

Методы вертикального зондирования атмосферы. История и перспективные технические решения

Methods of the atmosphere vertical probing. History and promising technical solutions

doi 10.26310/2071-3010.2023.293.3.011



М. Н. Охочинский,

к. и. н., доцент, кафедра «Ракетостроение», член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ), лауреат премии Правительства СПб в области образования
✉ mno1955@yandex.ru

M. N. Ohochinsky,

PhD, associate professor, rocketry department, member-correspondent of the Russian academy of cosmonautics n. a. K. E. Tsiolkovsky (RACTs), laureate of the St.-Petersburg government education prize



Д. М. Охочинский,

магистр экономики и управления, зам. директора Музея истории БГТУ, действительный член Федерации космонавтики России
✉ dmo103@yandex.ru

D. M. Ohochinsky,

master of economics and management, associate director of Museum of the history of the university, member of the Russian Federation of Cosmonautics



О. В. Арипова,

к. т. н., доцент, кафедра «Ракетостроение»
✉ aripova_ov@voenmeh.ru

O. V. Aripova,

candidate of technical science, associate professor, rocketry department

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург
Baltic state technical university «Voenmeh» named after D. F. Ustinov

В статье рассматривается история создания и применения первых ракет вертикального зондирования атмосферы. Отмечены особенности, снижающие эффективность традиционных метеорологических ракетных систем. Описаны перспективные технические решения, которые позволят выполнять запуски ракет с большой высоты из точки с любыми географическими координатами с применением аэростатических носителей, что расширит возможности исследования верхних слоев атмосферы.

The article discusses the history of the creation and application of the first vertical atmosphere probing rockets. The features that reduce the effectiveness of traditional meteorological rocket systems are noted. Are described promising technical solutions that will make possibility to launch rockets from a high altitude and a point with any geographical coordinates using aerostatic carriers, which will expand the possibilities of studying the upper layers of the atmosphere.

Ключевые слова: атмосфера, вертикальное зондирование, метеорологические ракеты, аэростатический носитель, воздушный старт.

Keywords: atmosphere, vertical probing, meteorological rockets, aerostatic carrier, air launch.

Под зондированием атмосферы обычно принято понимать определение горизонтального и вертикального распределения ее физических параметров: температуры, влажности, давления, скорости и направления ветра и т. д., причем наиболее важным и интересным с научной и практической точки зрения представляется зондирование вертикальное. Сложная структура и большая протяженность исследуемого воздушного объема, резкое изменение по высоте упомянутых физических параметров обусловили разнообразие применяемых для транспортировки научного оборудования методов и средств. Далее речь пойдет о технических устройствах, которые обеспечивают подъем приборов на необходимые, часто весьма значительные высоты, а именно о ракетных системах, которые являются наиболее используемыми.

Действительно, один из наиболее часто применяемых методов вертикального зондирования атмосферы (ВЗА) — это ракеты (часто называемые ракетами метеорологическими), оборудованные специальными контейнерами с приборами, позволяющими получать

весь необходимый набор измеряемых физических параметров. Заметим, что применение аэростатических носителей приборных контейнеров (в частности, шаров-зондов), также достаточно распространенное, не дает возможности полноценных исследований высотного распределения параметров атмосферы из-за относительно малых рабочих высот и зависимости точки замера от скорости и розы ветров.

Из истории создания ракет ВЗА. Как известно, первые разработки в этой области были выполнены Робертом Годдардом (США), который начал свои теоретические и практические занятия ракетной техникой с поиска средств доставки научных приборов на большую высоту [1]. Первые же практические опыты по созданию ракетных систем ВЗА относятся к началу 1930-х гг.: тогда в качестве одной из целей ракетных разработок, проводившихся в СССР, США, Германии, декларировалось достижение больших высот реактивным летательным аппаратом, оснащенным измерительными приборами. Здесь необходимо вспомнить конструкции РЛА-1, -2, -3, проектировавшиеся

в начале 1930-х гг. в Ленинграде, в Газодинамической лаборатории, а также А-2 и А-3 (Германия) — неудачные ракеты, создававшиеся под руководством Вернера фон Брауна [2] и т. п.

В СССР первый пуск ракеты, которая специально проектировалась для подъема измерительных приборов на большую высоту, состоялся 11 апреля 1937 г. На Ногинском полигоне была запущена одноступенчатая ракета Р-03 конструкции Л. К. Коренева с двигателем, работавшем на жидком кислороде и этиловом спирте. При стартовой массе 12,5 кг ракета имела длину 2,6 м (калибр — 0,2 м), тяга двигателя достигала 1200 Н. В одном из десяти последовавших испытательных пусков максимальная высота подъема ракеты составила около 6 км [3, 4].

Первой в мире ракетой, созданной в СССР в послевоенные годы именно для штатного применения для ВЗА, стала одноступенчатая ракета МР-1 с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД), предназначенная для выполнения метеорологических измерений на высотах до 100 км. Регулярное использование этой ракеты началось с осени 1951 г.

Длина ракеты равнялась 8,5 м, а диаметр — 0,4 м при стартовой массе до 50 кг. В комплект приборов ракеты МР-1 массой до 20 кг изначально входили тепловые и мембранные манометры и приборы для измерения температуры (термометры сопротивления), позднее и борту появились фотокамеры, позволявшие получать снимки облачного покрова с большой высоты. Направление и скорость ветра оценивались путем отслеживания с земли дрейфа спускавшейся на парашюте головной части ракеты (приборного контейнера). Поэтому в результате каждого пуска получались сведения о распределении температуры, давления, плотности воздуха и скорости и направления ветра [3].

В США первой экспериментальной ракетной системой, создававшейся для исследования верхних слоев атмосферы, была ракета «WAC Corporal» (WAC — от англ. Without Attitude Control, что указывает на отсутствие системы управления движением), сконструированная по заказу Управления артиллерийско-технического снабжения армии США в Лаборатории реактивного движения Калифорнийского технологического института. В период с 26 сентября 1945 г. по 27 мая 1949 г. было проведено 37 испытательных пусков (из которых 3 были неудачными), в ходе одного из которых максимальная высота подъема составила 71,6 км. Штатно для метеорологических измерений ракета не использовалась.

Двухступенчатая ракета «WAC Corporal» тандемной схемы в качестве первой — разгонной — ступени использовала модернизированную твердотопливную ракету «Tiny Tim» с тягой двигателя до 222 кН и временем работы 0,6 с; скорость в конце работы ступени составляла порядка 245 м/с. Затем начинала работать вторая — маршевая — ступень, специально разработанная жидкостная ракета на смесь анилина с фурфуроловым спиртом и азотной кислотой, при работающем в течение 47 с ЖРД тягой 6,7 кН способная поднимать 11-18 кг полезной нагрузки на высоту порядка 25-30 км; скорость при этом достигала 900 м/с.

После полного расходования топлива ракета могла подниматься до высоты около 70 км по инерции.

Полезная нагрузка ракеты «WAC Corporal» устанавливалась в головном отсеке, который отделялся в момент отключения двигателя маршевой ступени. В отсеке разместили контейнер с приборами для измерения степени ионизации атмосферы и регистрации космических лучей, термографом, спектрографом, системой взятия проб воздуха и другой аппаратурой, в частности, агрегатами сброса носового обтекателя и последующего раскрытия парашюта, который обеспечивал безопасный спуск приборного контейнера.

Полная стартовая масса ракеты «WAC Corporal» составила 655 кг (маршевая ступень — 301 кг), длина — 7,34 м (маршевая ступень — 4,39 м) при диаметре мишеля 0,305 м и размахе трех хвостовых стабилизаторов 0,66 м [5].

13 июня 1946 г. в США была запущена другая экспериментальная геофизическая ракета, созданная на основе немецкой «Фау-2», которая оснастилась приборами, разработанными в научно-исследовательской лаборатории ВМС. Позднее, 24 октября 1946 г. в США запустили аналогичную ракету «Фау-2», установив на ее борту специальный фотоаппарат. В конструкции не предусматривалась парашютная система безопасного возвращения полезной нагрузки, фотопленка находилась в специальном металлическом контейнере, который выдержал все нагрузки при падении на землю. В результате впервые был получен фотоснимок Земли с высоты более 100 км [6].

К концу 1949 г. при участии фирм «Aerojet» и «Douglas Aircraft» и финансировании Военно-морскими силами США была разработана еще одна ракетная система ВЗА, получившая название «Aerobee».

В новой системе ВЗА была использована конструктивно-компоновочная схема, отработанная на ракете «WAC Corporal»: двухступенчатая ракета с твердотопливной разгонной ступенью и маршевой ступенью, оснащенной ЖРД с аналогичной топливной парой. Твердотопливная стартовая ступень длиной 1,8 м разгоняла ракету до скорости 305 м/с, после чего сбрасывалась; включался ЖРД, который за 45 с работы разгонял маршевую ступень до скорости 1250 м/с (на высоте порядка 29 км). Масса полезной нагрузки могла варьироваться от 45 кг до 113 кг; при массе 68 кг расчетная высота подъема составила 115 км. Важным отличием системы ВЗА «Aerobee» было и то, что показания измерительных приборов не только должны были доставляться на Землю в спасаемом приборном контейнере, но частично передаваться на Землю с помощью бортовой телеметрической системы.

В ходе работ было создано 4 модификации этой ракеты, отличавшиеся только массой полезной нагрузки и тягой жидкостного двигателя маршевой ступени. В период 1949-1953 гг. было проведено более 115 испытательных пусков, из которых 14 были неудачными [7, 8].

Еще одна американская ракетная система ВЗА, разрабатывавшаяся в конце 1940-х гг., — опытно-экспериментальная двухступенчатая жидкостная

ракета «Vumper», созданная под эгидой Армии США. Еще в 1946 г. в Лаборатории реактивного движения было предложено выполнить компоновку из двух ракет — немецкой «Фау-2» и «WAC Corporal». При этом основная доработка конструкции ракеты «Фау-2» коснулась головного отсека, который приспособили под установку ракеты «WAC Corporal»; после небольшой доработки система получила наименование «Vumper WAC». На ракете для повышения статической устойчивости на высотах более 40 км вместо трех стабилизаторов установили четыре, расположив их в специальных прорезях в носовой части корпуса первой ступени — ракеты «Фау-2». Кроме того, для закрутки ракеты вокруг продольной оси на корпусе установили два твердотопливных двигателя, и это обеспечило стабилизацию в случае выхода за пределы земной атмосферы за счет гироскопического эффекта. Полная длина ракеты «Vumper WAC» составила 17,25 м, стартовая масса — 12,8 т.

За период 1948-1950 гг. было осуществлено 8 пусков ракет «Vumper WAC», из которых 5 — было неудачных. Рекордный полет состоялся 24 февраля 1949 г. на высоту 402 км [9].

Программа реальных, регулярных запусков ракет ВЗА началась в мире с середины 1950-х гг. Наряду с ракетами, спроектированными для комплексных исследований атмосферы на больших высотах, для массового зондирования мезосферы и термосферы в то время появились многочисленные малые ракеты. Сегодня, помимо России и США, которые традиционно участвуют в ракетном зондировании атмосферы, как малыми, так и крупногабаритными ракетными системами, большое число пусков осуществляют такие страны, как Франция, Норвегия, Германия, а в последнее время — Китай, Япония, Бразилия и Индия [3, 10, 11].

Поскольку подобного рода научные исследования целесообразно проводить в самых различных точках земного шара, существует проблема транспортировки соответствующих пусковых устройств в предполагаемую точку пуска. Поэтому представляется актуальной задача создания ракетных систем ВЗА с предельно простой, мобильной системой старта, обладающих достаточно широким диапазоном достигаемых высот, достаточной грузоподъемностью, относительно низкой стоимостью решения задачи и, что самое главное, практически любыми географическими координатами точки пуска. Одним из возможных технических решений видится воздушный старт [12], причем с применением не только авиационных носителей.

Перспективным вариантом воздушного старта является запуск ракеты ВЗА с аэростатического носителя, поэтому представляется целесообразным оценить возможность создания подобной системы с точки зрения обеспечения потребных технических характеристик ее ракетной составляющей.

Существовавшие проекты запуска ракет ВЗА с аэростатического носителя [13-19]. Начиная с 1952 г. в США реализовывали пуски ракет ВЗА по программе «Raccoon». Основная идея проекта состояла в применении малых геофизических ракет «Deacon» с высоты

15-20 км с аэростатов «Skyhook». Предполагалось, что даже такие легкие ракеты смогут достигать высот в 80-100 км. Затем предложения авторов проекта — М. Льюиса, С. Сингера и Дж. Халворсона — получили свое развитие в проекте «Фарсайд» (Farside, англ. — обратная сторона Луны), который первоначально предназначался для выведения полезной нагрузки на высоты порядка 6370 км. Исполнитель работ — фирма «Aero-nutronic Systems, Inc.», разработчик научных приборов — Университет шт. Мэриленд, заказчик — научно-исследовательский отдел ВВС США. Полеты по программе «Фарсайд» были начаты осенью 1956 г.

Проект предполагал использование воздушного шара для подъема ракеты на высоту порядка 25-30 км и запуск с этой высоты ракеты «Фарсайд-1». Четырехступенчатая ракета длиной 7,3 м представляла собой компоновку из широко применявшихся в то время малогабаритных твердотопливных ракет ВЗА «Рекрут» и «Локки». Первые две ступени ракеты оснащались аэродинамическими стабилизаторами, а последующие две стабилизировались путем закрутки вокруг продольной оси. Ракета «Фарсайд-1» устанавливалась в легкой пусковой трубе, обеспечивавшей возможность вертикального старта сквозь оболочку аэростата-носителя.

На первом этапе испытывался собственно аэростат — стартовая установка с размещенным в специальной гондоле массогабаритным макетом ракеты. В 1956-1957 гг. состоялось 3 испытательных полета, в которых аэростат-носитель совершал тестовые горизонтальные пролеты — короткий, а также с длительным дрейфом как с западного побережья США на восточное, так и в обратном направлении. Все полеты были успешными, и по готовности ракеты «Фарсайд-1» появилась возможность перейти к испытаниям всей системы на атолле Энвевоток (где, кстати, пятью годами ранее велись испытания ядерного и термоядерного оружия).

С 25 сентября 1957 г. по 22 октября 1957 г. состоялось 6 испытательных пусков, и все они оказались неудачными. Аварии были разнообразными — тут и падение аэростата-носителя до достижения пусковой высоты, и отказ верхних ступеней ракеты, и выход из строя приборного оборудования из-за слишком больших перегрузок. В последнем полете, когда вышли из строя все бортовые приборы, наземными службами была зафиксирована наибольшая высота подъема ракеты — 4350 км, после чего локаторы слежения потеряли ракету.

После шестого неудачного испытания ВВС США свернуло все работы по запуску ракет «Фарсайд-1». И полностью неудовлетворительные результаты первой фазы проекта, и яростная критика прессы заставили разработчиков отказаться и от продолжения работ по созданию ракеты «Фарсайд-2», предназначавшейся уже для пусков в сторону Луны.

Главной причиной неудачи этого проекта стало техническое и технологическое несовершенство применявшихся в то время и ракетной, и аэростатической конструкций. Сегодня же, принимая во внимание

новые технические возможности, ясны очевидные преимущества использования аэростатических носителей в качестве стартовой платформы для ракет ВЗА:

- возможность пуска в точке с практически любыми географическими координатами;
- отсутствие требований к зоне старта;
- возможность вертикального старта;
- относительная простота реализации (в сравнении с существующими техническими предложениями по использованию авиационных носителей; см., например, [20, 21]);
- отсутствие существенных дополнительных требований к квалификации персонала, обслуживающего систему.

Система аэростатического старта ракеты ВЗА и схема ее функционирования. Представляется, что система аэростатического старта ракеты ВЗА должна включать в себя следующие элементы [22]:

- аэростатический носитель с устройством транспортировки и пуска ракеты;
- система стабилизации по углам, высоте и горизонтальной дальности на участке свободного подъема (включая исполнительные органы этой системы);
- приборы системы пространственного позиционирования для определения текущих координат (например, использующие систему ГЛОНАСС);
- система передачи телеметрической информации на командный пункт;
- служебные системы предстартовой подготовки и обеспечения пуска;
- собственно ракета ВЗА;
- система обеспечения управляемого спуска и возврата в точку базирования аэростатического носителя после проведения запуска ракеты.

Поскольку система перед стартом ракеты должна в течение определенного времени подниматься вертикально, проходя слои атмосферы с разными характеристиками, в том числе, и с различными горизонтальными скоростями ветра, целесообразен выбор такой формы аэростата, которая обеспечит высокую устойчивость системы [23]. Для этого возможно использовать аэростат в формы «тор», поместив собственно пусковое устройство в пределах центральной окружности, соосно с ней таким образом, чтобы центр масс всей системы находился ниже любой точки поверхности тора.

Вертикальная стабилизация всей системы при этом может быть обеспечена за счет предложенной компоновки, которая делает аппарат статически устойчивым при движении в вертикальном направлении. При этом размещение исполнительных элементов системы управления в горизонтальной и вертикальной плоскости (например, специальных рулевых винтовых движителей) может производиться в районе центра масс всей системы; при этом работа органов управления не будет вызывать появления дополнительных опрокидывающих или закручивающих моментов.

Отметим для справки, что в литературе был описан проект фирмы «Боинг» (Boeing), который предусматривал использование в качестве пускового комплекса

большой аэростат в форме тора внешним диаметром около 95 м и заявленной грузоподъемностью до 45 т [24]. Отметим, что дополнительных сведений о данном проекте не имеется, указанный источник — детская научно-популярная книга — пока является единственным доступным источником информации, в котором отсутствуют ссылки на первичные публикации или какие-то иные документы.

Вернемся к предлагаемой конструкции. Пуск ракеты ВЗА в такой схеме будет осуществляться из транспортно-пускового контейнера (ТПК), размещаемого указанным выше образом в пределах центральной окружности аэростатического носителя. Пуск целесообразно осуществлять с применением собственного маршевого двигателя ракеты, поскольку при использовании «минометной» схемы старта при запуске порохового аккумулятора давления могут возникнуть чрезмерно высокие ударные перегрузки, которые потребуют повышения прочности аэростата и элементов крепления ТПК и, соответственно, утяжеления всей конструкции.

Нижняя и верхняя крышки ТПК могут быть выполнены в виде гибких мембран, в процессе транспортировки и вертикального подъема к точке старта изолирующих ракету от окружающей среды, но не герметизирующих объем. При пуске осуществляется прорыв мембран ракетой и струей двигателя, не вызывающий существенного воздействия на конструкции ракеты и носителя.

Добавим, что габариты известных систем связи и позиционирования в современном их исполнении таковы, что позволяют разместить их на поверхностях аэростата таким образом, чтобы не вызвать смещения центра масс всей системы.

Возможна следующая последовательность полета (сценарий целевого использования) аэростатического носителя и ракеты ВЗА [22, 25]:

1. Вывоз транспортной системы с технической позиции и доставка аэростатического носителя и ТПК с установленной в нем ракетой в точку запуска.
2. Выполнение наддува аэростата необходимым количеством газа с одновременным его удержанием на заданной предварительной высоте запуска.
3. Предстартовая проверка всего оборудования, контроль размещения ТПК на носителе, проверка приборов и агрегатов ракеты. По результатам замеров скорости ветра и других характеристик атмосферы ведение предстартовых установок в систему управления.
4. Запуск и подъем на аэростате до определенной высоты (например, в 30 км) и в необходимую точку пуска со стабилизацией и фиксацией текущих координат с помощью спутниковой системы навигации.
5. Зависание на заданной высоте и автоматическое выполнение процедур предстартовой подготовки ракеты. В процессе транспортировки системы на заданную высоту производится постоянная связь с командным пунктом и передача необходимой телеметрической информации.

6. Запуск двигательной установки, выход ракеты с ТПК и начало управляемого вертикального движения.
7. Окончание работы двигателя ступени (на высоте около 45 км).
8. Достижение максимальной высоты подъема (свыше 100 км) при управляемом движении по инерции. Выполнение сбора информации на участке подъема.
9. Спуск и сбор информации с возможным сбросом дополнительных приборных контейнеров. В процессе полета ракеты возможен режим постоянной передачи телеметрической информации.
10. Раскрытие на заданной высоте парашютной системы спасения ракеты.
11. Приземление на парашютной системе (без учета влияния ветров произойдет в радиусе до 2,5 км от проекции точки старта на земную поверхность).
12. Одновременно с процессом полета ракеты и ее приземления — управляемый спуск аэростатического носителя и его возвращение в заданную точку.
13. Поиск и обнаружение носителя и ракеты после их посадки на Землю, их доставка к наземным системам транспортировки, осмотр и приведение

в положение для перевозки на техническую позицию.

Добавим, что приведенные здесь и далее цифры являются ориентировочными; такие результаты получены при оценочном расчете технических характеристик возможного варианта ракеты ВЗА.

Оценка возможности создания ракеты ВЗА для пуска с аэростатического носителя. Для оценки возможности создания ракеты ВЗА нами был использован пакет прикладных программ ППП «САПР РБ», разработанный на кафедре «Ракетостроение» БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова [26, 27]. Этот программный продукт, созданный в 1980-е гг. для использования в учебном процессе университета, позволяет оценивать характеристики ракетных систем с достаточной для учебных целей точностью (7-10%).

Используя правила и приемы, описанные в [26], можно описать конструктивно-компоновочную схему (ККС) и возможные технические решения гипотетической ракеты ВЗА. С учетом описанного ранее сценария использования составим вариант ККС:

1. Полезная нагрузка — головной отсек с размещенной в нем парашютной системы (для формирования заданной скорости снижения и спасения при-

Тактико-технические характеристики варианта исследуемой ракеты ВЗА

Характеристика ракеты	Значение
Ракета в целом	
Масса научных приборов, кг	280
Диаметр корпуса максимальный, м	0,75
Отклонение точки падения от точки старта, не менее (дальность), км	20
Полезная нагрузка	
Масса (включая научные приборы), кг	450
Длина отсека, м	1,4
Диаметр отсека наибольший, м	0,75
Диаметр отсека наименьший, м	0,2
Приборный отсек	
Силовая схема корпуса	Обечайка, подкрепленная продольным набором (стрингеры)
Конструкционный материал, используемый для корпуса	АМг6
Данные по ракете в целом и РДТТ	
Относительная масса топлива	0,7
Стартовая тяговооруженность	1,7
Сопло — коэффициент утолщенности	0,5
Количество сопел	1
Заряд твердого ракетного топлива, форма	«Звезда»
Плотность топлива условная, кг/м ³	1760
Удельный импульс земной условный, м/с	2210
Удельный импульс пустотный условный, м/с	2660
Хвостовой отсек	
Силовая схема корпуса	Обечайка, подкрепленная продольным набором (стрингеры)
Конструкционный материал, используемый для корпуса	АМг6
Условия старта	
Высота над уровнем моря, км	15
Скорость носителя в момент старта вертикальная, м/с	0
Угол наклона стартовой оси к местному горизонту, рад	1.57
Угол наклона траектории в конце активного участка, рад	1.5
Результаты расчета с помощью ППП «САПР РБ»	
Относительная масса топлива расчетная	0,575
Масса стартовая полная ракеты ВЗА, кг	1965
Длина ракеты ВЗА полная, м	3,85
Высота подъема максимальная, км	144

борного контейнера) и необходимым приборным оборудованием для решения исследовательских задач ВЗА.

2. Приборы управления полетом.
3. Приборный отсек — отсек цилиндрической формы, в котором размещены приборы.
4. Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) — корпус РДТТ, в котором размещается заряд твердого ракетного топлива, оснащенный необходимыми системами и агрегатами.
5. Заряд твердого ракетного топлива — заряд, размещаемый внутри корпуса РДТТ.
6. Хвостовой отсек — в применяемой схеме должен обеспечить увязку ракеты ВЗА с ТПК.

Зададим необходимые начальные условия для запуска ракеты ВЗА: высота пуска (условная) — 15 км (при боковой и вертикальной скорости аэростатического носителя, близкой к нулевой, что обеспечивается исполнительными органами системы управления носителя). Ориентируясь на данные по средней плотности компоновки приборных отсеков [28], выбрав по существующим аналогам калибр ракеты ВЗА — 0,75 м при массе приборного контейнера и парашютной системы 450 кг, можно оценить основные габаритные характеристики отсека полезной нагрузки.

При выполнении расчетов стартовая масса ракеты ВЗА с учетом высоты запуска минимизировалась, при этом в качестве ограничений выступали габариты изделия, отклонение по горизонтали точки приземления от точки старта и высота верхней точки траектории.

В таблице приведены необходимые для выполнения расчета с помощью ППП «САПР РБ» исходные данные и основные результаты расчета.

Приведенные в таблице результаты расчета показывают принципиальную возможность создания твердотопливной ракеты с заявляемыми параметрами; этот вывод также подтверждается оценкой технических характеристик ряда других конструктивных вариантов ракет ВЗА, определенных с помощью ППП «САПР РБ».

Общие выводы. Проведенный анализ существовавших проектов и частично испытанных систем аэростатического старта ракет ВЗА, сформулированные предложения по конструкции аэростатического носителя нового типа, выполненный цикл расчетов характеристик запускаемых подобным образом ракет ВЗА продемонстрировали принципиальную возможность создания предлагаемой системы вертикального зондирования атмосферы, основанной на пуске метеорологических ракеты с управляемого аэростатического носителя.

При дальнейшей проработке метода уточнению подлежат такие элементы предлагаемого решения, как собственно конструкция аэростатического носителя, параметры надуваемой оболочки, необходимость дополнительной теплозащиты поверхности аэростата, подвергающейся воздействию газов, истекающих из сопла ракеты ВЗА, схема размещения и элементы конструкции ТПК, а также возможные схемы управления движением аэростата в атмосфере и его стабилизации в точке запуска.

Список использованных источников

1. R. H. Goddard. A Method of Reaching Extreme Altitudes//Smithsonian Miscellaneous Collection. 1919. V. 71. № 2.
2. М. Н. Охочинский. Очерки истории космонавтики и ракетной техники. СПб.: БГТУ «Военмех», 2012. 176 с.
3. В. С. Агалаков, А. Ш. Сире. Метеорологические ИСЗ. М.: Знание, 1977. С. 5-9. (Серия «Космонавтика, астрономия», № 11.)
4. А. И. Полярный. О некоторых работах по ракетной технике в СССР в период 1931-1938 гг.//В кн.: «Из истории аэронавтики и ракетной техники». М.: Наука, 1970. С. 122-144.
5. Хронология запусков ракет и космических аппаратов. Ракета Вак-Корпорал. http://spacerafrocket.org/rocket_usa_wac_corporal.html.
6. История создания российских геодезических ракет. <https://integral-russia.ru/2018/10/04/istoriya-sozdaniya-rossijskih-geodezicheskikh-raket>.
7. Хронология запусков ракет и космических аппаратов. Ракета Аэробе RTV-N-8. http://spacerafrocket.org/rocket_usa_aerobeertv-n-8.html.
8. Аэробе. <https://wblog.wiki.ru/Aerobee>.
9. Хронология запусков ракет и космических аппаратов. Ракета Бампер RTV-N-8. http://spacerafrocket.org/rocket_usa_bumper-wac.html.
10. Ю. Бирюков. Советские экспериментальные и научно-исследовательские ракеты//Техника — молодежи. 1981. № 1-12. (Историческая серия ТМ, цикл 13.)
11. Г. А. Кокин, С. П. Петров. 50 лет ракетному метеорологическому зондированию атмосферы//Советский физик. 2008, февраль-март, № 2 (62). [http://www.phys.msu.ru/rus/about/sovphys/ISSUES-2008/2\(62\)-2008/62-9](http://www.phys.msu.ru/rus/about/sovphys/ISSUES-2008/2(62)-2008/62-9).
12. И. А. Пышный, В. Е. Чепига. Запуск малых искусственных спутников Земли с использованием самолетов-носителей. М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2005 (ОАО Тип. Новости). 168 с.
13. Сворачивание американской космической программы. <http://voennovosti.ru/2011/08/svorachivanie-amerikanskoj-kosmicheskoy-programmy>.
14. Encyclopedia Astronautica. Rockoon. <http://www.astronautix.com/lvs/rockoon.htm>.
15. И. Афанасьев, А. Лавренов. Большой космический клуб. М.: ИД «Новости космонавтики», 2006. С. 68-71.
16. С. Н. Зигуненко. Сто великих рекордов авиации и космонавтики. М.: Вече, 2010. С. 307-310.
17. С. Д. Мант. Аэростаты и высотные прыжки//В сб.: «Труды МНТК «Пятое Уткинские чтения». СПб.: БГТУ «Военмех», 2011. С. 404-411.
18. С. Н. Славин. Сто великих тайн космонавтики. М.: Вече, 2012. С. 117-125.
19. А. Б. Железняков. Тайны американской космонавтики. М.: Эксмо, 2012. С. 99-105. (Серия «Люди в космосе».)
20. Российский аэрокосмический проект «Воздушный старт». <http://eurasian-defence.ru/node/2644>.
21. Pegasus (rocket). [https://en.wikipedia.org/wiki/Pegasus_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Pegasus_(rocket)).
22. М. Н. Охочинский. К возможности применения ракет вертикального зондирования атмосферы с аэростатического носителя//В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения. Труды VII НПК». СПб.: БГТУ «Военмех», 2015. С. 121-128.
23. М. Н. Григорьев, В. В. Лебедев, М. Н. Охочинский. Автоматические дрейфующие аэростаты как логистический фактор освоения и охраны среды полярных областей северного полушария Земли//В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Труды IX ОНПК. СПб.: БГТУ «Военмех», 2017. С. 85-102.
24. А. С. Шибанов. Заботы космического архитектора. М.: Детская литература, 1982. 142 с.
25. М. Н. Охочинский, О. В. Арипова. Оценка возможности выведения на орбиту малых космических аппаратов с помощью современных ракет вертикального зондирования атмосферы//В сб.: «Восьмые Уткинские чтения». Труды ОНТК. СПб.: БГТУ «Военмех», 2019. С. 116-127.
26. Л. Н. Бызов, М. Н. Охочинский. Пакет прикладных программ «САПР ракетных транспортных систем»: учебное пособие. СПб.: БГТУ «Военмех», 2005. 116 с.
27. А. Л. Исаков. Пакет прикладных программ САПР баллистических ракет и ракет-носителей космических летательных аппаратов: учебное пособие. СПб.: БГТУ «Военмех», 2014. 110 с.
28. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, перераб. и доп./Под ред. А. В. Солодова. М.: Воениздат, 1976. 432 с.

References

1. R. H. Goddard. A Method of Reaching Extreme Altitudes//Smithsonian Miscellaneous Collection. 1919. V. 71. № 2.
2. M. N. Ohochinsky. Essays on the history of cosmonauts and rocket technology. St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2012. 176 p.
3. V. S. Agalakov, A. S. Sire. Meteorological research. M.: Knowledge, 1977. P. 5-9. (Series «Cosmonautics, Astronomy», № 11.)
4. A. I. Polyarny. On some works on rocket technology in the USSR in the period 1931-1938//In the book: «From the history of astronautics and rocket technology». Moscow: Nauka, 1970. P. 122-144.
5. Chronology of rocket launches and spacecraft. Rocket Vak-Corporation. http://spacecraftrocket.org/rocket_usa_wac_corporal.html.
6. The history of the creation of Russian geodetic rockets. <https://integral-russia.ru/2018/10/04/istoriya-sozdaniya-rossijskih-geodezicheskikh-raket>.
7. Chronology of rocket and spacecraft launches. The rocket Aerobi RTV-N-8. http://spacecraftrocket.org/rocket_usa_aerobeertv-n-8.html.
8. Aerobi. <https://wblog.wiki/ru/Aerobee>.
9. Chronology of rocket and spacecraft launches. Rocket Bumper RTV-N-8. http://spacecraftrocket.org/rocket_usa_bumper-wac.html.
10. Yu. Biryukov. Soviet experimental and research rockets//Technology is for young people. 1981. № 1-12. (Historical TM series, cycle 13.)
11. G. A. Kokin, S. P. Petrov. 50 years of rocket meteorological sounding of the atmosphere//Soviet Physicist. 2008, February-March, № 2 (62). [http://www.phys.msu.ru/rus/about/sovphys/ISSUES-2008/2\(62\)-2008/62-9](http://www.phys.msu.ru/rus/about/sovphys/ISSUES-2008/2(62)-2008/62-9).
12. I. A. Pyshny, V. E. Chepiga. Launch of small artificial Earth satellites using carrier aircraft. Moscow: Mashinostroenie: Mashinostroenie-Polet, 2005 (JSC Tip. News). 168 p.
13. The curtailment of the American space program. <http://voennovosti.ru/2011/08/svorachivanie-amerikanskoj-kosmicheskoy-programmy>.
14. Encyclopedia Astronautica. Rockoon. <http://www.astronautix.com/lvs/rockoon.htm>.
15. I. Afanasyev, A. Lavrenov. Big Space Club. Moscow: Publishing house «News of Cosmonautics», 2006. P. 68-71.
16. S. N. Zigenenko. One hundred great records of aviation and cosmonautics. Moscow: Veche, 2010. P. 307-310.
17. S. D. Mant. Balloons and high-altitude jumps//Proceedings of the ISTC «Fifth Utkin readings». St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2011. P. 404-411.
18. S. N. Slavin. One Hundred great secrets of cosmonautics. Moscow: Veche, 2012. P. 117-125.
19. A. B. Zheleznyakov. Secrets of American Cosmonautics. Moscow: Eksmo, 2012. P. 99-105. (Series «People in space».)
20. Russian aerospace project «Air Launch». <http://eurasian-defence.ru/node/2644>.
21. Pegasus (rocket). [https://en.wikipedia.org/wiki/Pegasus_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Pegasus_(rocket)).
22. M. N. Ohochinsky. On the possibility of using rockets for vertical sounding of the atmosphere from an aerostatic carrier//Proceedings of the VII Conference «Innovative technologies and technical means of special purpose». St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2015. P. 121-128.
23. M. N. Grigoriev, V. V. Lebedev, M. N. Ohochinsky. Automatic drifting balloons as a logistical factor in the development and environmental protection of the polar regions of the northern hemisphere of the Earth//Proceedings of the IX Conference «Innovative technologies and special-purpose technical means». St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2017. P. 85-102.
24. A. S. Shibanov. Cares of a space architect. M.: Children's literature, 1982. 142 p.
25. M. N. Ohochinsky, O. V. Aripova. Assessment of the possibility of launching small spacecraft into orbit using modern vertical sounding rockets of the atmosphere//The works of Conference «Eighth Utkin Readings». St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2019. P. 116-127.
26. L. N. Byzov, M. N. Ohochinsky. Package of applied programs «CAD of rocket transport systems». St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2005. 116 p.
27. A. L. Isakov. Package of applied CAD programs for ballistic missiles and launch vehicles of space aircraft. St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2014. 110 p.
28. Engineering handbook of Space Technology. 2nd ed., reprint. and additional/Edited by A. V. Solodov. M.: Voenizdat, 1976. 432 p.