

УДК 629.782

Д.С. Калиниченко, канд. техн. наук А.Э. Кашанов, Е.Ю. Баранов,
А.В. Аксененко, Н.В. Полуян

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Приведена методика выбора проектных параметров для авиационно-космической системы, предназначенной для выведения микроспутников на низкие околоземные орбиты.

Наведено методіку вибору проектних параметрів для авіаційно-космічної системи, що призначена для виведення мікросупутників на низькі навколоземні орбіти.

Procedure is presented for design parameters selection for an aerospace system, designed to deliver microsatellites into the low earth orbits.

Введение

В последнее время все чаще поднимается вопрос о снижении затрат и повышении оперативности вывода полезного груза на орбиту. Решение проблемы снижения затрат возможно при повторном использовании составляющих системы выведения полезного груза, уменьшении количества средств наземного обслуживания, а также при сокращении районов падения отделяющихся частей. Оперативность вывода полезного груза можно повысить, сократив предстартовые операции и операции по доработке возвращаемой составляющей системы выведения. Для определения параметров авиационно-космической системы, которая способна решать необходимые задачи, приводится данный методический подход, который включает в себя три основных этапа: поиск и систематизация средств выведения; анализ систематизации и выбор принципиальных параметров авиационно-космической системы; анализ прототипов и выбор проектных параметров АКС.

Первый этап

Первый этап проводится для создания общей картины существующих идей и рассмотрения возможных вариантов средства выведения полезного груза. Результаты первого этапа представляют в виде структуры проектов (рис. 1), которые сортируют по характерным категориям систематизации. В качестве категорий систематизации выступают способ старта, ступенчатость и многоразовость средства выведения. В данной систематизации употреблены нижеприведенные сокращения и терминология.

Авиационно-космическая система (АКС) – единая транспортная система, которая сочетает авиационные и ракетные носители и предназначена для выведения космических аппаратов на околоземные орбиты.

Воздушно-космический самолет (ВКС) – летательный аппарат для полета в атмосфере на основе аэродинамических принципов и космическом пространстве.

Многоразовая транспортно-космическая система (МТКС) – система, которая предназначена для транспортировки грузов на орбиту и которая предусматривает повторное ее использование или ее основных частей после возвращения на Землю.

Орбитальный самолет (ОС) – летательный аппарат самолетной схемы, выводимый на орбиту и возвращающийся с нее после выполнения целевых задач. Совершает посадку на аэродром, активно используя при снижении подъемную силу планера.

Ракета-носитель (РН) – аппарат, действующий по принципу реактивного движения и предназначенный для выведения полезной нагрузки в космическое пространство.

Второй этап

На втором этапе проводится анализ систематизации по категориям в зависимости от требуемой задачи. Анализируются преимущества и недостатки способов старта, ступенчатость для каждого типа старта, а также частичная или полная многоразовость средств выведения в зависимости от их ступенчатости и типа старта. Второй этап необходим для выбора принципиальных параметров согласно прототипам. Приведем ниже анализ способов старта.

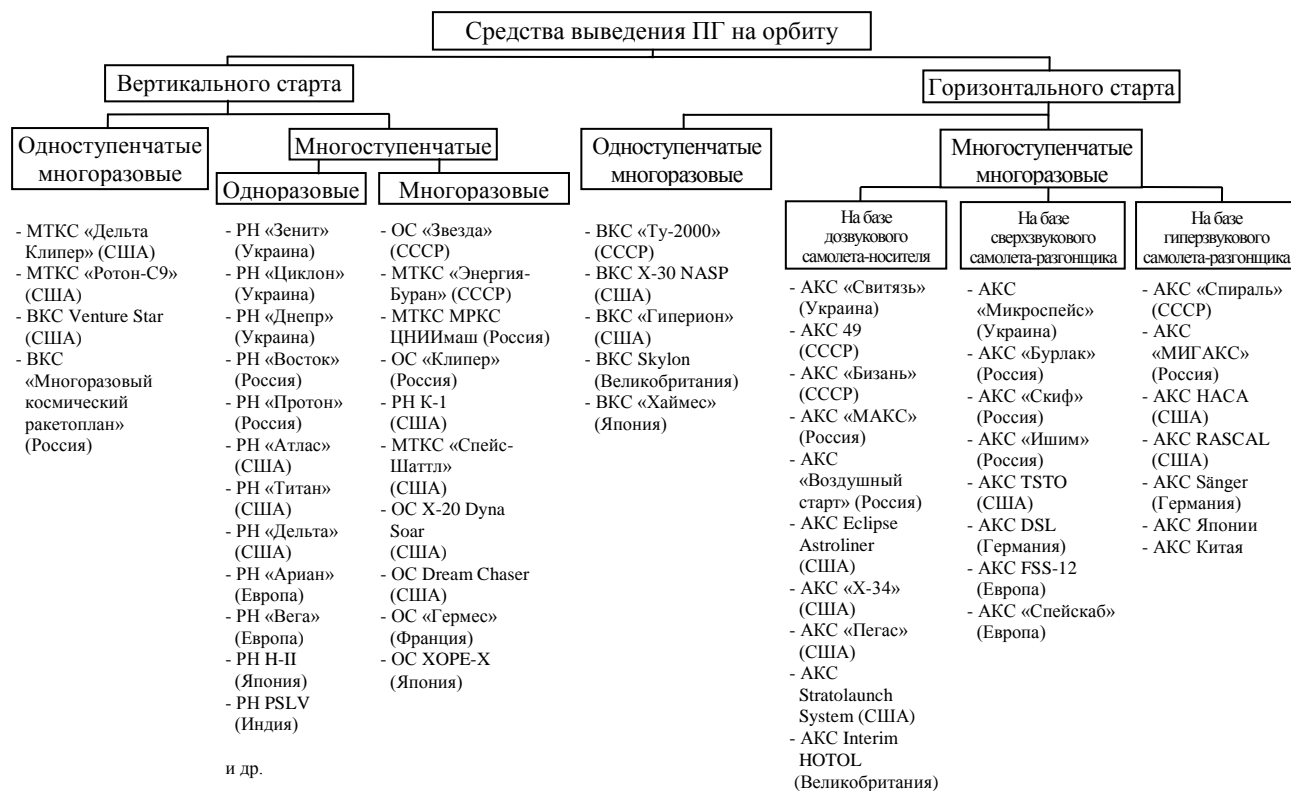


Рис. 1. Систематизация средств выведения полезного груза

Для вертикального старта необходима тяга, превышающая вес средства выведения обычно на 20...25%. Для горизонтального взлета достаточно тяги со значением 30% взлетного веса. При вертикальном старте используют жидкостные или твердотопливные ракетные двигатели, которые требуют наличия двух компонентов топлива на борту и обладают низкой экономичностью. А для горизонтального старта необходимы воздушно-реактивные двигатели, которые используют окислитель из окружающего пространства и обладают высокой экономичностью. Однако при вертикальном старте используют один тип двигателя на протяжении всей траектории, что обеспечивает простоту и отработанность схемы. При горизонтальном старте могут использоваться до четырех различных типов двигателей, что является сложной и рискованной схемой, требующей отработки.

Вертикальный старт осуществляется в основном за счет действия реактивной силы, и при этом возникают большие гравитационные потери. Однако при вертикальном старте за счет быстрого прохождения плотных слоев атмосферы температура конструкции незначительно повышается.

При горизонтальном старте кроме реактивной силы на аппарат также действует аэродинамическая подъемная сила. За счет использования аэродинамической силы, т.е. длительного прохождения через плотные слои атмосферы, происходит значительный кинетический нагрев конструкции, что требует наличия теплозащитного покрытия.

При вертикальном старте необходима развитая инфраструктура космодрома с громоздким наземным оборудованием, и при этом местоположение старта существенно влияет на наклонение орбиты. При горизонтальном старте возможно использование готовых аэродромных площадок и выведение на весь диапазон наклонений орбиты.

Кроме всего вышесказанного, для горизонтального старта гораздо проще обеспечить многоразовость средства выведения.

Приведем анализ ступенчатости средства выведения с вертикальным стартом. Идеальное средство выведения полезной нагрузки должно быть одноступенчатым. В случае отсутствия отделяемых частей нет необходимости в районах отчуждения и оборудовании, которое обеспечивает отделение частей, упрощается эксплуатация

комплекса (системы) в целом. Однако для вывода полезного груза на околоземную орбиту его необходимо разогнать до скорости

$$V = \sqrt{\frac{K}{R_3 + H}}, \quad (1)$$

где K – геоцентрическая гравитационная постоянная, которая представляет собой произведение гравитационной постоянной на массу Земли и равна $3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$; R_3 – радиус Земли, который равен 6371 км; H – высота орбиты. Кроме того, необходимо еще учесть потери скорости на изменение тяги с высотой, аэродинамические и гравитационные потери, которые составляют в сумме 20...25% идеальной скорости, определяемой по формуле Циолковского

$$V_K = 0,75 I g \ln \left(\frac{1}{1 - \mu_m} \right), \quad (2)$$

где относительная масса топлива

$$\mu_m = \frac{M_o - M_{\text{сyx}}}{M_o}, \quad (3)$$

а I – удельный импульс в пустоте. Для оценки скорости принимаем относительную массу топлива 0,912 (РН "Зенит-3SLБ") и максимальный удельный импульс химических топлив ($\text{H}_2 + \text{F}_2$ при давлении в камере сгорания 68 атм и давлении на срезе, равном атмосферному давлению 1 атм) 410 [1]. Учитывая, что разница между пустотным удельным импульсом и удельным импульсом на Земле составляет 10...20%, пустотный удельный импульс примем равным $I = 410 \cdot 1,1 = 451 \text{ с}$, тогда >

$$\begin{aligned} V_K &= 0,75 \cdot 461 \cdot 9,807 \cdot \ln \left(\frac{1}{1 - 0,912} \right) = \\ &= 8,062 \text{ км/с} \cdot \sqrt{\frac{K}{R_3 + H}} = 7,788 \text{ км/с}, \end{aligned}$$

что достаточно для вывода груза на околоземную орбиту. Однако фтор очень токсичен и к тому же его достаточно проблематично получить. Кроме этого, относительная масса топлива в большинстве средств выведения не превышает 0,9. Хорошо известен проект одноступенчатого ВКС Venture

Star, в котором использовался жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) XRS 2000. В этом двигателе используются компоненты топлива: жидкий кислород и водород. Удельный импульс XRS 2000 на земле равен 353 с, а в пустоте – 461 с. Проектная общая масса ВКС должна составлять 1187 т, а масса топлива – 1061 т, т.е. относительная масса топлива

$$\mu_m = \frac{1061}{1187} = 0,894.$$

При этом конечная скорость

$$\begin{aligned} V_K &= 0,75 \cdot 461 \cdot 9,807 \cdot \ln \left(\frac{1}{1 - 0,894} \right) = \\ &= 7,61 \text{ км/с}, \end{aligned}$$

что недостаточно для вывода на орбиту.

Из приведенного выше материала следует, что одноступенчатый вертикальный старт проблематичен. В связи с этим все реализованные носители вертикального старта имеют отделяющиеся части, за счет которых снижается конечная масса носителя. Схемы многоступенчатых носителей вертикального старта являются распространенными и отработанными.

Приведем анализ ступенчатости средств выведения с горизонтальным стартом. Одноступенчатые средства выведения полезной нагрузки в космос с горизонтальным стартом имеют потенциально большую реализуемость за счет использования на начальном участке аэродинамической подъемной силы. В средствах выведения полезного груза с горизонтальным стартом используются для повышения экономичности комбинированные силовые установки или силовые установки с комбинированными циклами.

Комбинированные силовые установки сочетают положительные стороны двигателей различных типов. Наибольшее распространение получила комбинация турбореактивного (ТРД), прямоточного воздушно-реактивного (ПВРД) и ракетного типов двигателей. При данном сочетании для взлета, подъема и предварительного разгона используется ТРД. Данный тип двигателя является наиболее оптимальным на дан-

ном участке полета за счет наибольшей экономичности, т.е. высокого удельного импульса. Турбореактивные двигатели можно использовать до скоростей порядка 3 М. Для последующего разгона используют ПВРД с различной скоростью горения топлива в камере сгорания. ПВРД наиболее эффективен в диапазоне скоростей полета от 1,5 до 14 М. Для окончательного разгона и вывода аппарата на орбиту используется ракетный тип двигателя. Отличие комбинированных силовых установок и силовых установок с комбинированными циклами заключается в том, что в комбинированных силовых установках сочетаются отдельные типы двигателей (т.е. отдельные двигатели, которые могут работать независимо от других), для которых могут использоваться общие входные и выходные устройства. В силовых установках с комбинированными циклами используется сочетание основных элементов различных типов двигателей, т.е. сочетаются контур с компрессором, прямоточный контур и контур ЖРД. В таких силовых установках используется общая для всех конструкция с общими для всех входными и выходными устройствами. Поэтому силовая установка с комбинированными циклами легче и сложнее комбинированной силовой установки.

Таким образом, создание одноступенчатого средства выведения с горизонтальным стартом будет наиболее целесообразно. Однако такое средство выведения является достаточно сложной системой, что требует больших объемов испытаний, отработки большинства компонентов системы, применения специального теплозащитного покрытия и решения многих других вопросов. Яркими представителями средств выведения данной группы являются проекты ВКС "Tu-2000", Hyperion и Skylon. Кратко опишем основные принципы этих проектов.

ВКС "Tu-2000" разработан в начале 1990-х годов в АНТК им. А.Н. Туполева. ВКС обладает способностью совершать взлеты и посадки со стандартных взлетно-посадочных полос длиной до 3000 м, полеты с разворотом на дозвуковой скорости после взлета для выхода в заданную точку начала разгона, быстро выполнять разгон до заданной скорости и высоты, включая

выход на круговую орбиту, а также последующую посадку [2]. Для ВКС принята аэродинамическая схема "бесхвостка" с треугольным крылом относительно небольшой площади и малого удлинения. Все элементы ВКС конструктивно интегрированы вокруг силовой установки, состоящей из шести ТРД, находящихся в хвостовой части, основного разгонного широкодиапазонного ПВРД (ШПВРД), расположенного под фюзеляжем в задней его части, и двух ЖРД для маневрирования в космическом пространстве. ШПВРД включает в себя воздухозаборник внешне-внутреннего сжатия, регулируемые камеры сгорания с косым срезом и многоканальную систему подачи топлива. Воздушные каналы ТРД после достижения скорости $M=2...2,5$ и начала работы ШПВРД закрываются заслонками, которые в открытом состоянии образуют входное устройство воздухозаборника ТРД. Для питания ЖРД окислителем в хвостовой части фюзеляжа установлен кислородный бак. Все двигатели в качестве горючего используют жидкий водород из единой топливной системы.

В носовой части фюзеляжа расположена кабина экипажа для двух человек. В окончательном варианте взлетная масса ВКС составляет 250 т. Подобный аппарат будет доставлять на околоземную орбиту 200-400 км полезный груз в 6-10 т.

В конце 1990-х Технологическим институтом Джорджии (США) было проведено исследование концепции носителя Hyperion для доставки полезного груза массой 9072 кг на круговую орбиту высотой 185 км и наклоном $28,5^\circ$ с Космического центра им. Кеннеди [3]. Hyperion является одноступенчатым носителем с конической передней частью, крыльями большой стреловидности и парными вертикальными крыльями. Силовая установка с комбинированными циклами включает в себя ракетный режим работы и пять кислородно-водородных сверхзвуковых ПВРД. Взлет и разгон носителя происходят на эжекторном ракетном режиме до 3 М, после чего силовая установка переключается на режим работы ПВРД, а затем при скорости около 5,5 М переключается на режим работы сверхзвукового ПВРД и продолжает разгон

до 10 М. После чего используется ракетный режим для выхода на низкую околоземную орбиту.

Hurricane – беспилотный, способен к автономному полету. Предполагается, что общая масса должна быть порядка 363200 кг, а сухая масса – 55900 кг. Чтобы не применять активное охлаждение, все температурно-нагруженные части носителя сделаны из ультравысокотемпературной керамической теплозащиты, покрытой сверху металлизированной теплозащитой.

ВКС Skylon способен с расширенной аэродромной полосы одной ступенью выводить на низкие околоземные орбиты полезный груз массой 12...15 т с последующим приземлением на тот же аэродром [4]. При этом его нормальная взлетная масса составляет 345 т, масса топлива – 277 т, его длина – более 80 м, а размах крыла – порядка 25 м.

Skylon снабжен двигателем с комбинированными циклами, у которого есть два эксплуатационных режима (воздушно-реактивный и ракетный). В одном режиме в качестве окислителя используется воздух из атмосферы, а в другом – жидкий кислород из внутренних баков. В качестве топлива в двигателе во всех режимах используется охлажденный жидкий водород из внутренних баков.

При воздушно-реактивном режиме поток воздуха захватывается через осесимметричный воздухозаборник и охлаждается предварительным теплообменником. Предварительный теплообменник – это часть контура замкнутого цикла с гелием, которая использует водородное топливо для отвода тепла перед входом в камеру сгорания.

Skylon взлетает и предварительно разгоняется, используя воздушно-реактивный режим работы двигателя, до скорости 5,5 М и высоты порядка 26 км, последующий разгон и выход на орбиту происходит на ракетном режиме работы двигателя.

Такие проекты являются перспективными, но достаточно проблематичными для реализации. Поэтому для упрощения некоторых вопросов средства выведения выполняются двухступенчатыми или с отделяемыми частями.

Следующим критерием систематизации является одноразовость или многоразовость средства выведения. Основные средства выведения, которые используются на сегодняшний день, являются одноразовыми, так как их проще изготовить и имеется громадный опыт создания и эксплуатации подобных изделий. Однако с точки зрения целесообразности использования одноразовые средства выведения имеют большую стоимость доставки полезного груза на околоземную орбиту. То есть при достаточно частом использовании для доставки полезного груза многоразовых средств выведения стоимость выведения килограмма полезного груза снижается. Таким образом, более целесообразно создание многоразовых средств доставки полезного груза.

Проведем анализ, учитывая многоступенчатость и многоразовость средств выведения. Начнем с вертикального старта. При вертикальном старте в большинстве проектов используется одноразовая первая ступень в качестве ракеты-носителя (РН) и многоразовая вторая ступень в качестве орбитального самолета (ОС). Основной задачей РН является выведение ОС на промежуточную орбиту с необходимыми параметрами. Основной задачей ОС является вывод на рабочую орбиту полезного груза или проведение орбитальных работ с последующим возвращением на Землю. При сравнении данных задач с одноразовыми РН целесообразно применять возвращаемые ОС только в тех случаях, когда необходим возврат груза на Землю. Если же ОС возвращается на Землю без полезного груза, то нет необходимости в применении многоразовых вторых ступеней. Ярким и реализованным представителем данной группы систематизации является проект МТКС "Спейс-Шаттл", основной функцией которого и была доставка полезного груза на орбиту и обратно на Землю. Однако даже в таком случае стоимость доставки полезного груза была чрезмерно высокой из-за значительных доработок ОС после посадки. Значительные доработки ОС были необходимы из-за воздействия на него высоких температур и нагрузок на участке возврата.

Использование одноразовых средств вы-

ведения с горизонтальным взлетом не целесообразно ввиду их большей массы при одной и той же массе полезного груза, чем у носителей с вертикальным стартом. Одноступенчатые многоразовые средства выведения горизонтального взлета были описаны выше (ВКС Ту-2000, Hyperion и Skylon).

Среди приведенной систематизации остаются только многоступенчатые многоразовые средства выведения горизонтального взлета. В этой группе возможно также следующее деление на полностью многоразовые или частично многоразовые. У полностью многоразовых многоступенчатых средств выведения в качестве второй ступени используют ОС, который может начинать свою работу с плотных слоев атмосферы. Однако его использование и доработка, как было сказано выше, целесообразны для тех случаев, когда помимо выведения необходим и возврат полезного груза. Яркими представителями этой категории являются проекты АКС "Спираль" и Sanger.

Использование частично многоразовых многоступенчатых средств выведения с возвращаемой первой ступенью на данном этапе развития является наиболее привлекательным. Первая ступень осуществляет основной разгон полезной нагрузки, и ее траектория полета выбирается так, чтобы температурные нагрузки на нее были умеренными, благодаря этому выполнение возвращаемой первой ступени является целесообразным. В качестве второй ступени в таком случае привлекательной является легкая одноразовая ракета космического назначения (РКН). Ярчайшим представителем данной категории систематизации является проект RASCAL.

Проект RASCAL состоит из двух основных ступеней [5]. В качестве первой ступени выступает самолет-разгонщик (типичный истребитель), в качестве силовой установки – использующий четыре ТРД F-100 с дополнительным впрыском воды с кислородом, который повышает высотность первой ступени. В качестве второй ступени используется двухступенчатая РКН, состоящая из гибридной и твердотопливной ступеней.

Разделение самолета-разгонщика с РКН происходит на высоте порядка 60...65 км, при этом скорость составляет порядка 2,3 М.

Основные характеристики проекта: общая масса – 46040 кг, масса второй ступени – 7257 кг и масса полезной нагрузки на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км составляет порядка 24 кг. Вторую ступень помещают внутри самолета-разгонщика.

В конце второго этапа для АКС, которая предназначена для вывода микроспутников на низкие околоземные орбиты различного наклона, определены:

- тип старта – горизонтальный;
- количество ступеней – две основные;
- степень многоразовости – возвращаемая первая ступень.

Третий этап

На завершающем этапе проводится подробный анализ прототипов из выбранной категории систематизации. В качестве проектных параметров АКС рассматриваются параметры орбиты, относительная масса полезной нагрузки, распределение масс по ступеням, параметры в точке разделения ступеней, тип силовой установки и применяемые топлива на каждой ступени, тип управления АКС, количество пусков в год.

Прототипом проектируемой АКС выбран проект RASCAL. Основными целями этого проекта было достижение таких показателей:

- масса полезного груза порядка 113,4 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км;
- стоимость выведения полезного груза порядка 11000 \$/кг или 750 тыс. дол. за полет.

При этом предполагалось, что массы ступеней будут соответствовать значениям, приведенным в табл. 1.

Однако с такими характеристиками система выводила только 24 кг на потребную орбиту. Для выведения 113,4 кг было предложено уменьшить сухую массу первой ступени, повысить удельный импульс второй ступени и добавить четвертую ступень, ко-

торая выводила бы полезный груз с промежуточной эллиптической орбиты 148x500 км на потребную орбиту. Распределение масс по ступеням после внедрения указанных мероприятий приведено в табл. 2.

Таблица 1

Массы ступеней проекта RASCAL

Ступень	Масса, кг	Относительная масса
3-я ступень	1492	-
2-я ступень	7258	0,206
АКС RASCAL	46040	0,158

Таблица 2

Массы ступеней проекта GT RASCAL

Ступень	Масса, кг	Относительная масса
3-я ступень	1247	-
2-я ступень	6473	0,193
АКС GT RASCAL	38350	0,169

В проекте GT RASCAL в самом оптимальном случае для получения стоимости 11000 \$/кг полезной нагрузки необходимо проводить в год 91 пуск на протяжении 20 лет.

В целом по рассмотренному проекту можно сделать такие выводы:

1. В отличие от большинства схожих проектов RASCAL использует один тип двигателя – турбореактивный, что является положительным отличием. Однако дополнительно необходимо наличие системы впрыска для каждого двигателя, запаса воды и кислорода. Система впрыска снижает надежность двигателя и соответственно ресурс работы, а использовать первую ступень предполагается 50 раз. Наличие кислорода на борту осложняет эксплуатацию.

2. При проектировании RASCAL считалось, что использование пилота снижает стоимость проектирования, разработки и испытания. Однако при окончательном выводе стоит обратить внимание на необходимость обучения каждого пилота, создания тренажеров, риск потери пилота при испытаниях и множество остальных факторов. Автоматическая система управления создается один раз и используется на всех аппаратах. Существует возможность модернизации ее отдельных составляющих.

3. От использования гибридной второй ступени можно получить больше проблем с эксплуатацией, чем выгоды.

Изучив статистику вывода микроспутников массой порядка 100 кг, считаем, что проектируемая АКС будет выводить полезный груз на солнечно-синхронные орбиты с высотами 400...600 км и соответствующими наклонениями.

Относительная масса полезной нагрузки является одним из наиболее важных параметров средства выведения. Так как средство выведения не только должно выводить с минимальными затратами полезную нагрузку, но и за время выполнения космической программы должно вывести наибольшее количество грузов на каждый килограмм собственной конструкции [6]. Для традиционных РН относительная масса полезной нагрузки составляет порядка 1...3% стартовой массы. Однако со снижением абсолютной массы полезной нагрузки относительная масса уменьшается. Для массы полезного груза ~100 кг относительная масса уменьшается на порядок.

Распределение масс по ступеням зависит в основном от параметров начала работы ступени, и для каждого конкретного случая необходима оптимизация. При оптимизации необходимо учитывать, что экономичность средства выведения при неизменной стартовой массе и количестве ступеней больше двух снижается, так как растет доля конструкции в общей массе средства выведения [6]. Однако при начальной оценке будем выбирать массу второй ступени из диапазона 15...25% стартовой массы.

Параметры в точке разделения ступеней выбираются исходя из возможности максимального использования окислителя из воздушного пространства, но так, чтобы не допустить предельного разогрева конструкции. Также необходимо учитывать то, на чем больше акцентируется внимание: либо на достижении максимальной скорости, либо, как у проекта RASCAL, на отделении при наименьших воздействиях. Однако при этом следует учитывать также особенности возврата и посадки первой ступени.

Тип силовой установки выбирают исходя из параметров полета ступеней. Первая

ступень функционирует начиная со старта, плотных слоев атмосферы и до больших скоростей. При этом наиболее экономичным типом двигателя является турбореактивный. Однако скорости более 3 М не позволяют использовать только такой тип двигателя. Для таких скоростей целесообразно использовать прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Что касается верхних ступеней, то их условия работы требуют наличия всех компонентов топлива на борту, поэтому целесообразно использование ракетных двигателей.

Приведем проектные параметры некоторых аналогов в табл. 3.

Учитывая грузопоток на указанные орбиты, время существования спутников на таких орбитах и необходимость снижения стоимости вывода килограмма полезной нагрузки, выбираем количество пусков в год 20...25.

В конце третьего этапа определены проектные параметры:

- диапазон орбит – 400...600 км;
- масса полезного груза – 100 кг;
- относительная масса полезного груза – 25...40%;
- распределение масс по ступеням – масса второй ступени – 15...25% стартовой массы, масса третьей ступени – 20...30% массы второй ступени, масса четвертой ступени – 30...42% массы третьей ступени;
- высота точки разделения первой и второй ступеней – 25...35 км;
- скорость в точке разделения первой и второй ступеней – 4...6 М;
- тип силовой установки первой ступени – ТРДД + ПВРД;
- тип силовой установки второй ступени РДТТ;
- тип управления – беспилотный;
- количество пусков в год – 20...25.

Таблица 3

Проектные параметры аналогов

	Относительная масса полезного груза, %	Распределение масс по ступеням	Параметры в точке разделения	Тип силовой установки
RASCAL	0,296	M3/M2 = 0,193 M2/M0 = 0,169	H ~ 67 км M ~ 3	1 – ТРД 2 – гибридная 3 – твердотопливная
ВКС «Спираль»	0,435	M3/M2 = 0,246 M2/M0 = 0,549	H ~ 28...30 км M ~ 6	1 – ТРД 2, 3 – жидкостная
L-1011+Pegasus XL	0,284	M4/M3 = 0,185 M3/M2 = 0,229 M2/M0 = 0,149	H ~ 12,2 км M ~ 0,8	1 – ТРД 2, 3, 4 – твердотопливная
Sänger	1,900	M2/M0 = 0,306	H ~ 35 км M ~ 6,6	1 – ТРД 2 – жидкостная
Микроспейс	0,133	M4/M3 = 0,416 M3/M2 = 0,313 M2/M0 = 0,220	H ~ 15 км M ~ 1,67	1 – ТРД 2, 3, 4 – твердотопливная

Результаты

В результате оценок, проведенных по данной методике, получен облик и основные характеристики АКС (рис. 2). АКС состоит из высотного гиперзвукового беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в качестве первой ступени и трехступенчатой ракеты космического назначения в качестве второй ступени.

БПЛА выполняется на базе силовой установки, состоящей из четырех существующих турбореактивных двухконтур-

ных двигателей АИ-222-25Ф и двух прямоточных воздушно-реактивных двигателей новой разработки. Двигатели komponуются в общей мотогондоле и имеют общее регулируемое воздухозаборное устройство. Компонентами топлива для обоих двигателей служат керосин из внутренних баков и воздух из атмосферы. БПЛА снабжен шасси для выполнения взлета и посадки на аэродром. Также у БПЛА имеется система крепления и отделения РКН. Так как отделение РКН осуществляется при больших скоростных напорах, целесообразно ис-

пользовать при этом направляющие, которые придерживают РКН до ухода на безопасное расстояние. Расположение РКН выбрано под фюзеляжем, что уменьшает усилия для разделения, однако усложняет расхождение БПЛА и РКН. Для управления в полете предусмотрены элевоны на задних кромках крыла, а также цельноповоротное хвостовое и вертикальное оперение. Кроме того, управление осуществляется поворотными соплами ТРД на участке их работы.

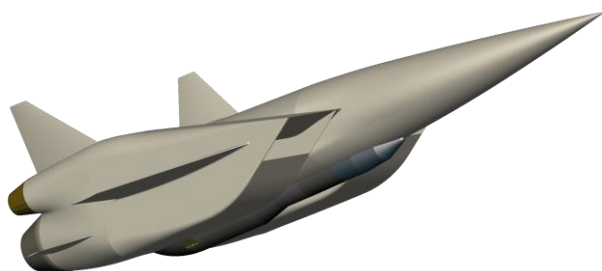


Рис. 2. Облик авиационно-космической системы

РКН выполнена трехступенчатой, так как в ее конструкции были использованы уже готовые двигатели, что снижает стоимость разработки. Также выполнение РКН трехступенчатой повышает энергетические возможности системы в целом. Все ступени РКН твердотопливные, и на каждом двигателе установлено поворотное устройство сопла для управления по рысканию и тангажу. Для управления по крену предусмотрены газореактивная система на второй и третьей ступенях и двигатель крена на первой ступени. Первая ступень оснащена стабилизаторами для стабилизации РКН во время отделения от БПЛА. При транспортировании РКН до точки отделения первая ступень прикрывается стекателем для улучшенного обтекания.

Характеристики описанной АКС представлены в табл. 4.

Таблица 4

Массы ступеней разрабатываемой АКС

Ступень	Масса, кг	Относительная масса
3-я ступень РКН	861	-
2-я ступень РКН	2074	0,415
РКН	7000	0,296
АКС	30000	0,233

Выводы

Была представлена методика выбора проектных параметров АКС. Данная методика позволяет в первом приближении оценить облик и характеристики средства выведения полезного груза на околоземную орбиту. В соответствии с методикой представлена АКС общей массой порядка 30000 кг, которая способна при взлете с типичного аэродрома выводить ~100 кг полезного груза на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км.

Список использованной литературы

1. Асин М.В., Смаль Ф.В., Чулков А.З. и др. Ракетные топлива / Под ред. Я.М. Паушкина, А.З. Чулкова. – М.: Мир, 1975. – 188 с.
2. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. – М.: Рестарт, 2009. – 520 с.
3. John R. Olds, John Bradford, Ashraf Charania et al. Hyperion: An SSTO Vision Vehicle Concept Utilizing Rocket-Based Combined Cycle Propulsion // AIAA 99-4944, November, 1999.
4. Skylon user's manual // Reaction Engines Limited. 2009. – 42 p.
5. David A. Young, John R. Olds Responsive Access Small Cargo Affordable Launch Independent Performance Evaluation // AIAA 2005-3241.
6. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебник для вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; Под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

Статья поступила 11.12.2013