

УДК 629.78

Д.С. КАЛИНИЧЕНКО, А.В. АКСЁНЕНКО, А.Э. КАШАНОВ,
Н.В. ПОЛУЯН, В.Е. ТАРАСОВ

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ТРАНСПОРТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Предложена транспортно-космическая система для вывода микроспутников на низкие околоземные орбиты с аэродромной полосы, которая состоит из многоразового гиперзвукового беспилотного летательного аппарата и одноразовой ракеты космического назначения. Проведен анализ существующих разработок. Рассмотрены различные компоновочные схемы, схемы расположения ракеты космического назначения относительно планера и силовые установки для возвращаемого беспилотного аппарата и проведен их анализ. Представлена схема вывода полезного груза с помощью транспортно-космической системы.

Ключевые слова: транспортно-космическая система, комбинированная силовая установка, гиперзвуковой беспилотный летательный аппарат.

Введение

С каждым годом в мире растет разработка нано и микроспутников. Вследствие этого возникает необходимость вывода космических аппаратов (КА) такого класса на заданные, в том числе солнечно-синхронные орбиты.

Запуски микроспутников на сегодняшний день осуществляются существующими ракетами-носителями среднего ($M=200-500$ т) и легкого класса (до 200 т) в основном в виде дополнительной полезной нагрузки или групповым методом [1]. Такие методы запусков имеют ряд недостатков, а именно - существенное ограничение по параметрам орбиты для дополнительной полезной нагрузки, определяемое параметрами орбиты основного КА, а также длительный срок ожидания запуска (до 18-24 месяцев), что превышает срок создания микроспутников (9...12 месяцев).

Существенным фактором также является высокая удельная стоимость доставки 1 кг полезного груза на орбиту с помощью одноразовой ракеты-носителя [2]. Кроме того для осуществления запуска с помощью ракеты-носителя необходимо наличие космодрома с немалой зоной отчуждения для падения отделяемых частей РН, что не удовлетворяет большинство стран, особенно тех, которые расположены в густонаселенных районах.

Таким образом, решение вопроса по выводу нано и микроспутников заключается в поиске новых схем доставки КА. Одной из таких схем является частично многоразовая аэрокосмическая система (АКС), состоящая из возвращаемой первой ступени и одноразовой второй. В качестве первой ступени АКС могут использоваться дозвуковые транспорт-

ные самолеты, сверхзвуковые истребители или бомбардировщики и гиперзвуковые самолеты-разгонщики. В качестве второй ступени используются ракеты космического назначения (РКН), ракетные блоки и орбитальные самолеты.

Анализ существующих разработок

С 1990 года в США успешно эксплуатируется АКС «Пегас», которая включает в себя доработанный стратегический бомбардировщик В-52 и расположенную под крылом крылатую трехступенчатую РКН [3, с. 488]. В этой АКС разделение ступеней осуществляется на высоте 12,2 км со скоростью 0,8М. РКН способна доставлять полезный груз весом 350 кг на низкие орбиты. Недостатком данной схемы выведения является значительная стоимость вывода 1 кг полезного груза на космическую орбиту, которая превышает стоимость вывода с помощью одноразовой ракеты-носителя.

Известны проекты «Воздушный старт» и «МАКС» [3, с. 491-494]. В проекте АКС «Воздушный старт» используется доработанный транспортный самолет АН-124 и расположенная внутри фюзеляжа двухступенчатая РКН «Полет». В проекте «МАКС» используется доработанный транспортный самолет АН-225 и расположенный над фюзеляжем многоразовый орбитальный самолет с одноразовым внешним топливным баком. Недостатком таких схем является необходимость значительной доработки самолета-носителя, а также незначительные прибавки скорости и высоты к стартовым характеристикам второй ступени.

Существуют также проекты, где используются сверхзвуковые самолеты-разгонщики, которые дают

большую прибавку к скорости и высоте, это «Бурлак» и «Ишим» [3, с. 496-497]. В проекте «Бурлак» используется сверхзвуковой стратегический ракетно-носец Ту-160 и прикрепленная снизу двухступенчатая РКН «Бурлак». Разделение ступеней происходит на высоте до 14 км при скорости полета 500 м/с. На низкую орбиту данная АКС способна выводить 1.1 т. полезного груза. В проекте «Ишим» используется истребитель-перехватчик МиГ-31 и трехступенчатая РКН, которая способна выводить полезный груз весом до 200 кг на низкие орбиты.

Недостатком обоих схем является необходимость доработки конструкции и аэродинамической компоновки самолета.

Также были разработаны проекты, использующие для разгона гиперзвуковые самолеты-разгонщики (ГСР), а для продолжения полета орбитальные самолеты. Это проекты «Спираль», «Зенгер» и «МИГАКС».

Проект «Спираль» состоит из возвращаемого ГСР и расположенного сверху одноразового ракетного ускорителя и орбитального самолета. Разделение ГСР и ракетного блока происходит на высоте 30 км при скорости 6М. Стартовая масса АКС «Спираль» составляет 115 т.

Проект «Зенгер» состоит из возвращаемого ГСР и расположенного сверху орбитального самолета, взлетная масса составляет 366 т. Разделение ступеней производится на высоте 35 км со скоростью 6,6М.

Проект «МИГАКС» выполнен на основе ГСР и расположенного сверху орбитального самолета, взлетная масса 420 т. Разделение ступеней происходит на высоте 30 км при скорости 6М. АКС обеспечивает вывод на переходную орбиту 12.7 т. полезного груза.

Основным недостатком при использовании указанных АКС для вывода микроспутников на орбиту является значительный стартовый вес (вес полезного груза), а также значительная стоимость создания и эксплуатации орбитальных самолетов.

Постановка задачи

Будем рассматривать средство для выведения микроспутников на низкие околоземные орбиты с аэродромной полосы.

В качестве перспективного средства выведения представляет интерес разработанная авторами схема транспортно-космической системы (ТКС) состоящей из многоразового высотного гиперзвукового беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с одноразовой РКН.

Применение высотного беспилотного гиперзвукового летательного аппарата позволяет умень-

шить стоимость выведения КА, в первую очередь, за счет исключения пилота из состава ТКС, систем необходимых для его жизнеобеспечения, а также снижения затрат на его подготовку. Отделение РКН осуществляется на скоростях порядка 4...6 Махов и высотах порядка 25...30 км под углом бросания 40...50°.

Решение задачи

На проектном этапе решается задача выбора силовой установки для гиперзвукового БПЛА. Силовая установка должна быть работоспособной исходя из условий всех этапов эксплуатации (руление по воздушно-посадочной полосе (ВПП), старт с ВПП, разгон, возврат на аэродром базирования и посадка на ВПП) и обеспечивать максимальную тяговооруженность при минимальном расходе топлива.

Рассмотрим для предварительного проектного анализа облика БПЛА несколько типов двигателей: газотурбинный, воздушно-реактивный, жидкостной ракетный двигатель.

Из газотурбинных двигателей наиболее подходящим является турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой (ТРДДФ). Такой тип двигателей используется на сверхзвуковых самолетах с максимальными характеристиками скоростью 3 Маха и высотой до 20 км. В Украине двигатели такого класса проектируются ГП «КБ «Прогресс» им. Ивченко» и производятся АО «Мотор Сич».

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) эффективно работает при определенном скоростном напоре не менее 2000 кгс/м². На борту БПЛА размещается горючее, а окислитель берется из окружающей среды, вследствие чего такой тип двигателя пригоден до высот 40 км.

Жидкостной ракетный двигатель (ЖРД) позволяет получить большую тягу двигателя при большом удельном расходе топлива. На борту БПЛА необходимо размещать окислитель и горючее, что делает двигатель независимым от условий полета, но увеличивает вес БПЛА. Целесообразно использовать ракетный двигатель, в тех случаях, когда необходима большая тяга при малом времени работы двигателя, при вертикальном старте БПЛА с ракетными двигателями.

Проанализировав указанные типы двигателей, приходим к выводу, что с одним типом двигателя выполнить БПЛА достаточно проблематично. Однако возможно использовать комбинацию типов двигателей для работы каждого на оптимальном для него участке.

Таковыми комбинациями могут быть:

- ТРДДФ+ПВРД;
- ТРДДФ+ЖРД.

Одной из наиболее важных задач рассматриваемых на первоначальном этапе является выбор расположения РКН относительно планера БПЛА. Возможно расположение РКН под планером, над планером и внутри планера БПЛА.

При расположении РКН сверху планера БПЛА необходимо прилагать значительные усилия для подъема РКН при разделении, однако расположение сверху освобождает нижнюю часть фюзеляжа для расположения воздухозаборных устройств, а также облегчает процесс расхождения РКН и БПЛА после отделения. Подробное описание способов осуществления и недостатков старта сверху планера БПЛА выполнено в [4].

При расположении РКН снизу планера БПЛА усилия для разделения РКН и БПЛА будут меньшими, однако существует проблема несоударения РКН с БПЛА после разделения.

При расположении РКН внутри планера требуется достаточно большой объем внутреннего пространства и возникают вопросы с направлением разделения. Некоторые особенности старта из планера описаны в [5].

Для дальнейших проработок был выбран вариант утопленного расположения РКН под планером БПЛА. На стадии проектных оценок рассмотрены два основных варианта схем ТКС.

Первый вариант. Схема на базе двух ТРДДФ и одного четырехкамерного ЖРД (рис. 1). Планер (1) выполнен по нормальной аэродинамической схеме с передним оперением для улучшенной стабилизации и управляемости и двумя килями. Под консолями крыла имеются два плоских воздухозаборных устройства для обеспечения расчетной работы ТРДДФ (2). В нижней части фюзеляжа выполнена ниша для размещения РКН (4). Расчеты проведенные для данного варианта показали возможность вывода полезного груза (ПГ) весом 40 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км.

Схема полета ТКС представлена на рис. 2. Горизонтальный взлет на турбореактивных двигателях и достижение высоты порядка 12 км, затем отделяется стекатель БПЛА и запускается ЖРД, который доразгоняет ТКС до высоты порядка 30 км и скорости порядка 4...6 М. Доразгон ТКС осуществляется при перекрытых каналах воздухозаборных устройств. Отделение РКН осуществляется при достижении угла бросания порядка 40-50°. После чего происходит раскрытие стабилизаторов, отделение стекателя РКН и запуск маршевого двигателя 1 ступени. Далее полет происходит по традиционным схемам вывода ПГ на орбиту. БПЛА после отделения РКН делает маневр «уклона» в плоскости ры-

кания и продолжает полет при выключенных двигателях спускаясь до высоты порядка 18 км за счет приобретенной кинетической энергии. На этой высоте происходит разворот БПЛА и полет в зону старта. На высоте порядка 12...16 км включаются ТРДДФ, на которых происходит посадка БПЛА.

РКН для этой схемы состоит из трех ступеней с твердотопливными двигателями. Для управления РКН в полете по каналам рыскания и тангажа двигатели оснащены поворотными соплами. Для управления по каналу крена первая ступень оснащена двигателем крена, а вторая и третья оснащены системой управления ориентацией и стабилизацией.

Второй вариант. Схема на базе двух ТРДДФ и одного прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) (рис. 3). Планер БПЛА (1) также выполнен по нормальной аэродинамической схеме с передним оперением и двумя килями и включает в себя два плоских воздухозаборных устройства. Подача воздуха к двум ТРДДФ (2) ведется по прямым каналам воздухозаборного устройства затем при переходе на режим работы ПВРД (3) заслонка, установленная за горлом воздухозаборного устройства, перекрывает прямой канал, и воздух из двух каналов попадает в один ПВРД. В нижней части фюзеляжа имеется ниша, в которой крепится РКН (4). Расчеты, проведенные для данного варианта, показали возможность вывода ПГ весом 40 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км.

Дополнительно к двум основным вариантам рассматривался вариант использования двух ПВРД меньшей тяги (рис. 4).

РКН для этих вариантов ТКС также состоит из трех ступеней с твердотопливными двигателями серийного изготовления.

Схема полета аналогична первому варианту. Горизонтальный взлет на турбореактивных двигателях и достижение скоростного напора необходимого для запуска ПВРД. Осуществляется запуск ПВРД, который доразгоняет ТКС до скорости порядка 4 М на высоту порядка 25 км. Отделение РКН осуществляется при достижении угла бросания порядка 40-50°. После чего происходит раскрытие стабилизаторов, отделение стекателя РКН и запуск маршевого двигателя 1 ступени. Далее полет происходит аналогично варианту с ЖРД.

Преимущества и недостатки каждого варианта приведены в табл. 1.

Выводы

Проведенный авторами комплекс научно – исследовательских работ по поиску оптимального варианта средства выведения на заданные орбиты нано и микроспутников позволяет сделать следующие выводы:

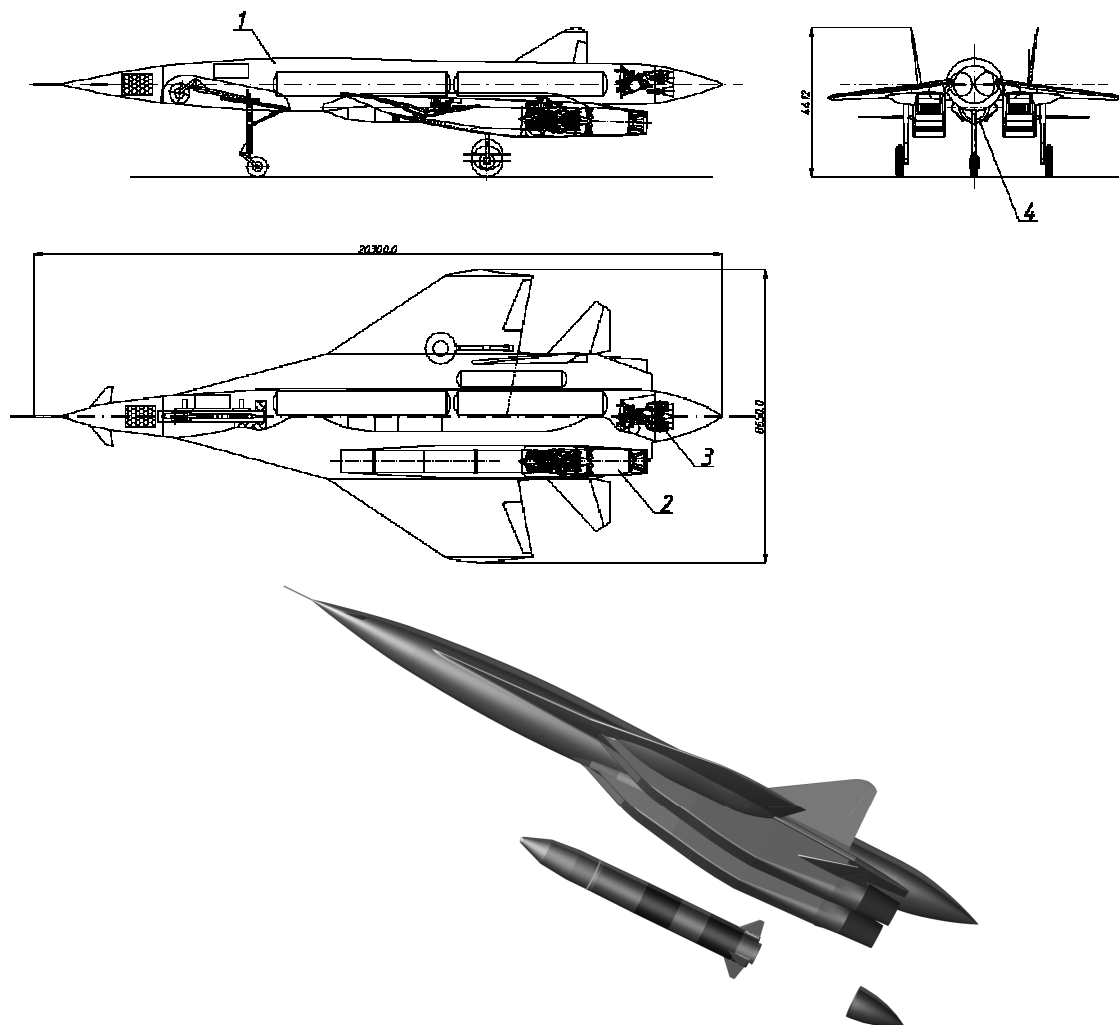


Рис. 1. Компонентная схема и общий вид ТКС (ТРДДФ+ЖРД)

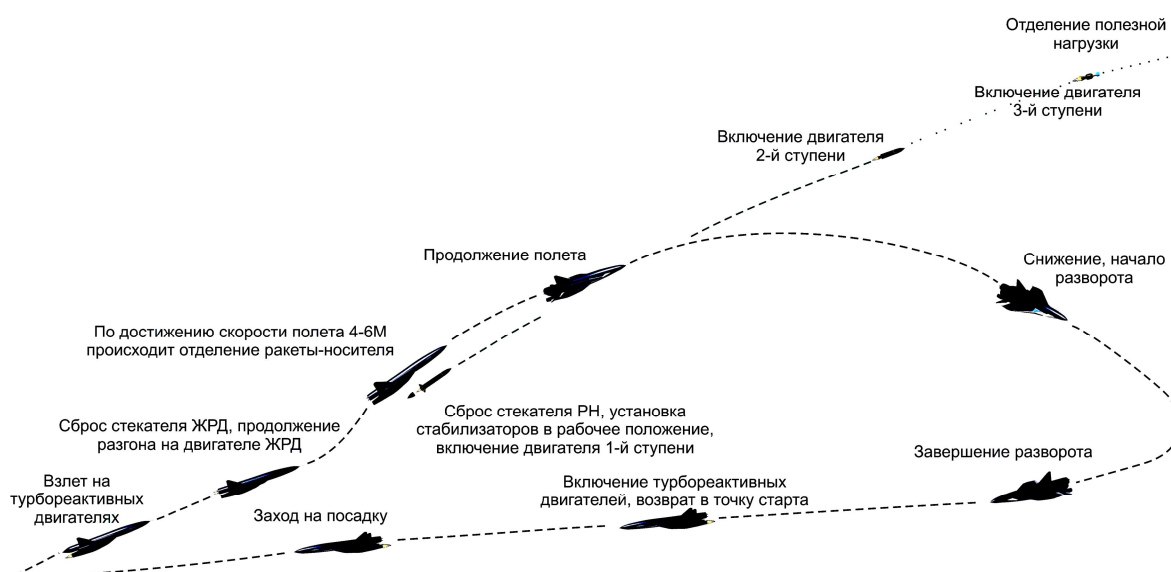


Рис. 2. Схема вывода ПГ на орбиту

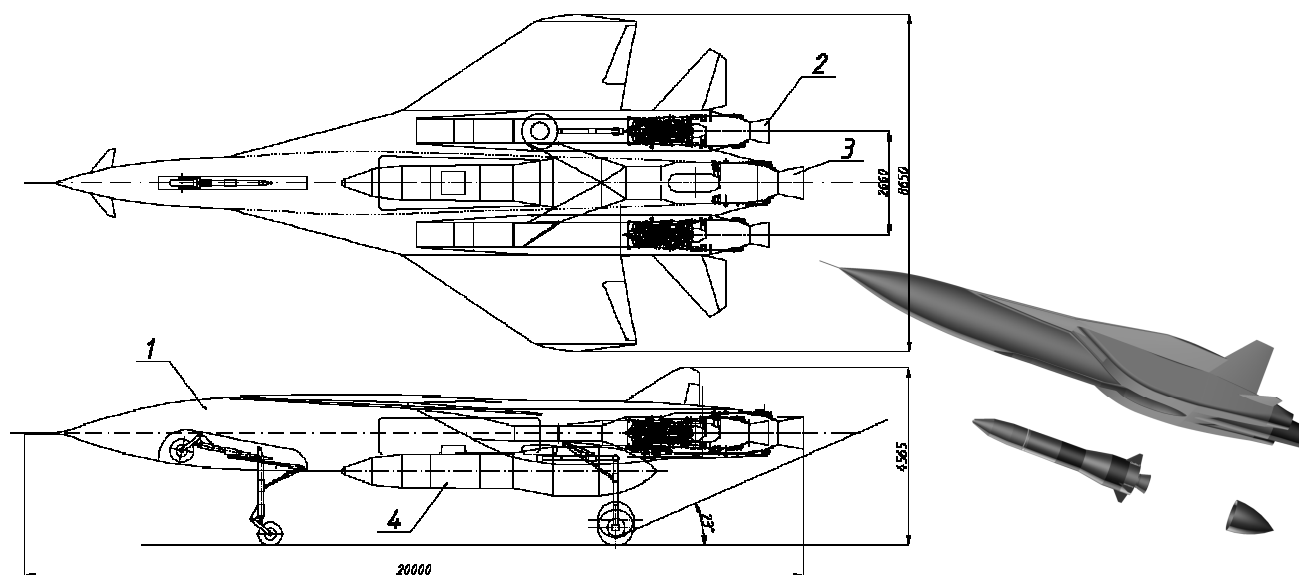


Рис. 3. Компоновочная схема и общий вид ТКС (ТРДДФ+1 ПВРД)

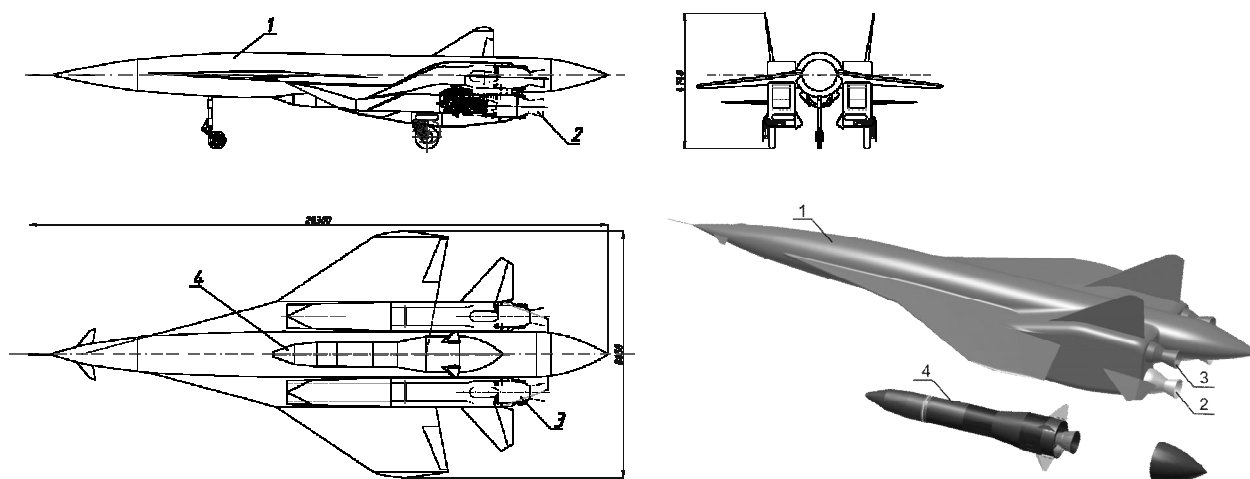


Рис. 4. Компоновочная схема и общий вид ТКС (ТРДДФ+2 ПВРД)

Таблица 1

Сравнение вариантов

	ТКС ТРДДФ+ЖРД	ТКС ТРДДФ + 1 ПВРД	ТКС ТРДДФ +2 ПВРД
Работа двигателей	Независимая	Зависимая (так как общий воздухозаборник)	Зависимая (так как общий воздухозаборник)
Пассивный вес неработающего двигателя	Вес всей двигательной установки	Вес двигателя	Вес двигателя
Запасы окислителя на борту	Превышающие запасы топлива	Отсутствуют	Отсутствуют
Средний удельный импульс	Низкий	Значительный	Значительный
Простота компоновки	Простая	Умеренная	Усложненная
Конфигурация воздухозаборника	Простая, общеизвестная	Сложная, комбинированная	Усложненная, комбинированная
Готовность двигателей	Наличие готовых образцов	Необходимо создание ПВРД	Необходимо создание ПВРД

1. В условиях отсутствия возможности создания на территории страны космодрома вариант запуска КА с помощью ТКС является наиболее оптимальным и экономически целесообразным для разработки.

2. При проектной оценке вариантов ТКС наиболее приемлемым решением является использование силовой установки с ТРДДФ и одним ПВРД.

3. Дальнейшим направлением научных исследований должна стать оптимизация параметров выбранного варианта транспортно-космической системы.

Литература

1. Овчинников, М.Ю. "Малыши" завоевывают мир [Текст] / М.Ю. Овчинников // Сборник научно-популярных статей – победителей конкурса РФФИ 2007 года / Рос. фонд фундамент. исслед.; под ред. В. И. Конова. – М., 2008. – №11. – С. 17 – 29.

2. Матюшенко, И.Ю. Инновационный механизм развития ракетно-космического комплекса Украины в условиях глобального экономического кризиса [Текст] / И.Ю. Матюшенко, И.В. Макеева // Бизнес Информ. – 2009. – № 10. – С. 40 – 52.

3. Кобелев, В.Н. Средства выведения космических аппаратов [Текст] / В.Н. Кобелев, А.Г. Милованов. – Москва: «РЕСТАРТ», 2009. – 520 с.

4. Кузякин, Ю.П. Воздушный старт ракет-носителей с верхней части фюзеляжа самолета [Текст] / Ю.П. Кузякин // Адаптивні системи автоматичного управління: міжвідомчий науково-технічний збірник. – 2008. – № 13 (33). – С. 45 – 54.

5. Кузякин, Ю.П. Воздушный старт ракет-носителей из грузового отсека фюзеляжа транспортного самолета [Текст] / Ю.П. Кузякин // Адаптивні системи автоматичного управління: міжвідомчий науково-технічний збірник. – 2009. – № 14 (34). – С. 50 – 60.

Поступила в редакцию 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан физико-технического факультета А.Н. Петренко, Днепрпетровский национальный университет, Днепрпетровск.

МЕТОДОЛОГІЧНИЙ ПІДХІД ДО ПРОЕКТУВАННЯ ТРАНСПОРТНО-КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

Д.С. Калиниченко, О.В. Аксьоненко, О.Е. Кашанов, М.В. Полуян, В.Е. Тарасов

Запропонована транспортно-космічна система для виводу мікросупутників на низькі навіколоземні орбіти з аеродромної смуги, що складається із багаторазового гіперзвукового безпілотного літального апарату та одноразової ракети космічного призначення. Проведений аналіз існуючих розробок. Розглянуті та проаналізовані різні компоновальні схеми, схеми розташування ракети космічного призначення відносно планера та силові установки для безпілотного апарату, що повертається. Представлена схема виводу корисного вантажу за допомогою транспортно-космічної системи.

Ключові слова: транспортно-космічна система, комбінована силова установка, гіперзвуковий безпілотний літальний апарат.

THE METHODOLOGICAL APPROACH TO DESIGNING OF SPSC TRANSPORTATION SYSTEM

D.S. Kalinichenko, A.V. Axonenko, A.E. Kashanov, N.V. Poluiyan, V.E. Tarasov

This paper presents a runway-launch space transportation system for delivering microsatellites onto low earth orbits. The space transportation system consists of a reusable hypersonic unmanned aerial vehicle and an integrated launch vehicle. The analysis of similar existing projects is carried out. Various layout diagrams, schemes of the arrangement of an integrated launch vehicle relative to a glider and schemes of various power-plants for the returned unmanned aerial vehicle are considered and their analysis is carried out. The flight scheme of delivering a payload via space transportation system is presented.

Keywords: space transportation system, combined power-plant, hypersonic unmanned aerial vehicle.

Калиниченко Дмитрий Сергеевич – инженер проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Аксёненко Александр Владимирович – начальник проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Кашанов Александр Эрикович – канд. техн. наук, начальник проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Полуян Николай Васильевич – начальник сектора проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Тарасов Вячеслав Егорович – ведущий специалист проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.