэффициент подъемной силы $C_{\text{Yа}}$: максимальный при K_{max} | 0,6 0,31 | 0,6 0,31 | 0,6 0,31 |
| Угол атаки α , град: при K_{max} при C_{Ymax} | 20 40 | 20 40 | 20 40 |
| Коэффициент центра давления C_D | 0,55* | 0,55* | 0,55* |
| Расчетная номинальная перегрузка на участке спуска | 2,5g | 4g | 8g |

| Наименование | Характеристики при $V_{\text{вх}}$, км/с | |
|----------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|-------|
| | 7,8 | 7,8 |
| Максимальный боковой маневр $L_{\text{бок}}$, км | 1 200 | 1 200 |
| Тип комплекса средств посадки | ПРСП, «горячее» резервирование парашютной системы | |
| Точность выхода в расчетную точку $\pm \Delta L$, км | 5 | 5 |
| Численность экипажа $n_{\text{ЭК}}$ | 4/8** | |
| Коэффициент заполнения (объемный КПД) $K_{\text{зап}} = 4,836 V_{\Sigma}^{2/3} / S_{\Sigma}$ | 0,828 | 0,828 |
| | | 0,828 |

* При использовании аэродинамических щитков $C_D = 0,65$.

** В числителе в штатном варианте, в знаменателе — в варианте корабля-спасателя.

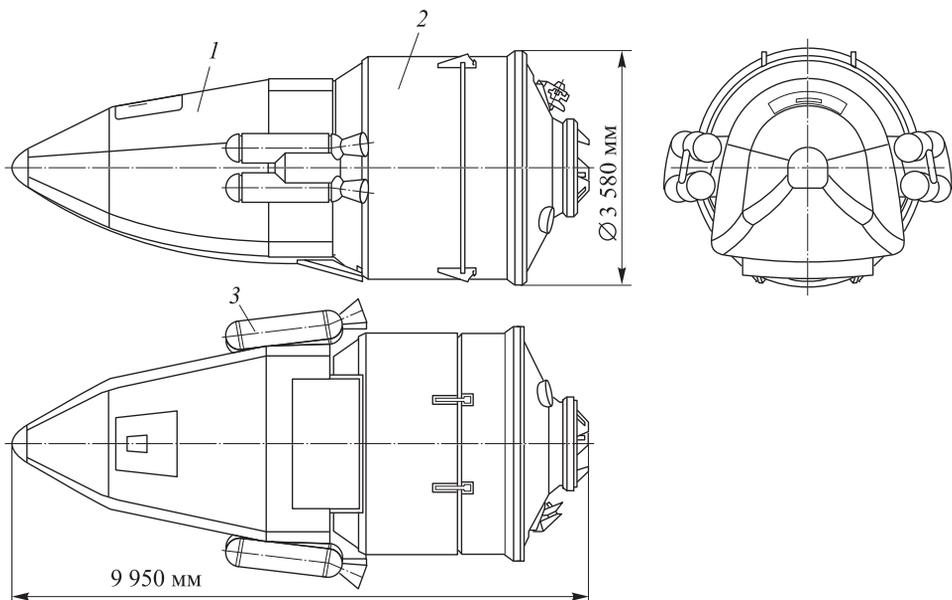


Рис. 3. Транспортный космический корабль со СА класса «несущий корпус»:

1 — СА; 2 — орбитальный блок; 3 — твердотопливные двигатели системы аварийного спасения

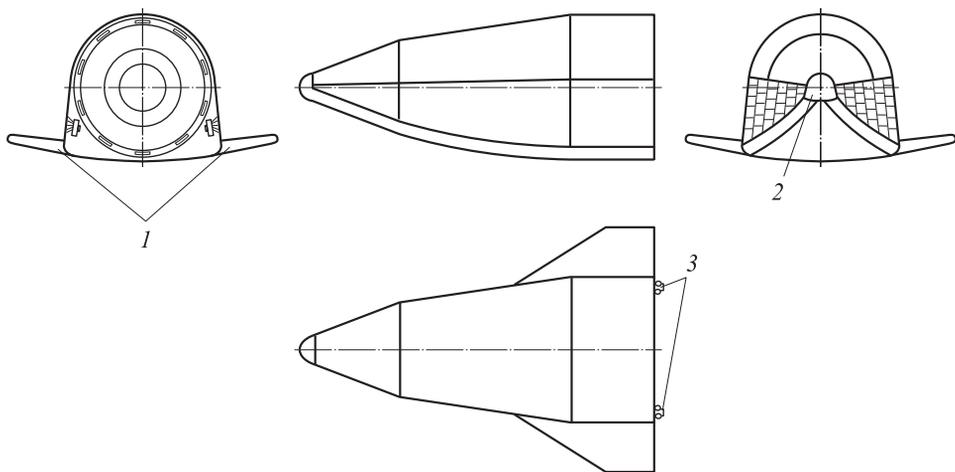


Рис. 4. СА класса «несущий корпус» модифицированной формы:

1 — откидные стабилизаторы; 2 — носовая часть; 3 — двигатели маневрирования

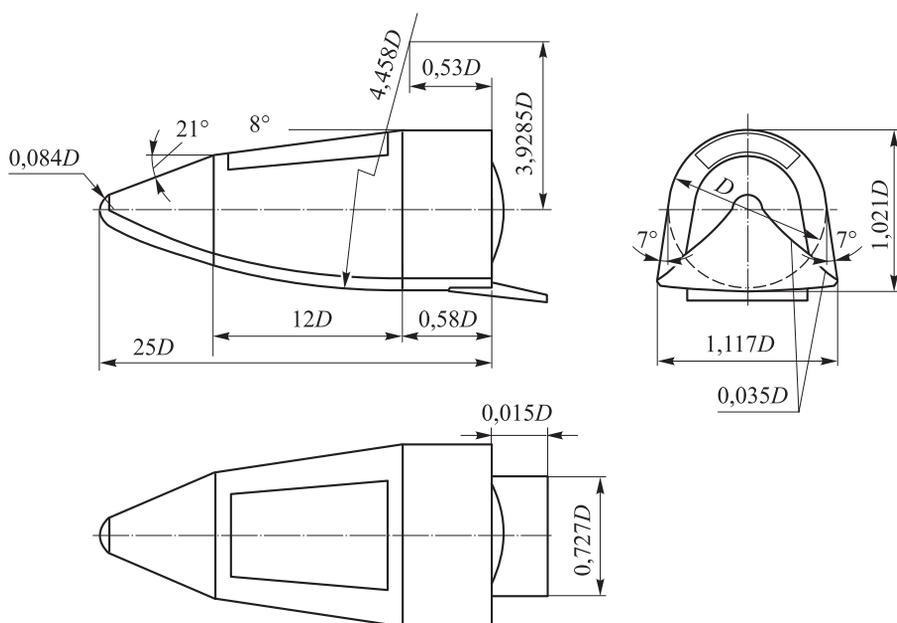


Рис. 5. Теоретические обводы модифицированной спускаемой капсулы

Таблица 4

Сравнительные массогабаритные характеристики альтернативных вариантов СА сегментально-конической конфигурации и класса «несущий корпус»

| Наименование | Форма-аналог СА «Союз» ($D = 3,5$ м, $V = 22,5$ м ³ , $S = 40,8$ м ² , $K_{\text{зап}} = 0,945$) | | | | СА класса «несущий корпус» ($L = 7,7$ м, $D = 3,08$ м, $V = 29,3$ м ³ , $S = 71,8$ м ² , $K_{\text{зап}} = 0,64$) | | | |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| | Беспилотный вариант | | Пилотируемый вариант | | Беспилотный вариант | | Пилотируемый вариант | |
| | G , кг | V , м ³ | G , кг | V , м ³ | G , кг | V , м ³ | G , кг | V , м ³ |
| Экипаж | — | — | 320 | 0,339 | — | — | 320 | 0,339 |
| Полезный груз | 2 000 | 8 | 1 500 | 7,5 | 2 000 | 8 | 1 500 | 7,5 |
| Система энергопитания | 310 | 0,295 | 310 | 0,295 | 460 | 0,43 | 460 | 0,43 |
| Радиоэлектронное оборудование (радио, телеавтоматика, система управления, система управления бортовым комплексом, автоматика приземления, система регистрации) | 415 | 0,485 | 415 | 0,485 | 648 | 0,787 | 648 | 0,787 |

| Наименование | Форма-аналог СА «Союз» ($D = 3,5$ м, $V = 22,5$ м ³ , $S = 40,8$ м ² , $K_{\text{зап}} = 0,945$) | | | | СА класса «несущий корпус» ($L = 7,7$ м, $D = 3,08$ м, $V = 29,3$ м ³ , $S = 71,8$ м ² , $K_{\text{зап}} = 0,64$) | | | |
|---------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| | Беспилотный вариант | | Пилотируемый вариант | | Беспилотный вариант | | Пилотируемый вариант | |
| | G , кг | V , м ³ | G , кг | V , м ³ | G , кг | V , м ³ | G , кг | V , м ³ |
| Система исполнительных органов спуска | 265 | 0,354 | 265 | 0,354 | 300 | 0,4 | 300 | 0,4 |
| Система обеспечения жизнедеятельности | 40 | 0,114 | 186 | 0,488 | 40 | 0,114 | 186 | 0,488 |
| Система терморегулирования | 95 | 0,271 | 95 | 0,271 | 140 | 0,4 | 140 | 0,4 |
| Комплекс средств посадки | 585 | 0,86 | 660 | 1,013 | 835 | 1,2 | 900 | 1,385 |
| Конструкция | 2 070 | 3,06 | 2 070 | 3,06 | 2 500 | 5,75 | 2 500 | 5,75 |
| Теплозащита | 1 020 | 2,04 | 1 020 | 2,04 | 1 350 | 514 | 1 350 | 514 |
| Внутренняя теплоизоляция | 23 | 0,153 | 23 | 0,153 | 30 | 0,2 | 30 | 0,2 |
| Балансировочный груз | 80 | 0,08 | 80 | 0,08 | 150 | 0,15 | 150 | 0,15 |
| «Свободный» объем кабины | – | 2,7 | – | 6 | – | 3,5 | – | 6 |
| Резерв объема | – | 4,1 | – | 0,92 | – | 2,57 | – | 0,1 |
| Резерв массы | 87 | – | – | – | 47 | – | 16 | – |
| Суммарные характеристики | 7 000 | 22,5 | 7 000 | 22,5 | 8 500 | 29,3 | 8 500 | 29,3 |

Таблица 5

Массогабаритные характеристики СА класса «несущий корпус» модифицированной аэродинамической формы
($K_{тип} = 1,2$, $K_{зап} = 0,828$, $\lambda = 2$)

| Наименование | Длина СА L , м | | | | | | |
|------------------------------------------------------------|------------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------------|
| | 2,75 | 6 | 6,5 | 7 | 7,7 | 8,35 | 2,142 «Союз ТМ» |
| Объем аппарата V , м ³ | 1,955 | 20,3 | 25,8 | 32,2 | 42,7 | 54,7 | 5,6 |
| Расчетный диаметр D , м | 1,1 | 2,4 | 2,6 | 2,8 | 3,08 | 2,44 | 2,2 |
| Расчетная площадь S_p , м ² | 0,95 | 4,522 | 5,307 | 6,154 | 7,447 | 9,29 | 3,8 |
| Суммарная поверхность S_{Σ} , м ² | 9,22 | 43,87 | 51,43 | 59,71 | 72,25 | 84,96 | 16,35 |
| Поверхность наветренной стороны $S_{нав}$, м ² | 2,5 | 11,88 | 13,94 | 16,17 | 17,56 | 23 | 4,2 |
| Плотность аппарата γ , т/м ³ | 0,54 | 0,315–0,32 | 0,263–0,29 | 0,233–0,27 | 0,196–0,25 | 0,165–0,225 | 0,53 |
| Масса, кг: | | | | | | | |
| экипажа $G_{эк}$ | – | 240 | 240 | 240 | 240 | 240 | 240 |
| полезного груза $G_{пг}$ | 250 | 1 500–1 600* | 1 500–2 150* | 1 500–2 750* | 1 500–3 800* | 1 500–4 800* | 50 |
| конструкции G_k | 150 | 1 518 | 1 780 | 2 066 | 2 500 | 2 940 | 748 |
| теплозащиты $G_{тзп}$ | 157 | 728 | 811 | 1 016 | 1 231 | 1 447 | 445 |
| системы исполнительных органов $G_{сиос}$ | 45 | 215 | 240 | 265 | 300 | 330 | 90 |
| системы энергоснабжения $G_{сэл}$ | 88 | 460 | 460 | 460 | 460 | 460 | 45 |

| | | | | | | | |
|-----------------------------------------------------------------|-------|-------------|-------------|-------------|-------------|--------------|--------|
| комплекса средств посадки $G_{\text{ксп}}$ | 112 | 630 | 700 | 790 | 900 | 990 | 360 |
| радиоэлектронных систем, СОЖ, СТР и т. д. $G_{\text{рэс}}$ | 73 | 975 | 975 | 975 | 975 | 975 | 1 187 |
| балансировочного груза $G_{\text{бг}}$ | 0–50 | 115 | 125 | 135 | 150 | 160 | 250 |
| суммарная G_{Σ} | 1 000 | 6 400–6 500 | 6 800–7 500 | 7 500–8 700 | 8 40–10 700 | 9 000–12 300 | 2 975 |
| Приведенная длина аппарата $L_{\text{прив}} = V/S_{\Sigma}$, м | 0,212 | 0,462 | 0,501 | 0,539 | 0,591 | 0,044 | 0,3425 |
| * Аппараты с предельной массой полезного груза. | | | | | | | |

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Семенов Ю.П. *Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева*. Королев; ГОНТИ-4 РКК «Энергия», 1996, 671 с.
- [2] Фернисс Т. *История завоевания космоса. Энциклопедия космических аппаратов*. Москва, ЭКСМО, 2007, 272 с.
- [3] Сейферт Г.С. *Космическая техника*. Москва, Наука, 1964, 727 с.
- [4] Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. *Основы аэродинамического расчета*. Краснова Н.Ф., ред. Москва, Высш. шк., 1984, 264 с.
- [5] Зеленцов В.В., Казаковцев В.П. *Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 176 с.
- [6] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, 345 с.
- [7] Каменков Е.Ф. *Маневрирование спускаемых аппаратов. Гиперболические скорости входа в атмосферу*. Москва, Машиностроение, 1983, 183 с.
- [8] Ярошевский В.А. *Вход в атмосферу космических летательных аппаратов*. Москва, Наука, 1988, 336 с.
- [9] Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М., Зернов В.И. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)*. Матвиенко А.М., Алифанов О.М., ред. Москва, Машиностроение, 2005, 375 с.
- [10] Миеле А.М. *Теория оптимальных аэродинамических форм*. Москва, Мир, 1969, 508 с.
- [11] Аллен Х. Дж. Газодинамические проблемы космических летательных аппаратов. *Сб. «Газовая динамика космических аппаратов»*. Москва, Мир, 1965, 141–182 с.
- [12] Кемпбелл Дж. Исследование по аэродинамике малых скоростей, связанных с посадкой космических летательных аппаратов. *Сб. Газовая динамика космических аппаратов*. Москва, Мир, 1965, с. 29–55.
- [13] Болотин В.А., Миненко В.Е., Решетин А.Г., Скотников А.П., Шукин А.Н. *Космический аппарат для спуска в атмосфере планеты и способ спуска космического аппарата в атмосфере планеты*. Пат. 2083488 (Роспатент), 1997, бюл. 19, 18 с.

Статья поступила в редакцию 06.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Миненко В.Е., Семенко А.Н., Шиялева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус». *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/862.html>

Миненко Виктор Елисеевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1956 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители». Автор 120 научных трудов в области проектирования аэрокосмических возвращаемых аппаратов. e-mail: departm1@sm.bstu.ru

Семенко Александр Николаевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1957 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители». Автор 10 научных трудов в области прочности оболочек. e-mail: departm1@sm.bstu.ru

Шиялева Екатерина Николаевна окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2013 г. Инженер закрытого акционерного общества «КРОК инкорпорейтед». Соавтор двух работ в области проектирования космических летательных аппаратов. e-mail: k.veter@list.ru