
ПРОБЛЕМЫ ПОПУТНОГО ЗАПУСКА НАНОСПУТНИКОВ И ОСОБЕННОСТИ ИХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НА НИЗКИХ ОРБИТАХ

УДК 629.765
DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-482-488

СИСТЕМА ЗАПУСКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ю. В. КОСТЕВ, О. В. МЕЗЕНОВА, А. А. ПОЗИН, В. М. ШЕРШАКОВ

*Федеральная служба по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды
Научно-производственное объединение „Тайфун“,
249038, Калужская обл., г. Обнинск, Россия,
E-mail: pozin@rpatyphoon.ru*

Приведена классификация малых космических аппаратов (МКА) по критерию массы. Рассматриваются отечественные и зарубежные прототипы и аналоги систем выведения МКА и анализируются их характеристики. Предложена система запуска МКА на базе исследовательского ракетного комплекса (РК) МР-30, в состав которого входит новая разработанная исследовательская метеорологическая ракета МН-300 с высотой полета около 300 км. Приводятся научно-техническое и технико-экономическое обоснования, представлены предложения по модернизации исследовательского РК для его использования под задачи вывода МКА на низкие орбиты. Обосновываются требования к универсальной платформе целевой нагрузки исследовательской ракеты с учетом минимизации технических средств бортовой аппаратуры МКА для обеспечения возможности решения научно-исследовательских и локальных задач из космоса. Предложена схема модификации штатного блока аппаратуры ракеты МН-300 для использования его в качестве универсальной платформы при запуске МКА с минимальными затратами. Представлены массогабаритные характеристики ракеты и платформы для размещения МКА. Приведена схема вывода МКА на низкую орбиту системой запуска на базе исследовательского РК МР-30.

Ключевые слова: *исследовательский ракетный комплекс, исследовательская метеорологическая ракета, система выведения, малые космические аппараты, масса выводимой на низкие орбиты полезной нагрузки*

Создание экономически эффективных средств выведения космических аппаратов — область, которой уделяется особое внимание в мировой ракетно-космической технике (РКТ). В связи с этим в настоящее время в космической технике наметилось направление, которое обеспечивает оперативный и эффективный запуск космических аппаратов. Группировки малых космических аппаратов (МКА) получили название „рой малых спутников“. Разработки в этом направлении осуществляют ведущие космические державы — США, Западная Европа, Россия, также это направление является одним из приоритетных в КНР.

МКА, выполняющие функции одного крупного КА, могут быть элементами глобальных адаптивных высокотехнологичных космических сетей различного назначения (связи и передачи данных, навигации, распределенных антенных сетей, управления и разведки и т.д.).

Концепция построения группировки МКА, объединенных при помощи беспроводных каналов связи и информационных потоков, предполагает создание спутникового модуля, в котором один узел отвечает за координацию, второй — за сбор данных, третий — за управление и обработку информации, четвертый — за навигацию, пятый — за балансировку и обслуживание всей системы. По мнению специалистов, подобная система будет заметно дешевле моноблочных, при этом ее эффективность повысится [1].

Если размерный ряд МКА классифицируется по массе аппарата (табл. 1) [2], то системы их запуска относят к сверхлегким ракетами или микроракетам (размерность систем запуска обусловлена технологией пуска и финансовыми возможностями [3]).

Таблица 1

Размерный ряд космических аппаратов

Формат	Масса, кг	Стоимость изготовления, млн евро	Время активного существования
Большие	1000	300	Более 10 лет
Малые	< 1000	100	3—5 лет
Мини	500	30	2 года
Микро	50	10	1,5 года
Нано	1—10	1	1 год
Пико	0,1	0,1	Менее 1 года
Фемто	< 0,1	< 0,1	Менее 1 года

В настоящее время системы на основе МКА запускаются известными ракетами-носителями (РН) в качестве попутного груза к основной полезной нагрузке, работающей по своему временному циклу, в основном не совпадающему с циклом МКА.

Авторы работы [3] считают, что стоимость и доступность микроракет должны соответствовать целевому назначению полезной нагрузки, ее совместимости с МКА и в совокупности составлять единый РК с независимой системой запуска.

Специалисты американского агентства DARPA предлагают использовать реактивную авиацию для запуска МКА на низкую околоземную орбиту [4]. На самолет устанавливается двухступенчатая ракета-носитель, запуск которой возможен, когда самолет совершает маневр кабрирования, в процессе которого производит запуск ракеты или сбрасывает ракету на парашюте. Затем двигатели первой ступени выводят вторую ступень с капсулой МКА на внеатмосферный участок. По расчетам специалистов, такой запуск будет стоить около миллиона долларов, что примерно составляет одну треть стоимости запуска спутника традиционным способом.

Но этот метод имеет существенный недостаток — использование тормозного парашюта. При этом возникают аэродинамические потери вследствие сопротивления воздушной среды при движении ракеты в ней. Еще одним недостатком является необходимость разработки мощных гиперзвуковых двигателей самолетов, поскольку обычные турбореактивные двигатели в этом случае плохо подходят.

Давно изучается возможность запуска МКА в космос при помощи воздушных шаров. Но эта идея также имеет серьезный недостаток: из-за отсутствия атмосферы на орбите летящие баллоны разрываются при подъеме. Но компания Zero2Infinity из Барселоны предложила оригинальную технологию использования воздушных шаров в космических программах. Система Bloostar позволяет комбинировать аэростаты и традиционные ступенчатые ракеты в одном запуске [5]. Не следует забывать, что из-за увеличивающейся с каждым последующим километром набора высоты разница давления внутри и снаружи воздушного шара возрастает, и аэростаты не могут подняться выше 35—40 км. Тем не менее, проект подразумевает использование воздушных шаров для того, чтобы МКА преодолевали только земное притяжение. Воздушные шары будут поднимать их на высоту 20 км, после чего аппараты отделятся и

продолжат движение самостоятельно, используя традиционную ступенчатую ракетную схему запуска.

Повышение эффективности системы запуска за счет снижения стоимости доставки МКА на орбиту предусматривает программа „Высокий Старт“. Предполагается оперативный запуск МКА с субтропосферной аэростатической платформы (теплового дирижабля) на низкие опорные орбиты вокруг Земли. Но к настоящему времени ни одна страна или частная фирма не располагают легкой и сравнительно недорогой РН. В случае использования ракет среднего класса для попутного запуска микро- и наноспутников нередко задержка с созданием основной полезной нагрузки приводит к тому, что сроки запуска попутных грузов срываются или теряют актуальность [6].

В настоящее время используются два способа вывода МКА — на носителе средней грузоподъемности типа Ariane попутным запуском либо на РН типа „Днепр“, предназначенной для группового запуска такого типа аппаратов. Основным недостатком обоих способов — ожидание подходящего по срокам пуска и планируемой орбиты вывода носителя. Появились даже фирмы, специализирующиеся на посредничестве в поиске и отслеживании нужных по срокам и орбитам носителей. В США для запуска МКА используются средства собственной разработки, например, ракета „Delta“ в разных модификациях. К недостаткам такого подхода можно отнести ограниченные возможности выбора типа орбиты (определяется основной миссией РН), малое количество и низкую регулярность полетов [7].

На первых этапах работ по созданию МКА предпочтительными средствами запуска являлись российские конверсионные ракеты (МБР РС-18-РН „Стрела“ и „Рокот“; МБР РС-19-РН „Днепр“ и др.), стоимость запуска составила 8—14 млн долларов.

Зависимость удельной стоимости запуска C от грузоподъемности M средства выведения представлена на рис. 1 [8]. Но при оценке стоимости выведения килограмма полезной нагрузки следует учитывать фактор времени, основная суть которого состоит в том, что при определении реальной стоимости проектов появляются соответствующие поправочные множители для пересчета приводимых сумм к единому денежному курсу. В связи с этим стоимость средств выведения при пересчете на данный момент времени возрастает.

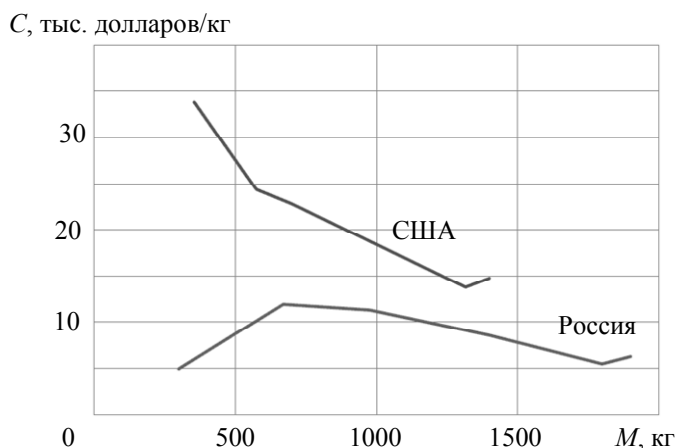


Рис. 1

Однако в ноябре 2012 года NASA (США) объявило о завершении конкурса на разработку носителя для наноспутников, аргументировав тем, что всем представленным в этом конкурсе группам не хватает опыта в проектировании, разработке и эксплуатации РН. Таким образом, конкурс для поддержки разработчиков МКА (формата „нано“) был прерван прежде, чем первая РН, создаваемая в его рамках, могла бы выйти на старт. Поэтому задача создания средства выведения наноспутников остается открытой [9].

В работе [3] изучаются требования к основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска МКА формата „нано“, „пико“ и „фемто“. Предло-

женные авторами расчеты носят крайне приблизительный характер, но надо отметить, что традиционный подход к решению этой задачи рассчитан на дальнюю перспективу — 15 лет и более. Поскольку задачу надо решать в ближайшее время, целесообразно обратиться к опыту смежной области — ракетным геофизическим исследованиям, это, в частности, поможет уменьшить удельные затраты на 30—40 %.

Рассматривая в качестве системы запуска МКА новую разработанную исследовательскую метеорологическую ракету (ИМР) МН-300, высота полета которой составляет около 300 км, можно убедиться, что этот вариант отвечает требованиям эффективности. МН-300 — неуправляемая твердотопливная одноступенчатая баллистическая ракета, предназначенная для доставки в верхние слои атмосферы и околоземного космического пространства блока научной аппаратуры (БНА) с целью проведения научных исследований. Основные технические характеристики ИМР МН-300 представлены в табл. 2.

Таблица 2

**Основные характеристики
неуправляемой твердотопливной одноступенчатой ракеты МН-300**

Параметр	Значение
Длина ракеты, мм	8012
Диаметр мишеля, мм	445
Стартовая масса ракеты, кг	1550
Масса полезной нагрузки (научной аппаратуры), кг	150
Внутренний объем герметичного корпуса полезной нагрузки, л	90
Количество телеметрируемых каналов	128
Высота подъема ракеты, максимальная, км	300
Минимальная высота выполнения научных экспериментов, км	60
Зона рассеивания точек падения ракеты от точки прицеливания, км	37×60
Подготовка к пуску, не более, мин	30

Запуск нано- и пикоспутников на низкую орбиту на тяжелых РН неэкономичен. На ракете МН-300 предлагается вместо штатной целевой нагрузки включить дополнительно разгонный блок (РБ) массой 70—100 кг для придания спутнику скорости на круговых орбитах 250—300 км, а это, в свою очередь, делает возможным запуск роя МКА стоимостью ≈0,5—0,6 млн долларов. Расчетная удельная стоимость выведения 1 кг полезного груза на низкую орбиту с помощью этой ракеты составит порядка 4700 долларов, что вписывается в концепцию снижения стоимости запуска целевой нагрузки.

На рис. 2 представлена схема компоновки головной части ракеты МН-300 (1 — универсальная платформа, 2 — отсек размещения полезной нагрузки, 3 — датчик управления (ДУ) головной части (ГЧ), 4 — система отделения ГЧ, 5 — система ориентации ГЧ, 6 — система парирования вращения ГЧ) для установки пико- или фемтоспутников с РБ, для которого может быть использован ракетный двигатель на твердом топливе от серийно используемых изделий.

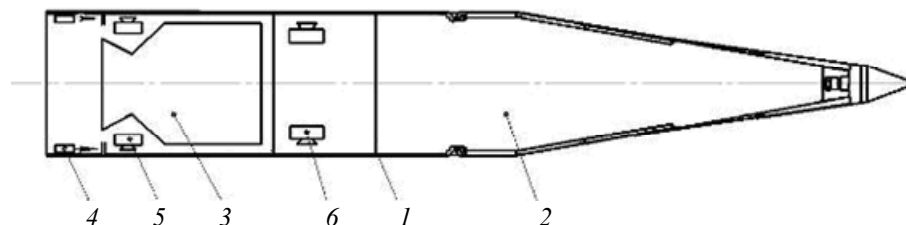


Рис. 2

На рис. 3 представлена схема вывода МКА на низкую орбиту системой запуска на базе исследовательского ракетного комплекса (РК) МР-30 (1 — работа носителя; 2 — отделение ГЧ; 3 — работа системы парирования вращения и ориентации ГЧ; 4 — работа ДУ ГЧ).

Передвижной РК МР-30, в составе которого используется ракета МН-300, обладает требуемой инфраструктурой и достаточно просто трансформируется для подготовки МКА или их группировки к запуску, а также позволяет осуществлять запуски с борта научно-исследовательских судов. Это дает возможность оперативно расширить географию запуска МКА в разных регионах земного шара, как с суши, так и с моря.

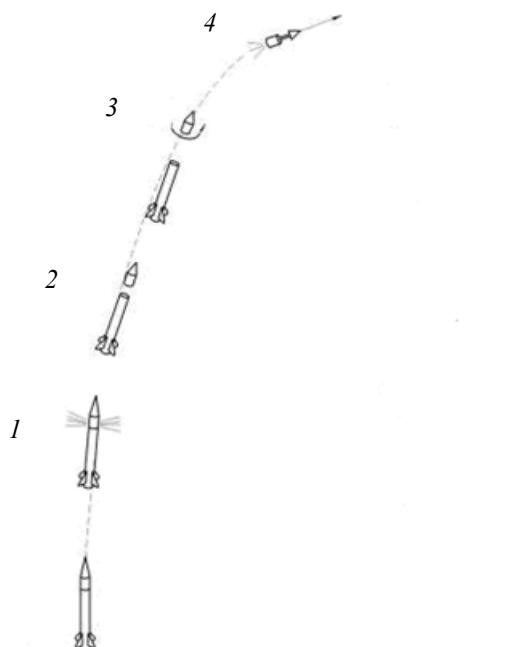


Рис. 3

На сегодняшний день в России разрабатывается единственный проект по созданию сверхлегких носителей „АЛДАН“ [3], мало чем отличающихся от созданных ранее и эксплуатируемых в настоящее время РН легкого класса, поэтому он не лишен тех же недостатков и, по-видимому, не сможет решить всех задач, которые сможет решать система запуска на базе РК МР-30.

Проектная проработка предлагаемой универсальной платформы может обеспечить базу для создания разнообразных типов МКА. Группировка МКА на низкой орбите имеет ряд коммерческих преимуществ:

- время жизни нано- и пикоспутника на низкой орбите может составить до трех месяцев, что намного меньше 25 лет, регламентированных международными соглашениями о космическом мусоре;

- низкая орбита позволяет обеспечить высокую скорость передачи данных в связи с уменьшением дистанции между спутником и наземной станцией; сбор информации от группировки МКА обеспечит широкую полосу захвата;

- низкая орбита позволяет спутникам летать ниже радиационного пояса Земли, что для спутников стандарта CubeSat является большим преимуществом, поскольку в них возможно использование обычных коммерческих электронных компонентов, которые не сертифицированы для работы в условиях высокого радиационного воздействия;

- полет группировки МКА на орбите высотой менее 330 км (орбита МКС поддерживается в пределах 335—400 км) гарантирует предотвращение столкновения спутников с МКС и с другими КА;

- ограниченный срок эксплуатации МКА на орбите и низкая стоимость запуска позволяют решать локальные (специальные, кратковременные, сезонные) задачи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Барabanов А. А., Папченко Б. П., Пичхадзе К. М., Ребров С. Г., Семенкин А. В., Сысоев В. К., Янчур С. В. Предложения по построению космических систем из малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 34—40.
2. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Ходненко В. П. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов // Вопросы электромеханики. 2010. Т. 114. С. 15—26.
3. Данилюк А. Ю., Ключников В. Ю., Кузнецов И. И., Осадченко А. С. Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых космических аппаратов размерностей “нано”, “пико” и “фемто” // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. Т. 29, № 3. С. 107—113.
4. Airborne Launch Assist Space Access (ALASA) [Электронный ресурс]: <https://en.wikipedia.org/wiki/Airborne_Launch_Assist_Space_Access#cite_note-9>.
5. Bloostar — космические спутники на воздушных шарах [Электронный ресурс]: <<http://www.novate.ru/blogs/241014/28281>>.
6. Россия начинает тестировать запуск спутников с дирижабля [Электронный ресурс]: <<http://www.iarex.ru/articles/47574.html>>.
7. Овчинников М. Ю. Малые мира сего // Компьютерра. 2007. № 15 [Электронный ресурс]: <<http://old.computerra.ru/offline/2007/683/315829>>.
8. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Ходненко В. П., Золотой С. А. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов // Вопросы электромеханики. 2010. Т. 114. С. 15—26.
9. Черный И. Конкурс на микроноситель отменен // Новости космонавтики. 2013. Т. 23, № 1.

Сведения об авторах

- Юрий Владимирович Костев** — Федеральная служба по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, Научно-производственное объединение „Тайфун“, институт экспериментальной метеорологии; инженер 2-й категории; E-mail: kostev@rpatyphoon.ru
- Ольга Вячеславовна Мезенова** — Федеральная служба по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, Научно-производственное объединение „Тайфун“, институт экспериментальной метеорологии; инженер 2-й категории; E-mail: mezenova@rpatyphoon.ru
- Анатолий Александрович Позин** — д-р техн. наук; Федеральная служба по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, Научно-производственное объединение „Тайфун“, институт экспериментальной метеорологии; заведующий лабораторией; E-mail: pozin@rpatyphoon.ru
- Вячеслав Михайлович Шершаков** — д-р техн. наук, доцент; Федеральная служба по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, Научно-производственное объединение „Тайфун“, генеральный директор; E-mail: post@rpatyphoon.ru

Рекомендована межвузовской
кафедрой космических исследований

Поступила в редакцию
14.11.2015 г.

Ссылка для цитирования: Костев Ю. В., Мезенова О. В., Позин А. А., Шершаков В. М. Система запуска малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 482—488.

SMALL SPACECRAFT LAUNCHING SYSTEM

Yu. V. Kostev, O. V. Mezenova, A. A. Pozin, V. M. Shershakov

*Russian Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring,
Research and Production Association Typhoon,
249038, Obninsk, Kaluga region, Russia,
E-mail: pozin@rpatyphoon.ru*

A classification of small spacecraft according to mass criterion is suggested. Domestic and foreign prototypes and analogs of small spacecraft launching systems are considered, their characteristics are analyzed. Small spacecraft launching system based on research rocket complex MR-30 is proposed. The research rocket complex MR-30 includes newly-developed research meteorological rocket MN-300, the flight level of the rocket being about 300 km. Scientific, technical and economic justifications and offers on modernization of a research rocket complex for its use for problems of small spacecraft launching into low orbits are provided. Requirements to a universal platform of the staff payload of the research rocket in view of minimization of technical means of the onboard equipment of small spacecraft for realization of research and local problems from space locate are substantiated. A plan of modernization of the standard block of MN-300 rocket equipment to use it as a platform for small spacecraft launching at minimal cost is developed. The mass characteristics and dimensions of the rocket and the platform for small spacecraft arrangement are presented. The scheme of rocket experiment for small spacecraft launching to a low orbit by means of the research rocket complex is presented.

Keywords: research rocket complex, research meteorological rocket, launching system, small spacecraft, mass of the payload, launching into low orbit

Data on authors

- | | |
|---------------------------------|--|
| Yury V. Kostev | — Russian Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring, Research and Production Association Typhoon, Institute of Experimental Meteorology; Engineer of 2nd category; E-mail: kostev@rpatyphoon.ru |
| Olga V. Mezenova | — Russian Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring, Research and Production Association Typhoon, Institute of Experimental Meteorology; Engineer of 2nd category; E-mail: mezenova@rpatyphoon.ru |
| Anatoliy A. Pozin | — Dr. Sci.; Russian Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring, Research and Production Association Typhoon, Institute of Experimental Meteorology; Head of Laboratory; E-mail: pozin@rpatyphoon.ru |
| Vyacheslav M. Shershakov | — Dr. Sci., Associate Professor; Russian Federal Service for Hydro-meteorology and Environmental Monitoring, Research and Production Association Typhoon; General Director; E-mail: post@rpatyphoon.ru |

For citation: Kostev Yu. V., Mezenova O. V., Pozin A. A., Shershakov V. M. Small spacecraft launching system // *Izv. vuzov. Priborostroenie*. 2016. Vol. 59, N 6. P. 482—488 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-482-488