



ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ "РОСКОСМОС"

Федеральное государственное унитарное предприятие
"ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ИНСТИТУТ МАШИНОСТРОЕНИЯ" (ФГУП ЦНИИмаш)



ул. Пионерская, д.4, городской округ
Королёв, Московская область, 141070

Тел. (495) 513-59-51
Факс (495) 512-21-00

E-mail: corp@tsniimash.ru
http://www.tsniimash.ru

ОКПО 07553682, ОГРН 1025002032791
ИНН/КПП 5018034218/501801001

14.02.2019 исх. № 9003-27

На исх. № _____ от _____

Ученому секретарю диссертационного совета
Д 212.125.12, ФГБОУ «Московский
авиационный институт (национальный
исследовательский университет) (МАИ)
Старкову А.В.

125993 Москва, А-80, ГСП-3,
Волоколамское ш., д.4.

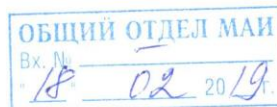
ОТЗЫВ

официального оппонента о диссертации Торреса Санчеса Карлоса Херардо на
тему: «**Методика формирования схемно-технических решений малых
автоматических космических спускаемых аппаратов**», представленной на
соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.13.01
«Системный анализ, управление и обработка информации
(Авиационная и ракетно-космическая техника)»

Актуальность темы исследования

Существенными факторами, сдерживающими развитие космонавтики, являются высокая стоимость создания и длительный производственный цикл изготовления космических аппаратов различного назначения. В качестве ответа на этот вызов следует рассматривать успешное развитие направления, связанного с малыми космическими аппаратами.

Быстрота сборки и небольшая стоимость малых космических аппаратов резко снизили барьер выхода на рынок космической техники, вначале – университетов, а затем – малого и венчурного бизнеса, позволили многим странам Латинской Америки (Мексике, Бразилии, Аргентине), Африки и Азии развивать собственные космические программы.



019006 *

Дальнейшие шаги в этом направлении связаны с усложнением космических миссий, прежде всего, - с использованием малых космических аппаратов для транспортных операций в космосе и в околопланетном пространстве, включая спуск и посадку на поверхность Земли и планет. Это позволяет существенно повысить эффективность космических исследований и отработки технологий и, вместе с тем, снизить требуемые финансовые затраты.

В этой связи **актуальность** диссертационной работы Торреса Санчеса Карлоса Херардо, посвященной разработке методики формирования схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов (МАКСА), предназначенных, в том числе, для возврата полезной нагрузки с результатами исследований и экспериментов, проведенных на орбите Земли, на ее поверхность, а также для возврата грунта с Луны, Марса, Фобоса, астероидов и других небесных тел, не вызывает сомнений.

Степень обоснованности научных положений, выводов и рекомендаций, сформулированных в диссертации

Основное содержание и цель диссертационной работы составляют исследования по разработке методики формирования схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов.

Материалы диссертации, изложены в четырех главах в логической последовательности, в достаточном для формулировки выводов объеме и на техническом языке, понятном для специалистов по выбранной теме.

В 1-й главе, сформулирована задача выбора схемных решений и основных проектных параметров систем торможения МАКСА, относящаяся к проектным задачам высокого уровня, в ходе решения которой определяется облик исследовательского космического аппарата в целом.

Суть задачи, сформулированной автором, состоит в следующем: исходя из условий эксплуатации и назначения МАКСА, необходимо выбрать варианты схемных решений спускаемого аппарата, наиболее приемлемые по критерию конструктивного совершенства (отношения массы полезной нагрузки к массе МАКСА), обеспечивающие минимальные массовые характеристики систем торможения. При этом необходимо выполнить ряд ограничений, обусловленных условиями полета МАКСА и задачами экспедиции (например, ограничения по допустимой перегрузке, тепловым потокам, скоростному напору при вводе парашютных систем на траектории спуска в атмосфере и др.). Причем, наилучшие проектные параметры МАКСА должны определяться путем исследования траекторий спуска при экстремальных условиях.

В главе разработаны методическая и алгоритмические схемы решения поставленной задачи. В качестве базовой платформы для расчетов была выбрана унифицированная космическая платформа (УКП) «КАРАТ», разработанная НПО им. С.А. Лавочкина и предназначенная для создания на её базе микроспутников различного назначения.

2-я глава посвящена разработке методики формирования схемно-технических решений по выбору формы, средств торможения МАКСА в атмосфере, последовательности этапов траекторных операций и проектных параметров тепловой защиты, с учетом экстремальных условий функционирования спускаемого аппарата. В методике использованы известные математические модели функционирования систем МАКСА (модель движения, аэродинамические модели, тепловые модели, конструктивно-прочностные модели), адаптированные к выбору и оценке основных параметров малого аппарата на ранних этапах проектирования.

Кроме того, в методике используются разработанные автором:

- алгоритмы определения проектных параметров МАКСА в области экстремальных условий их функционирования на основе метода эквивалентных возмущений Доступова;

- ряд новых полуэмпирических зависимостей для оценки проектных параметров МАКСА (например, диаметра лобового аэродинамического экрана от массы аппарата, массы тепловой защиты от уровня тепловой нагрузки, зависимости последней от давления торможения газового потока и др.).

На основе этих зависимостей установлены границы применимости теплозащитных материалов соответствующей плотности для любой пары значений теплового потока и полного давления.

В 3-й главе приведены результаты численного моделирования. В качестве программных средств моделирования МАКСА автором использовались стандартные пакеты программ MATLAB (для оценки параметров тормозного устройства на основе моделирования основных траекторных параметров и тепловых режимов МАКСА на всех этапах спуска) и SolidWorks Flow (для численного определения общих аэродинамических коэффициентов). В работе проведены расчеты для различных геометрических конфигураций лобового экрана и корпуса МАКСА. Для каждого варианта была получена зависимость коэффициента лобового сопротивления от чисел Маха.

Представляют интерес результаты статистического моделирования экстремальных условий функционирования МАКСА. При вероятностном подходе, в частности, могут быть обоснованы выигрыши по массе (по сравнению с детерминированным подходом к моделированию функционирования МАКСА в экстремальных условиях):

- теплозащитного покрытия - до 4%;
- парашютной системы - до 2%.

В главе 4 автором обобщены особенности проектирования малых спускаемых аппаратов в международной кооперации. Отмечено, что в Мексике планы по созданию и развитию космической инфраструктуры являются неотъемлемой частью национального плана развития экономики.

Исходные данные, использованные в работе, представительны как по составу, так и по объему. Научные положения, выводы и рекомендации, сформулированные автором, являются **теоретически обоснованными**.

Достоверность полученных результатов подтверждается корректным использованием математического аппарата, а также четкой формулировкой допущений и условий, в рамках которых проводились расчеты и были получены основные результаты.

Соискатель в ходе исследований получил следующие результаты, обладающие **научной новизной**:

- результаты сравнения с помощью разработанной методики проектного облика спускаемых аппаратов (СА) с жестким аэродинамическим тормозным экраном (АТЭ) с СА, оснащенным надувным тормозным устройством (НТУ); сравнение показало, что отношение массы полезной нагрузки к общей массе СА в первом случае составляет 40-60%, во втором – 10-25%;

- схемообразующие признаки МАКСА и их взаимные связи, предназначенные для формирования проектного облика аппарата;

- алгоритмы и комплекс программного обеспечения, позволяющие проводить предварительную проектную оценку и сравнительный анализ схем торможения в атмосфере Земли с использованием одно- и двух- каскадной парашютной системы, СА с НТУ и жестким АТЭ, а также оценивать влияние вероятностного характера внешних условий, исходных данных и разброса проектных параметров на массовые характеристики МАКСА;

- полуэмпирические соотношения, выведенные на основе сравнительного анализа параметров разработанных в России и за рубежом СА и зондов (зависимости диаметра аэродинамического тормозного экрана от массы аппарата, массы теплозащитного покрытия от величины тепловой нагрузки на АТЭ, величины этой нагрузки от давления заторможенного газового потока, набегающего на АТЭ, и др.); эти соотношения могут быть использованы для оценки конструктивных параметров МАКСА на начальных стадиях проектирования.

Автор показал, что МАКСА могут быть выделены в особый подкласс атмосферных аппаратов и зондов для проведения контактных исследований планет Солнечной Системы и возврата образцов научных исследований на Землю.

Значимость результатов диссертации для науки и практики заключается в возможности использования разработанной методики формирования схемно-технических решений в процессе проектирования малых автоматических космических спускаемых аппаратов.

Теоретическая значимость выполненного исследования состоит в развитии прикладных аспектов теории принятия решений в условиях неопределенности с использованием метода эквивалентных возмущений.

Практическая значимость результатов исследования заключается в возможности их использования при разработке проектов новых миссий по возврату грунта с Луны, Марса, Фобоса, предусмотренных Программой фундаментальных космических исследований; при расширении программы исследований с помощью малых автоматических аппаратов на орбите Земли. Кроме того, разработанная методика может быть полезной при подготовке совместных предложений для проектов создания малых автоматических аппаратов в международной кооперации.

Конкретные рекомендации по использованию результатов и выводов диссертации

Результаты и выводы диссертации могут быть использованы при формировании и реализации технических предложений по созданию МАКСА в международной кооперации, в частности, в сотрудничестве с Мексиканским Космическим Агентством.

Оценка содержания, завершенности и качества оформления работы

Диссертация обладает внутренним единством, выводы и рекомендации логически вытекают из проведенных исследований и тематически связаны между собой, направлены на достижение основной цели исследований. В итоге работы получен законченный результат, что позволяет считать диссертацию в целом завершенной.

Диссертация качественно оформлена, хорошо иллюстрирована, содержит представительный список использованных источников. Материал изложен грамотным языком, убедительно аргументирован.

Автореферат правильно и достаточно подробно отражает основные положения и выводы диссертации, стиль изложения способствует пониманию содержания работы.

Диссертация и автореферат оформлены в соответствии с требованиями ГОСТ Р 7.0.11-2011 «Диссертация и автореферат диссертации. Структура и правила оформления».

Апробация и публикация основных результатов

Диссертация представляет собой единолично написанную квалификационную работу. Личный вклад соискателя подтвержден соответствующими публикациями (в т.ч. в 3-х изданиях, рекомендованных ВАК России и приравненных к ним) и выступлениями автора на 9 международных и Всероссийских конференциях.

Вместе с тем, на мой взгляд, представленная диссертационная работа имеет **ряд недостатков:**

1. Не достаточно корректно сформулирована цель работы, совпадающая по смыслу с названием диссертации. Из текста автореферата следует, что целью работы являлся, в сущности, рациональный выбор облика и проектных параметров МАКСА.

2. Не приведено обоснование использования метода эквивалентных возмущений (метода Б.Г.Доступова) для решения поставленной задачи и его сравнение с традиционными методами статистического анализа, - например с методом статистического моделирования (методом Монте-Карло).

3. В работе приведены примеры использования методики только для выбора по результатам сравнения пар вариантов: жесткий АТЭ – НТУ, один парашют – два парашюта, материал ТЗП низкой плотности – материал высокой плотности, и т.д. В то же время, отсутствуют примеры использования разработанной методики для формирования схемно-технических решений спуска и посадки СА с заданной массой полезной нагрузки для выбранных условий входа в атмосферу.

4. Ссылки на источники информации, используемой в работе, не всегда конкретны и точны. В результате не всегда из текста диссертации удается определить, получены ли приводимые количественные характеристики в результате расчетов автора или заимствованы из других источников (например, коэффициенты аэродинамического сопротивления в табл. 2.5 при различных числах Маха).

Заключение

1. В диссертации решена актуальная научно-техническая задача разработка методики формирования схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов, предназначенных для доставки полезной нагрузки, в частности, возврата полезной нагрузки с результатами исследований и экспериментов, проведенных на орбите Земли, на ее поверхность, а также возврата грунта с Луны, Марса, Фобоса, астероидов и других небесных тел., соответствующая паспорту выбранной специальности 05.13.01 «Системный анализ, управление и обработка информации (Авиационная и ракетно-космическая техника)»

2. Отмеченные замечания и недостатки не являются определяющими при общей оценке диссертационной работы и не ставят под сомнение ее научную и практическую ценность, а также выводы и рекомендации, полученные автором.

3. Диссертация представляет собой завершенную научно-квалификационную работу на актуальную тему, связанную с разработкой методики формирования схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов.

Считаю, что по своей актуальности, научной новизне, степени обоснованности и практической значимости полученных результатов

