

УДК 629.735

Аэрокосмическая система для межконтинентальных перелетов

Михалев С.М.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, ЦАГИ,
ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

e-mail: semen008@gmail.com

Аннотация

Объектом исследования является аэрокосмическая система (АКС), радикально сокращающая время полета на межконтинентальные расстояния (до 18 тыс. км). АКС основана на использовании ракетного способа выведения на низкую околоземную орбиту (суборбиту). Система выведения – трехступенчатая, состоит из дозвукового самолета-носителя (ДСН), гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) с ЖРД и воздушно-космического самолета (ВКС) с ЖРД. Стартовая масса ракетно-космической системы (РКС) составляет 120 т.

Цель работы – формирование облика АКС нового поколения и оценка влияния различных типов топлив на основные технические характеристики (масса полезного груза, габаритные размеры ступеней, объемы топливных баков и т.д.) РКС.

Методология исследований основана на обобщении и анализе расчетно-теоретического научно-технического задела, накопленного в ЦАГИ в данной области, в том числе в области авиационно-космических систем многоразового использования, а также на дополнительных расчетных исследованиях с использованием комплексов вычислительных программ, разработанных в ЦАГИ.

В работе выполнено формирование облика перспективного двухфюзеляжного самолета-носителя и трех вариантов РКС с различным типом топлива первой ступени. Определены аэродинамические и летно-технические характеристики РКС и АКС в сборе. Показано, что рассматриваемая концепция АКС позволяет сократить время межконтинентальных перелетов до 1,2 часа. Наилучшим с точки зрения массы полезного груза является вариант использования кислородно-водородного топлива на первой ступени РКС.

Ключевые слова: альтернативные типы топлива, аэрокосмическая система, ракетно-космическая система, сравнительный анализ, формирование облика.

Введение

Развитие пассажирской авиации всегда определялось потребностью создать комфортные условия передвижения на большие расстояния. При этом важным фактором являются физиологические возможности человека – его способность переносить длительный полет. Пребывание человека в ограниченном пространстве пассажирской кабины вызывает с некоторого порогового времени весьма значительный дискомфорт: утомляемость появляется примерно через два часа полета, а ее резкий рост – через три-четыре часа.

Гиперзвуковой самолет может реализовать задачу сокращения времени полета, что особенно важно на дальних маршрутах, однако, даже при числе Маха $M = 45$, время полета на дальность $L = 18$ тыс. км составляет ~ 5 часов.

В данной работе проведены исследования АКС нового поколения с существенно меньшим временем трансконтинентальных перелетов по сравнению с современными самолетами. Исследовалась трехступенчатая АКС на базе дозвукового самолета-носителя (ДСН). ДСН двухфюзеляжной схемы, являясь первой ступенью системы, выполняет функции носителя, с которого стартует двухступенчатая ракетно-космическая система (РКС), состоящая из гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) и воздушно-космического самолета (ВКС). Подвеска РКС снизу значительно упрощает эксплуатацию и процесс посадки пассажиров и экипажа. Кроме того, при таком способе соединения повышается безопасность процесса отделения.



Рисунок 1 – Аэрокосмическая система на базе дозвукового двухфюзеляжного самолета-носителя

Задачей работы является сравнение основных технических характеристик РКС, первая ступень которой использует различные виды топлив. Принято, что на обеих ступенях РКС в качестве окислителя всегда используется жидкий кислород. В качестве горючего на ВКС всегда применяется жидкий водород, а на ГСР – либо

водород, либо метан, либо керосин. На ДСН предполагается применение перспективных двигателей типа ПД-14, работающих на авиационном керосине.

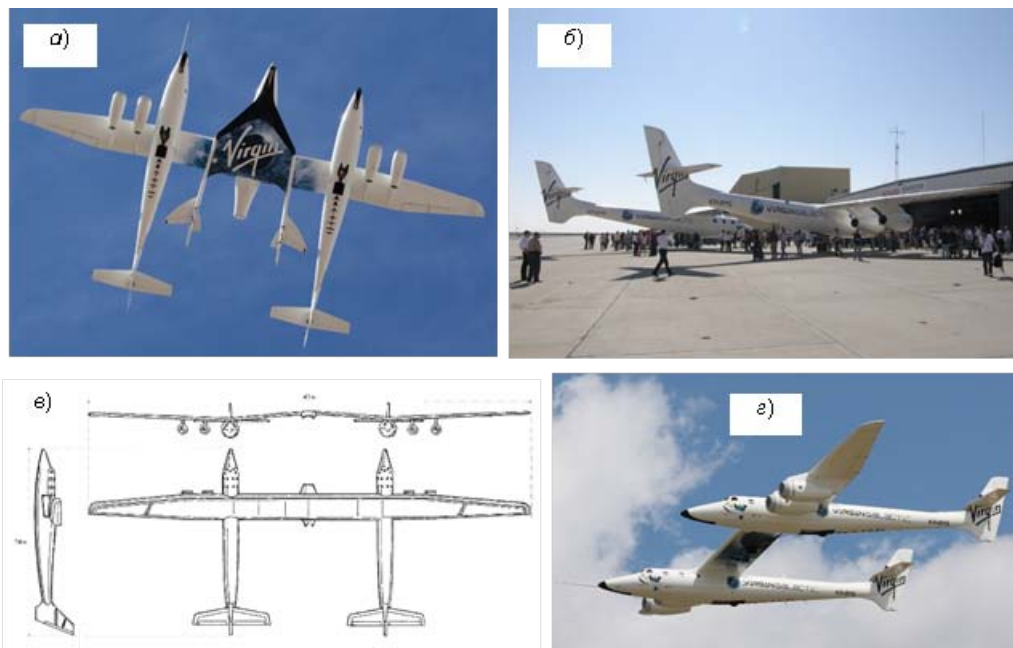


Рисунок 2 – Туристическая высотная коммерческая система, состоящая из дозвукового двухфюзеляжного самолета-носителя WhiteKnight2 и ракетного космолана SpaceShipTwo (США) [1]: а) полет системы в сборе (нижняя подвеска под центропланом крыла); б) самолет-носитель на аэродроме; в) схема самолета WhiteKnight2; г) самолет WhiteKnight2 в полете

Создание высокоскоростного транспортного средства могло бы обеспечить потребности делового мира в быстрых перелетах и обеспечить оказание срочной помощи в чрезвычайных ситуациях по всему миру. Кроме того, такая АКС может быть использована для выведения полезных грузов на околоземную орбиту и для состоятельных туристов.

За рубежом также исследуются перспективные проекты дозвуковых носителей. В США в последние несколько лет созданы два самолета-носителя двухбалочной схемы специально для целей космического туризма. Это самолеты

WhiteKnight и WhiteKnight2 для запуска ракетных космопланов SpaceShipOne и SpaceShipTwo (рисунок 2).

Концепция аэрокосмической системы для быстрых межконтинентальных перелетов

Предлагаемая АКС состоит из двухфюзеляжного самолета-носителя и двухступенчатой ракетно-космической системы с последовательным соединением ступеней (рисунок 1). Первая ступень РКС представляет собой беспилотный гиперзвуковой самолет-разгонщик, вторая ступень – пилотируемый воздушно-космический самолет, разгоняемый до околокруговых скоростей.

Траектория полета АКС состоит из четырех основных участков:

- взлет с аэродрома системы в сборе и полет к точке старта РКС;
- отделение РКС от ДСН и выведение ВКС на суборбиту с использованием ЖРД типа РД0146 (КБХА, г. Воронеж) [2];
- орбитальный (суборбитальный) полет ВКС;
- спуск и планирование ВКС в атмосфере.

При формировании облика РКС было принято, что ее стартовая масса равна 120 т. Формирование облика выполнено для трех вариантов топлива РКС. В качестве критерия оптимизации использовалась масса полезного груза ВКС. Поставлено условие достижения суммарной дальности полета 18 тыс. км.

Основные параметры оптимизации системы:

- тяговооруженности ступеней РКС;
- скорость разделения ступеней $V_{РЗД}$;
- параметры траектории в конце активного участка.

Максимальная продольная перегрузка ограничена значением 1,8 единиц.

При решении данной задачи была выполнена итерационная процедура формирования облика РКС и расчета траекторий движения РКС в сборе и ВКС на основных этапах полета.

Техническая реализуемость данной концепции транспортной аэрокосмической системы подготовлена имеющимся научно-техническим, экспериментальным и эксплуатационным заделом в авиации и космонавтике (системы выведения «Энергия-Буран», Space Shuttle, проекты МАКС-ОС, МАКС-ПМ и др.)

Формирование облика перспективного двухфюзеляжного самолета-носителя

При формировании облика самолета-носителя за основу был принят тяжелый транспортный самолет [3]. Этот самолет входит в семейство «60» самолетов с овальным фюзеляжем и верхним расположением двигателей, предложенное ЭМЗ им. В.М. Мясищева (рисунок 3).

На основе данных по самолету семейства «60» был сформирован двухфюзеляжный самолет-носитель (рисунок 1). При этом исходные фюзеляжи, шасси, оперение и консоли крыла остались без изменения.



Рисунок 3 – Перспективный транспортный самолет семейства 60

(проект ЭМЗ им. В.М. Мясищева)

Крыло – прямое, трапециевидной формы в плане. Центральная часть крыла является новым агрегатом, ее длина (размах) была выбрана из условия возможности подвески наиболее габаритного варианта РКС с кислородно-водородной первой ступенью. При этом колея шасси (расстояние между внешними стойками шасси) составляет 34,2 м. Хвостовое оперение – V-образное. Внутренние консоли оперения соединены между собой неподвижно.

Максимальная взлетная масса ДСН составляет 348 т.

Формирование облика РКС

Для основного варианта, когда на ГСР используется кислородно-водородное топливо, весовые характеристики ступеней РКС приведены в таблицах 1 и 2. Распределение масс между ступенями (99,13 т – ГСР и 20,87 т – ВКС) соответствует оптимальной скорости разделения. На рисунке 4 представлена РКС, на рисунке 5 – АКС в сборе.

Общая длина РКС (от носка ВКС до донного среза ГСР) равна 39 м. Ступени соединены с помощью ферменной конструкции. После отделения ВКС ферменная конструкция остается на ГСР; одно из возможных решений – стержни поворачиваются в шарнирных соединениях и закрепляются вдоль поверхности фюзеляжа.

При выведении на орбиту управление движением осуществляется с помощью вектора тяги ЖРД. Полагается, что на каждой ступени используются по 4 двигателя, установленные в карданном подвесе. Пустотная тяга каждого ЖРД ГСР равна 37,25 тс, ВКС – 5,05 тс. ЖРД ВКС имеют двухпозиционные сопла. Сразу после отделения ВКС от ГСР сопла принимают рабочее положение, и двигатели

включаются; после окончания работы ЖРД насадки сопел вновь убираются. После отключения ЖРД при полете в разреженных слоях атмосферы ГСР и ВКС управляются с помощью реактивной системы (РСУ).

Таблица 1

Планер	8220
Оборудование	1731
Двигательная установка	5960
Конечная масса (итого)	17959
Рабочее топливо	81171
Стартовая масса (итого)	99129

Весовая сводка ГСР, кг

Таблица 2

Планер	4434
Оборудование	900
Двигательная установка ЖРД	808
ДУ ВРД (с топливом)	900
Масса пассажиров (5 чел.) и экипажа (2 чел.)	718
Конечная масса (итого)	9095
Рабочее топливо	11776
Стартовая масса (итого)	20871

Весовая сводка ВКС, кг

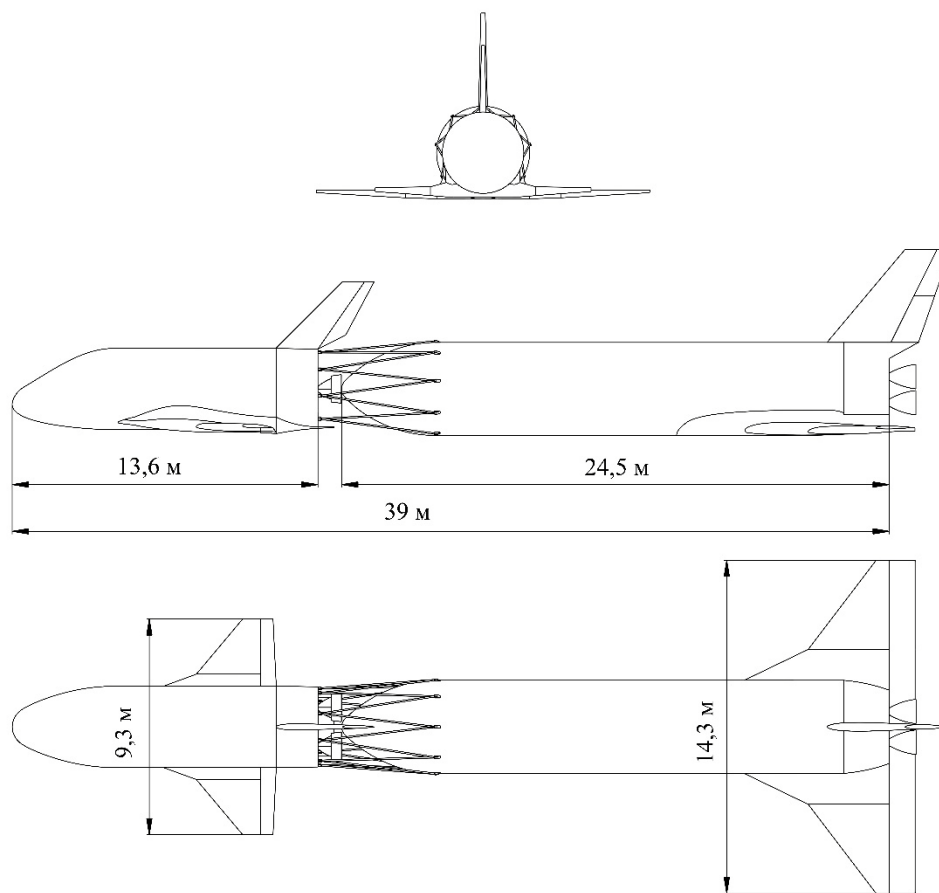


Рисунок 4 – Общий вид РКС с кислородно-водородным топливом на ГСР

ГСР и ВКС выполнены по схеме "бесхвостка" с одним килем, крыло является низкорасположенным. В хвостовой части фюзеляжа ГСР и ВКС установлен балансирующий щиток. Фюзеляжи ГСР и ВКС имеют круглое поперечное сечение, крылья – трапециевидную форму в плане с передним наплывом. Как на ГСР, так и на ВКС, топливный бак с жидким кислородом расположен в передней части аппарата, бак с горючим – за баком окислителя. В этом случае достигается предельно передняя центровка РКС в момент старта. Центроплан ГСР располагается за топливным баком в хвостовой части аппарата, в связи с чем, крыло практически не выступает за обводы фюзеляжа на виде сбоку. Центроплан крыла ВКС проходит внизу под водородным баком, в связи с этим на виде сбоку крыло выступает вниз за обводы фюзеляжа.

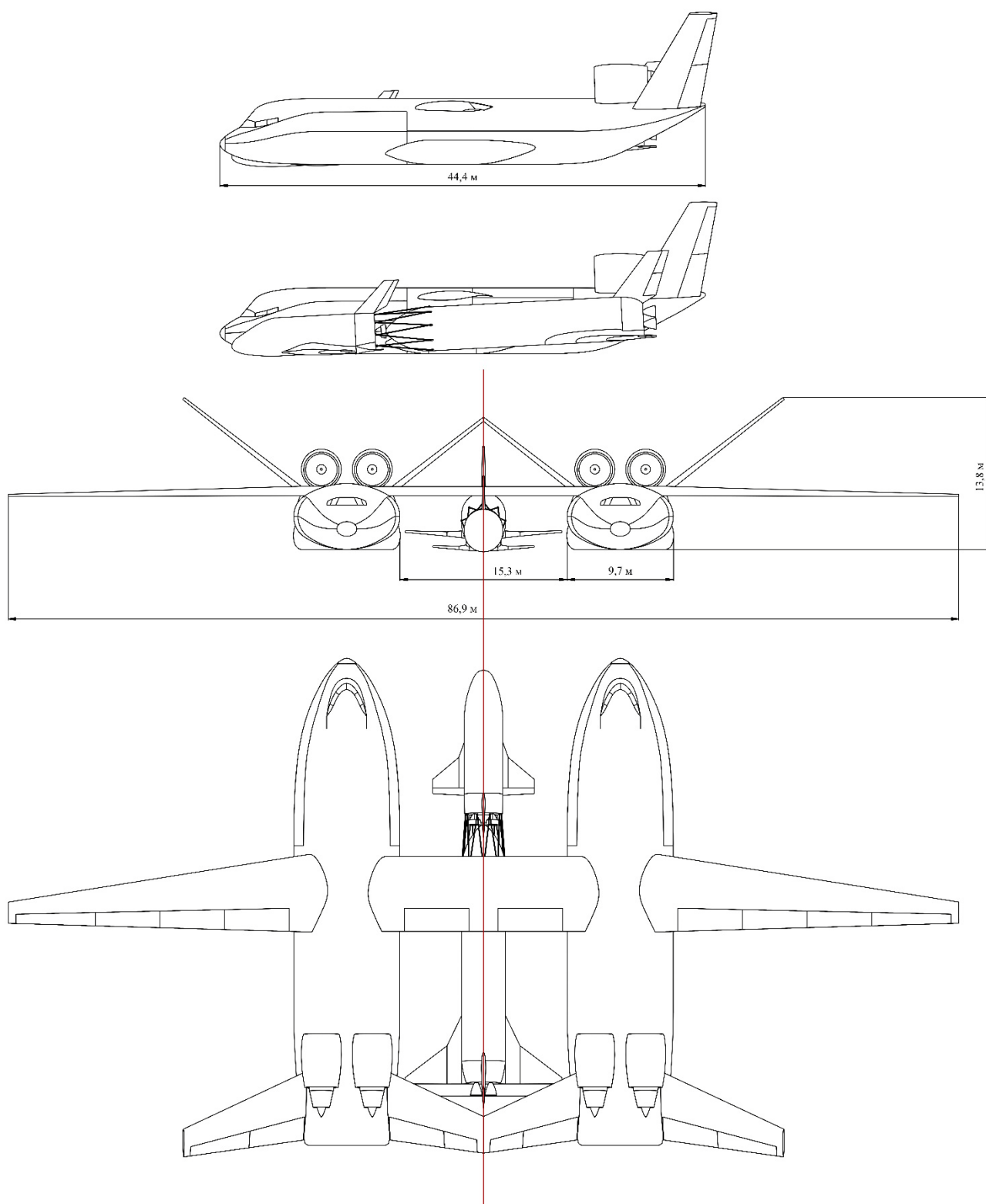


Рисунок 5 – Общий вид АКС в сборе

Кабина экипажа и пассажиров ВКС является единой и расположена в носовой части аппарата. Посадка обеих ступеней РКС – горизонтальная на аэродром. Удельная нагрузка ГСР на посадке равна 288 кг/м^2 .

С целью повышения безопасности полета на ВКС устанавливаются два посадочных ТРДД. Двигатели располагаются в носовой части под кабиной. При выведении на орбиту и при спуске ВКС ТРДД убраны в фюзеляж; выдвигаются в рабочее положение на дозвуковом режиме и запускаются при приближении к посадочному аэродрому; тяги двигателей достаточно, чтобы уйти на второй круг (запас топлива ВРД рассчитан на 10 минутный полет).

Фюзеляж ГСР на основной части своей длины имеет круговое поперечное сечение диаметром 4 м, у ВКС аналогичная величина равна 3,5 м. Длина фюзеляжа до донного среза у ГСР составляет 24,47 м, у ВКС – 13,64 м.

Площадь базовой трапеции крыла ГСР равна 60 м^2 (выбрана из условия обеспечения статической устойчивости РКС в момент старта); размах крыла – 14,34 м. Вследствие большой массы ЖРД центровка пустого ГСР составляет 75,5% длины аппарата, поэтому крыло сдвинуто в максимально заднее положение. На консолях крыла установлены двухсекционные элевоны, киль имеет двухсекционный руль направления.

Размах крыла ВКС равен 9,26 м; площадь базовой трапеции – 30 м^2 (выбрана из условия обеспечения посадочной удельной нагрузки 300 кг/м^2). В отличие от ГСР в носовой части ВКС располагается довольно тяжелая гермокабина с экипажем и пассажирами, поэтому крыло ВКС имеет более переднее расположение по сравнению с ГСР. Продольная центровка ВКС на посадке равна 56,7% длины ВКС.

Из условия обеспечения взлета-посадки угол заклинения РКС относительно оси ДСН равен минус 3 градусам.

Аэродинамические характеристики двухфюзеляжного самолета-носителя и АКС в сборе

Расчет аэродинамических характеристик двухфюзеляжного самолета-носителя проведен с использованием вычислительного комплекса CFD. Были определены продольные аэродинамические характеристики на режимах полета, близких к крейсерскому. Аэродинамические характеристики определены в скоростной системе координат.

Двухфюзеляжный самолет-носитель рассмотрен в сравнении с исходным однофюзеляжным самолетом. На рисунке 6 показаны зависимости произведения $K_{\max}M$ от числа M полета; оптимальный крейсерский режим исходного самолета (без учета тягово-экономических характеристик двигателя) соответствует числу $M = 0,66$. У двухфюзеляжного самолета соответствующая величина равна $M \approx 0,63$; при этом величина $K_{\max}M$ на 4,5% меньше, а значение K_{\max} равно 16,5.

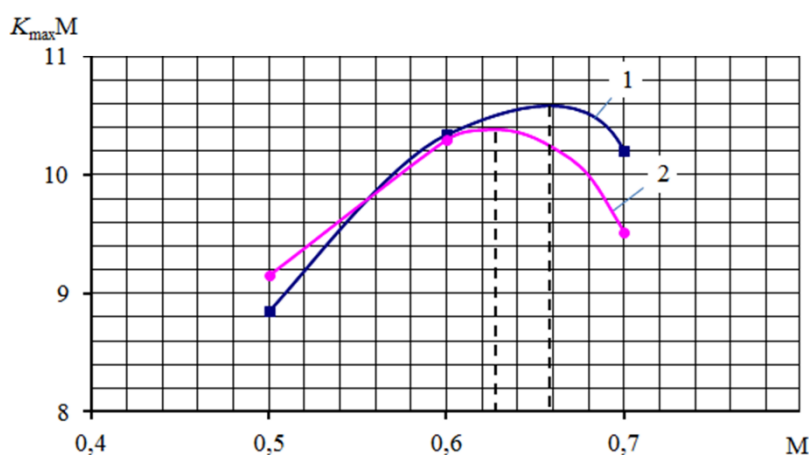


Рисунок 6 – Зависимости произведения $K_{\max}M$ от числа M полета:

1 – однофюзеляжный самолет; 2 – двухфюзеляжный самолет-носитель

Были определены аэродинамические характеристики АКС в сборе. При этом в качестве основного варианта рассмотрена наиболее габаритная РКС с кислородно-

водородной первой ступенью. При установке РКС вследствие увеличения площади в плане коэффициент C_y незначительно возрастает, величина C_x при этом увеличивается на 20 – 25%. На рисунке 7 показано соответствующее изменение аэродинамического качества в зависимости от числа M полета и угла атаки.

На рисунке 8 представлена зависимость произведения $K_{\max}M$ от числа M полета, из которой следует, что оптимальный крейсерский режим АКС в сборе (без учета характеристик ВРД) соответствует числу $M \approx 0,65$.

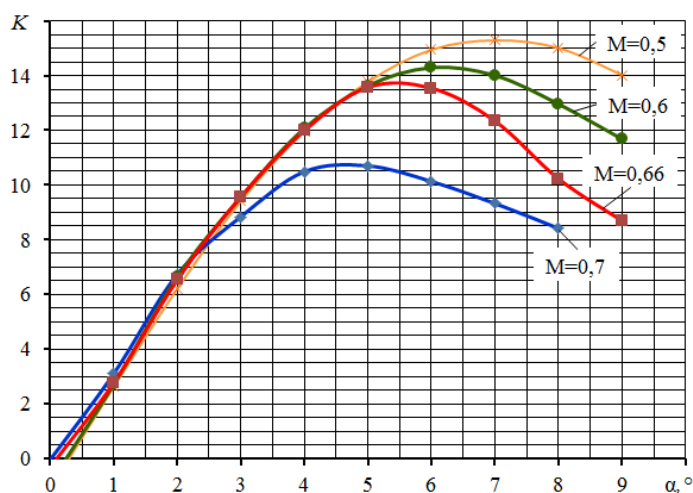


Рисунок 7 – Зависимости аэродинамического качества от угла атаки и числа M полета для АКС в сборе

По сравнению с двухфюзеляжным ДСН оптимальное значение крейсерского числа M полета практически не изменилось, а величина $K_{\max}M$ уменьшилась на ~12%.

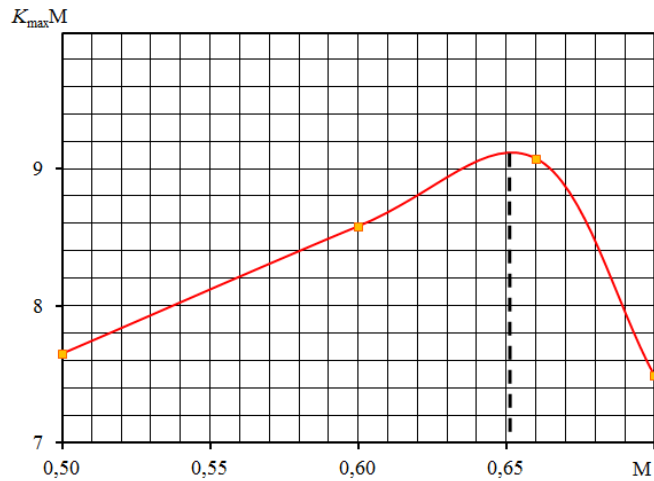


Рисунок 8 – Зависимость произведения $K_{\max}M$ от числа M полета
для АКС в сборе

Аэродинамические характеристики РКС на траектории выведения, ВКС и ГСР на посадочных режимах

Определены продольные аэродинамические характеристики РКС в сборе на траектории выведения в диапазоне чисел M от 0,5 до 5,0. В качестве основного расчетного варианта был рассмотрен вариант РКС с кислородно-водородным топливом ГСР.

Результаты расчетов аппроксимированы для последующих расчетов траекторий выведения на орбиту. Полагалось, что зависимость аэродинамического коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки является линейной, а коэффициент лобового сопротивления зависит от C_y квадратично:

$$C_Y = C_{Y_0} + C_Y^\alpha \alpha; C_X = C_{X_0} + AC_Y^2.$$

Зависимости аэродинамических коэффициентов от числа M полета представлены на рисунках 9 и 10.

$C_{y0}, C_y^\alpha \times 10, 1/\text{град}$

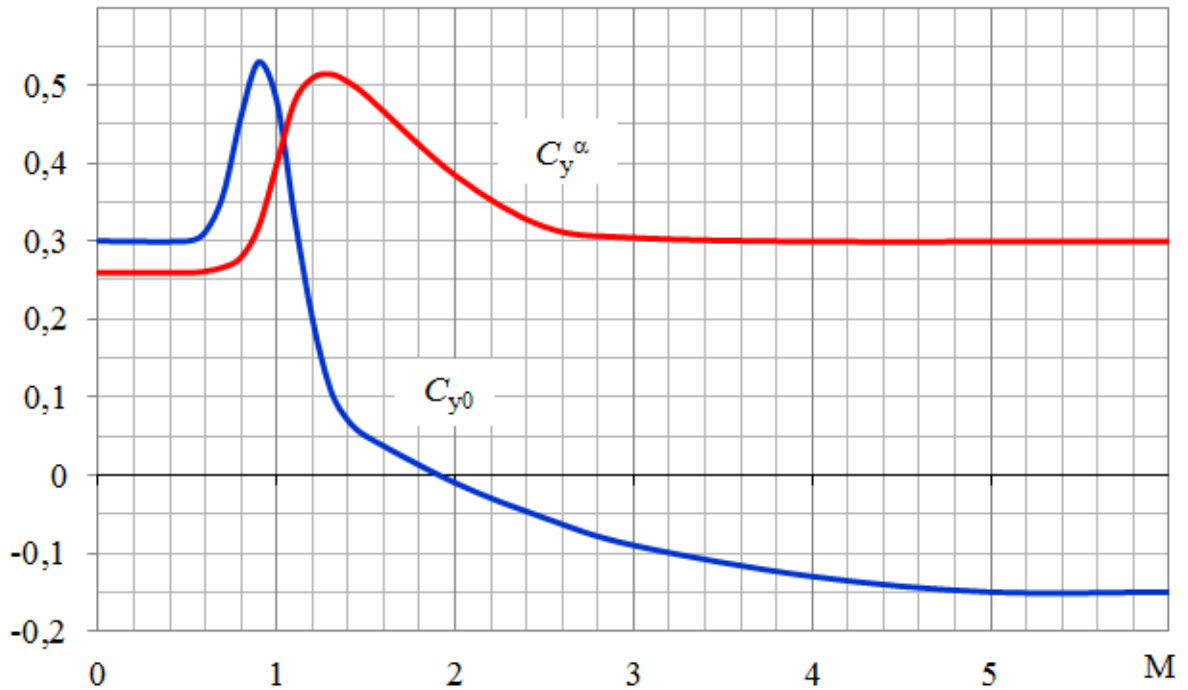


Рисунок 9 – Зависимости аэродинамических коэффициентов C_{y0} и C_y^α

РКС от числа М полета

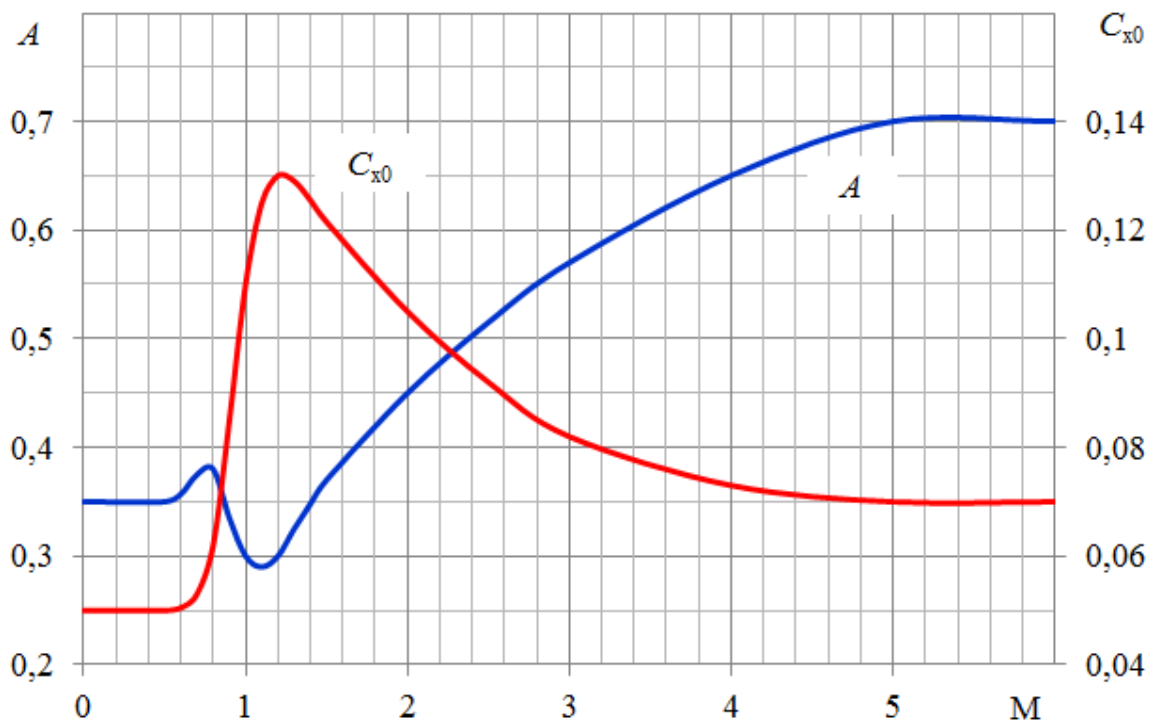


Рисунок 10 – Зависимости аэродинамических коэффициентов C_{x0} и A

РКС от числа М полета

После сброса (до включения ЖРД) РКС в течение нескольких секунд движется под воздействием силы тяжести и аэродинамических сил. В связи с этим важно, чтобы РКС обладала статической устойчивостью, в противном случае возникает опасность соударения с ДСН. Расчеты показали, что при стартовом положении центра масс в диапазоне чисел M от 0,5 до 0,8 степень статической устойчивости РКС m_z^{Cy} составляет от минус 0,06 до минус 0,13.

Также был проведен расчет аэродинамических характеристик ГСР и ВКС на посадочных режимах (при числе $M = 0,2$). ГСР и ВКС являются статически устойчивыми. Степень статической устойчивости ГСР равна $m_z^{Cy} = -0,026$, у ВКС $m_z^{Cy} = -0,01$. Аэродинамическое качество ГСР составляет $\div 6,0$. У ВКС аэродинамическое качество равно $4,5 \div 5,0$.

Набор высоты и маневр "горка" двухфюзеляжного самолета-носителя, сброс РКС

Важной задачей является оптимизация траекторий движения АКС и её элементов на всех участках полета. Траектория разгона-набора высоты АКС состоит из двух участков. Сразу после взлета АКС осуществляет набор высоты 500 м с одновременным разгоном до числа $M \approx 0,29$. Далее производится набор высоты с постоянным скоростным напором q_C . Расчеты показали, что минимум затрат топлива достигается при $q_C = 6000 \text{ Н/м}^2$. В процессе движения достигается высота $H_C = 9,2 \text{ км}$, близкая к статическому потолку. При этом число M полета возрастает от 0,29 до 0,58 (скорость увеличивается от 100 до 162 м/с). Время движения составляет 14 минут; дальность полета – 110 км. Затраты топлива ДСН равны 5,1 т.

Предстартовый маневр АКС также состоит из двух участков. На первом из них АКС разгоняется при $\theta \approx 0$, достигая максимально возможной скорости (с учетом ограничения на величину M_{\max}). Затем АКС осуществляет маневр "горку", в результате которого скорость полета уменьшается, а угол наклона траектории и высота увеличиваются. Сброс РКС осуществляется при таком сочетании высоты, скорости и угла наклона траектории, которые обеспечивают максимум массы ПГ. В точке сброса РКС параметры траектории равны: $V_0 = 189,3$ м/с ($M_0 = 0,628$); $H_0 = 9,59$ км; $\theta_0 = 17^\circ$. После отделения РКС ДСН осуществляет разворот и посадку на исходный аэродром.

Траектории выведения РКС, суборбитального полета и планирования

ВКС

Проведены расчетные исследования траекторий движения – при выведении РКС на орбиту (на активном участке полета) и на последующих участках (в космическом пространстве и при планировании ВКС в атмосфере). При этом использовалось приближенно оптимальное управление движением [4].

Примем, что двигатели РКС включаются через 3 секунды после отделения. За это время удаление центра масс РКС от ДСН соизмеримо с длиной РКС.

Полагаем, что при разгоне РКС используется управление аэродинамическими поверхностями - элевонами ГСР, обеспечивающее нулевой баланс аэродинамического момента тангажа.

После включения ЖРД с помощью управления вектором тяги начинается отработка заданной программы управления углом тангажа. При этом угол атаки

увеличивается до $\sim 20^\circ$. С этой целью используется следующий закон управления углом отклонения вектора тяги ЖРД разгонной ступени РКС:

$$\delta = J_z [\omega_z / \Delta \tau + 2(\vartheta - \vartheta_{\text{пр}}) / \Delta \tau^2] / (R_\Sigma L_{\text{БВ}}),$$

где δ (управляющая функция) – угол отклонения вектора тяги от линии, проходящей через центр масс РКС; J_z – момент инерции РКС; $L_{\text{БВ}}$ – расстояние между точкой приложения суммарного вектора тяги ЖРД и центром масс РКС; ϑ – текущий угол тангажа; $\vartheta_{\text{пр}}$ – программный угол тангажа; $\Delta \tau$ – параметр автопилота (оптимизируемая величина). Для упрощения задачи скорости перекладки угла δ и изменения тяги ЖРД не ограничивались.

Для иллюстрации траекторных расчетов в качестве основного принят вариант РКС с кислородно-водородным топливом ГСР.

Рассматривалось выведение на эллиптическую орбиту в точку высотой $H_k = 100$ км; скорость в конце активного участка $V_k = 7759$ м/с (на ~ 150 м/с меньше по сравнению с первой космической), угол наклона траектории $\theta_k = 1^\circ$. При таком сочетании параметров траектории достигается минимум затрат топлива РКС при полете на дальность 18 тыс. км. В точке разделения ступеней параметры траектории равны: $V_{\text{рзд}} = 4100$ м/с ($M \approx 15$); $H_{\text{рзд}} = 94,1$ км; $\theta_{\text{рзд}} = 3,75^\circ$.

Время активного полета равно 596 с, дальность полета – 2120 км. Оптимальные тяговооруженности первой и второй ступеней по пустотной тяге равны 1,24 и 0,965 соответственно.

Траектория активного участка, соответствующая максимуму массы ПГ, представлена на рисунке 11: показано изменение высоты, скорости и скоростного

напора по времени. При этом $q_{\max} = 2360 \text{ кгс/м}^2$ и соответствует числу $M = 1,57$. Характерно, что высота полета ВКС является достаточно большой (94 – 105 км).

На рисунке 11 справа показано изменение углов атаки и наклона траектории по времени полета. Угол θ вначале уменьшается от 17° до 7° ; затем достигает своего максимального значения $21,6^\circ$ при числе $M = 1,57$ (в той же точке, что и q_{\max}), после чего эта переменная монотонно уменьшается до близких к нулю значений. Для того чтобы предотвратить резкое падение угла θ , угол атаки сразу после старта выходит на максимально допустимое значение 20° , после чего начинает уменьшаться. Далее по траектории угол атаки достигает своего максимального значения в конце работы первой ступени и в начале работы второй ступени (при $V = 3000 - 5100 \text{ м/с}$) с тем, чтобы обеспечить равновесие вертикальных сил за счет силы тяги ЖРД.

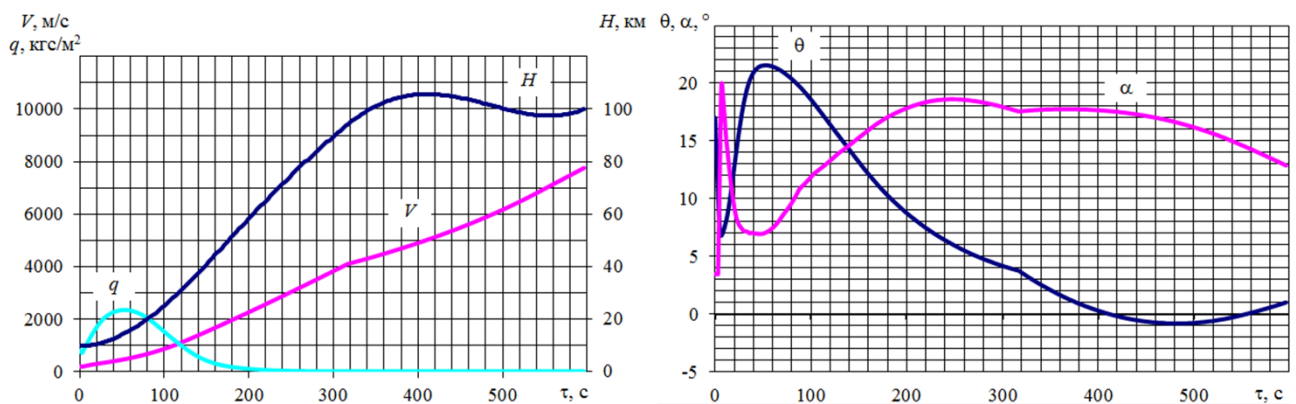


Рисунок 11 – Зависимости высоты, скорости и скоростного напора (слева); углов атаки и наклона траектории от времени полета при выведении РКС

Результаты расчетов траектории космического полета и планирования ВКС представлены на рисунке 12 (показано изменение высоты, скорости и дальности по времени полета). В расчетах полагалось, что движение происходит без крена на постоянном угле атаки 45° , что близко к режиму $C_{y \max}$. Такой режим полета был

выбран из тех соображений, чтобы максимально увеличить высоту планирования и обеспечить минимально возможный нагрев ВКС. При этом за счет сокращения времени планирования также уменьшается интегральный тепловой поток внутрь ВКС.

Принято, что окончание траектории соответствует $V_K = 600$ м/с ($M \approx 2$), при этом высота полета превышает 40 км.

Общее время пассивного движения ВКС равно 41 мин, дальность полета – 15,7 тыс. км. Дальность космического полета (на высотах более 100 км) составляет свыше 10 тыс. км, время – 17 мин, при этом наибольшая высота полета равна 138 км. Собственно гиперзвуковое планирование ВКС в атмосфере занимает около 23 мин.

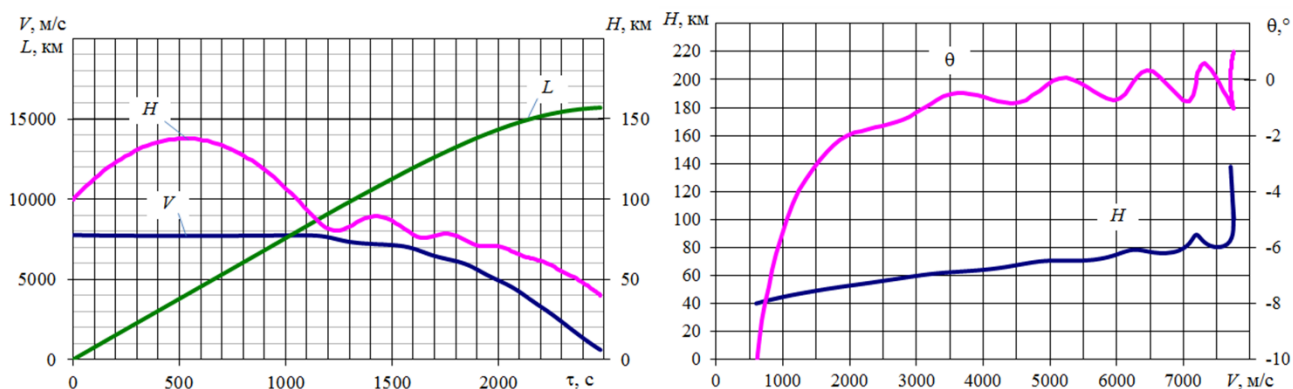


Рисунок 12 – Зависимости высоты, скорости и дальности от времени на участке космического полета и при планировании ВКС в атмосфере

На рисунке 12 траектория планирования также представлена в координатах "высота – скорость", там же показано изменение угла наклона траектории. Первое погружение в атмосферу происходит при скорости 7600 м/с на высоте 80 км. При

больших скоростях угол наклона траектории колеблется в диапазоне от минус 1° до плюс $0,5^\circ$.

Средняя скорость движения ВКС достигает 5,8 км/с. Распределение дальности и времени полета по основным участкам представлено в таблице 3. Общие затраты времени кроме того будут включать время нахождения пассажиров внутри ВКС до момента остывания его конструкции до необходимого уровня. В связи с этим общий отрезок времени может достигать 1,5 – 2,0 час.

Таблица 3 – Распределение дальности и времени полета ВКС

Наименование участка полета	Дальность, км	Время, мин
Полет ДСН вместе с РКС	180	20
Активный полет с ЖРД сначала РКС в сборе, затем ВКС	2120	10
Пассивное движение ВКС сначала по суборбите, затем при планировании в атмосфере	15700	41

Результаты сравнительного анализа трех типов топлива

Проведено сравнение трех типов топлива первой ступени РКС: H_2+O_2 ; метан+ O_2 и керосин+ O_2 . При смене типа топлива ГСР в первую очередь изменяется объем его топлива. Кроме того, происходит перераспределение масс между ступенями и изменяются тяговооруженности ступеней. Основные результаты расчета технических характеристик РКС приведены в таблице 4.

Таблица 4 – Основные технические характеристики трех вариантов РКС

Параметр	Тип топлива РКС		
	Керосин+O ₂	Метан+O ₂	H ₂ +O ₂
Объем топлива ГСР, м ³	92,4	112,6	240,5
Длина×диаметр ГСР, м	17,85×2,9	19,05×3,1	24,47×4
Длина РКС, м	30,3	31,5	39,0
Скорость разделения, м/с	3700	3750	4100
Тяговооруженность РКС	1,27	1,23	1,24
Тяговооруженность ВКС	0,9	0,89	0,97
Масса ГСР, т	102,24	102,24	99,13
Масса ВКС, т	17,76	17,76	20,87
Масса ПГ, т	2,21	2,27	3,17
Экипаж+пассажиры	2+3	2+3	2+5

Сравнение трех типов топлива первой ступени РКС показало, что с точки зрения влияния перегрузок на человеческий организм все варианты практически одинаковы.

Одним из важнейших показателей горючего является его плотность. Так, у водорода по сравнению с керосином плотность меньше в 12 раз. Поэтому при смене типа топлива наиболее сильно изменяется объем топливных баков. Однако следует отметить, что по сравнению с авиационной техникой, в которой не используется бортовой окислитель, в ракетной технике изменение объема топлива является не

столь значительным при смене типа горючего, так как наибольшую долю топлива составляет окислитель. Расчеты показали, что при переходе от керосина к метану объем топлива ГСР увеличивается в 1,2 раза, а при переходе от керосина к водороду – в 2,6 раза.

Смена типа топлива также сопровождается изменением удельного импульса ЖРД, который возрастает в 1,05 раза при переходе от керосина к метану и в 1,38 при переходе от керосина к водороду (в топливной паре с жидким кислородом). В результате происходит перераспределение масс между ступенями РКС и изменяется оптимальная скорость их разделения. При этом также изменяются и тяговооруженности ступеней, что в частности связано с зависимостью удельной массы ЖРД от типа топлива. Все эти факторы приводят и к изменению массы полезного груза ВКС.

Расчеты показали, что керосиновый и метановый варианты ГСР являются довольно близкими по своим техническим характеристикам. Так, скорость разделения ступеней составляет 3700 и 3750 м/с, соответственно. Стартовая тяговооруженность РКС составляет 1,27 и 1,23, а тяговооруженность ВКС – 0,9 и 0,89 соответственно для керосинового и метанового вариантов. Масса ГСР в обоих случаях равна 102,24 т, а масса ВКС – 17,76 т. Масса ПГ (суммарная масса снаряженной гермокабины с экипажем и пассажирами) составляет ~2,3 т, что соответствует 3 пассажирам и 2 членам экипажа.

При переходе на водородный вариант ГСР за счет лучшей энергетики кислородно-водородного топлива удастся одновременно увеличить скорость разделения ступеней и стартовую массу ВКС. Так, скорость отделения ВКС

увеличилась с 3750 м/с до 4100 м/с, а его масса с 17,76 т до 20,87 т по сравнению с метановым вариантом. В результате масса ПГ увеличилась до 3,2 т, что соответствует суммарной численности в 7 человек (5 пассажиров и 2 члена экипажа).

Таким образом, наилучшим из трех сравниваемых вариантов является вариант использования кислородно-водородного топлива на ГСР.

Автор статьи выражает благодарность руководителю доктору технических наук Бузулуку Валентину Ивановичу за неоценимый вклад в аспирантскую работу и помощь, оказанную при подготовке данной статьи.

Библиографический список

1. Черный Н. Первый показ SpaceShipTwo // Журнал «Новости космонавтики». 2008. №3. С. 17-18.
2. РД0146Д. «Конструкторское Бюро Химавтоматики»: <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=8&prod=73>, 2014.
3. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. – М.: ЦАГИ, 2008. – 476 с.