

УДК 629.7.016

Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус»

Елисеев А. Н.^{1,*}, Миненко В. Е.¹,
Якушев А. Г.², Агафонов Д. Н.³

[* a.n.eliseev@gmail.com](mailto:a.n.eliseev@gmail.com)

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

²ООО «АйКьюб Визуализация», Москва, Россия

³ООО "ТПК ВИЛОН", Щелково, Россия

В данной статье рассмотрен спускаемый аппарат (СА) повышенной маневренности класса «несущий корпус», также некоторые известные проекты спускаемых аппаратов этого же класса, выполненные как в нашей стране, так и за рубежом.

Рассмотрены проектные особенности СА указанного класса с улучшенными проектными характеристиками по сравнению с традиционно используемыми СА класса «скользящего спуска» «Союз» и «Аполлон». Проведена сравнительная массовая оценка СА в широком диапазоне габаритных размеров. Приведены соображения по рациональности используемых комплексов средств посадки спускаемых аппаратов.

Рассчитываются аэродинамические характеристики СА на гиперзвуковом участке спуска численным методом по ньютоновской теории. Рассматривается возможность введения дополнительных щитков для балансировки СА на нужное качество и сокращения массы балансирующего груза.

Для расчета баллистических характеристик аппаратов использована система уравнений движения летательного аппарата в атмосфере. Аппарат рассматривался как материальная точка. В качестве управляющего параметра использован угол крена. Поставлена задача оптимального управления. Для решения задачи оптимального управления использовался метод последовательной линеаризации.

Представлены расчетные данные по температурам для различных режимов спуска в характерных точках поверхности СА.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, аэродинамические характеристики, баллистика, численный метод, ньютоновская теория обтекания, гиперзвуковой диапазон скоростей, Союз

Введение

Процесс выведения космического аппарата 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 аппаратам капсульного типа с экипажем из $1\div 3^x$ человек, размещающихся в ограниченном объеме, существенно уступающем существующим в авиации эргономическим нормам [1,3].

Аэрокосмические летательные аппараты (спускаемые аппараты), разработанные в СССР («Восток», «Восход» и «Союз»), относились к классу баллистических аппаратов (аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях $K_{\text{Гип}} = 0$), и аппаратов «скользящего» спуска ($K_{\text{Гип}} = 0.2\div 0.5$), отличавшихся простейшими аэродинамическими конфигурациями, обеспечивающими минимально–возможное маневрирование аппаратов на участке спуска в атмосфере.

Аналогично в США были осуществлены космические программы, где использовались как баллистические аппараты («Меркурий»), так и аппараты «скользящего» спуска («Джеминай», «Аполлон»).

Спуск в атмосфере со второй космической скоростью потребовал отказа от аппаратов баллистического типа. Рассмотрение же возможности входа в атмосферу Земли со второй космической скоростью (аппараты лунной экспедиции) и с гиперболическими скоростями (спуск при возвращении из марсианской экспедиции) показал абсолютную необходимость увеличения аэродинамического качества аппарата и рациональность перехода на заостренные конфигурации. Исследования показали, что следует перейти к другому классу аппаратов, а именно к аппаратам класса «несущий корпус», которые по простоте аэродинамических обводов близки к аппаратам «скользящего» спуска, а по своим аэродинамическим характеристикам на гиперзвуковых скоростях приближаются к крылатым ракетопланам (табл.1.1).

Оказалось, что аппараты этого класса с успехом могут использоваться во всех диапазонах скоростей входа в атмосферу, как при спуске с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ), так и для входа в атмосферу со второй космической скоростью. В то же время СА класса «несущий корпус» обеспечивают приемлемые массовые характеристики, и хорошо вписываются в традиционную проектно–компоновочную схему транспортного космического корабля (рис.1) средней и малой грузоподъемности (рациональный диапазон масс аппаратов 3-10 т) [8, 9], предназначенного для совместной эксплуатации с существующими одноразовыми ракетами вертикального старта. Например, с одним из классов ракет-носителей, «Ангара».

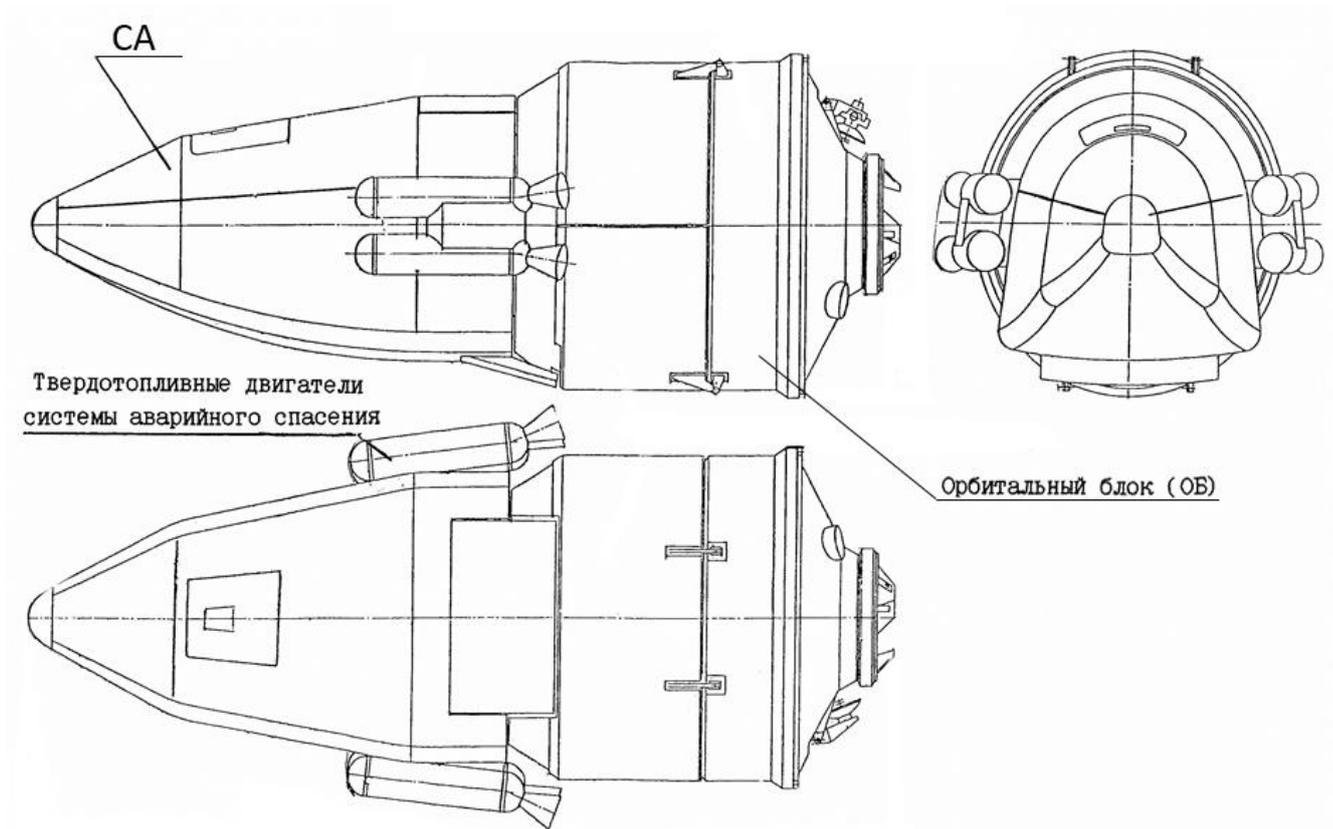


Рис. 1. Пример схемы транспортного космического корабля (ТКК) спускаемым аппаратом (СА) класса «несущий корпус».

Систематическое исследование форм аппаратов класса «несущий корпус» было предпринято в ОКБ-1 (РКК «Энергия») в 1965 году, когда рассматривался альтернативный вариант аэродинамической схемы «Союз». Исследование баллистических, аэродинамических и аэротермодинамических характеристик аппарата класса «несущий корпус» показало закономерное превышение массы конструкции и теплозащиты по сравнению со схемой «Союз». Этот критерий оказался решающим для приостановления работ по аппарату класса «несущий корпус» и сосредоточения усилий организации на разработке минимального по массе СА «Союз».

Применение ракеты-носителя «Ангара-А7» позволяет уйти от критерия минимальной массы.

1. Место аппаратов класса «несущий корпус» в системе классификации

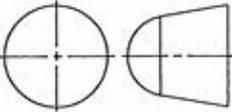
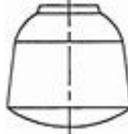
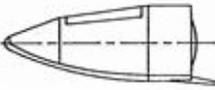
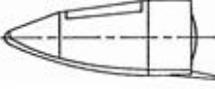
Общий проектно–методологический подход к проектированию аэрокосмических аппаратов требует классификационного распределения их по классам, в пределах которых устанавливаются главные ведущие признаки, определяющие основные проектные параметры аппаратов в пределах выбранного класса. В данном случае подобный методологический подход можно успешно использовать применительно к аппаратам,

представленным баллистическими (неуправляемыми) аппаратами, полубаллистическими («скользящими») аппаратами, бескрылыми аппаратами класса «несущий корпус», и крылатыми ракетопланами. Первые три типа аппаратов иногда относят к капсульным аппаратам.

В таблице 1.1 представлено распределение этих типов аэрокосмических аппаратов по четырем основным классам, причем за основу отнесения аппарата к тому или иному классу взят наиболее сильный показательный признак (критерий) – *аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях* ($K_{гип}$). Здесь же представлены и сопутствующие критерии, являющиеся типовыми (рациональными). К этим признакам можно отнести такие общие проектные характеристики, как коэффициент заполнения (объемный КПД), центровочные и проектно–массовые критерии, обобщенные проектно–массовые характеристики конструкции, дальность бокового маневра ($L_{бок}$) и т.д.

Указанное классификационное распределение позволяет достаточно грамотно сформулировать требования к облику аэрокосмического аппарата на начальном этапе проектирования с системотехнических позиций, поскольку именно начальный этап проектирования зачастую определяет успех всей программы.

Таблица 1.1. Рациональные типы СА ($G_{СА} = K_m G_{СА}^{бал}$).

Проектные параметры		Баллистические аппараты $K_{гип} = 0$ $K_{зап} = 1...0.85$ $L_{бок} = 0$ км	СА класса «Скользящий» спуск $K_{гип} = 0.15...0.5$ $K_{зап} = 0.95...0.75$ $L_{бок} = 0-40$ км	СА класса «Несущий корпус» $K_{гип} = 0.8...1.5$ $K_{зап} = 0.75...0.6$ $L_{бок} = \text{до } 1500$ км	Крылатые аппараты и ракетопланы $K_{гип} = 2.0...3.0$ $K_{зап} = 0.5...0.3$ $L_{бок} > 2000$ км
Баллистические параметры					
Диапазоны скоростей входа в атмосферу	$V_{вх} = 7.8$ км/с Вход с орбиты (I-ая космическая скорость)	 $K_m = 1$	 $K_m = 1.2$	 $K_m = 1.5$	 $K_m = 2.5$
	$V_{вх} = 11.2$ км/с Лунные траектории (II-ая космическая скорость)	----	 $K_m = 1.28$	 $K_m = 1.55$	----
	$V_{вх} = 12.5...15$ км/с Умеренные гиперболические скорости (марсианская экспедиция)	----	 $K_m = 1.5$	 $K_m = 1.86$	----
	$V_{вх} = 18...21$ км/с Предельные гиперболические скорости (марсианская экспедиция)	----	----	 $K_m = 2.1$	----

2. Проектные исследования по аппаратам класса «несущий корпус»

В последние годы большое внимание уделяется проблеме совершенствования космических пилотируемых и беспилотных аппаратов. После успешных полетов российских и американских космических аппаратов, осуществивших спуск в атмосфере с небольшим аэродинамическим качеством ($K_{\text{ГИП}} = 0 \div 0.5$), предпринимаются интенсивные исследования аппаратов с повышенным аэродинамическим качеством, что позволяет существенно улучшить баллистические характеристики, маневренность аэрокосмического аппарата, а также в ряде случаев получить умеренный тепловой режим для работы силовой конструкции и конструктивных систем. В связи с указанными преимуществами аппаратов, обладающих повышенным аэродинамическим качеством по сравнению с баллистическими аппаратами и аппаратами «скользящего» спуска, усилия исследователей были направлены на всестороннее изучение технических характеристик на гиперзвуковых режимах полета и на участке приземления СА класса «несущий корпус». Из зарубежных стран дальше всех в подобных проектных исследованиях, как в теоретической, так и в экспериментальной областях, продвинулись американцы [5, 6, 7,10].

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

В настоящее время практически ясен оптимальный уровень летных характеристик аппаратов класса «несущий корпус» как на гиперзвуковых скоростях, так и на участке работы комплекса средств посадки [11, 12].

В процессе проектных исследований сформулированы требования к аэродинамической схеме подобного класса аппаратов, изучены схемы аппаратов различных конфигураций, в том числе и экспериментально, что осуществлялось в условиях достаточно полного финансирования в объеме научно–исследовательской государственной программы США.

В процессе исследований изучались вопросы обеспечения безопасной посадки аппаратов, исследовались различные типы комплексов средств посадки, исследовались вопросы компоновочного плана, включая эффективность использования внутреннего объема аппарата и обеспечения требуемой центровки. Изучались рациональные конструктивные схемы, вопросы создания эффективной теплозащитной системы, и т.д.

Много внимания было уделено вопросам совместимости аппарата с ракетой – носителем, обеспечению устойчивости и управляемости на всех режимах полета, а также вопросам стоимости и возможности многократного использования.

Привлекательность аэрокосмических аппаратов 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.

После разработки аэробаллистической концепции, определяющей требования к районам посадки аппаратов, точности посадки, и формулирующей требования к таким параметрам аппарата, как аэродинамическое качество, нагрузка на несущую поверхность, алгоритм управления аппаратом на атмосферном и внеатмосферном участках полета, решается задача по определению облика аэрокосмического аппарата, т.е. производится выбор его аэродинамической формы. Одновременно большое внимание уделяется вопросам минимизации массы и габаритных размеров аппарата, т.е. концепции аэротермодинамической и габаритно-массовой модели. Здесь проявляется сильное взаимовлияние аэробаллистических, аэротермодинамических и массовых параметров.

Для аппаратов 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»). Был накоплен большой опыт в проектировании и отработке подобных аппаратов, хорошо исследованы силовые схемы как аппарата класса «несущий корпус», так и транспортного космического корабля, в состав которого входит аппарат. Для аппаратов класса «несущий корпус» ввиду чрезвычайного разнообразия аэродинамических форм уверенно отдать предпочтение какой-либо из них представляется сомнительным. Тем более что опыт их разработки недостаточно велик. К тому же дополнительные трудности для уверенной ориентации на ту или другую форму возникают вследствие особого подхода к решению вопроса о методе посадки аппарата. Основным постулатом при разработке аппаратов класса «несущий корпус» было требование обязательной посадки на аэродромную полосу.

Разработанные аэрокосмические аппараты M2-F2, HL-10, SV-5 и другие их модификации позволили выявить исключительную сложность сочетания требования обеспечения повышенного аэродинамического качества на гиперзвуковых скоростях ($M > 6$) у бескрылых аппаратов с требованием надежной управляемой посадки на аэродромную полосу. Опыт испытаний M2-F2, HL-10 и SV-5 показал, что посадка на аэродромную полосу, особенно в ночных условиях, при низкой облачности, крайне затруднена.

Стало ясно, что без развитых специальных аэродинамических органов, приближающих бескрылую конфигурацию по посадочным характеристикам к крылатым ракетопланам (IV тип аппаратов), задача создания аппарата класса «несущий корпус», конкурентоспособного с аппаратами «скользящего» спуска, не решается.

Эти выводы привели к тому, что при разработке концепции многоцветной транспортной космической системы предпочтение было отдано крылатой схеме аппарата («Спейс Шаттл», «Буран»). Однако исследования аппаратов класса «несущий корпус» продолжались и в теоретическом, и в проектном плане.

Аппараты с $K_{\text{Гип}} = 0.8 \div 1.2$ бескрылого типа в этих условиях существенно выигрывают в комплексном вопросе сочетания аэротермодинамических характеристик с уникальными маневренными характеристиками аппарата на атмосферном участке спуска.

Аппараты класса «несущий корпус», разработанные для проведения транспортных операций в пилотируемом варианте, являются переходными в части общего облика между СА «скользящего» типа ($K_{\text{Гип}} = 0.2 \div 0.5$) и крылатыми ракетопланами. Они могут быть использованы практически во всех космических программах (спуск с орбиты, лунная программа, вход с гиперболическими скоростями).

Использование аппаратов 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 аппаратов. Известное влияние оказывало здесь и традиционное предпочтение той или иной конфигурации, особенно если имелся 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 аппаратов класса «несущий корпус», есть одно сближающее их свойство, а именно величина удлинения формы - отношение общей длины аэрокосмического аппарата к максимальному поперечному (по вертикали) габаритному размеру - находящаяся в пределах $\lambda = 1,5 \dots 3$ в зависимости от величины реализуемого аэродинамического качества ($K_{\text{Гип}} = 0,8 \dots 2$).

Выявилось также более слабое влияние формы поперечного сечения аппарата по сравнению с удлинением на аэродинамическое качество при примерно одинаковой степени затупления носовой части.

В процессе проектных исследований был тщательно изучен такой интересный класс аэрокосмических аппаратов, как полуконические конфигурации, рассмотренные в дальнейшем в качестве варианта формы аппарата возвращения после завершения марсианской экспедиции. Однако наиболее удачным оказалось направление в части использования клиновидного сегмента сферической поверхности в качестве нижней наветренной поверхности возвращаемого аппарата.

Эта форма соединила в себе преимущества полуконического аппарата, имеющего простую силовую схему, и аппарата класса «сегментально-сферический клин», предложенного в 1970 году в качестве конфигурации для аппарата, 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 аппарата для малых беспилотных управляемых капсул, а также для пилотируемых транспортных объектов. Аэродинамические исследования подтвердили правильность выбора указанного класса

форм. Проектно-компоновочный и массовый анализ аппаратов этого класса форм позволил получить характеристики первого проектного приближения для реализации их в различных космических программах.

Проработки аппарата класса «несущий корпус», предпринятые совместно с Казанским авиационным институтом (Симонов М.П.), завершились разработкой планера СП-1 с отличными аэродинамическими и посадочными характеристиками (рис. 2.1) [13, 14].

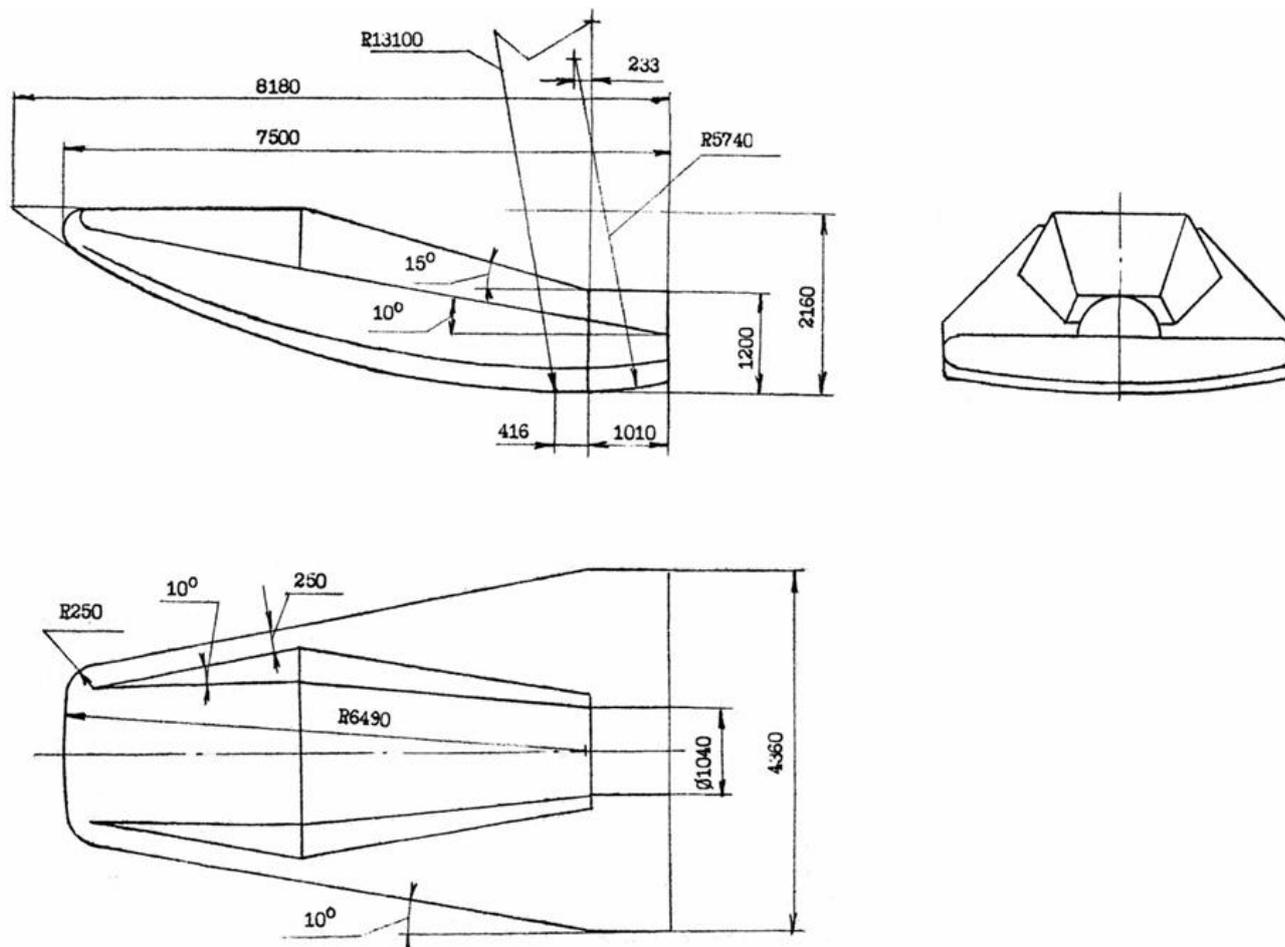


Рис. 2.1. СА СП-1. Аппарат класса сегментально-сферический клин для возвращения из Марсианской экспедиции. Аванпроект Н1М 1969 – 1970 гг. $V_{вх} = 13.5 - 16$ км/с.

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.

Основными техническими характеристиками аэрокосмических летательных аппаратов, 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 аппарата обычно оценивается величиной боковой дальности $L_{бок}$. Высокая маневренность позволяет уменьшить время ожидания на орбите и увеличить вероятность безопасной посадки в заданных районах. Большие боковые

дальности могут быть получены при использовании аппаратов, обладающих аэродинамическим качеством $K_{\text{гип}}=1\div 2.5$, что характерно для аппаратов класса «несущий корпус» и крылатых ракетопланов.

Уменьшение до минимума момента схода с орбиты становится решающим фактором в аварийных ситуациях на борту аппарата или космической станции, к которой пристыкован аэрокосмический аппарат. Время, в течение которого на протяжении одних суток возможно немедленное возвращение аэрокосмического аппарата, зависит, помимо величины аэродинамического качества, от угла наклона орбиты, высоты орбиты, а также от условий посадки.

Аппарат 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, аппараты должны обладать повышенным аэродинамическим качеством на дозвуковых скоростях. А это существенно искажало обводы аппарата, уводило их из зоны оптимальных компоновочных характеристик (коэффициент заполнения, центровочные критерии).

Следует заметить, что посадочный маневр аппаратов 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 аппарат начинает выравнивание.

Посадочные скорости составляют ~ 480 км/час при скорости снижения $V_{\gamma} = 6$ м/с. Касание дорожки происходит на скорости ~ 260 км/час. Вследствие аэродинамических особенностей формы аппаратов класса «несущий корпус» при посадке в процессе их летной отработки в США был отмечен ряд аварийных посадок. Поэтому проектный анализ этого класса аппаратов привел к необходимости поиска других, альтернативных, путей решения проблемы безопасной посадки при сохранении всех преимуществ этого класса (табл. 2.1).

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 (ПРСП), 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 ($K_{\text{гип}} = 1\div 2$) дают возможность перекрыть зоной допустимого маневра соседние витки (правый и левый).

Так, для высокоманевренной капсулы при $K_{\text{гип}} = 1,2$ и $R_x = 1500$ кг/м², использующей метод управления по крену, аналогичный СА «Союз», боковая дальность превышает 1000 км. Точность посадки аппарата при этом обеспечивается системой управления до ~ 10 км (± 5 км при радионаведении на маяк).

Таблица 2.1. Проектные и посадочные характеристики различных типов СА класса «несущий корпус».

№	Характеристики	Индекс	Размерность	Сравниваемые аппараты и ракетопланы						
				Ракетоплан X-15	Орбитальный аппарат «Спейс Шаттл»	M2-F2	HL-10	SV-5	ВКС «Гермес»	СА (на основе патента (13,14))
1	Посадочная масса аппарата	С _{пос}	кг	5800	110000	1815...3630	2220...4260	2270...4500	14000...15000	6000
2	Длина аппарата	L	м	15,25	38,1	6,76	6,76	7,47	17,9	7,3
3	Расчетная несущая поверхность	S _p	м ²	15	195	15	15	15,5...17,7	---	6,15
4	Нагрузка на несущую поверхность	S _{пос} /S _p	кг/м ²	380	560	120...240	148...160	146...160	---	976
5	Аэродинамическое качество	К _{гип}	---	---	1,32	1,2	1,2...1,3	1,2...1,4	1,3	1,2
		К _{пос}	---	3,5...5	5,95	3,1...3,5	3,3...4	3,8...4,6	6	2,5
6	Посадочная скорость	V _{пос}	км/ч	300...350	296	315...280	360...390	300	300	V _γ -7,5 м/с

Можно добиться стабильного выхода к заранее обозначенной посадочной площадке с высокой точностью. Непосредственно перед посадкой может быть осуществлена ориентация аппарата относительно поверхности Земли с учетом уклона местности и ветрового сноса. Модернизация автоматики комплекса средств посадки вполне реальна и не представляет технических трудностей. К тому же вполне реальным оказывается использование твердотопливных двигателей для парирования горизонтальной скорости посадки, что резко улучшает комфортность операции приземления.

Указанное построение комплекса средств посадки (КСП) в сочетании с высокой маневренностью аппарата на гиперзвуковых скоростях позволяет использовать посадочные площадки небольших размеров (5 x 5 км, или 3 x 3 км), характерные для условий Западной Европы. Выход в район запланированной посадки обеспечивается за счет высоких несущих характеристик корпуса аппарата на гиперзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. В последнем случае, правда, требуется использовать предпосадочное управление куполом, что порождает некоторое усложнение конструкции комплекса средств посадки [14].

Как показал анализ компоновочных схем СА, рациональным оказалось включение микрореактивных двигателей системы исполнительных органов спуска (СИОС) в контур управления аппаратом на предпосадочном этапе с целью ориентации аппарата относительно поверхности, для парирования ветровых порывов (ветровой снос) и локализации касания днищем СА Земли в момент удара.

Включение двигателей мягкой посадки в состав КСП, организация специальных амортизаторов на днище аппарата и использование амортизированных кресел экипажа позволяют приблизить СА по комфорту посадки к аппаратам, использующим аэродромную посадку. Этот подход позволяет разработать аппараты минимально возможных габаритов и массы, которые окажутся весьма привлекательными для использования в составе лунного корабля или марсианского экспедиционного комплекса.

Высокие несущие характеристики аппаратов класса «несущий корпус» позволяют обеспечить низкий уровень перегрузок и на аварийных траекториях спуска после срабатывания системы аварийного спасения (САС) на участке выведения. Логика САС в этом случае остается близкой к логике САС корабля «Союз», выгодно отличаясь от усложненного режима спасения экипажа крылатых аэрокосмических аппаратов класса «Буран» или «Спейс Шаттл».

Проведенные проектные исследования показали перспективность использования таких систем посадки, как роторная (вертолетная) (рис. 2.2), системы посадки с использованием турбореактивных посадочных двигателей, турбовентиляторных двигателей. Корпус аппарата с повышенным коэффициентом удлинения по сравнению с аппаратами «скользящего» спуска дает основания также и 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.



Рис.2.2. Пример роторной системы посадки СА класса «несущий корпус».

Следует отметить, что высокие маневренные характеристики капсулы класса «несущий корпус» позволяют надеяться на успешное использование подобных аппаратов 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 аппарата.

Рассматривая различные типовые схемы транспортных пилотируемых космических аппаратов с СА класса «несущий корпус», можно выделить две схемы.

1) Схема **блочного типа**, имеющая в своем составе спускаемый аппарат (СА) и орбитальный блок (ОБ), включающий в себя двигательную установку, топливные баки, арматуру, стыковочный агрегат, и т.д. .

В этой схеме аэродинамический обтекатель (головной обтекатель) может не использоваться, а применяться специальные сбрасываемые аэродинамические защитные кожуха.

2) Схема, когда космический корабль выполнен в виде **единого теплозащитного отсека**, полностью возвращаемого на Землю.

Применение схемы горизонтального старта при выведении на орбиту не приводит к существенно выигрышным конфигурациям.

Особенностью всех схем является сохранение возвращаемого аппарата 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 аппаратов должны предусматривать сквозной проход на борт орбитальной космической станции.

Утонение кормы аппаратов HL-10, M2-F2 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 входят СА.

Все эти обстоятельства заставляют разработчиков, рассматривавших аэродинамическую схему, 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 (ПРСП), близкую к комплексу средств посадки СА «Союз». В этом случае нет необходимости выдерживать требования по повышенному качеству на дозвуковом режиме полета. Высокие несущие характеристики формы ($K_{гип} = 1...1,2$) дают возможность СА перекрыть зоной допустимого маневра соседние витки (правый и левый). Как указывалось выше, для аппарата при $K_{гип} = 1,2$ и $P_x = 1500 \text{ кг/м}^2$, использующего

метод управления по крену, аналогичный СА «Союз», боковая дальность превышает 1000 км [4,8,9].

Указанный подход позволяет разработать аппарат минимально возможных габаритов и массы, которые оказываются весьма привлекательными для использования в составе лунного корабля или марсианского экспедиционного комплекса (табл.2.2).

Таблица 2.2. Основные проектные характеристики перспективного СА класса «несущий корпус» для спуска с орбиты ИСЗ, при входе со второй космической скоростью и при спуске в атмосфере Земли с гиперболическими скоростями.

№	Наименование	Индекс	Размерность	Характеристики при $V_{ВХ}$ (км/сек)		
				7.8	11.2	15
1	Аэродинамическое качество (M=6)	$K_{ГШП}$	---	1.2		
2	Масса СА стартовая	$G_{СА}$	т	8	10	12
3	Габаритные размеры					
	Длина	L	м	7		
	Расчетный диаметр	D	м	2.8		
4	Объем по наружной поверхности	V_{Σ}	$м^3$	32.2		
5	Объем гермокабины	$V_{ГК}$	$м^3$	28		
6	Суммарная поверхность	S_{Σ}	$м^2$	60		
7	Поверхность несущего днища	$S_{ЛТЭ}$	$м^2$	16		
8	Расчетная поверхность	$S_{РАСЧ}$	$м^2$	6.15		
9	Нагрузка на несущую поверхность	P_X	кг/м ²	4600	5700	6800
10	Коэффициент подъемной силы	C_{YA}		1.1		
	Максимальный			0.6		
	При $K_{МАКС}$			0.31		
11	Угол атаки	α	град	26		
	При $K_{МАКС}$			20		
	При $C_{УМАКС}$			40		
12	Коэффициент центра давления	C_D		0.55 0.65 – при использовании аэродинамических щитков		
13	Расчетная номинальная перегрузка на участке спуска	n	1/g	2.5	4	8
14	Максимальный боковой маневр	$L_{БОК}$	км	1200	1300	1500
15	Тип комплекса средств посадки			ПРСП, «горячее» резервирование парашютной системы		
16	Точность выхода в расчетную точку	$\pm \Delta L$	км	5		
17	Численность экипажа	$n_{ЭК}$		4 – штатный вариант 8 – вариант корабля-спасателя		
18	Коэффициент заполнения (объемный КПД)	$K_{ЗАП} = 4.836$ $V_{\Sigma}^{2/3} / S_{\Sigma}$		0.828		

В качестве конструктивного материала кабины пилотов и орбитального отсека следует ориентироваться на хорошо себя зарекомендовавший алюминий-магний сплав АМгб, для силовых узлов подвески парашютных систем, узлов связи с орбитальным отсеком и блоком двигателей системы аварийного спасения можно использовать титановые сплавы и специальные сорта сталей.

Всю нижнюю наветренную поверхность аппарата рационально выполнить в виде силовой панели со специальным сотовым амортизирующим слоем в комбинации с панелями теплозащитного покрытия. Толщины пакета теплозащитных материалов выбираются 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.

Итоговые результаты проектных исследований по некоторым аппаратам класса «несущий корпус» приведены в таблицах 2.2, 2.3, 2.4.

Таблица 2.3. Сравнительные габаритно-массовые характеристики альтернативных вариантов СА сегментально-конической конфигурации и класса «несущий корпус» (*- радио, телеавтоматика, система управления бортовым комплексом, автоматика приземления, система регистрации).

№	Наименование	Индекс	Форма-аналог СА «Союз» D = 3.5 м, V = 22.5 м ³ , S = 40.8 м ² , Kзап = 0.945				Аппарат класса «несущий корпус» L = 7.7, D = 3.08 м, V = 29.3 м ³ , S = 71.8 м ² , Kзап = 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)
1	Экипаж	Э	—	—	320	0.339	—	—	320	0.339
2	Полезный груз	ПГ	2000	8	1500	7.5	2000	8	1500	7.5
3	Система энергопитания	СЭП	310	0.295	310	0.295	460	0.43	460	0.43
4	Радиоэлектрооборудование*	РЭА	415	0.485	415	0.485	648	0.787	648	0.787
5	Система исполнительных органов спуска	СИОС	265	0.354	265	0.354	300	0.4	300	0.4
6	Система обеспечения жизнедеятельности	СОЖ	40	0.114	186	0.488	40	0.114	186	0.488
7	Система терморегулирования	СТР	95	0.271	95	0.271	140	0.4	140	0.4
8	Комплекс средств Посадки	КСП	585	0.86	660	1.013	835	1.2	900	1.385
9	Конструкция	К	2070	3.06	2070	3.06	2500	5.75	2500	5.75
10	Теплозащита	ТЗП	1020	2.04	1020	2.04	1350	514	1350	514
11	Внутренняя теплоизоляция	ТЗИ	23	0.153	23	0.153	30	0.2	30	0.2
12	Балансировочный груз	БГ	80	0.08	80	0.08	150	0.15	150	0.15
13	«Свободный» объем кабины	СО	—	2.7	—	6	—	3.5	—	6
14	Резерв объема	Δ V	—	4.1	—	0.92	—	2.57	—	0.1
15	Резерв массы	Δ M	87	—	—	—	47	—	16	—
16	Суммарные характеристики		7000	22.5	7000	22.5	8500	29.3	8500	29.3

Таблица 2.4. Габаритно-массовые характеристики СА класса «несущий корпус» модифицированной аэродинамической формы [13,14]. $K_{Гип} = 1,2$; $K_{ЗАП} = 0,828$; $\lambda = 2,5$; (*-Аппараты с предельной массой полезного груза).

№	Наименование	Индекс	Размерность	L = 2,75 (м)	6	6,5	7	7.7	8.35	2.142 "Союз ТМ"
1	Объем аппарата	V	м ³	1,955	20,3	25,8	32,2	42,7	54,7	5,6
2	Расчетный диаметр	D	м	1,1	2,4	2,6	2,8	3,08	2,44	2,2
3	Расчетная площадь	S _p	м ²	0,95	4,522	5,307	6,154	7,447	9,29	3,8
4	Суммарная поверхность	S _Σ	м ²	9,22	43,87	51,43	59,71	72,25	84,96	16,35
5	Поверхность наветренной стороны	S _{Нав}	м ²	2,5	11,88	13,94	16,17	17,56	23	4,2
6	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
7	Масса экипажа	G _{ЭК}	кг	—	240	240	240	240	240	240
8	Масса полезного груза	G _{ПГ}	кг	250	1500...1600*	1500...2150*	1500...2750*	1500...3800*	1500...4800*	50
9	Масса конструкции	G _К	кг	150	1518	1780	2066	2500	2940	748
10	Масса теплозащиты	G _{ТЗП}	кг	157	728	811	1016	1231	1447	445
11	Масса системы исполнительных органов	G _{СИОС}	кг	45	215	240	265	300	330	90
12	Масса системы энергоснабжения	G _{СЭП}	кг	88	460	460	460	460	460	45
13	Масса комплекса средств посадки	G _{КСП}	кг	112	630	700	790	900	990	360
14	Масса радиоэлектронных систем, СОЖ, СТР и т.д.	G _{РЭС}	кг	73	975	975	975	975	975	1187
15	Масса балансировочного груза	G _{БГ}	кг	0...50	115	125	135	150	160	250
16	Суммарная масса	G _Σ	кг	1000	6400...6500	6800...7500	7500...8700	840...10700	9000...12300	2975
17	Приведенная длина аппарата	L _{прив} = V/S _Σ	м	0,212	0,462	0,501	0,539	0,591	0,044	0,3425

3. Условия, определяющие использование аппаратов класса «несущий корпус» в космических программах

Одним из важных критериев оценки аэрокосмических аппаратов является критерий объемной эффективности, или коэффициент заполнения $K_{ЗАП}$. У сравниваемых аппаратов более высокой объемной эффективностью обладают аппараты близкие к сфере по своей конфигурации. Аппарат с большей объемной эффективностью будет обладать меньшей массой конструкции при заданном объеме, однако аэродинамическое качество такого аппарата, как правило, более низкое. Из таблицы 1.1 можно увидеть зависимость $K_{ЗАП}$ аппарата от величины его аэродинамического качества на гиперзвуковых скоростях. Можно заметить, что с ростом аэродинамического качества аппараты теряют объемную эффективность, растет их масса (удлинение), однако существенно улучшаются маневренные характеристики ($L_{БОК}$).

Аппараты класса «несущий корпус» ($K_{Гип} = 1$) при посадке с орбиты с наклоном $i = 30^\circ$ могут обеспечить досягаемость более чем половины территории США.

В таблице 1.1, определяющей класс СА класса «несущий корпус», можно увидеть взаимосвязь между аэродинамическим качеством, объемно-массовыми характеристиками и обликом ряда важнейших систем аппарата, таких, например, как комплекс средств посадки, и т. д. Американские исследователи четко подметили эти особенности аппаратов

класса «несущий корпус». Однако, приняв в качестве обязательного условия посадку аппарата на аэродромную полосу, ушли от оптимального диапазона коэффициентов заполнения $K_{\text{зап}} = 0,6 \dots 0,8$ для форм аппаратов, обеспечивающих аэродинамическое качество $K_{\text{гип}} = 1 \dots 1,2$.

В результате испытаний аппаратов со специально спрофилированными для улучшения аэродинамических характеристик на посадочных режимах кормовой частью и несущей поверхностью (M2-F2, HL-10 и SV-5) было выяснено, что посадка на аэродромную полосу, особенно в ночных условиях, при низкой облачности, крайне затруднена.

Проведенные исследования проектных характеристик аппаратов класса «несущий корпус» показали, что с ростом аэродинамического качества существенно уменьшается масса полезной нагрузки, увеличивается относительная масса конструкции и теплозащиты аппарата.

Исследование различных типов теплозащитных систем аппаратов класса «несущий корпус» показало выгоду применения абляционных покрытий при высоком уровне нагрева силовой конструкции по сравнению с другими типами систем, 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 аппарата.

В 1976 году в ЦКБЭМ была предложена проектно-аэродинамическая схема многоразовой транспортной космической системы бескрылого типа с посадкой на воздушно-реактивных двигателях. Входящий в состав МТКС орбитальный корабль предлагалось оборудовать отделяемой кабиной экипажа, выполненной как аппарат класса «несущий корпус» и способной осуществить управляемый спуск в случае возникновения нештатной ситуации после отделения от МТКС.

Эта кабина, выполненная в форме составных усеченных конусов, могла быть использована в составе многоотсечного транспортного космического корабля и выполнялась в виде капсульного аэрокосмического летательного аппарата класса «несущий корпус». В случае аварии с транспортной космической системой на участке выведения кабина должна была отделяться от транспортного аппарата и осуществлять управляемый спуск в атмосфере с последующей посадкой с использованием парашютно-реактивной системы. Тем самым исключались случаи трагических аварий типа аварий кораблей «Спейс Шаттл».

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

4. Анализ аэродинамических характеристик СА класса «несущий корпус» с использованием численного метода

Рассмотрим для анализа вариант СА класса «несущий корпус (рис. 4.1)[13,14].

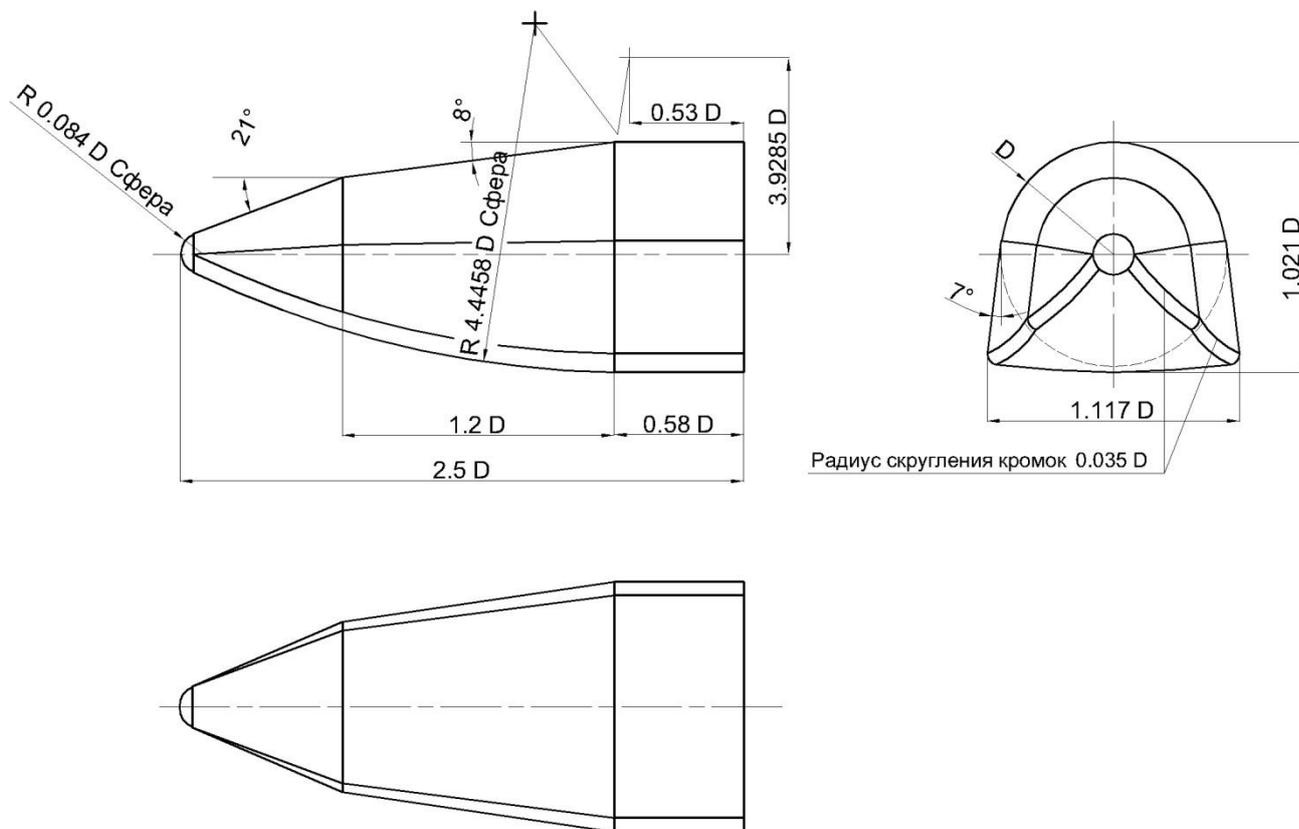


Рис.4.1. Геометрическая форма СА класса «несущий корпус».

При расчетах принимается $D = 2885$ мм и центр массы СА, как среднее значение между центром массы объема и центром массы поверхности $X_m = 4680$ мм, $Y_m = -160$ мм. Длина СА при данном диаметре равна $L = 7300$ мм (рис. 4.2).

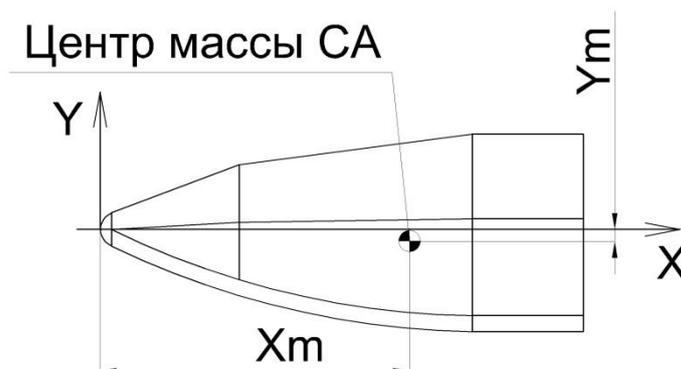


Рис. 4.2. Обозначение положения центра массы СА.

Производится расчет численным методом аэродинамических характеристик по ньютоновской теории обтекания.

Формула Ньютона для элементарной поверхности dS [15]:

$$\bar{p} = 2 \cdot \sin^2 \theta. \quad (4.1)$$

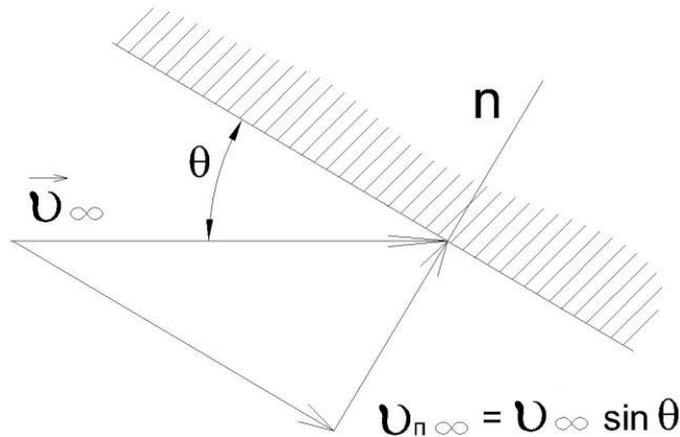


Рис. 4.3. Схема для вывода формулы Ньютона.

Описание численного метода получения аэродинамических коэффициентов и качества:

- поверхность исследуемого аппарата разбивается на некоторое число треугольников (от нескольких сотен до нескольких сотен тысяч) и затем проводятся следующие операции;

- для всех элементов поверхности, с учетом «аэродинамической тени», производится расчет по формуле Ньютона (4.1) коэффициентов давления;

- полученные векторы коэффициентов сил, действующие на элементарные ячейки, складываются и преобразуются в суммарные аэродинамические коэффициенты C_x и C_y ;

- повторение вышеизложенных операций для диапазона углов атаки от 0 до 180 градусов;

- производится расчет центра давления C_d .

Математическая интерпретация методики может быть записана в виде:

$$\frac{\vec{P}}{\rho_\infty |\vec{v}_\infty|^2} = - \int_{\substack{S \in Sp \\ S \notin St}} \vec{n} \cdot \sin^2 \theta \cdot dS, \quad (4.2)$$

где

\vec{P} - вектор суммарной аэродинамической силы, действующей на тело (Н);

ρ_∞ - плотность невозмущенного потока (кг/м^3);

\vec{V}_∞ - вектор скорости невозмущенного потока (м/с);

\vec{n} - нормаль к поверхности (нормированный вектор);

θ - угол между \vec{V}_∞ и плоскостью элементарной площадки;

dS - площадь элементарной площадки (m^2);

S_p и S_t – площадь поверхности и площадь тени соответственно.

Формула (4.2) – служит для определения аэродинамических коэффициентов и качества. Центр давления формы рассчитывается следующим образом:

Запишем уравнения линий равнодействия аэродинамических сил для углов атаки α и $(\alpha+\Delta\alpha)$:

$$\left(\sum F_i y_i\right)x - \left(\sum F_i x_i\right)y = \sum (F y_i \cdot x_i) - \sum (F x_i \cdot y_i) \text{ (при } \alpha); \quad (4.3)$$

$$\left(\sum F_i y_i\right)x - \left(\sum F_i x_i\right)y = \sum (F y_i \cdot x_i) - \sum (F x_i \cdot y_i) \text{ (при } \alpha+\Delta\alpha); \quad (4.4)$$

Здесь i – это индекс элементарной поверхности dS

Точка пересечения этих линий (формулы 4.3, 4.4) и будет искомым центром аэродинамического давления C_d .

Точность расчета аэродинамических характеристик формы СА по предложенной методике стремится к результатам, полученным аналитическими интегральными зависимостям по методике Ньютона для конкретных геометрических конфигураций СА, соответственно плотности разбиения на элементарные элементы поверхности dS .

Аэродинамические характеристики СА класса «несущий корпус» (рис. 4.4, 4.5):

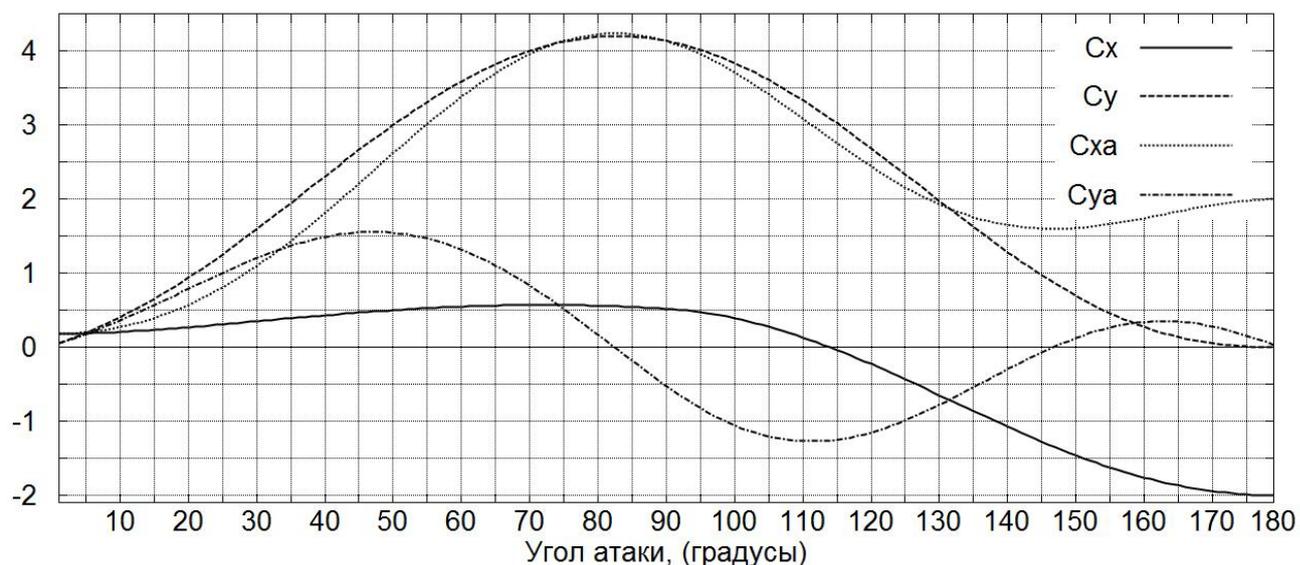


Рис. 4.4. Коэффициенты аэродинамических сил в связанной и поточной системе координат.

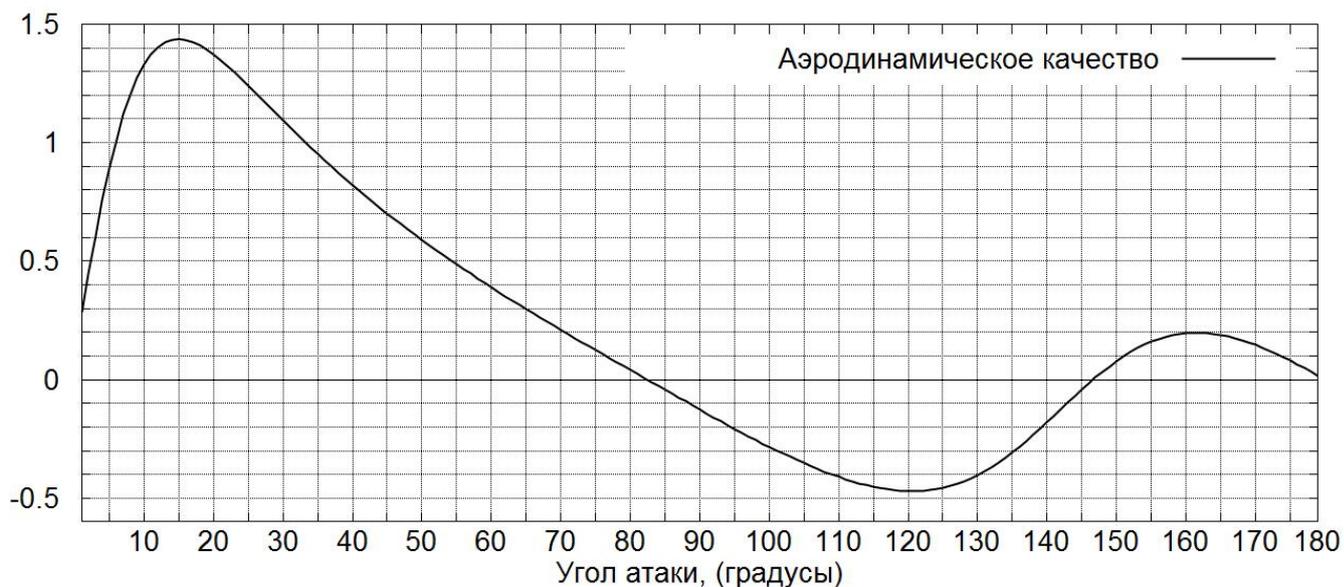


Рис. 4.5. Аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях $K_{гип}$.

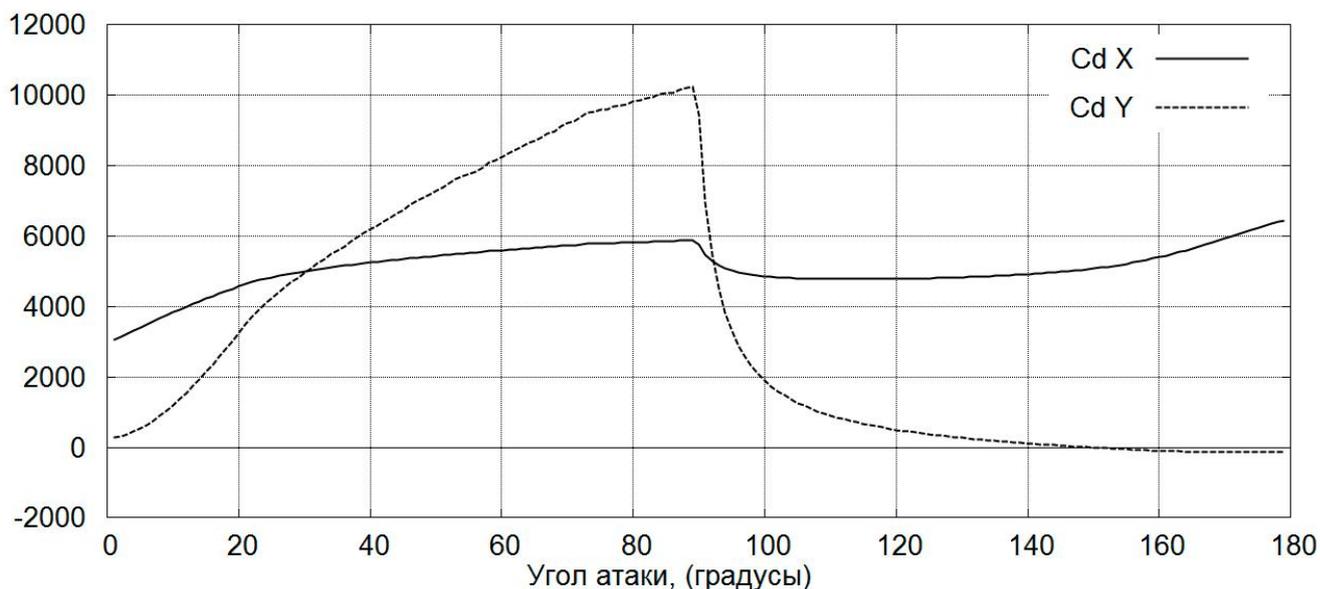


Рис. 4.6. Координаты центра аэродинамического давления.

Зададимся качеством $K_{гип} = 1$. Найдем все аэродинамические характеристики при этом качестве:

$K_{гип} = 1$:

$\alpha = 33.3^\circ$, $C_x = 0.38$, $C_y = 1.82$, $C_{x\alpha} = 1.3$, $C_{y\alpha} = 1.3$, $X_{cd} = 5085$ мм, $Y_{cd} = 5350$ мм.

Устойчивость или неустойчивость СА при заданном аэродинамическом качестве определяется по следующей схеме (рис. 4.7):

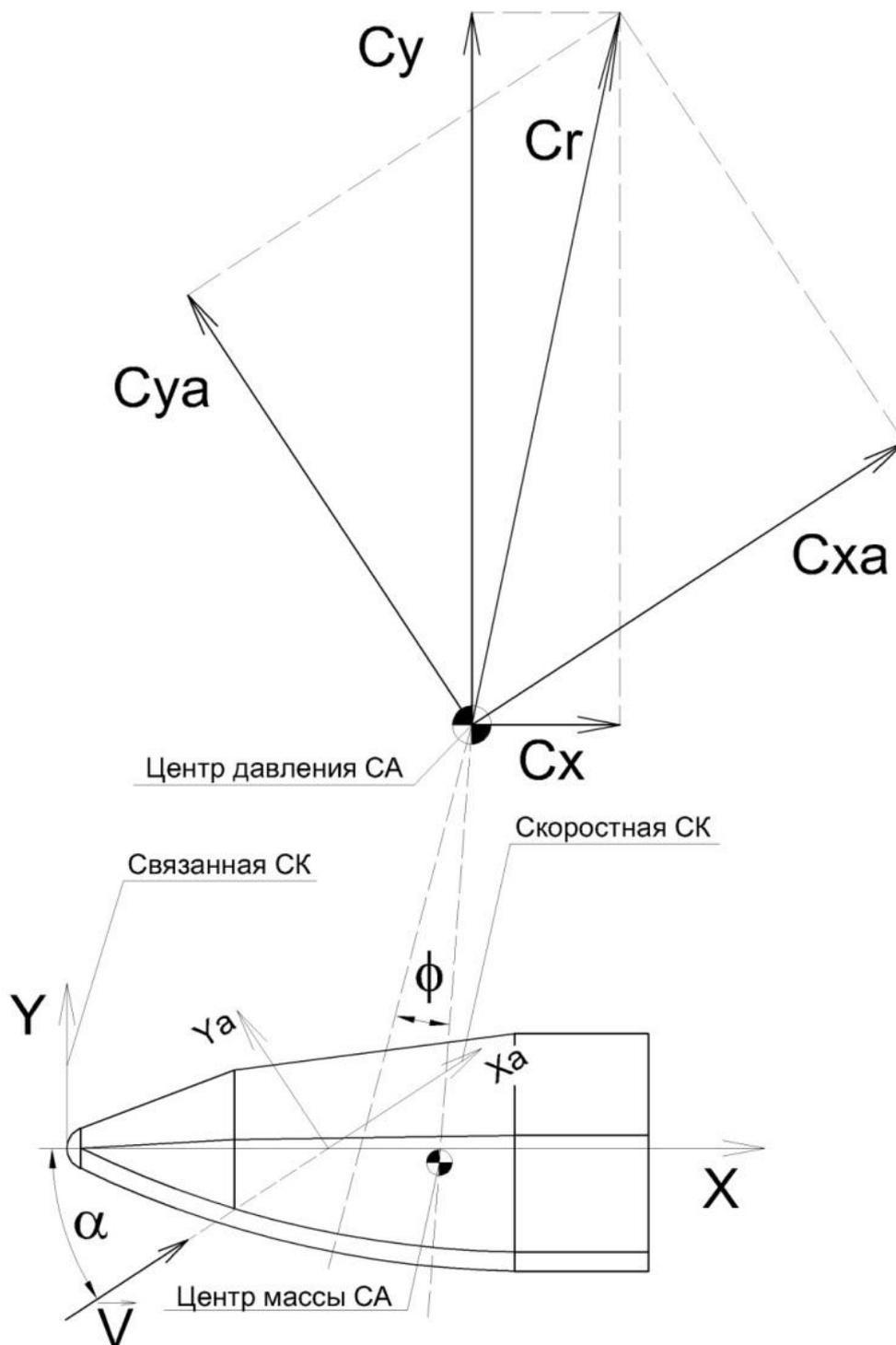


Рис. 4.7. Схема действия аэродинамических сил.

Как видно из рис. 4.7, - СА неустойчив. Т.е. аэродинамические силы стремятся развернуть аппарат на угол ϕ , что может привести к изменению угла входа в плотные слои атмосферы, а как следствие, поменяется и качество СА.

Угол $\phi \sim 10.5$ градусов. Тогда устойчивым положение аппарата будет при угле атаки $\alpha \sim 44$ градуса. Качество, в этом случае, будет равно, примерно $K_{Гип} \sim 0.75$.

Для достижения устойчивости СА на нужном качестве можно сдвигать центр массы СА влево по оси X путем введения балансировочного груза (БГ) или перекомпоновкой узлов и систем, конструкции и оборудования. Или, как вариант, - добавление кормового щитка.

В рамках данной статьи будет рассмотрен вариант балансировки СА путем добавления только кормового щитка (рис. 4.8).

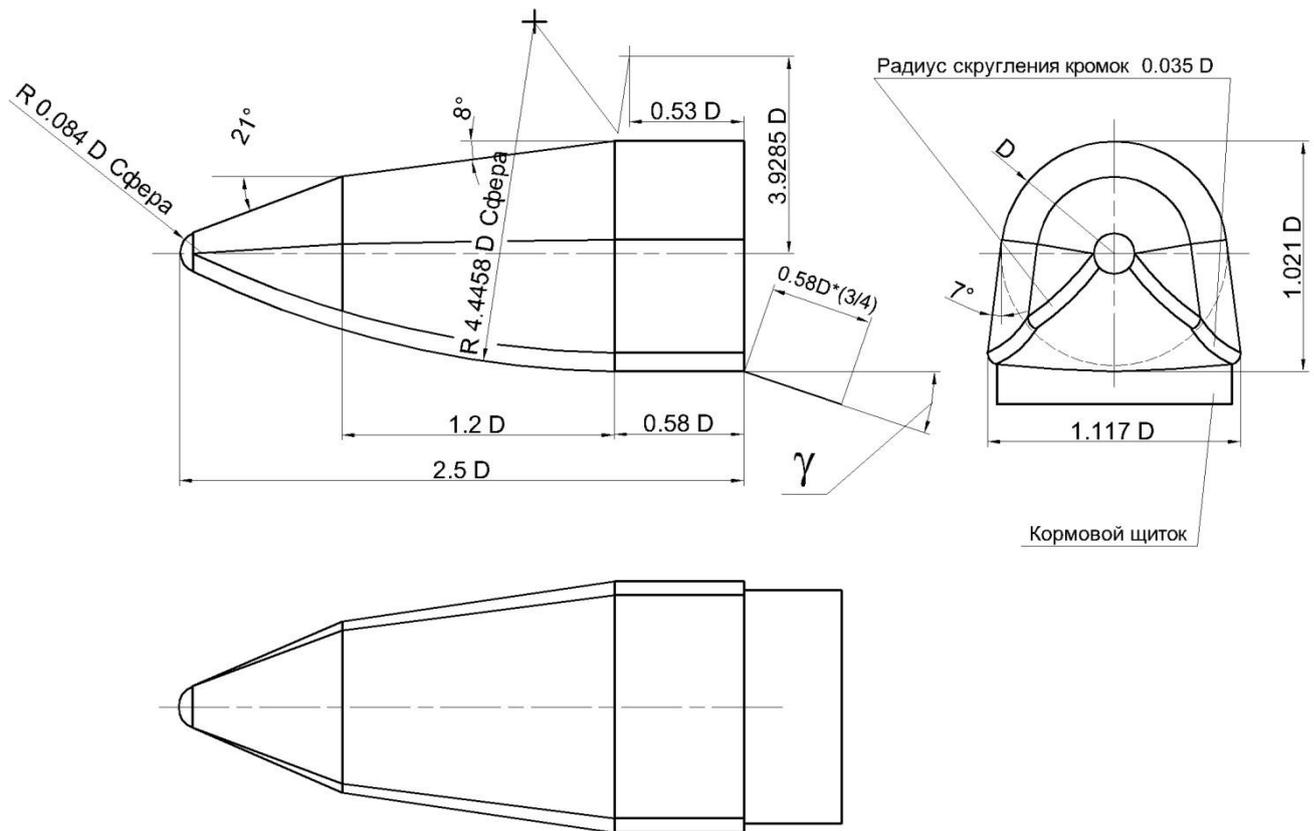


Рис. 4.8. Геометрическая форма СА класса «несущий корпус» с кормовым щитком.

После проведенного исследования аэродинамических характеристик СА с разным углом раскрытия щитка (не рассматривается в рамках данной статьи) был определен наиболее подходящий угол $\gamma = 5^\circ$ при котором обеспечивается устойчивое положение СА при качестве $K_{Гип} = 1$ (см. рис. 4.9).

$K_{Гип} = 1$ (СА с кормовым щитком):

$\alpha = 34.3^\circ$, $C_x = 0.41$, $C_y = 2.3$, $C_{x\alpha} = 1.63$, $C_{y\alpha} = 1.64$, $X_{cd} = 5850$ мм, $Y_{cd} = 6330$ мм.

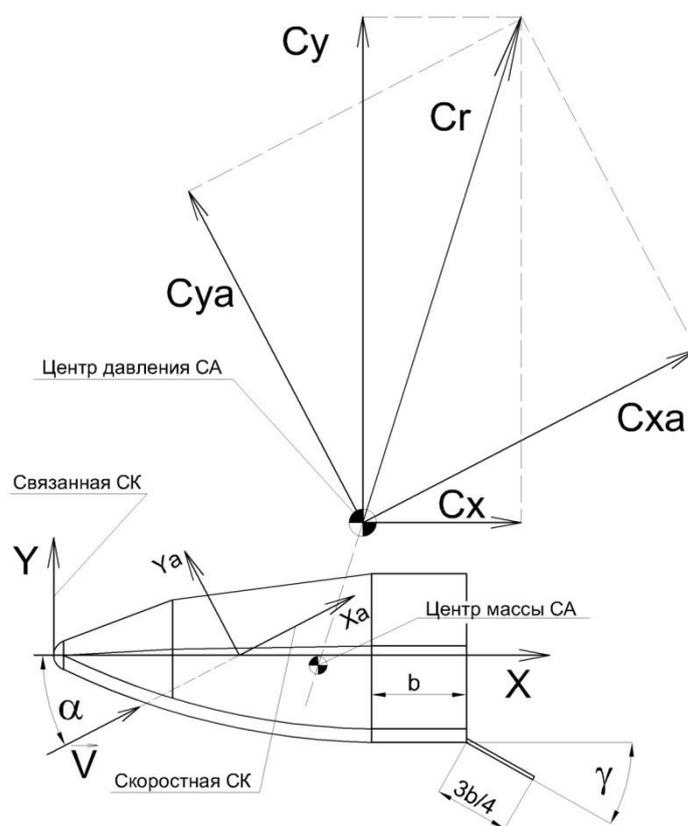


Рис. 4.9. Схема действия аэродинамических сил на СА с кормовым щитком.

Как видно из рис. 4.9, - СА имеет устойчивое положение.

Таблица 4.1. Основные характеристики по исследуемым формам.

Наименование	Индекс	СА (без кормового щитка)	СА (с кормовым щитком)
Диаметр	D (мм)	2885	2885
Длина	L (мм)	7300	8575
Удлинение	$\lambda = L/D$	2.53	2.97
Аэродинамическое качество	K	1	1
Балансировочный угол атаки	α_6	---	34.3°
Координата Ц.М. СА по оси X	X_m (мм)	4680	4680
Координата Ц.М. СА по оси Y	Y_m (мм)	-160	-160
Коэффициент заполнения	$K_{зап}$	0.79	0.79
Коэффициент тангенциальной силы в	C_x	0.38	0.41
Коэффициент нормальной силы в	C_y	1.82	2.3
Коэффициент лобового сопротивления в	C_{xa}	1.3	1.63
Коэффициент подъемной силы в	C_{ya}	1.3	1.64
Координата центра давления по оси X	X_{cd} (мм)	4800	5850
Координата центра давления по оси Y	Y_{cd} (мм)	5800	6330
Угол отклонения кормового щитка	γ (градусы)	---	5

Из проведенного анализа видно, что исследуемая форма СА легко поддается балансировке на $K_{Гип} = 1.0$ с большим потенциалом на повышение $K_{Гип}$ при перекомпоновке или добавлении балансировочного груза.

5. Термобаллистический анализ СА класса «несущий корпус»

5.1. Полная система уравнений.

Рассмотрим без вывода полную систему уравнений движения СА как материальной точки. Уравнения записаны в сферически-скоростной системе координат (с учетом вращения Земли).

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V^2 - g_{zp} \cdot \sin \theta + \omega_3^2 \cdot R \cdot (\cos^2 \varphi \cdot \sin \theta - \cos \varphi \cdot \sin \varphi \cdot \sin \varepsilon \cdot \cos \theta) + g_{dy} \cdot \cos \alpha_{dy}, \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot K_\delta \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g_{zp} \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta + 2 \cdot \omega_3 \cdot \cos \varphi \cdot \cos \varepsilon + \frac{g_{dy} \cdot \sin \alpha_{dy}}{V} + \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_\delta \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon - \frac{\omega_3^2 \cdot R}{V} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi \cdot \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta} + \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon, \\ \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \frac{\cos \varepsilon}{\cos \varphi}, \\ \frac{dR}{dt} = V \cdot \sin \theta, \end{array} \right. \quad (5.1)$$

где

V – скорость летательного аппарата $\left[\frac{м}{с} \right]$;

θ – угол наклона траектории к местному горизонту (угол между вектором скорости и местной горизонтальной плоскостью) $[рад]$;

ε – угол курса (угол между местной параллелью и проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость) $[рад]$;

φ – широта местности $[рад]$;

λ – долгота местности $[рад]$;

R – расстояние от центра планеты $[м]$;

$$P_x = \frac{M}{C_{xa} \cdot S} \text{ – нагрузка на мидель } \left[\frac{кг}{м^2} \right]; \quad (5.2)$$

M – масса аппарата $[кг]$;

C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления СА;

S – расчетная площадь СА (площадь миделя) $[м^2]$;

ρ – плотность невозмущенной атмосферы в точке, где находится СА $\left[\frac{кг}{м^3}\right]$.

Плотность определяется таблицей стандартной атмосферы или по приближенным аналитическим зависимостям. В данной работе принята следующая модель атмосферы:

$$\rho = \rho_0 \cdot e^{-\beta \cdot (R - R_0)}, \quad (5.3)$$

ρ_0 – плотность атмосферы на расстоянии R_0 от центра Земли $\left[\frac{кг}{м^3}\right]$; β – градиент атмосферы $\left[\frac{1}{м}\right]$ (для Земли $\rho_0 = 1,225$; $R_0 = 6371,11 \cdot 10^3$; $\beta = 1,395 \cdot 10^{-4}$);

g_{sp} – ускорение свободного падения в точке, где находится СА $\left[\frac{м}{с^2}\right]$.

Для ускорения свободного падения принята модель шаровой планеты с равномерным распределением плотности. Для такой планеты справедлива зависимость

$$g_{sp} = \frac{\mu}{R^2} \quad (5.4)$$

где

μ – гравитационный параметр планеты $\left[\frac{м^3}{с^2}\right]$ (для Земли $\mu = 3,986 \cdot 10^{14}$);

ω_3 – угловая скорость вращения планеты $\left[\frac{рад}{с}\right]$;

K_δ – аэродинамическое качество СА;

γ – угол крена $[рад]$;

g_{dy} – тяга двигательной установки, отнесенная к массе СА $\left[\frac{м}{с^2}\right]$;

α_{dy} – угол между вектором скорости СА и тягой (считается, что тяга приложена так, что её вектор и вектор скорости лежат в вертикальной плоскости) $[рад]$.

Далее для анализа движения СА нам понадобится выражение для перегрузки и максимальной температуры на поверхности аппарата.

Выражение для перегрузки имеет вид:

$$n = \frac{\sqrt{1 + K_\delta^2}}{2 \cdot P_x \cdot g_0} \cdot \rho \cdot V^2, \quad (5.5)$$

где

n – перегрузка;

$g_0 = 9,81 \left[\frac{м}{с^2}\right]$ – ускорение свободного падения у поверхности Земли.

Максимальная температура реализуется в критической точке сферического затупления при ламинарном обтекании и в звуковой (где поток проходит скорость звука) при турбулентном обтекании.

В работе [16] приводятся следующие формулы:

$$q_w^{лам} = 6.12 \cdot 10^{-9} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{Rc}} \cdot V^{3.25} \quad \left[\frac{ккал}{м^2 \cdot с} \right], \quad (5.6)$$

$$q_w^{турб} = 1.01 \cdot 10^{-7} \cdot \frac{\rho^{0.8}}{Rc^{0.2}} \cdot V^{3.19} \quad \left[\frac{ккал}{м^2 \cdot с} \right], \quad (5.7)$$

где $q_w^{лам}$ и $q_w^{турб}$ – тепловые потоки для ламинарного и турбулентного режима обтекания соответственно;

Rc – радиус сферического затупления [м].

Для определения температуры рассматриваемой точки на поверхности летательного аппарата составим баланс энергии. Пренебрегая теплом, излучаемым набегающим потоком газа у поверхности аппарата, и отводом тепла с поверхности спускаемого аппарата в стенку, получим

$$q_w = q_{изл}, \quad (5.8)$$

где

q_w – поток тепла, подводимого к спускаемому аппарату;

$q_{изл}$ – поток тепла, излучаемого поверхностью СА.

$$q_{изл} = \varepsilon_q \cdot \sigma \cdot T_w^4. \quad (5.9)$$

где

ε_q – степень черноты поверхности СА (обычно ~ 0.8);

$\sigma = 13.5 \cdot 10^{-12}$ – постоянная Стефана – Больцмана $\left[\frac{ккал}{м^2 \cdot с \cdot K^4} \right]$;

T_w – температура точки на поверхности СА [K].

Из (5.8) и (5.9) получим:

$$T_w = \sqrt[4]{\frac{q_w}{\varepsilon_q \cdot \sigma}}. \quad (5.10)$$

Критерий перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный имеет вид

$$Re \geq Re_{кр}, \quad (5.11)$$

где

$Re_{кр}$ – критическое число Рейнольдса (обычно $Re_{кр} = 5 \cdot 10^6$);

Re – число Рейнольдса, равное

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot Rc}{\mu_0}. \quad (5.12)$$

μ_0 – динамическая вязкость невозмущенной атмосферы в заданной точке [Па·с], определяется по таблице стандартной атмосферы. В данной работе динамическая вязкость

по высоте аппроксимирована методом наименьших квадратов полиномом одиннадцатой степени. Аппроксимированная вязкость имеет относительную погрешность не более 1%.

Для получения решения записанной выше системы необходимо добавить к этой системе начальные условия и закон изменения угла γ . Определение $\gamma(t)$ основная цель данной работы. Анализировать записанную выше систему достаточно сложно с другой стороны для определения в первом приближении маневренных возможностей СА можно воспользоваться упрощенной системой уравнений. Так и поступим.

5.2. Упрощенная система уравнений

Поставим задачу следующим образом. Рассмотрим начальный момент времени, пусть точка входа в атмосферу находится над экватором ($\varphi(0) = 0$) и вектор скорости лежит в плоскости экватора ($\varepsilon(0) = 0$). Тогда произведение широты в точке посадки на радиус планеты будет боковым маневром летательного аппарата ($L_{бок} = \varphi_k \cdot R_0$). Очевидно, что в данной модели, практически не вводя дополнительных погрешностей, можно пренебречь вращением планеты. Долгота местности в данной задаче тоже не играет роли. В рассматриваемой задаче управление спуском аппарата осуществляется только путем поворота по углу крена, поэтому $g_{ay} = 0$. Упрощая систему вышеизложенным способом получим

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V^2 - g_{zp} \cdot \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V \cdot K_{\delta} \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g_{zp} \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta, \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_{\delta} \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon, \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon, \\ \frac{dR}{dt} = V \cdot \sin \theta. \end{cases} \quad (5.13)$$

При расчетах будем рассматривать только гиперзвуковой участок, поэтому $K_{\delta} = \text{const}$, $Px = \text{const}$.

Добавляя к полученной системе соотношения (5.3)-(5.7), (5.10)-(5.12), а также начальные условия и закон $\gamma(t)$, получаем упрощенную систему уравнений движения СА как материальной точки.

Приступим к постановке задачи получения $\gamma(t)$.

5.3. Постановка задачи оптимального управления

Для получения $\gamma(t)$ поставим задачу оптимального управления на основе уравнений, полученных в предыдущем параграфе.

Вначале сделаем замену переменных $t = T \cdot \tau$, где T - время спуска, тогда система (5.13) запишется в виде

$$\begin{cases} \frac{dV}{d\tau} = T \cdot \left(-\frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V^2 - g_{zp} \cdot \sin \theta \right), \\ \frac{d\theta}{d\tau} = T \cdot \left(\frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot K_\delta \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g_{zp} \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta \right), \\ \frac{d\varepsilon}{d\tau} = T \cdot \left(\frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_\delta \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon \right), \\ \frac{d\varphi}{d\tau} = T \cdot \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon, \\ \frac{dR}{d\tau} = T \cdot V \cdot \sin \theta, \end{cases} \quad (5.14)$$

где τ - изменяется [0 1].

Начальные условия имеют вид

$$\begin{cases} V(0) = V_0, \\ \theta(0) = \theta_0, \\ \varepsilon(0) = 0, \\ \varphi(0) = 0, \\ R(0) = R_0 + H_{\text{ax}}. \end{cases} \quad (5.15)$$

Теперь приступим к описанию функционалов.

Целевой функционал. По условию задачи боковой маневр должен быть максимальным $L_{\text{бок}} = \varphi_k \cdot R_0 \rightarrow \max$. В задачах оптимизации принято целевую функцию приводить к виду, при котором необходимо получить её минимум, этого легко достичь, если помножить выражение для бокового маневра на минус единицу, тогда $-L_{\text{бок}} = -\varphi_k \cdot R_0 \rightarrow \min$, очевидно, что R_0 - константа, не играющая ни какой роли, поэтому на неё можно сократить. Далее очевидно, что $\varphi_k = \varphi(1)$. В итоге получим целевой функционал

$$-\varphi(1) \rightarrow \min. \quad (5.16)$$

Ограничения на функционал.

Ограничения на высоту посадки. Следующее очевидное ограничение, в точке посадки высота равна посадочной $R(1) = R_0 + H_{\text{кон}}$, приводя к стандартной записи, получим

$$R(1) - (R_0 + H_{\text{кон}}) = 0. \quad (5.17)$$

Ещё одно очень важное ограничение – ограничение на максимальную перегрузку.

Имеет вид $\max_{\tau \in [0,1]}(n) \leq n_{\text{max}}$. Приводя к стандартной записи, получим

$$\max_{\tau \in [0,1]}(n) - n_{\text{max}} \leq 0. \quad (5.18)$$

Последнее учитываемое ограничение – ограничение на максимальную температуру.

имеет вид $\max_{\tau \in [0,1]}(T_w) \leq T_{w \text{max}}$, приводя к стандартной записи, получим

$$\max_{\tau \in [0,1]}(T_w) - T_{w \text{max}} \leq 0. \quad (5.19)$$

Система (5.14)-(5.19) определяет задачу оптимального управления, в которой $\gamma(t)$ и T - определяемые параметры. Возможные подходы к решению данной задачи изложены в приложении, также там дано детальное описание применения метода последовательной линеаризации к решению поставленной задачи.

5.4.«Несущий корпус».

Проанализируем различные режимы спуска для аппарата «несущий корпус» рис.4.1.

СА имеет следующие параметры:

гиперзвуковое аэродинамическое качество $Kz=1$;

нагрузка на мидель $Px=964.1 \left[\frac{кг}{м^2} \right]$;

радиус сферического затупления $Rc=0.24 [м]$;

угол входа $\theta_0 = -2^\circ$.

Рассмотрим траектории спуска с постоянным углом крена при изменении угла крена в диапазоне $-70...70$ градусов. На рис. 5.1 представлены проекции траекторий на карту Земли. По рис. 5.1 видно, что аппарат имеет большие возможности маневрировать в атмосфере.

По аналогии с аппаратом сегментально-конической формы разберем, четыре режима спуска:

- 1) спуск с нулевым креном;
- 2) спуск на максимальную боковую дальность без ограничений;
- 3) спуск на максимальную боковую дальность при ограничении на максимальную перегрузку $n_{\max} = 2$ и максимальную температуру $T_{w \max} = 2756 [К]$;
- 4) баллистический спуск.

Спуск с нулевым креном. Особенность данного режима спуска - наличие нескольких участков подъема (рис. 5.2), что является следствием большого аэродинамического качества. Также как и у аппарата сегментально-конической формы при спуске с нулевым углом крена реализуются наименьшие перегрузки и температуры по сравнению с другими траекториями.

Спуск на максимальную боковую дальность без ограничений. При таком спуске осуществляется боковой маневр $L_{БОК} = 1766 [км]$, перегрузка не превышает 1.6 единиц, а температура $2970 [К]$. Функция управления довольно монотонная (рис. 5.6).

Спуск на максимальную боковую дальность при ограничениях на траекторию. Ограничения по температуре – накладывают ограничения на максимальный угол крена в начале спуска. После сто шестидесятой секунды (район максимальной температуры), управления для спуска с ограничениями и без ограничений становятся подобными. Перегрузка не достигает своего ограничения. При таком спуске СА совершает боковой маневр $L_{БОК} = 1665 [км]$.

Баллистический спуск. При баллистическом спуске перегрузка в максимуме достигает 14.3 единицы, а температура 3367 [K]. Баллистический спуск для такого аппарата, также как и для аппарата малого аэродинамического качества, осуществляется путем закрутки его по углу крена с угловой скоростью $\omega = 15 \left[\frac{\text{градус}}{c} \right]$.

Аппарат «несущий корпус» имеет следующие преимущества по сравнению с аппаратом сегментально-конической формы:

- 1) большие возможности совершать маневр в атмосфере, как следствие увеличение количества посадочных витков;
- 2) маленькие перегрузки при управляемом спуске.

Недостатки:

- 1) существенное увеличение времени гиперзвукового участка, что ведет к увеличению интегральных (по траектории) тепловых потоков, следствием чего является рост толщины теплозащитного покрытия;
- 2) большие перегрузки при баллистическом спуске.

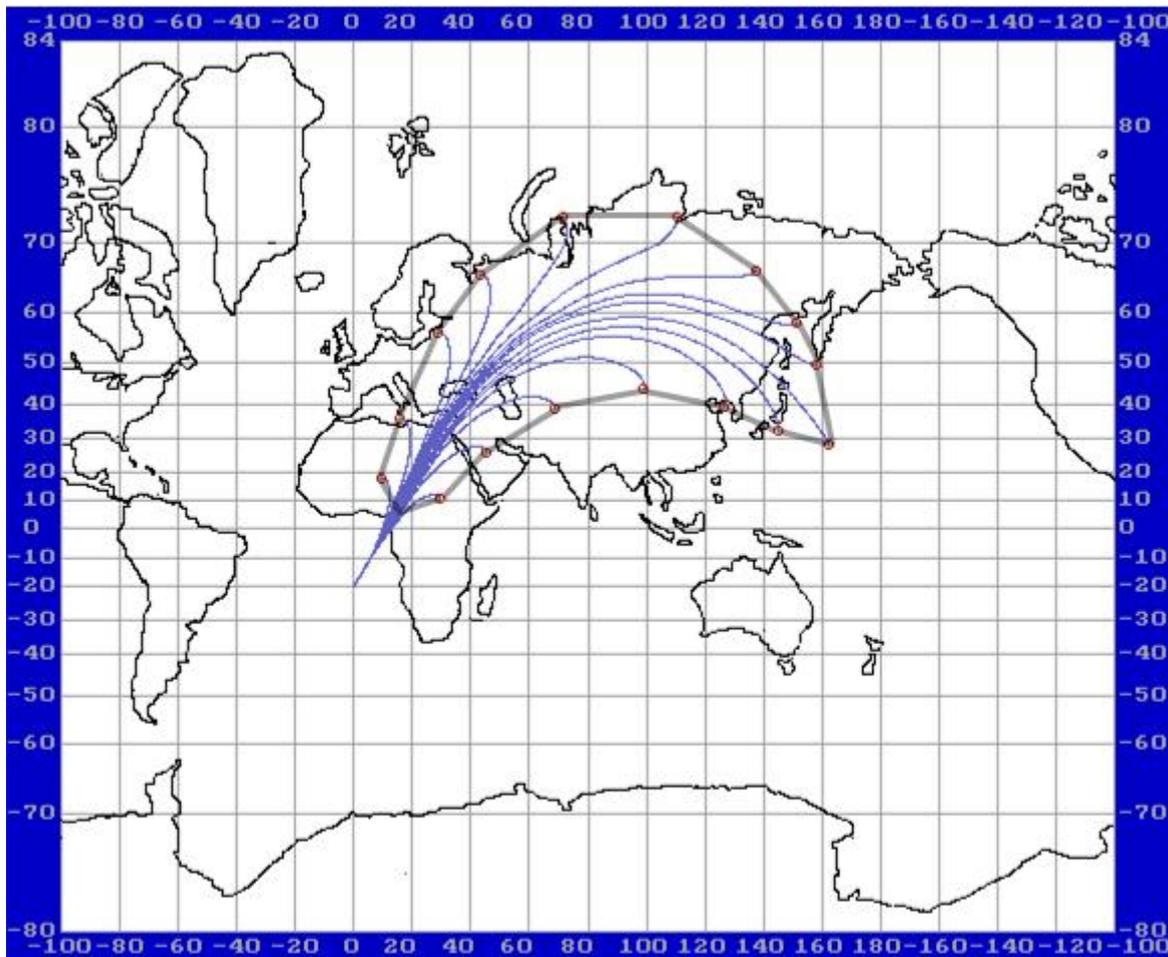


Рис. 5.1. Проекция траекторий на карту Земли.

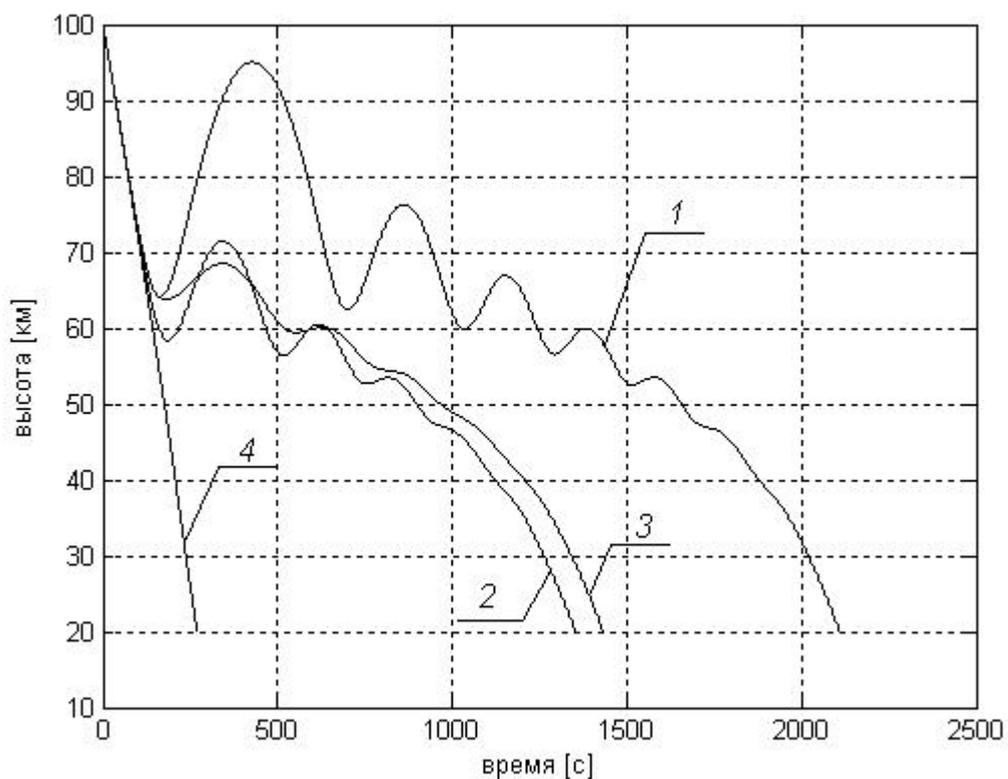


Рис. 5.2. Изменение высоты от времени для различных режимов спуска.

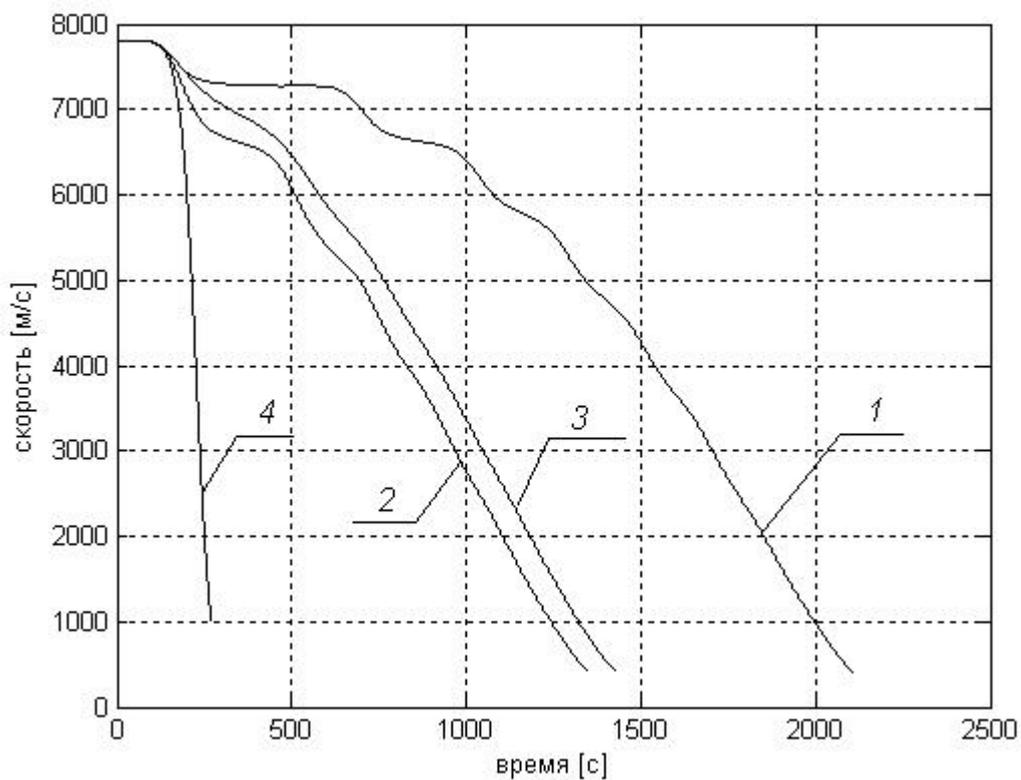


Рис. 5.3. Изменение скорости от времени для различных режимов спуска.

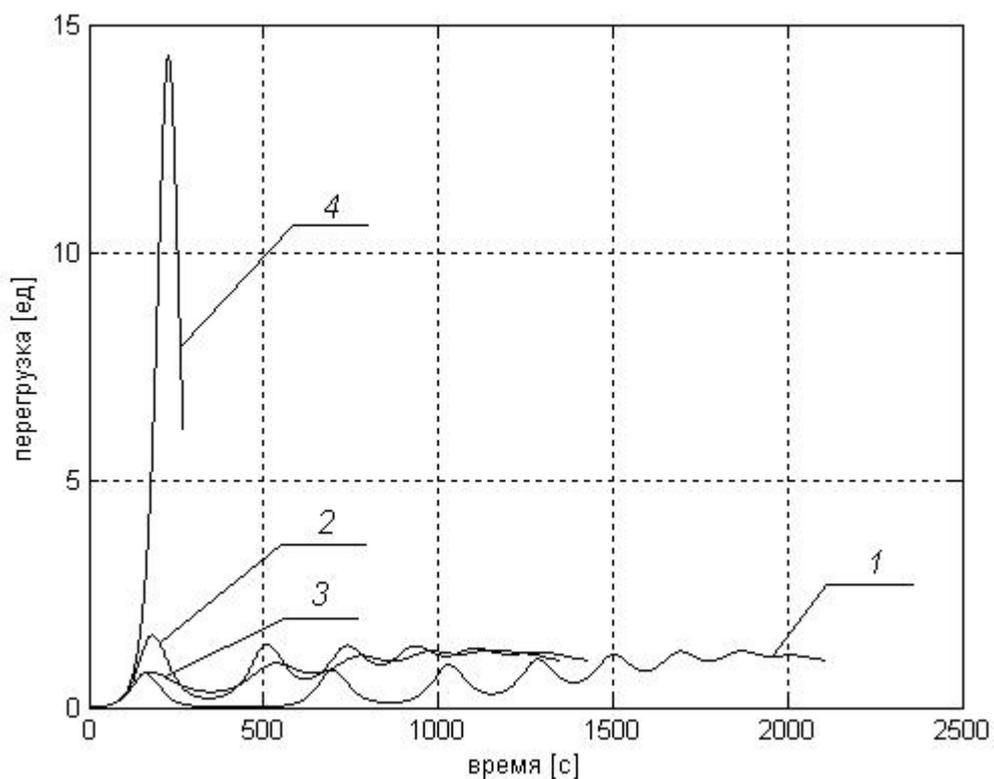


Рис. 5.4. Изменение перегрузки от времени для различных режимов спуска.

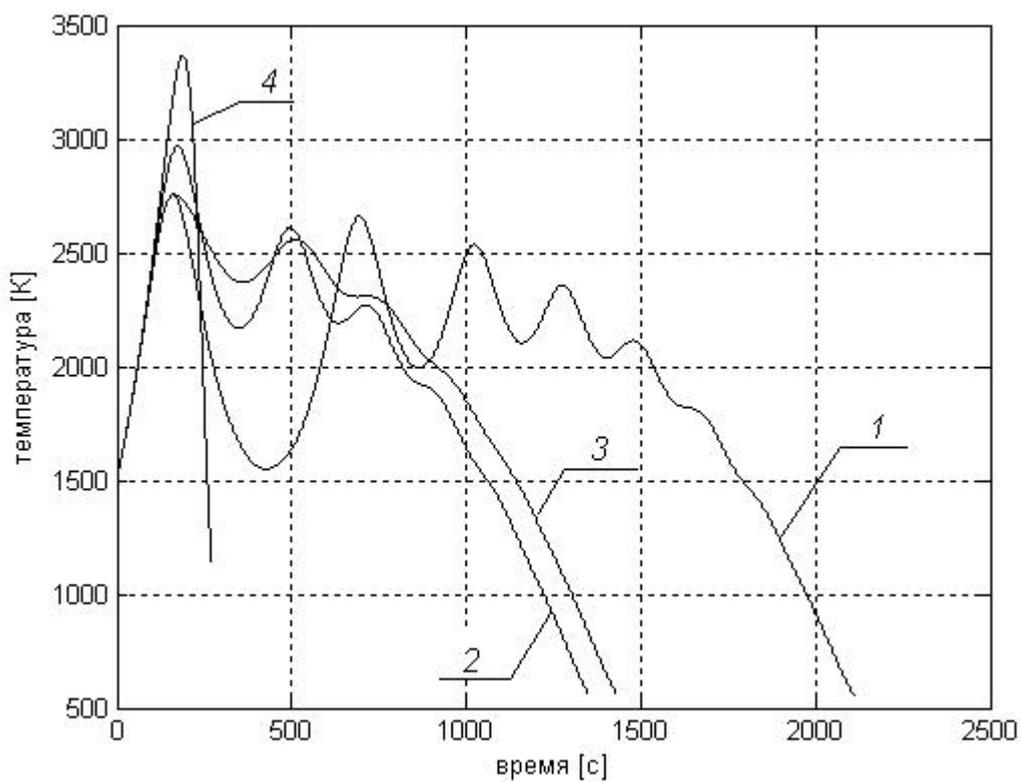


Рис. 5.5. Изменение температуры от времени для различных режимов спуска.

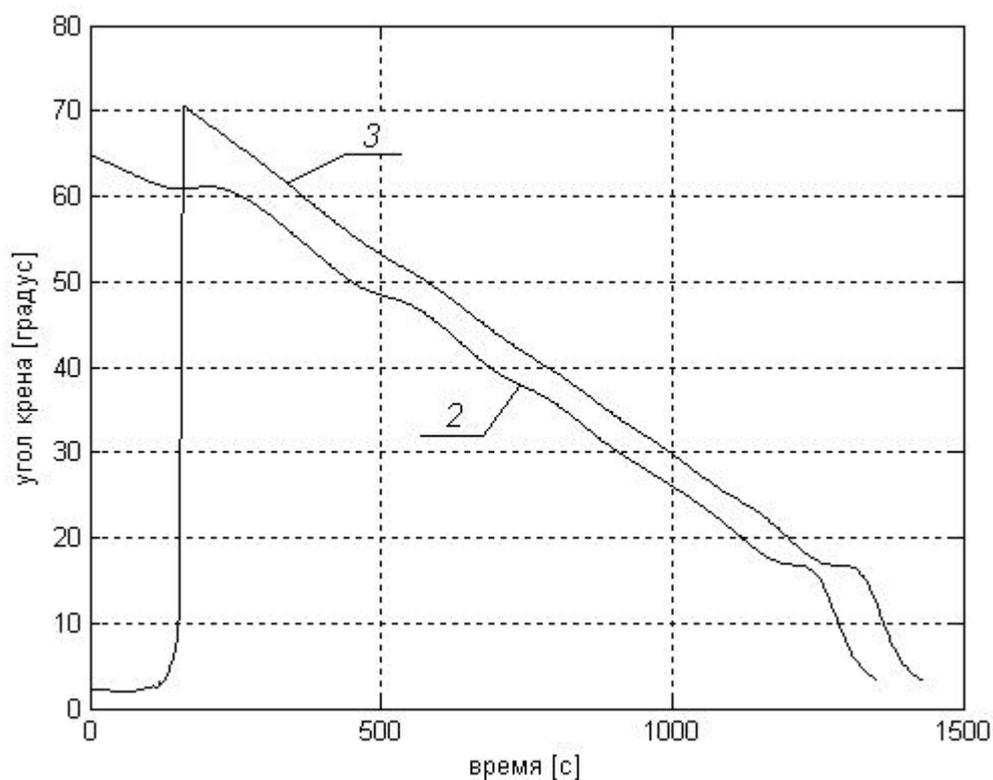


Рис. 5.6. Изменение угла крена от времени для различных режимов спуска.

Выводы

Из проведенного анализа спускаемых аппаратов класса «несущий корпус» можно выделить их основные преимущества и недостатки.

Преимущества.

- 1) В отличие от баллистических СА и СА «скользящего спуска», СА этого класса с успехом могут использоваться во всех диапазонах скоростей входа в атмосферу, как при спуске с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ), так и для возвращения из лунных экспедиций (вход в атмосферу со второй космической скоростью), и из марсианских экспедиций (гиперболические скорости).
- 2) Существенное увеличение боковой дальности $L_{\text{БОК}}$ (до 1500 км, в отличие от СА "Союз" с боковой дальностью до 150 км), что позволяет практически неограниченно расширить коридор входа в атмосферу и дает возможность посадки почти в любой точке Российской Федерации.
- 3) СА класса «несущий корпус» хорошо вписываются в традиционную проектно-компоновочную схему транспортного космического корабля.
- 4) Возможность обеспечения спуска с существенно меньшими перегрузками и тепловыми потоками по сравнению с аппаратами «скользящего» или баллистического спуска.

- 5) Правильная компоновка СА позволяет отказаться от балансировочного груза, что отчасти компенсирует небольшой проигрыш по массе конструкции и теплозащиты.
- 6) Возможность нецелевого использования СА класса «несущий корпус» в беспилотном варианте.
- 7) Увеличение внутреннего объема для экипажа и уменьшение перегрузок делает спуск с орбиты комфортнее.
- 8) Возможность установки системы аварийного спасения (в отличие от системы "Буран" или "Спейс Шаттл").
- 9) Компоновочная схема предусматривает возможность установки турбореактивных двигателей или роторной системы посадки и, соответственно, посадку на любом подходящем аэродроме Российской Федерации.

Недостатки.

- 1) Требование к стопроцентной безотказности системы управления и стабилизации при спуске.
- 2) Увеличение массы конструкции и теплозащиты, примерно, на 20% по сравнению с СА "скользящего спуска".

Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева. 1946-1996 / гл. ред. Ю.П. Семенов, В.А. Лопота. Королев: РКК «Энергия», 1996. 671 с.
2. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / под ред. В.П. Мишина. М.: Мир, 1985. 360 с.
3. Фернисс Т. История завоевания космоса. Энциклопедия космических аппаратов: пер. с англ. М.: ЭКСМО, 2007. 272 с. [Furniss T. The History of Space Vehicles. Thunder Bay Press, 2011. 256 p.].
4. Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа, 1984. 264 с.
5. Теория оптимальных аэродинамических форм: пер. с англ. / под ред. А.М. Миеле. М.: Мир, 1969. 507 с. [Miele A., ed. Theory of Optimum Aerodynamic Shapes. Academic Press, New York, 1965.].
6. Аллен Х.Дж. Газодинамические проблемы космических летательных аппаратов // Газовая динамика космических аппаратов: сб. ст.: пер. с англ. М.: Мир, 1965. С. 141-182. [Allen H.J. Gas Dynamics Problems of Space Vehicles // In: Gas Dynamics in Space Explorations. NASA SP-24. NASA, Washington, D.C., 1962. P. 1-17.].

7. Космическая техника: сб. ст.: пер. с англ. / ред. Г. Сейферт. М.: Наука, 1964. 727 с. [Seifert H.S., ed. Space Technology. John Wiley & Sons, Inc., New York, 1959.]
8. Каменков Е.Ф. Маневрирование космических аппаратов. Гиперболические скорости входа в атмосферу. М.: Машиностроение, 1983. 183 с.
9. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.
10. Кемпбелл Дж. Исследование по аэродинамике малых скоростей, связанных с посадкой космических летательных аппаратов // Газовая динамика космических аппаратов: сб. ст.: пер. с англ. М.: Мир, 1965. С. 29-55. [Campbell J.P. Low-Speed Aerodynamic Research Related to the Landing of Space Vehicles // In: Aerodynamics of Space Vehicles. NASA SP-23. NASA, Washington, D.C., 1962. P. 11-22.]
11. Campbell W.F. Hypersonics. Part 2 // Canadian Aeronautics and Space Journal. 1962. Vol. 8, no. 6. P. 136.
12. Griffin J.W., Vinh N.X. Three Dimensional Optimal Maneuvers of Hypervelocity Vehicles // Proc. of the AIAA Guidance, Control and Flight Mechanics Conf. (Hofstra University, Hempstead, New York, August 16-18, 1971). AIAA Publ., 1971. AIAA Paper no. 71- 920. DOI: [10.2514/6.1971-920](https://doi.org/10.2514/6.1971-920)
13. Болотин В.А., Миненко В.Е., Решетин А.Г., Скотников А.П., Щукин А.Н. Космический аппарат для спуска в атмосфере планеты и способ спуска космического аппарата в атмосфере планеты: пат. 2083488 РФ. 1997.
14. Миненко В.Е., Симонов М.П., Полякова Е.К., Решетин А.Г. и др. СА класса «несущий корпус»: а. с. 58545 СССР. 1969.
15. Аржанников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1983. 359 с.
16. Нейланд В.Я., Тумин А.М. Аэродинамика воздушно-космических самолетов. г. Жуковский: ФАЛТ МФТИ, 1991. 201 с.

Project, Aerodynamic, Thermal and Ballistic Analysis of a Lifting-Body Reentry Vehicle

A.N. Eliseev^{1,*}, V.E. Minenko¹, A.G. Yakushev²,
D.N. Agafonov³

* a.n.eliseev@gmail.com

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

²"iCube Visualization", Moscow, Russia

³"TPK" Vilon ", Schyolkovo, Russia

Keywords: space capsule, aerodynamic characteristics, ballistics, numerical method, the theory of Newtonian, hypersonic speed range, Soyuz

The objective of this article is to assess the prospects for an increasingly maneuverable reentry vehicle (RV) of class "lifting body". In this regard, a project aerodynamic thermal and ballistic analysis has been conducted and the results have been compared with some well-known projects of the RV of the same class, made both in our country and abroad.

The project analysis begins with finding a position of the "lifting body" vehicle in the classification system. Said classification distribution allows correct formulation of requirements for the conceptual structure of an aerospace vehicle at the initial stage of design in terms of system positions, since just the initial phase of the design often determines the success of the whole program.

Then the paper compares design characteristics of the RV of class "lifting body" with vehicles such as X-15 rocket plane, the orbiter "Space Shuttle», M2-F2, HL-10, SV-5, and NASP "Hermes". It also gives a comparative estimate of the "lifting body" RV mass in a wide range of dimensions. The paper shows the sustainability of various landing complexes with reference to the Russian experience in developing the RV " Soyuz", and the conditions for using the vehicles of class "lifting body" in space programs.

The aerodynamic analysis uses method for the approximate Newtonian theory to calculate aerodynamic characteristics of the perspective RV of class "lifting body" in the hypersonic descent phase. To obtain the desired aerodynamic performance and reduce balancing weight is contemplated a possibility to provide balance by introducing additional boards.

The ballistic analysis considers four modes of descent:

1. zero roll descent;
2. maximum cross-range descent without restriction;
3. maximum cross-range descent with restriction of maximum overload and maximum temperature;
4. ballistic descent.

To calculate the RV ballistic characteristics a system of equations of the vehicle motion in the atmosphere is used. The vehicle was considered as a material point. The roll angle was used as a control parameter. The assigned task was an optimal control. To solve the problem of optimal control was used a method of sequential linearization.

The paper presents estimates of temperature for different modes of descent in characteristic points of the RV surface.

From the analysis it is clear that the promising RV form of class "lifting body" is a good alternative to the landers of "glide descent", especially for the reentry from lunar and Martian missions. Also a significant increase in cross-range (up to 1500 km, in contrast to the RV "Soyuz" with the cross-range of up to 150 km) allows a virtually infinitely expanding corridor to reentry into atmosphere, thereby making landing possible in almost any point of the European part of the Russian Federation.

References

1. Semenov Yu.P., Lopota V.A., eds. *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya "Energiya" im. S.P. Koroleva. 1946-1996* [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energiya". 1946-1996]. Korolev city, RKK "Energiya" Publ., 1996. 671 p. (in Russian).
2. Mishin V.P., ed. *Osnovy proektirovaniya letatel'nykh apparatov (transportnye sistemy)* [Basics of aircraft design (transportation systems)]. Moscow, Mir Publ., 1985. 360 p. (in Russian).
3. Furniss T. *The History of Space Vehicles*. Thunder Bay Press, 2011. 256 p. (Russ. ed.: Furniss T. *Istoriya zavoevaniya kosmosa. Entsiklopediya kosmicheskikh apparatov*. Moscow, EKSMO Publ., 2007. 272 p.).
4. Krasnov N.F., Zakharchenko V.F., Koshevoi V.N. *Osnovy aerodinamicheskogo rascheta* [Basics of Aerodynamics calculations]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1984. 264 p. (in Russian).
5. Miele A., ed. *Theory of Optimum Aerodynamic Shapes*. Academic Press, New York, 1965. (Russ. ed.: Miele A., ed. *Teoriya optimal'nykh aerodinamicheskikh form*. Moscow, Mir Publ., 1969. 507 p.).
6. Allen H.J. Gas Dynamics Problems of Space Vehicles. In: *Gas Dynamics in Space Explorations. NASA SP-24*. NASA, Washington, D.C., 1962, pp. 1-17. (Russ. ed.: Allen H.J. In: *Gazovaya dinamika kosmicheskikh apparatov: sb. st.* Moscow, Mir Publ., 1965, pp. 141-182.).
7. Seifert H.S., ed. *Space Technology*. John Wiley & Sons, Inc., New York, 1959. (Seifert H.S., ed. *Kosmicheskaya tekhnika: sb. st.* Moscow, Nauka Publ., 1964. 727 p.).
8. Kamenkov E.F. *Manevrirovaniye kosmicheskikh apparatov. Giperbolicheskie skorosti vkhoda v atmosferu* [Maneuvering of Spacecrafts. Hyperbolic Reentry Velocity]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 183 p. (in Russian).

9. Yaroshevskii V.A. *Vkhod v atmosferu kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Reentry of Spacecrafts]. Moscow, Nauka Publ., 1988. 336 p. (in Russian).
10. Campbell J.P. Low-Speed Aerodynamic Research Related to the Landing of Space Vehicles. In: *Aerodynamics of Space Vehicles. NASA SP-23*. NASA, Washington, D.C., 1962, pp. 11-22. (Russ. ed.: Campbell J.P. In: *Gazovaya dinamika kosmicheskikh apparatov: sb. st.* Moscow, Mir Publ., 1965, pp. 29-55.).
11. Campbell W.F. Hypersonics. Part 2. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 1962, vol. 8, no. 6, p. 136.
12. Griffin J.W., Vinh N.X. Three Dimensional Optimal Maneuvers of Hypervelocity Vehicles. *Proc. of the AIAA Guidance, Control and Flight Mechanics Conf.*, Hofstra University, Hempstead, New York, August 16-18, 1971. AIAA Publ., 1971, AIAA paper no. 71- 920. DOI: [10.2514/6.1971-920](https://doi.org/10.2514/6.1971-920)
13. Bolotin V.A., Minenko V.E., Reshetin A.G., Skotnikov A.P., Shchukin A.N. *Kosmicheskii apparat dlya spuska v atmosfere planety i sposob spuska kosmicheskogo apparata v atmosfere planet* [Spacecraft for Reentry and Way of Reentry for Spacecraft]. Patent RF no. 2083488, 1997. (in Russian).
14. Minenko V.E., Simonov M.P., Polyakova E.K., Reshetin A.G., et al. *SA klassa "nesushchii korpus"* [Lifting Reentry Vehicle]. Inventor's certificate USSR no. 58545, 1969. (in Russian).
15. Arzhannikov N.S., Sadekova G.S. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* [Aerodynamics of Aircrafts]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1983. 359 p. (in Russian).
16. Neiland V.Ya., Tumin A.M. *Aerodinamika vozdushno-kosmicheskikh samoletov* [Aerodynamics of Aerospace Planes]. Zhukovsky city, FALT MFTI Publ., 1991. 201 p. (in Russian).