

10. Капралова А. С., Чернышов М. В. Тройные конфигурации догоняющих скачков уплотнения в условиях неоднозначности решения // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2017. № 4. С. 46 – 52.
11. Омельченко А. В., Усков В. Н. Оптимальные ударно-волновые системы // Известия РАН. Сер. Механика жидкости и газа. 1995. № 6. С. 118 – 126.
12. Омельченко А. В., Усков В. Н. Оптимальные ударно-волновые системы при ограничениях на суммарный угол поворота потока // Известия РАН. Сер. Механика жидкости и газа. 1996. № 4. С. 142 – 150.
13. Омельченко А. В., Усков В. Н. Экстремальная система «волна разрежения – скачок уплотнения» в стационарном потоке газа // Прикладная механика и техническая физика. 1997. Т. 38. № 3. С. 59 – 68.
14. Омельченко А. В., Усков В. Н. Оптимальные догоняющие скачки уплотнения с ограничениями на суммарный угол поворота потока // Прикладная механика и техническая физика. 1999. Т. 40. № 4. С. 99 – 108.
15. Усков В. Н., Чернышов М. В. Экстремальные ударно-волновые системы в задачах внешней аэродинамики // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21. № 1. С. 15 – 31.
16. Ven-Dor G. Shock Wave Reflection Phenomena. Berlin – Heidelberg – NewYork: Springer, 2007.
17. Васильев Е. И., Крайко А. Н. Численное моделирование дифракции слабых скачков на клине в условиях парадокса Неймана // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1999. Т. 39. № 8. С. 1393 – 1404.
18. Адрианов А. Л., Старых А. Л., Усков В. Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск: Наука, 1995.
19. Hornung H. G. Regular and Mach reflection of shock waves // Annual Review of Fluid Mechanics. 1986. Vol. 18. Pp. 33 – 58.
20. Омельченко А. В., Усков В. Н., Чернышов М. В. Об одной приближенной аналитической модели течения в первой бочке перерасширенной струи // Письма в Журнал технической физики. 2003. Т. 29. Вып. 6. С. 56 – 62.
21. Chanetz B., Chernyshev M. V., Durand A., Ivanov M. S., Khotyanovsky D. V., Kudryavtsev A. N., Omelchenko A. V., Uskov V. N. Analytical, numerical, and experimental investigation of shock wave reflection transition induced by variation of distance between wedges // Proceedings of West East High Speed Flow Fields 2002 Conference (Marseille, France, April 22–26, 2002). Barcelona, Spain: CIMNE, 2003. Pp. 274 – 281.

УДК 629.765 : 551.507.362.1

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ НА ОРБИТУ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ

М. Н. Охочинский, О. В. Арипова

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Речь пойдет о возможности использования современных метеорологических ракет, в основном предназначенных для выполнения вертикального зондирования атмосферы, для выведения на околоземную орбиту малых космических аппаратов (МКА).

Краткая историческая справка. Известно, что первые опыты по вертикальному зондированию атмосферы ракетами относятся еще к 1930-м гг., а первый реальный запуск ракеты для измерения параметров воздушной среды состоялся 11 апреля 1937 г. [1]. Практически

широкая реализация зондирования атмосферы началась в 1950-х гг., когда наряду с переделанными баллистическими ракетами (американский вариант «Фау-2» и ракета собственной разработки – Соrrogal, отечественная Р-5) в разных странах появились небольшие специализированные ракеты, предназначенные для массового зондирования атмосферы [2]. И сегодня ракетный метод вертикального зондирования атмосферы является одним из самых распространенных в метеорологических исследованиях.

Как отмечено в [3], метеорологическая ракета, предназначенная для вертикального зондирования атмосферы, обычно состоит из двух частей: двигательные установки, в ряде случаев оснащенной жидкостными двигателями, в основном же – твердотопливными, и головной части, обычно отделяемой, с измерительной аппаратурой. На участке подъема полет происходит под воздействием двигательной установки с большими ускорениями и со сверхзвуковыми скоростями, поэтому измерительная аппаратура должна обладать высокой прочностью и малой инерционностью.

На участке спуска отделившегося контейнера с аппаратурой обычно применяют парашютную систему для уменьшения скорости движения и, как следствие, повышение частоты и точность измерений, и спасения аппаратуры.

Основные принципы измерений с помощью приборов, установленных на ракете, а также конструкция ракеты были разработаны в СССР в первой половине 1950-х гг., причем основы конструкции и применяемые методы измерений почти не изменились и до настоящего времени. Так, температура атмосферы измеряется термометрами сопротивления, микротермосопротивлениями или с помощью двух манометров с последующим перерасчетом температуры. Используется и звукометрический метод определения температуры, который основан на измерении скорости звука от последовательных взрывов пиротехнических устройств, выбрасываемых из спускающегося на парашюте отсека аппаратуры.

Относительный химический состав атмосферы определяется в основном методами масс-спектрометрии. Давление и плотность атмосферы чаще всего определяются манометрами – мембранными, тепловыми, ионизационными, магнитоэлектрическими. Также для определения плотности существует метод «падающих шаров», поскольку измеряемая скорость падения предмета известных размеров связана с плотностью воздушной среды. При этом горизонтальные перемещения такого шара позволяет определить скорость и направление ветра. Эти величины измеряются также радиолокационным прослеживанием дрейфа отсека аппаратуры, опускающейся на парашюте, или наблюдением за выбрасываемой из контейнера металлической фольгой.

В 1951 г. в СССР впервые в мире была разработана специальная метеорологическую ракету МР-1, которая представляла собой неуправляемую жидкостную ракету нормальной схемы с аэродинамическим стабилизатором с высотой подъема порядка 100 км [4].

На ракете применялся однокамерный ЖРД разработки КБ А. М. Исаева с вытеснительной системой подачи на азотной кислоте и керосине. Для уменьшения влияния неточностей изготовления корпуса без применения сложной системы управления, ракета при пуске закручивалась вокруг продольной оси с помощью спиралевидных направляющих стартовой установки. Для увеличения скорости выхода из вышки на ракете МР-1 устанавливался стартовый ускоритель – связка нескольких пороховых ракетных двигателей от зенитного неуправляемого реактивного снаряда Р-103. ЖРД включался после выхода ракеты из стартовой установки, что фотоснимком ракеты МР-1 в полете.

Как отмечает Ю. Бирюков [4], использование ракеты МР-1 впервые позволили получить комплексные данные о высотном распределении температуры, давления, плотности воздуха, направлений и скорости ветра и проследить их сезонные изменения. Затем успешное решение проблемы разработки мощных и легких твердотопливных ракетных двигателей в СССР позволило создать мобильную метеорологическую ракету МР-100 (М-100), обладавшую вдвое меньшей стартовой массой, чем ракета МР-1. М-100 – двухступенчатая неуправляемая твердотопливная ракета с высотой подъема до 100 км [5]. Ракета оснащена аэродинамическими

стабилизаторами на обеих ступенях. Примененное в РДТТ баллиститное топливо обусловило применение вкладных зарядов. Пуск производился по траектории, близкой к вертикали, из стартовой установки со спиральными направляющими, придающими ракете вращение вокруг продольной оси. Разделение ступеней – по «горячей» схеме, после запуска двигателя второй ступени. Головная часть – контейнер с метеорологической аппаратурой – отделялась на высоте 65 – 70 км.

Позднее была разработана метеорологическая одноступенчатая твердотопливная ракета MMP-06М, при существенно меньшей стартовой массе и габаритах доставлявшая несколько меньшую полезную нагрузку на высоту до 60 км (рис. 1).

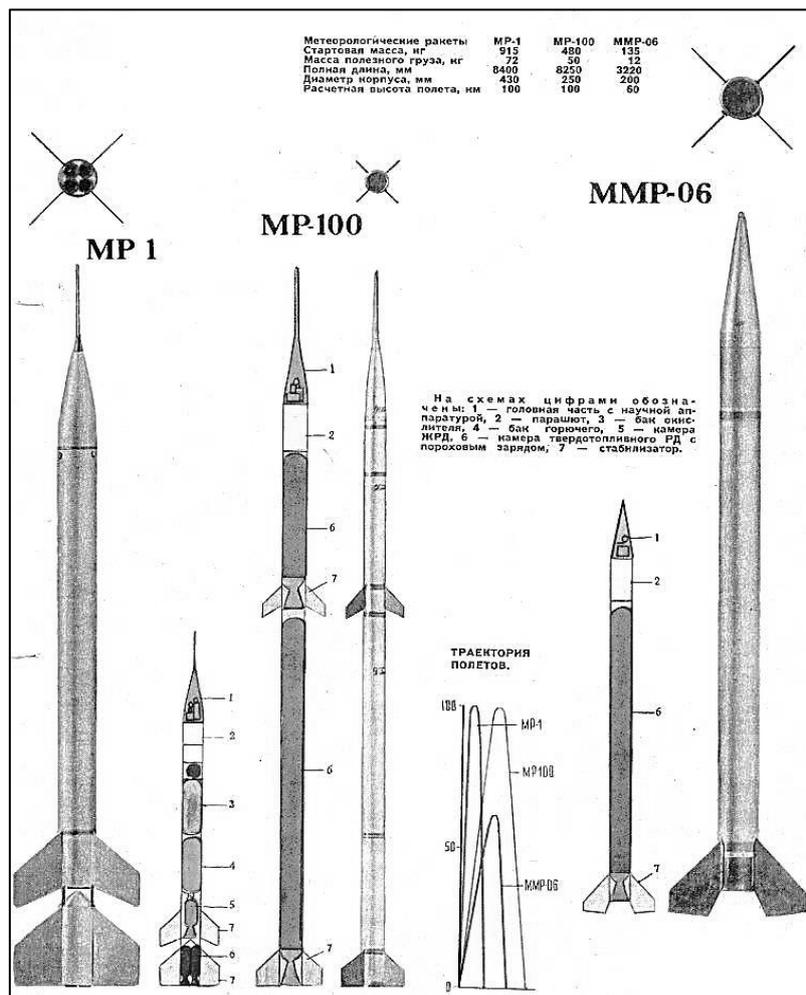


Рис. 1. Конструктивно-компоновочные схемы отечественных метеорологических ракет.
Источник: Техника – молодежи. 1981. №6. С. 40

Первые космические эксперименты. В 1952 – 1956 гг. в США был осуществлен проект «Ракун» (Raccoon, сокращение образовано от словосочетания *Balloon-launched rocket*), заключавшийся в запуске легких геофизических ракет «Дикон» (Deacon) на аэростатах «Скайхук» (Skyhook) со стартом с высоты 15 – 20 км и достижением высот в 80 – 100 км. Экспери-

менты начались первым пуском 21 августа 1952 г. и, как ни странно, продолжались вплоть до 14 апреля 1992 г., когда стартовала 149 ракета. Успешными были 143 пуска, что является достаточно высоким показателем. Считается, что развитие орбитальных систем и надежных ракет-носителей затормозило дальнейшие поиски конструкторов данного проекта [5 – 7].

Проект «*Фарсайд*» [5, 8 – 12]. Первым из проектов запуска ракеты ВЗА с аэростата стал проект ВВС США «*Фарсайд*» (Farside) (исполнитель работ – фирма Aero-nutronic Systems, Inc., разработчик научных приборов – Университет шт. Мэриленд), который первоначально предназначался для выведения полезной нагрузки на высоты порядка 6370 км. Затем, при развитии проекта, основной целью разработчиков стал естественный спутник Земли, обратная, невидимая с поверхности нашей планеты сторона Луны. 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*». Ракета представляла собой четырехступенчатую ракету длиной 7,3 м, скомпонованную из широко применявшихся в то время твердотопливных зондирующих ракет типа «*Рекрут*» и «*Локки*». Первые две ступени ракеты имели аэродинамические стабилизаторы, последующие две стабилизировались путем закрутки. Ракета крепилась в легком трубчатом станке простой конструкции, который позволял ракете стартовать вертикально – сквозь оболочку аэростата.

Всего было выполнено шесть попыток запуска ракеты по проекту «*Фарсайд*», практически все неудачные – либо не выполнялось полетное задание, либо отказывала система управления. Шестая, последняя, попытка состоялась 22 октября 1957 г., и этот пуск стал последним, после него ВВС США свернуло все работы по запуску ракет «*Фарсайд-1*». Неудовлетворительные результаты первой фазы проекта и яростная критика прессы заставили разработчиков отказаться и от продолжения работ по созданию ракеты «*Фарсайд-2*», предназначавшейся для пусков в сторону Луны.

Проект выведения МКА ракетной метеорологического комплекса. В работе [13] в качестве системы запуска МКА рассматривается новая разработанная исследовательская метеорологическая ракета (ИМР) МН-300, высота полета которой составляет около 300 км (рис. 2, рис. 3). Как утверждают авторы работы [13], вполне можно убедиться, что этот вариант отвечает требованиям эффективности.



Рис. 2. Первая ступень ракеты МН-300 (на снимке) останется в неизменном виде, что минимизирует затраты на модернизацию. Фото НПО «Тайфун». Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019

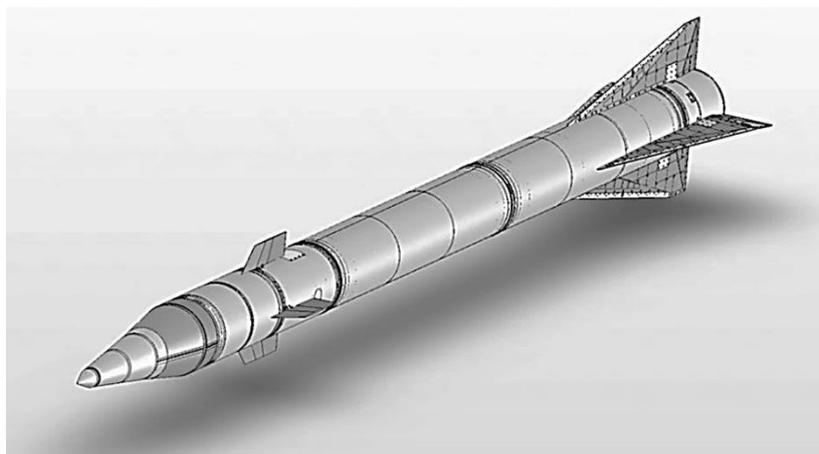


Рис. 3. Общий вид штатной метеорологической ракеты МН-300. Фото НПО «Тайфун».
Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019

ИМР 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. Разработка выполнена НПО «Тайфун». Основные технические характеристики ИМР МН-300 представлены в таблице 1.

Таблица 1
Основные характеристики неуправляемой твердотопливной одноступенчатой ракеты МН-300 [13]

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

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 (рис. 4). Это дает возможность оперативно расширить географию запуска МКА в разных регионах земного шара, как с суши, так и с моря.

На ракете МН-300, утверждается в [13], предлагается вместо штатной целевой нагрузки разместить дополнительно разгонный блок (РБ) массой 70 – 100 кг для придания спутнику скорости на круговых орбитах 250 – 300 км, масса при этом спутника оценивается разработчиками проекта ориентировочно в 15 кг [14]. Все это, в свою очередь, делает возможным запуск роя МКА стоимостью ~ \$0,5 – \$0,6 млн.



Рис. 4. Структура метеорологического комплекса МР-30. НПО «Тайфун».
 Источник: <http://www.rpatyphoon.ru/products/software-hardware/mr30.php>

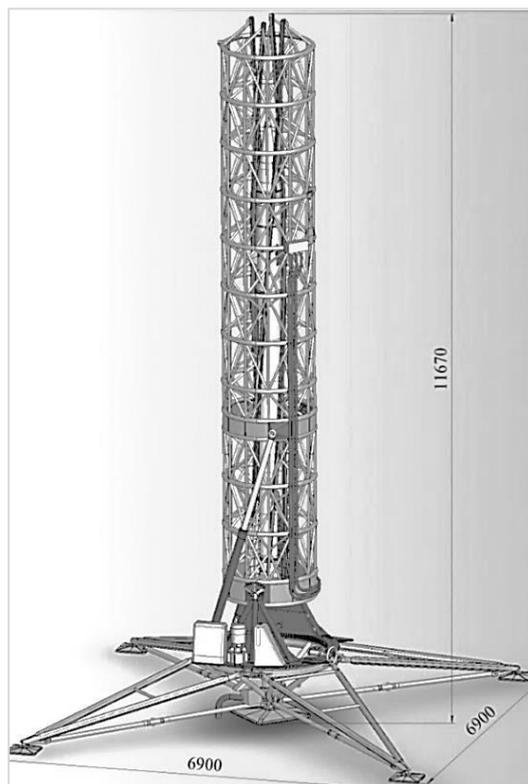


Рис. 5. Пусковая установка ПН-30 с ракетой МН-300. НПО «Тайфун».
 Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019



Рис. 6. Схема выведения МКА с помощью ракеты МН-300 комплекса МР-30.
 Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019

Как указано в [14], новая версия ракеты сохранит в полной мере положительные качества исходной МН-300. Подготовка к старту займет, по оценкам разработчиков, около трех часов, а транспортировка изделия может осуществляться в контейнере, установленном на обычном грузовике или железнодорожной платформе. Также имеются варианты перевозки по воде или самолетом. Запуски будут осуществляться, как и в случае с МН-300, со стартовых комплексов, расположенных около Тикси и на полигоне Капустин Яр, но, в принципе, их можно будет перенести в другие точки – благодаря высокой мобильности пусковой установки (рис. 5, рис. 6).

Впрочем, по последним данным [14], выявился основной недостаток новой ракеты – высокая стоимость отправки одного килограмма полезного груза на орбиту, которая, как оценивают ее разработчики, составляет порядка \$60 тыс. Впрочем, по мнению этих же разработчиков, это может быть компенсировано некими «индивидуальными условиями запуска».

Оценка технических характеристик ракеты-носителя МКА. Для оценки технических характеристик ракеты был использован пакет прикладных программ ППП «САПР РБ», разработанный на кафедре «Ракетостроение» БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова [16].

Этот программный продукт сегодня широко применяется в учебном процессе университета как компьютерная база лекций, практических и лабораторных занятий, исследовательской работы студентов, курсового и дипломного проектирования. Разработка и верификация моделей ППП выполнена с привлечением данных по баллистическим ракетам и ракетам-носителям, которые публиковались в открытой научной печати СССР, Российской Федерации и зарубежных стран. При расчетах обеспечивается инженерная точность результатов расчетов (до 5–10 %).

Для применения ППП необходимо было задать конструктивно-компоновочную схему (ККС) рассматриваемой ракеты, описать основные технические решения, применяемые при ее создании, а также условия функционирования ракеты. С применением методов, описанных в

[17 – 18], учитывая приведенные ранее данные, ККС ракеты в ее одноступенчатом «метеорологическом исполнении» может быть представлена в следующем виде с учетом идеологии, заложенной в ППП «САПР РБ»:

1. Головной отсек – ГО (полезная нагрузка, включающая в свой состав целевое приборное оборудование для метеорологических исследований, систему крепления/отделения полезной нагрузки, головной обтекатель).

2. Приборы управления (собственно приборы управления полетом, источники питания, модуль ГЛОНАСС и т.п.).

3. Приборный отсек – «сухой» отсек для размещения приборов управления.

4. Заряд твердого ракетного топлива РДТТ первой ступени (размещаемый в корпусе РДТТ).

5. Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) – штатный маршевый двигатель ракеты МН-300.

6. Хвостовой отсек («сухой отсек», который присутствует в конструкции изначально).

Для оценки тактико-технических характеристик, необходимых для выполнения расчетов, были использованы фотоматериалы и схемы, приведенные в [13 – 15], а также данные, приведенные в источниках [19 – 22].

Так, длина головного отсека выбрана с учетом необходимости учета пристыкованного к нему отсека рулевого, наличие которого в рамках ППП «САПР РБ» учесть невозможно. При этом для оценки значения этой длины используются изображения, приведенные [13 – 15].

Анализ видеозаписи и фотографий, размещенных на сайте [19], позволяет оценить стартовую тяговооруженность метеороракеты ($TVP \approx 3.0$), а данные, приведенные в [20 – 21], дают возможность задать основные характеристики твердого топлива (как отмечено в [19], «на основе каучуковых смесей»).

Заряд по форме выбран «звездчатым», поскольку именно такая форма центрального канала относительно легко обеспечивает требуемое значение тяговооруженности. При этом время горения подобного заряда при указанно калибре ракеты составит порядка 15 – 18 с. Давление в камере двигателя и на срезе сопла выбраны по рекомендациям, изложенным в [16, 20, 21].

В таблице 2 показана сводка необходимых исходных данных для выполнения расчета с помощью ППП «САПР РБ» для указанной выше компоновки метеорологической ракеты. При выполнении расчетов был реализован режим оценки максимальной высоты полета ракеты при известных значениях ее стартовой массы и массе полезной нагрузки.

Таблица 2
Тактико-технические характеристики метеорологической ракеты МН-300

Характеристика ракеты	Значение
<i>Тактико-технические характеристики ракеты (исходные)</i>	
<i>Условия старта</i>	
Высота старта над уровнем моря, км	0
Скорость носителя вертикальная в момент старта, м/с	0
Стартовый угол по отношению к местному горизонту, рад	1.57
Угол наклона траектории в конце активного участка, рад	1.5
<i>Ракета в целом</i>	
Масса ракеты стартовая полная, кг	1550
Масса полезной нагрузки, кг	150
Диаметр корпуса максимальный, м	0,445
Длина ракеты полная, м	8,012
Стартовая тяговооруженность	2.5

Таблица 2 (окончание)

<i>Полезная нагрузка</i>	
Масса ГО (включая полезную нагрузку и обтекатель), кг	150
Длина ГО (с учетом рулевого отсека), м	3,4
Наибольший диаметр ГО, м	0,445
Наименьший диаметр ГО, м	0,1
<i>Приборный отсек</i>	
Силовая схема приборного отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса приборного отсека	АМг6
<i>РДТТ и заряд ТРТ маршевой ступени</i>	
Количество сопел	1
Коэффициент утолщенности сопла	0
Форма заряда твердого топлива	звездчатый
Плотность топлива, кг/м ³	1750
Удельный импульс земной, м/с	2400
Удельный импульс пустотный, м/с	2660
Давление в камере РДТТ, атм	70
Давление на срезе сопла, атм	0,8
<i>Хвостовой отсек</i>	
Силовая схема хвостового отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса хвостового отсека	АМг6
<i>Результаты расчета с помощью ППП «САПР РБ»</i>	
Масса ракеты стартовая полная расчетная, кг	1549
Относительная масса топлива расчетная	0,732
Длина ракеты полная (расчетное значение), м	7,53
Скорость ракеты в конце активного участка, м/с	2600
Высота окончания активного участка, км	59,0
Высота подъема максимальная, км	332,0

Результаты моделирования ракеты МН-300, приведенные в отдельном разделе таблицы 2, показывают, что составленная модель ракеты адекватно отражает ее действительные характеристики.³

Далее была составлена ККС модернизированного – «космического» – варианта компоновки ракеты:

1. Головной отсек – ГО (полезная нагрузка, включающая выводимый на орбиту МКА, систему крепления/отделения полезной нагрузки, сбрасываемый головной обтекатель).
2. Приборы управления (собственно приборы управления полетом, источники питания, модуль ГЛОНАСС и т.п.).
3. Приборный отсек – «сухой» отсек для размещения приборов управления.
4. Заряд твердого ракетного топлива РДТТ второй ступени.
5. РДТТ второй ступени – в данном случае имеется в виду корпус РДТТ со всеми необходимыми системами и агрегатами за исключением собственно заряда твердого топлива, который размещается в отсеке штатной целевой нагрузки ракеты МН-300.

³ – Различия в расчетном и реальном значении длины ракеты (~6%) связаны, во-первых, с особенностями расчета длин «сухих» отсеков в ППП «САПР РБ» («расчетные отсеки» всегда оказываются несколько короче реальных объектов) и, во-вторых, с отсутствием точных сведений о реальных характеристиках твердого ракетного топлива, используемого в двигателе ракеты.

6. Переходной отсек («сухой отсек»), соединяющий вторую ступень и ракетный блок первой ступени, и обеспечивающий разрыв кинематических связей при отделении первой ступени).

7. Заряд твердого ракетного топлива РДТТ первой ступени.

8. РДТТ первой ступени – штатный маршевый двигатель ракеты МН-300.

9. Хвостовой отсек («сухой отсек»).

Характеристики разгонного блока оценены, исходя из данных источников [13 – 14] и фотоизображений, приведенных в источнике [19] (стоит напомнить, что, по мнению разработчиков, и полная масса, и длина ракеты значительно не изменятся).

Сводка исходных для расчетов с применением ППП «САПР РБ» данных приведена в таблице 3; там же даны основные результаты моделирования ракеты в «космическом» варианте.

Таблица 3
Тактико-технические характеристики «космического» варианта ракеты МН-300

Характеристика ракеты	Значение
<i>Тактико-технические характеристики ракеты (исходные)</i>	
<i>Условия старта</i>	
Высота старта над уровнем моря, км	0
Скорость носителя вертикальная в момент старта, м/с	0
Стартовый угол по отношению к местному горизонту, рад	1,57
<i>Ракета в целом</i>	
Масса ракеты стартовая полная, кг	1550
Масса полезной нагрузки, кг	15
Диаметр корпуса максимальный, м	0,445
Длина ракеты полная, м	8,012
<i>Полезная нагрузка</i>	
Масса ГО (включая полезную нагрузку и обтекатель), кг	30
Длина ГО, м	1,2
Наибольший диаметр ГО, м	0,445
Наименьший диаметр ГО, м	0,1
<i>Приборный отсек</i>	
Силовая схема приборного отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса приборного отсека	АМгб
<i>РДТТ и заряд ТРТ второй ступени</i>	
Стартовая тяговооруженность (исходная для расчета)	1,7
Коэффициент утолщенности сопла	0
Количество сопел	1
Форма заряда твердого топлива	звездчатый
Плотность топлива, кг/м ³	1750
Удельный импульс земной, м/с	2400
Удельный импульс пустотный, м/с	2600
Давление в камере РДТТ, атм	70
Давление на срезе сопла, атм	0,4
<i>РДТТ и заряд ТРТ первой ступени</i>	
Стартовая тяговооруженность	3,0
Количество сопел	1
Коэффициент утолщенности сопла	0
Форма заряда твердого топлива	звездчатый
Плотность топлива, кг/м ³	1750

Таблица 3 (окончание)

Удельный импульс земной, м/с	2400
Удельный импульс пустотный, м/с	2600
Давление в камере РДТТ, атм	70
Давление на срезе сопла, атм	0,8
<i>Хвостовой отсек</i>	
Силовая схема хвостового отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса хвостового отсека	АМгб
<i>Результаты расчета с помощью ППП «САПР РБ»</i>	
Относительная масса топлива первой ступени – расчетная	0,753
Относительная масса топлива второй ступени – расчетная	0,722
Скорость ракеты в конце активного участка второй ступени – расчетная, м/с	5080

Таким образом, результаты моделирования не позволяют сделать однозначный вывод о возможности запуска малых космических аппаратов массой 15 кг с помощью носителя, созданного в соответствии с описаниями, приведенными в [13 – 14], на базе метеорологической ракеты МН-300. Имеет место существенный недобор конечной скорости выводимого аппарата, которая оказалась существенно меньше первой космической. Можно предположить, что для полноценного моделирования метеорологической ракеты, модернизируемой в ракету-носитель, в источниках, доступных авторам, не хватает достоверных сведений.

Библиографический список

1. *Агалаков В. С., Сире А. Ш.* Метеорологические ИСЗ. М.: Знание, 1977.
2. *Охочинский М. Н.* Краткая история отечественного ракетостроения: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2015.
3. *Кокин Г. А.* Метеорологическая ракета [электронный ресурс]. URL: <https://slovar.cc/enc/bse/2017567.html>. Дата обращения – 12.11.2017.
4. *Бирюков Ю.* Первые метеорологические // Техника - молодежи. 1981. №6. С. 40 – 41. (Историческая серия, цикл 13: советские экспериментальные и научно-исследовательские ракеты).
5. *Охочинский М. Н.* 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.
6. *Сворачивание американской космической программы.* [Электронный ресурс]. URL: <http://voennovosti.ru/2011/08/svorachivanie-amerikanskoj-kosmicheskoy-programmy/>. Дата обращения – 12.11.2017.
7. Encyclopedia Astronautica. Rockoon. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.astronautix.com/lvs/rockoon.htm>. Дата обращения – 12.11.2017.
8. *Афанасьев И., Лавренов А.* Большой космический клуб. М.: ИД «Новости космонавтики», 2006. С. 68 – 71.
9. *Зигуненко С. Н.* Сто великих рекордов авиации и космонавтики. М.: Вече, 2010. С. 307 – 310.
10. *Мант С. Д.* Аэростаты и высотные прыжки // В сб.: «Труды МНТК «Пятое Уткинские чтения». СПб: БГТУ «Военмех», 2011. С. 404 – 411.
11. *Славин С. Н.* Сто великих тайн космонавтики. М.: Вече, 2012. С. 117 – 125.
12. *Железняков А. Б.* Тайны американской космонавтики. М.: Эксмо, 2012. С. 99 – 105. (Серия «Люди в космосе»).
13. *Костев Ю. В., Мезенова О. В., Позин А. А., Шершаков В. М.* Система запуска малых космических аппаратов // Известия вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 482 – 488.

14. Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20 февраля 2019 г., № 31 (30263).
15. Ракетные геофизические исследования. Научно-производственное объединение «Тайфун». [Электронный ресурс]. URL: <http://www.rpatyphoon.ru/products/software-hardware/mr30.php>. Дата обращения – 12.11.2017.
16. Бызов Л. Н., Охочинский М. Н. Пакет прикладных программ «САПР ракетных транспортных систем»: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2005.
17. Охочинский М. Н.: Информационно-аналитическая работа в ракетостроении: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2006.
18. Григорьев М. Н., Охочинский М. Н., Вагнер И. В. Логистический подход к проекту создания российской лунной базы // Инновации. 2016. № 7 (213). С. 14 – 19.
19. Запуск геофизической ракеты в п. Тикси // Институт космофизических исследований и аэронауки им. Ю. Г. Шафера СО РАН. [Электронный ресурс]. URL: <http://old.ikfia.ysn.ru/119-video-ikfia/377-pusk.html/>.
20. Шишков А. А., Панин С. Д., Румянцев Б. В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М: Машиностроение, 1989.
21. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива / Под ред. В. Е. Алемасова. М: Машиностроение, 1987.
22. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, перераб. и доп. / Под ред. А. В. Солодова. М.: Воениздат, 1976.

УДК 539.37

НЕЛИНЕЙНЫЙ ИЗГИБ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПЛАСТИЧЕСКИ АНИЗОТРОПНЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СПЛАВОВ

Г. В. Павилайнен, Д. В. Лачугин, М. Е. Намазов

Санкт-Петербургский государственный университет

Металлические балки различных профилей и круглые пластины являются составными частями конструкций, используемых при строительстве различных платформ: буровых, стартовых, наблюдательных и т.п. В предлагаемой работе на основе классических подходов теории упругости и пластичности рассматривается общий подход к исследованию задачи упругопластического изгиба горизонтальных и вертикальных балок, круглых тонких пластин, равномерно нагруженных по одной из поверхностей, изготовленных из листового проката, обладающего свойствами трансверсальной изотропии и эффектом разносопротивляемости растяжению и сжатию (эффект SD) при пластической деформации. Для таких материалов, а к ним относятся конструкционные стали, экспериментальные исследования показывают существенные качественные и количественные отличия в процессе упругопластического изгиба [1,2] по сравнению с изотропными материалами.

Упругопластическая задача изгиба для изотропной балки решена Л. М. Качановым [3], для пластины решение получено В. В. Соколовским [4], который построил разрешающую систему нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка относительно неизвестной функции границы $F(x)$ между упругой и пластическими частями пластины и функции $J(x)$, связанной тригонометрическими соотношениями с параметрами кривизны

Упругопластическая задача для трансверсально-изотропной круглой пластины, которая имеет различные пределы текучести в плоскости пластины и в направлении, перпендикулярном этой плоскости решены в [5, 6], а с учетом эффекта SD в [7, 8]. Критерий текучести в этих работах выбран в виде, предложенным в [9]. Для балок аналогичные задачи решены в [10,11].