

УДК 629.735

Адаптация аэрокосмической системы к выведению спутников на высокоэнергетические орбиты

Михалёв С.М.

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

e-mail: semyon.mikhalyov@tsagi.ru

Аннотация

Объектом исследования является многоразовая транспортная аэрокосмическая система (АКС) на базе двухфюзеляжного дозвукового самолета-носителя для выведения на околоземную орбиту различных полезных грузов.

Цель работы – определение возможности использования многоразовых аэрокосмических систем для выведения грузов на высокоэнергетические орбиты, в том числе в интересах ГЛОНАСС.

Метод и методология проведения работ основаны на теоретических и вычислительных работах, в том числе с использованием программ систем автоматизированного проектирования и вычислительной гидродинамики [1, 2].

В работе представлены:

- анализ основных параметров ГЛОНАСС как исходных данных для формирования облика аэрокосмической системы;
- формирование траектории многоразовой аэрокосмической системы (АКС) с возвратом к точке старта ее первых ступеней;

– оптимизация основных параметров АКС в задаче доставки на орбиту спутников ГЛОНАСС.

В работе выполнен анализ применения частично многоразовой аэрокосмической системы – максимально унифицированной модификации полностью многоразовой АКС – для выведения спутников на высокоэнергетические орбиты.

В целях увеличения энергетики РКС, потребной для доставки спутников ГЛОНАСС на круговую высокоэнергетическую орбиту предложен вариант АКС с одноразовой второй ракетной ступенью и космическим разгонным блоком на кислородно-водородном топливе (как и первые две ступени РКС). В результате проведенного анализа и формирования облика определены оптимальные траектории и тяговооруженности ступеней РКС и космического разгонного блока.

Ключевые слова: аэрокосмическая система, ГЛОНАСС, двухфюзеляжный самолет-носитель, ракетно-космическая система, формирование облика.

Введение

Во многих странах важным направлением реализации космической политики является обеспечение гарантированного выведения полезной нагрузки (ПН) на околоземную орбиту с наименьшими рисками и минимальными затратами. Для выведения ПН используются транспортные космические системы (ТКС) в различных вариантах и с разным количеством ступеней. Создание универсальной ТКС для выведения космических аппаратов (КА) требует от разработчиков дополнительных инвестиций, исследований и разработок, связанных не только с

двигательными установками (ДУ), используемыми на каждой ступени, входящей в состав транспортной системы, но и с технологиями различного назначения, предназначенными для обеспечения доставки ПН на околоземную орбиту.

В настоящее время реализация требования о многократном использовании ТКС (ступеней, ДУ, узлов управления и т.д.) при выведении ПН на околоземную орбиту является одновременно и ключевым, и критичным. От реализации принципа многоразовости зависит система старта ТКС (горизонтальная или вертикальная) [3], количество ступеней, количество двигателей, стоимость запуска, время полного жизненного цикла, время запуска, время подготовки к повторному запуску, объем обеспечивающей инфраструктуры, расходных материалов и ресурсов, количество людей, обеспечивающих запуск, число запусков, система посадки, автономность, стоимость выведения 1 кг ПН на орбиту и т.д.

По мнению зарубежных специалистов, «идеальная» многоразовая ТКС должна иметь одну ступень, одну двигательную установку, быть автономной, выполнять вертикальный либо горизонтальный пуск и посадку на аэродроме, имеющем стандартную взлетно-посадочную полосу, иметь минимальные затраты на техническое обслуживание и т.д. [4]. Определение требований к ТКС с учетом ее многократного использования позволило разработчикам систематизировать условия, необходимые для реализации задачи выведения ПН на околоземную орбиту. Однако, при одноступенчатом выведении требуется значительный запас бортового топлива, в результате чего создание таких аппаратов становится практически невозможным или имеется очень высокий риск неудачи.

В ЦАГИ в последние годы исследовались различные концепции аэрокосмических систем [5] и гиперзвуковых самолетов, предназначенных для доставки ПН и экипажей на низкую околоземную орбиту, а также пассажиров на межконтинентальные расстояния за минимальное время (рисунок 1). В результате этих исследований в качестве рациональной была выбрана трехступенчатая АКС на базе дозвукового двухфюзеляжного самолета-носителя (ДСН). Дозвуковой самолет, 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). Все ступени АКС – многоразовые.



Рисунок 1 – Полностью многоразовая АКС на базе двухфюзеляжного самолета-носителя (один из вариантов самолета-носителя)

С учетом рассмотренных в работе [6] компоновочных схем и решений были приняты тандемное соединение ракетных ступеней и вариант подвески РКС снизу под самолетом-носителем, а это, в свою очередь, приводит к двухфюзеляжной схеме ДСН. Подвеска РКС снизу значительно упрощает эксплуатацию и процесс посадки пассажиров и экипажа. Кроме того, при таком способе соединения повышается безопасность процесса отделения. Техническая реализуемость данной концепции

подготовлена имеющимся научно-техническим, экспериментальным и эксплуатационным заделом в авиации и космонавтике (системы выведения «Энергия–Буран» [7], Space Shuttle [8], проекты МАКС [9], МРКС-1 [10] и др.)

В данной работе рассмотрена возможность использования модификации такой АКС в интересах спутниковой системы ГЛОНАСС, в том числе для снижения затрат на ее эксплуатацию.

Анализ основных параметров ГЛОНАСС как исходных данных для формирования облика аэрокосмической системы

Штатная орбитальная группировка ГЛОНАСС состоит из 24 спутников, находящихся на средневысотных околокруговых орбитах с номинальными значениями: высоты – 19100 км, наклонения – $64,8^\circ$ и периода – 11 часов 15 минут 44 секунды (таблица 1 [11, 12]).

Таблица 1

Количество штатных КА	24
Высота орбиты	19 100 км
Количество плоскостей	3
Большая полуось	25 420 км
Период	11 часов 15 минут 44 с
Наклонение	$64,8^\circ$

Текущее состояние орбитальной группировки ГЛОНАСС

ГЛОНАСС-М (наименование опытно-конструкторской разработки: «Ураган-М») – аппарат второго поколения глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС), созданной в 1980-х годах по заказу Минобороны СССР (таблица 2). Разработчик и изготовитель – ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева (ИСС, г. Железногорск, Красноярский край).

От спутников первого поколения ГЛОНАСС-М отличает возросшая на 41% мощность и увеличенный на 3,5 года срок службы.

Спутники ГЛОНАСС-М выводятся на околоземную орбиту по одному ракетой-носителем (РН) «Союз-2.1б» (разработчик и изготовитель – Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара) с разгонным блоком «Фрегат» (НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки, Московская область) с блоками «Бриз-М» (ГКНПЦ) или ДМ (Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Московская область) с космодрома Байконура [13].

До 3 ноября 2018 г. было запущено 46 спутников, из них шесть были потеряны в результате аварийных пусков «Протона-М» (в 2010 и 2013 гг., по три спутника в каждом пуске). 46-й по счёту ГЛОНАСС-М был выведен на орбиту 17 июня 2018 года с космодрома Плесецк ракетой «Союз-2.1б» с разгонным блоком «Фрегат».

В настоящее время спутники ГЛОНАСС-М составляют основу орбитальной группировки системы ГЛОНАСС. На 2 ноября 2018 г. из 26 спутников системы, находящихся на орбите, 24 – ГЛОНАСС-М (из которых 23 используются по назначению, один находится на профилактике). У 14 из них превышен предельный срок существования.

В июле 2015 г. производство ГЛОНАСС-М завершено. В сентябре 2018 г. на предприятии ИСС находилось на хранении пять готовых спутников.

Впоследствии их заменят аппараты следующего поколения ГЛОНАСС-К (первые два спутника запущены в 2011 и 2014 гг.). Предполагается, что к 2020 году вся орбитальная группировка навигационной системы будет состоять из спутников ГЛОНАСС-К.

Таблица 2

Характеристики	ГЛОНАСС	ГЛОНАСС-М	ГЛОНАСС-К	ГЛОНАСС-К2
Годы развертывания	1982-2005	2003-2016	2011-2018	после 2017
Состояние	Выведен из эксплуатации	В эксплуатации	В разработке на основе проведенных лётных испытаний	В разработке
Используемые средства выведения		РН «Союз-2.1б», РН «Протон-М»		
Гарантированный срок активного существования, лет	3,5	7	10	10
Масса КА, кг	1500	1415	935	1600
Габариты КА, м		2,71x3,05x2,71	2,53x3,01x1,43	2,53x6,01x1,43
Энергопотребление, Вт		1400	1270	4370

КА типа ГЛОНАСС

Анализ приведенных данных вместе с учетом эксплуатационных задач, стоящих перед спутниковой группировкой ГЛОНАСС, указывает на необходимость совершенствования средств выведения спутников на достаточно высокие околоземные орбиты. В первую очередь, это касается таких параметров, как стоимость и надежность разового выведения. Важной потребностью также является гарантированное обеспечение бесперебойного функционирования спутниковой системы. Например, в условиях возможных отказов и неисправностей бортовой спутниковой аппаратуры необходимо обеспечивать быструю замену выбывшего спутника. Решение данной задачи требует развития средств выведения со сниженным временем подготовки к старту (быстрая реакция по требованию). Очевидно, что в перспективе может практиковаться инспекция спутников и ремонт на орбите, а также возврат спутников или их наиболее дорогостоящих элементов на землю. Все это может быть осуществлено только при наличии более дешевых и эффективных средств выведения по сравнению с теми, которые используются в настоящее время.

Формирование траектории многоцветной аэрокосмической системы (АКС) с возвратом к точке старта ее первых ступеней

На рисунке 2 на виде в плане изображена схема траектории АКС [6], обеспечивающая возврат к точке старта, как самолёта-носителя, так и первой ракетной ступени (её возвратный полёт осуществляется без использования топлива).

Траектория полёта состоит из четырёх основных участков:

– взлёт с аэродрома системы в сборе и полёт в сторону, противоположную направлению запуска РКС;

- манёвр АКС с разворотом по курсу на $\sim 180^\circ$ и полёт к точке старта РКС;
- старт РКС и выведение ВКС на орбиту (суборбиту) с использованием жидкостного ракетного двигателя (ЖРД);
- возвратный полёт ДСН и ГСР к точке старта;
- орбитальный (суборбитальный) полёт ВКС, спуск и планирование ВКС в атмосфере [6].

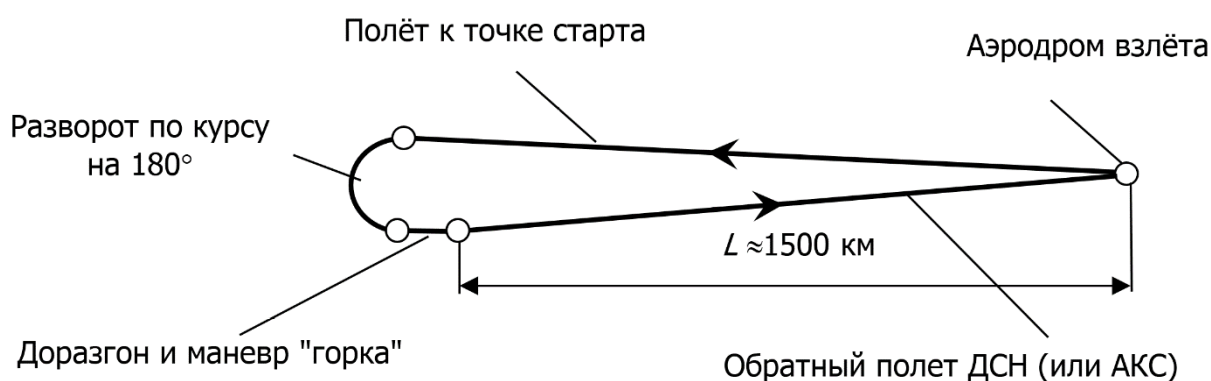


Рисунок 2 – Принятая схема полёта АКС в сборе и возвратного полёта ДСН и ГСР при запуске РКС на орбиту (в проекции на земную поверхность)

Частично многоразовая аэрокосмическая система для выведения спутников

ГЛОНАСС на высокую орбиту

Предварительные исследования АКС, показали, что ее энергетики недостаточно для выведения спутников ГЛОНАСС. В связи с этим было принято решение в рамках принятой концепции АКС перейти к ее частичной многоразовости (рисунок 3).

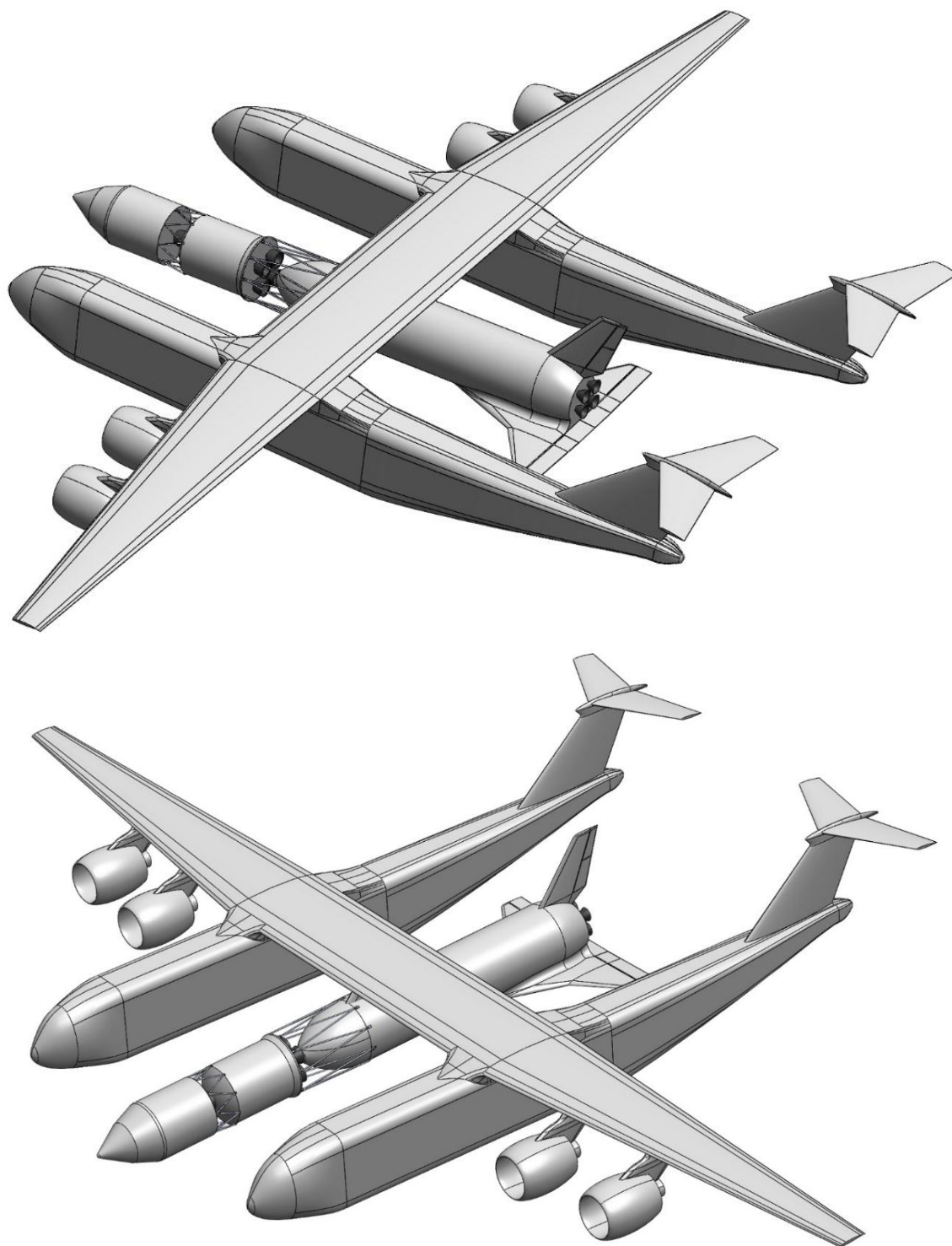


Рисунок 3 – Частично многоразовая АКС в сборе

Стартовая масса РКС по-прежнему остается равной 120 т, условия старта с ДСН, тип топлива и тяга двигателей ракетных ступеней такие же, как в работе [6]. Первая ракетная ступень остается прежней, а вторая ступень создается как одноразовая, что позволяет уменьшить ее собственную массу до 20,76 т и увеличить

массу ее ПН с $\sim 3,0$ т до 6,72 т. Скорость разделения ступеней – 3600 м/с, что обеспечивает возврат самолета-носителя и первой ракетной ступени к точке старта. Окончание активного участка второй ракетной ступени соответствует скорости 7827 м/с и углу наклона траектории $\sim 1,2^\circ$ (в абсолютной системе координат) на высоте 100 км. Такие параметры траектории обеспечивают падение отработавшей второй ступени вблизи антиподной точки. Таким образом, на континентальной части России падение отработавших ступеней АКС полностью отсутствует.

После отделения второй ступени стартует космический разгонный блок (КРБ) со спутником ГЛОНАСС, который находится внутри космической головной части. Таким образом, две ракетные ступени и КРБ по сути представляют собой трехступенчатую систему (рисунок 4).

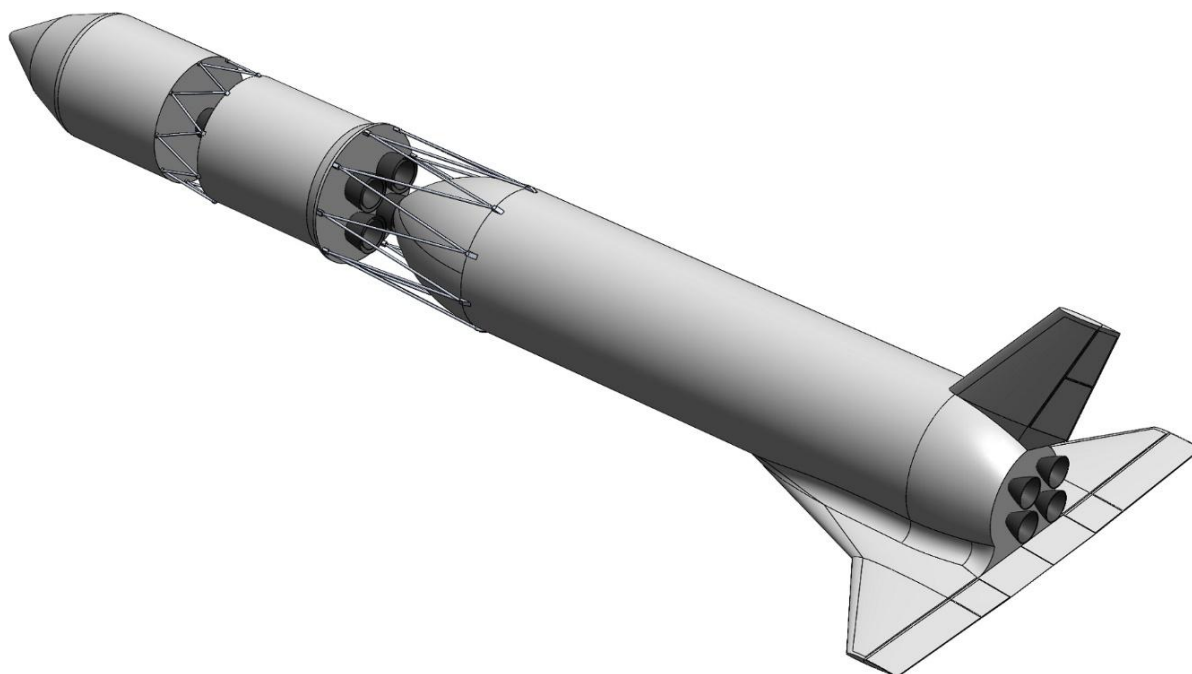


Рисунок 4 – Частично многоразовая РКС в сборе, предназначенная для выведения спутников ГЛОНАСС

Траектория выведения РКС

Расчет траекторий выведения РКС на низкую околоземную орбиту проводился на основе работ [6, 14 – 16]. Полагалось, что старт АКС будет осуществляться в районе космодрома Плесецк в восточном направлении с наклоном орбиты в конечной точке минус $64,8^\circ$. Так как в отличие от первоначального варианта АКС становится беспилотной, то максимально допустимая продольная перегрузка была увеличена до 4,0.

Время активного полета первых двух ракетных ступеней равно 630,1 с (~10 минут), дальность полета – 2345,6 км. Относительный запас топлива первой ступени (по отношению к стартовой массе) равен 62,62%, относительный запас топлива второй ступени – 61%. Траектория активного участка ракетных ступеней, соответствующая максимуму массы ПН, представлена на рисунках 5 – 9.

На рисунке 5 траектория показана в координатах "высота–скорость", там же представлено изменение текущей массы. Характерно, что в промежуточной точке высота полета ВКС достигает 111 км (т.е. выше конечной высоты).

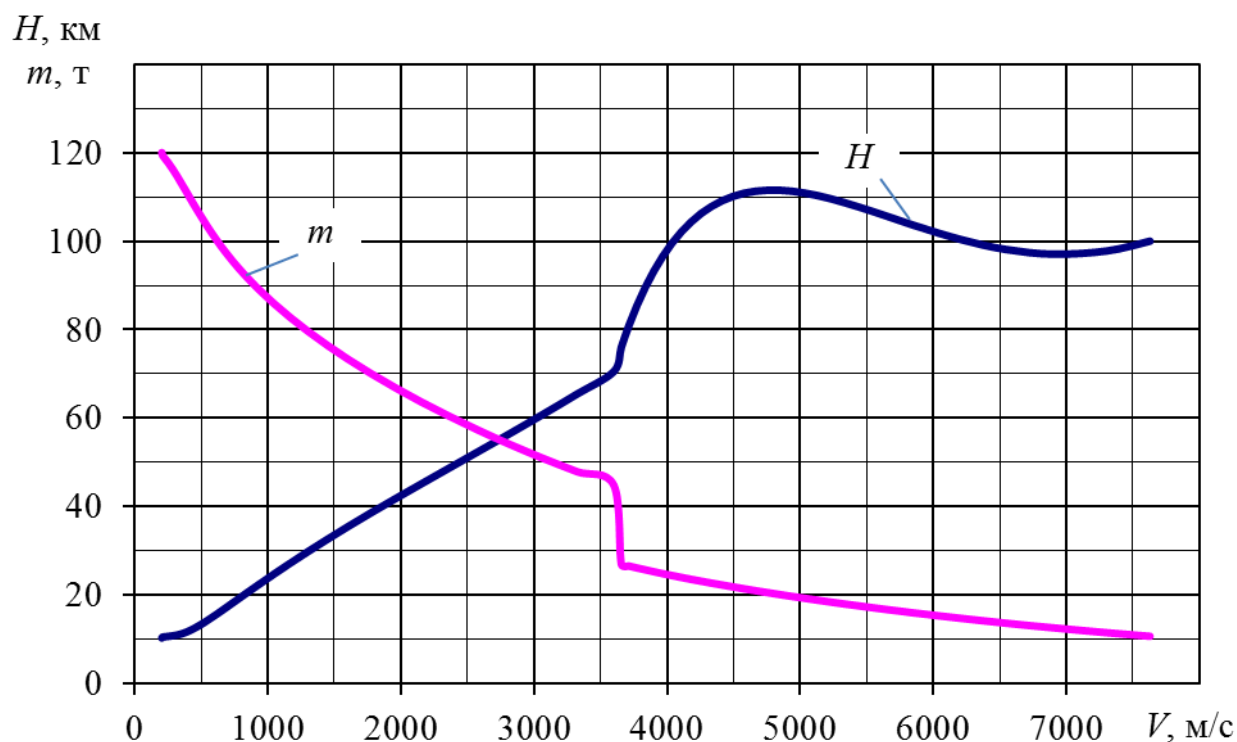


Рисунок 5 – Траектория разгона РКС в координатах "высота–скорость"; изменение массы по скорости

На рисунке 6 показано изменение во времени текущей массы и числа M полета. Так как тяга двигателей по траектории является максимальной и неизменной, то масса аппарата по времени изменяется линейно. В конечной точке активного участка масса аппарата равна 10,72 т. Суммарные аэродинамические потери характеристической скорости составляют 516,9 м/с, гравитационные потери – 530,9 м/с.

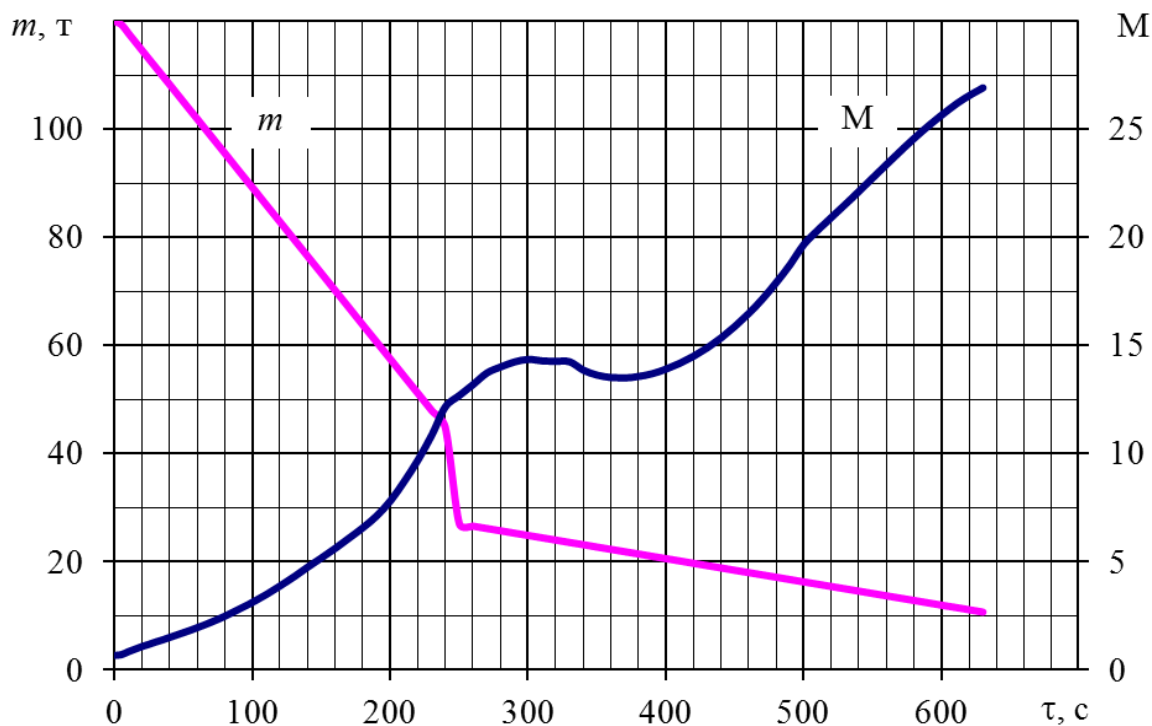


Рисунок 6 – Зависимости текущей массы и числа Маха от времени полета при выведении РКС

Траектория движения КРБ

Так как на обеих ракетных ступенях применено кислородно-водородное топливо, то применительно к КРБ также принят такой же тип топлива. Масса спутника ГЛОНАСС и его габариты (см. выше) являются исходными данными при формировании облика КРБ и РКС.

Известно, что в данном случае при выведении на круговую орбиту высотой 19 100 км оптимальным является двухимпульсный компланарный маневр [17 – 21]. Для перехода между круговыми орбитами требуется не меньше двух импульсов. В предложенной Гоманном в 1925 году [17] двухимпульсной программе управления импульсы прикладываются по касательной к начальной и конечной орбитам. Переходная траектория представляет собой полуэллипс Гоманна, перицентр

которого находится на начальной орбите, а апоцентр на конечной. В работе [22] доказана оптимальность такого маневра. В работе [23] выясняются требования к ориентации импульсов, сообщаемых в различных точках орбиты, при переходе между орбитами.

Первый импульс осуществляется сразу после старта КРБ, далее КРБ движется в пассивном полете по полуэллипсу Гоманна. Второй импульс осуществляется в апогее переходной орбите вблизи точки касания конечной круговой орбиты. Потребная величина первого импульса равна 2085 м/с, второго – 1439 м/с. Время полета по переходному эллипсу равно 2,78 часа, изменение аномалии на переходном эллипсе равно $176,9^\circ$. При удельном импульсе ЖРД КРБ 470 м/с потребный запас топлива на оба импульса составляет 0,5344 от стартовой массы КРБ.

В действительности тяга двигателей КРБ ограничена, и активные участки являются довольно продолжительными во времени. Кроме того, при формировании облика КРБ возникает задача определения его оптимальной тяговооруженности. Для решения этой задачи траектория первого активного участка КРБ интегрировалась численно. На втором активном участке полагалось импульсное приращение характеристической скорости. Оптимальная тяговооруженность КРБ определялась из условия минимума суммарной массы топлива и массы двигательной установки. При этом угол атаки (угол между вектором тяги и вектором скорости) задавался в классе констант и также оптимизировался по тому же критерию. Расчеты показали, что оптимальный угол атаки равен минус $2,29^\circ$, оптимальная тяговооруженность КРБ равна 0,16.

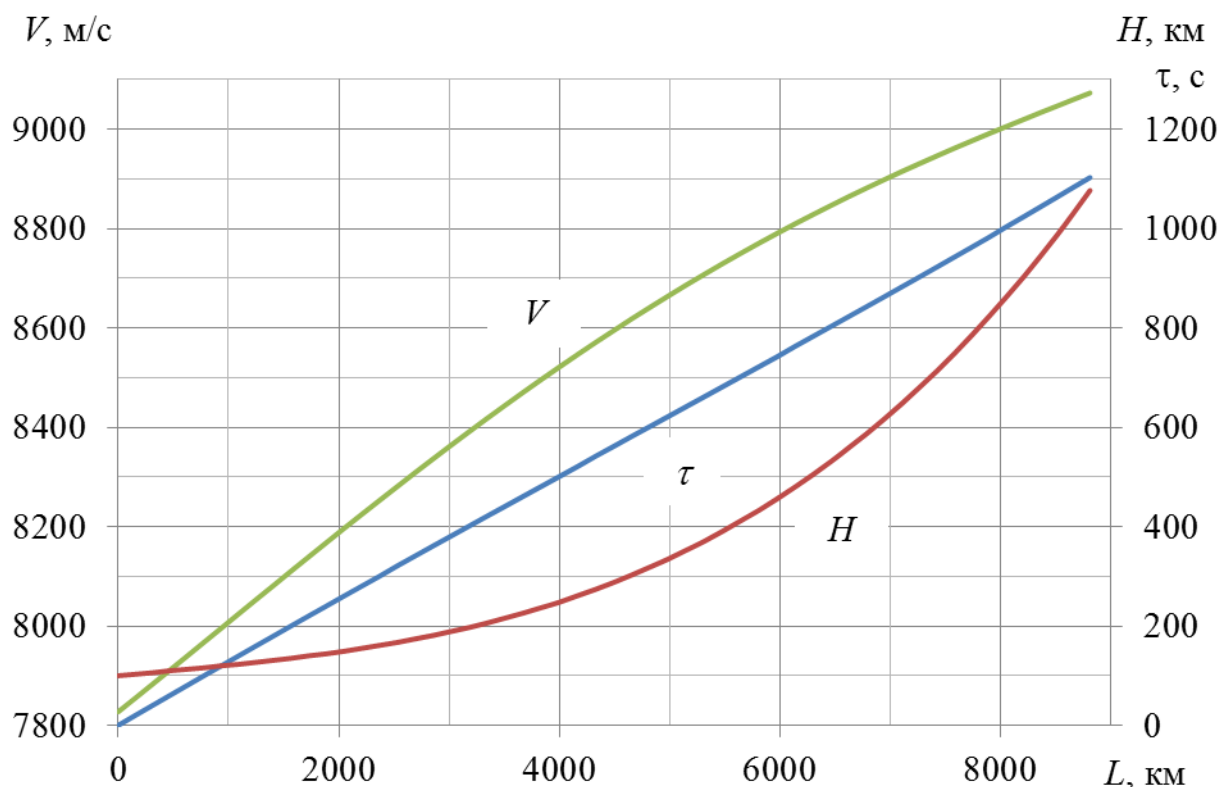


Рисунок 7 – Траектория движения КРБ на первом активном участке – изменение скорости, высоты и времени полета по дальности (в проекции на земную поверхность)

Траектория движения КРБ на первом активном участке, соответствующая оптимальным параметрам, приведена на рисунке 7. Продолжительность участка равна 1103 с, дальность полета – 8810 км. Все зависимости монотонные, причем время изменяется по дальности практически линейно. Скорость полета на этом участке увеличивается с 7827 до 9073 м/с; высота – от 100 до 1077 км. Угол наклона траектории увеличивается от $1,17^\circ$ до $14,93^\circ$. Гравитационные потери равны 922 м/с. Наклонение орбиты равно заданному (минус $64,8^\circ$).

При движении КРБ на активном участке текущие параметры переходного эллипса изменяются, но незначительно. Так эксцентриситет уменьшается от 0,595

до 0,58; параметр эллипса возрастает от 10314 км до 10693 км. А вот положение перигея изменяется более существенно. Так, высота перигея увеличивается от 96,4 км до 396,6 км; широта перигея – от 58,4° до 26,2°; долгота – от 76,7° до 113,2°. Истинная аномалия по траектории увеличивается от 3,13° до 41,3°. Продолжительность пассивного полета по переходному эллипсу составляет 2,68 часа; скорость полета в апогее – 2563,2 м/с. Потребное приращение характеристической скорости во втором импульсе равно 1392,8 м/с.

Масса топлива, расходуемого на первом активном участке равна 2,524 т; всего при выведении КРБ (с учетом второго импульса) расходуется 3,62 т, что составляет 0,5384 от стартовой массы КРБ.

Расчетные весовые характеристики ступеней РКС и КРБ представлены в таблицах 3 – 6.

Таблица 3

Фюзеляж	5302
Крыло	1416
Балансировочный щиток	84
Вертикальное оперение	300
Шасси	671
<hr/>	
Планер (итого)	7773
Соединительная ферма	360
Оборудование	1678
Реактивная система управления (с топливом)	168
Двигательная установка	5960
Резерв сухой массы	839
<hr/>	
Сухая масса (итого)	16777
Невырабатываемые остатки топлива	301
Резерв топлива	301
<hr/>	
Конечная масса (итого)	17378
Рабочее топливо	75140
<hr/>	
Стартовая масса (итого)	92518

Весовая сводка ГСР, кг

Оптимальная тяговооруженность РКС в данном случае равна 1,242, относительный запас топлива первой ступени – 0,626. Тяговооруженность второй ступени (с КРБ) равна 0,735; потребный запас топлива – 0,61; объем топлива равен 47,2 м³. Стартовая масса ракетного блока второй ступени РКС практически не изменилась, однако за счет уменьшения массы ракетного блока первой ступени масса КРБ с полезным грузом стала равной 6723 кг (см. таблицу 5), что существенно больше массы ПН в исходном варианте АКС. В итоге масса выводимого полезного груза равна 2153 кг.

В таблице 6 приведена весовая сводка системы по ступеням.

Таблица 4

Корпус (топливные отсеки)	2535
Двигательная установка ЖРД	808
Оборудование (общее)	334
Резерв сухой массы	184
Сухая масса (итого)	3861
Невырабатываемые остатки топлива	67
Резерв топлива	67
Конечная масса (итого)	3995
Рабочее топливо	16763
Стартовая масса без КРБ (итого)	20758

Весовая сводка второй ракетной ступени, кг

Таблица 5

Корпус (топливные отсеки)	547,3
Двигательная установка ЖРД	43
Оборудование (общее)	59
Резерв сухой массы	32,5
Сухая масса (итого)	681,8
Невырабатываемые остатки топлива	14,5
Резерв топлива	14,5
Рабочее топливо	3619,6
Стартовая масса КРБ без ПН (итого)	4330,4
Обтекатель ПН	240
ПН – спутник ГЛОНАСС	2153
Стартовая масса КРБ + ПН (итого)	6723,4

Весовая сводка КРБ в сборе, кг

Таблица 6

Ракетный блок 1-й ступени	92518,5
Ракетный блок 2-й ступени	20758,1
Космический блок + спутник	6723,4
Стартовая масса системы (итого)	120000,0

Весовая сводка РКС и КРБ в сборе, кг

Таким образом, можно заключить, что в варианте частично многоразовой системы и с использованием водородных технологий предлагаемая АКС способна обеспечить обслуживание ГЛОНАСС.

Заключение

Проведена оценка возможности использования частично многоразовой аэрокосмической системы в интересах спутниковой системы ГЛОНАСС. При этом в качестве исходного варианта была выбрана полностью многоразовая АКС на базе двухфюзеляжного самолета-носителя, предназначенная для доставки грузов и экипажей на низкую околоземную орбиту.

Сформирована траектория движения АКС, обеспечивающая возврат дозвукового самолета носителя и первой ракетной ступени к точке старта. Способ запуска РКС заключается в использовании предварительного полета АКС на расстояние ~1500 км в сторону, противоположную запуску.

В целях увеличения энергетики РКС, потребной для доставки спутников ГЛОНАСС на круговую орбиту высотой 19,1 тыс. км предложен вариант АКС с одноразовой второй ракетной ступенью и космическим разгонным блоком на кислородно-водородном топливе (как и первые две ступени РКС). В процессе формирования облика определены оптимальные тяговооруженности ступеней РКС и космического разгонного блока – 1,242; 0,735 и 0,16. Разделение первой и второй ступеней происходит при скорости 3600 м/с на высоте 70,5 км. Отделение КРБ происходит на высоте 100 км с углом наклона траектории 1,2°. Оптимальный угол атаки при разгоне КРБ равен минус 2,3°.

Показано, что применение АКС с многоразовой первой ракетной ступенью, в том числе для задач обслуживания ГЛОНАСС, обеспечивает отсутствие полей падения отработанных ступеней на континентальную территорию России, за исключением ракетного блока второй ступени, падающего в антиподную точку Земли.

Библиографический список

1. Михалёв С.М. Разработка методики формирования облика и оптимизация параметров полностью многоразовой ракетно-космической системы выведения на орбиту // Материалы V Международного межотраслевого молодёжного научно-технического форума "Молодёжь и будущее авиации и космонавтики", Москва, 2013, С. 251 - 252.
2. Бузулук В.И., Михалёв С.М. Оптимизация параметров аэрокосмической системы с помощью CFD-моделирования // Инженерный журнал: наука и инновация. 2017. № 9. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-9-1668>.
3. Shkadov L., Denisov V., Lazarev V., Plokhikh V., Buzuluk V., Volodin S., Chervonenko K., Skipenko V. The comparative analysis of various aerospace system concepts // Acta Astronautica, 1995, vol. 35 (1), pp. 47 - 54.
4. Stanley D.O., Englund W.C., Lepsch R.A., McMillin M., Wurster K.E., Powell R. W., Guinta T., Unal R. Rocket-Powered Single-Stage Vehicle Configuration Selection and Design // Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, vol. 31, no. 5, pp. 792 - 798.
5. Михалев С.М. Аэрокосмическая система для межконтинентальных перелетов // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57773>

6. Бузулук В.И., Михалёв С.М. Полностью многоразовая аэрокосмическая система на базе дозвукового самолета-носителя с возвратом первых к точке старта // Авиакосмическая техника и технология. 2018. № 1 – 2. С. 3 - 12.
7. Лозино-Лозинский Г.Е. Полет «Бурана» // Материалы XIX Гагаринских научных чтений - 1989. - М.: Наука, 1990. С. 6 - 21.
8. Space Shuttle News Reference Manual, 1988, available at: <http://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/stsref-toc.html>
9. МАКС. Состояние разработки, научно-технический задел. Энциклопедия «Буран». URL: <http://buran.ru/htm/makszad.htm>
10. Кузин А.И., Вахниченко В.В., Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Горбатенко В.В., Ромашкин А.М., Бузулук В.И., Плохих В.П., Ковалев И.Е., Цыплаков В.В., Кондратов А.А. Многоразовая ракетно-космическая система. Ближайшие перспективы разработки и лётно-экспериментальной отработки // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 2. С. 9 - 18.
11. О системе ГЛОНАСС. Информационно-аналитического центра координатно-временного и навигационного обеспечения. URL: <http://glonass-iac.ru/guide/gnss/glonass.php>
12. Можаяев Г.В. Проблемы оптимизации движения спутниковых систем: состояние исследований и перспективы // Труды МАИ. 2009. № 34. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=8227>
13. Курсков Е. 3 ноября с космодрома Плесецк был произведен запуск ракеты-носителя «Союз-2.1б» с разгонным блоком «Фрегат» и навигационным спутником «Глонасс-М». ТАСС, 30 ноября 2018. URL: <http://tass.ru/info/5754908>

14. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. – М.: ЦАГИ, 2008. - 476 с.
15. Соколов Н.Л. Анализ комбинированных способов формирования орбит искусственного спутника планет // Труды МАИ. 2016. № 87. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=69701>
16. Соколов Н.Л. Метод расчета приближенно-оптимальных траекторий движения космического аппарата на активных участках выведения на спутниковые орбиты // Труды МАИ. 2014. № 75. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49689>
17. Hohmann W. Die Erreichbarkeit der Himmelskorper. Untersuchungen uber das Raumfahrtproblem. Oldenbourg, Munchen, 1925, 122 p.
18. Ting L. Optimum orbital transfer by impulses // ARS Journal, 1960, vol. 30, no 11, pp. 1013 - 1018.
19. Ting L. Optimum orbital transfer by several impulses // Acta Astronautica, 1960, vol. 6, no 5, pp. 256 - 266.
20. Lawden D.F. Optimal Trajectories for Space Navigation. London, Butterworths, 1963, 126 p.
21. Bender D.F. Optimum coplanar two-impulse transfers between elliptic orbits // Aerospace Engineering, 1962, no. 21, pp. 44 – 52.
22. Eckel K. Optimum transfer in a central force field with n impulses // Acta Astronautica, 1982, vol. 9, no. 3, pp. 139 – 146.
23. Marchal C. Transferts optimaux entre orbites elliptiques coplanaires (duree indifferente) // Acta Astronautica, 1965, vol. 11, no. 6, pp. 432 - 445.