

ЗАКЛЮЧЕНИЕ
коллегии
по результатам рассмотрения ☒ возражения ☐ заявления

Коллегия в порядке, установленном пунктом 3 статьи 1248 части четвертой Гражданского кодекса Российской Федерации, введенной в действие с 1 января 2008 г. Федеральным законом от 18 декабря 2006 г. №231-ФЗ, в редакции, действовавшей на дату подачи возражения, и Правилами рассмотрения и разрешения федеральным органом исполнительной власти по интеллектуальной собственности споров в административном порядке, утвержденными приказом Министерства науки и высшего образования Российской Федерации и Министерства экономического развития Российской Федерации от 30.04.2020г. №644/261, зарегистрированным в Министерстве юстиции Российской Федерации 25.08.2020 № 59454, с изменениями, внесенными приказом Минобрнауки России и Минэкономразвития России от 23.11.2022 № 1140/646 (далее – Правила ППС), рассмотрела возражение Петрищева В.Ф. (далее – заявитель), поступившее 14.04.2025, на решение от 25.10.2024 Федеральной службы по интеллектуальной собственности (далее – Роспатент) об отказе в выдаче патента на изобретение по заявке №2023134572, при этом установлено следующее.

Заявлена группа изобретений “Многоразовая космическая транспортная система для полёта на Марс с последующим возвращением и способ её полёта”, совокупность признаков которой изложена в формуле, представленной в материалах заявки на дату ее подачи, в следующей редакции:

“1. Многоразовая космическая транспортная система для полета на Марс с последующим возвращением, содержащая блочные первую и вторую ступени, марсианский космический корабль (МКК), а также систему аварийного спасения (САС), отличающаяся тем, что каждый из блоков первой ступени содержит маршевые двигатели, которые после отработки на активном участке

выведения обеспечивают управляемое движение при спуске в атмосфере всей ступени в сборе без расстыковки блоков по реактивному способу, каждый из блоков второй ступени содержит на боковой стороне телескопический выдвигаемый за боковую поверхность блока стыковочный узел, обеспечивающий заправку баков блока топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения на орбиту второй ступени, узел несущего винта, маршевые двигатели и створки хвостового обтекателя, обеспечивающие после облета Марса управляемое движение в атмосфере Земли “по-вертолетному” в режиме авторотации и мягкую посадку с раскрытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор, МКК содержит маршевые двигатели, на боковой стороне содержит телескопический выдвигаемый за боковую поверхность стыковочный узел, обеспечивающий заправку баков топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения МКК на орбиту, узел несущего винта, обеспечивающий спуск в атмосфере Марса и в атмосфере Земли “по-вертолетному” в режиме авторотации, створки хвостового обтекателя, обеспечивающие мягкую посадку на Марс и на Землю с раскрытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор, при этом блоки обеих ступеней и МКК имеют ограниченный диаметр.

2. Система по п. 1, отличающаяся тем, что первая ступень представляет собой пакетную схему, содержащую девятнадцать одинаковых блоков, один центральный, шесть расположены по окружности вокруг него и остальные двенадцать периферийных вокруг последних образуют в поперечном сечении гексагональную форму, каждый из блоков оснащен топливными баками и метановыми маршевыми двигателями, обеспечивающими после отработки на активном участке выведения на орбиту управляемое движение при спуске в атмосфере всей ступени в сборе без расстыковки блоков по реактивному способу, периферийные блоки оснащены коническими головными обтекателями, не отделяемыми перед спуском ступени, ступень снабжена системой управления на базе бортовой цифровой вычислительной машины

(БЦВМ), аппаратурой потребителя системы глобального навигационного позиционирования (СГНП), реактивными двигателями ориентации и решетчатыми рулями на периферийных блоках, при этом оставшегося в баках запаса топлива после отключения двигателей на участке выведения достаточно для посадки ступени на посадочную площадку, расположенную в районе старта системы, а при посадке используются выдвижные посадочные опоры каждого блока.

3. Система по п. 2, отличающаяся тем, что вторая ступень, выполняющая также функцию третьей ступени после выведения на орбиту и заправки топливных баков танкером-заправщиком, представляет собой пакетную схему, содержащую шесть одинаковых блоков, установленных перед стартом вокруг центрального блока, в качестве которого устанавливается МКК, через решетчатые проставки, закрывающие двигатели второй ступени и МКК, на соответствующие блоки первой ступени, каждый из блоков имеет корпус из нержавеющей стали и с наветренной стороны покрыт теплозащитными плитками, оснащен топливными баками и метановыми маршевыми двигателями, системой управления на базе БЦВМ, аппаратурой потребителя СГНП, реактивными двигателями ориентации, радиоизотопными термоэлектрическими генераторами, на боковой подветренной стороне каждого из блоков, повернутых подветренной стороной в противоположную от продольной оси системы сторону, под открываемой крышкой установлен телескопический выдвижаемый за боковую поверхность блока стыковочный узел, обеспечивающий заправку баков блока топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения второй ступени с МКК на околоземную орбиту, на верхнем шпангоуте каждого блока под двухстворчатым головным обтекателем установлен несущий винт, который после отделения головного обтекателя на активном участке траектории выведения системы и после подлета к Марсу по облетной траектории вокруг Марса, отделения блоков второй ступени от МКК, облета Марса и автономного

возвращения к Земле обеспечивает спуск блока в атмосфере Земли и мягкую посадку в районе старта системы “по-вертолетному” в режиме авторотации, титановые лопасти которого перед стартом системы уложены вдоль корпуса блока и закреплены в нижних частях скобами на пироболтах, а на хвостовом отсеке каждого блока перед стартом системы установлены четыре поворотные подпружиненные в открытом состоянии створки хвостового обтекателя, каждая из которых содержит титановый силовой набор, закрытый снаружи силовой теплозащитной плитой, створки хвостового обтекателя закреплены в своей нижней части на решетчатой проставке скобами на пироболтах и в сложенном состоянии обеспечивают надежную защиту хвостового отсека блока от тепловых и механических нагрузок при движении блока с гиперзвуковой скоростью в атмосфере Земли по траектории спуска хвостовой частью по направлению вектора скорости движения и мягкую посадку блока на завершающем участке полета с использованием створок хвостового обтекателя в разложенном состоянии в качестве посадочных опор.

4. Система по п. 3, отличающаяся тем, что корпус МКК изготовлен из нержавеющей стали и с наветренной стороны покрыт теплозащитными плитками, оснащен метановыми маршевыми двигателями, системой управления на базе БЦВМ, аппаратурой потребителя СГНП, реактивными двигателями ориентации, радиоизотопными термоэлектрическими генераторами и топливными баками, не заправляемыми перед стартом системы, установлен через решетчатую проставку на центральный блок первой ступени и соединен с блоками второй ступени, на боковой подветренной стороне в верхней части МКК под открываемой крышкой установлен телескопический выдвижимый за боковую поверхность корпуса стыковочный узел, обеспечивающий заправку МКК топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения второй ступени и МКК на околоземную орбиту, на верхнем шпангоуте МКК установлена двигательная установка (ДУ) САС, отделяемая на активном участке траектории выведения на околоземную орбиту, а под ней установлен

двухстворчатый головной обтекатель, под которым установлен несущий винт, обеспечивающий спуск в атмосфере Марса в заданном районе и в атмосфере Земли в районе старта системы “по-вертолетному” в режиме авторотации, титановые лопасти которого перед стартом системы уложены вдоль корпуса МКК и закреплены в нижних частях скобами на пироболтах, а на хвостовом отсеке МКК перед стартом установлены четыре поворотные подпружиненные в открытом состоянии створки хвостового обтекателя, каждая из которых содержит титановый силовой набор, закрытый снаружи силовой теплозащитной плитой, створки хвостового обтекателя закреплены в нижних частях на решетчатой проставке между центральным блоком первой ступени и МКК скобами на пироболтах и в сложенном состоянии обеспечивают надежную защиту хвостового отсека блока от тепловых и механических нагрузок при движении блока с гиперзвуковой скоростью по траектории спуска в атмосферах Марса и Земли хвостовой частью по направлению вектора скорости движения, и мягкую посадку МКК на Марс и на завершающем участке полета мягкую посадку на Землю с использованием створок хвостового обтекателя в разложенном состоянии в качестве посадочных опор.

5. Система по п. 5, отличающаяся тем, что на каждом из шести блоков второй ступени и на МКК сверху под ДУ САС установлены головные обтекатели конической формы, состоящие из двух створок, каждая из которых снабжена системой управления на базе БЦВМ, аппаратурой потребителя СГНП, содержит закрепленную в нижней части в сложенном состоянии подушку безопасного приземления, инерциальные датчики движения и несущий винт, который обеспечивает спуск в атмосфере Земли “по-вертолетному” в режиме авторотации и управляемое движение для мягкой посадки створки в заданном районе после раскрытия и отделения створок в заданное время, а для защиты несущих винтов створок на активном участке траектории над ними устанавливается отделяемый малый головной обтекатель сферической формы.

6. Способ полета многоразовой космической транспортной системы для полета на Марс с последующим возвращением, состоящий из последовательной отработки двигателей первой, а затем второй ступени системы, отличающийся тем, что после выключения двигателей первой ступени она отстыковывается от второй ступени и в нерасстыкованном виде с сохраненным резервом топлива осуществляет посадку в районе старта системы реактивным способом с использованием маршевых двигателей, реактивных двигателей ориентации, а также решетчатых рулей, установленных на периферийных блоках, при посадке используются выдвижные посадочные опоры каждого блока, а до выключения двигателей второй ступени в заданные моменты времени осуществляется отделение ДУ САС, малых головных обтекателей и створок головных обтекателей МКК и блоков второй ступени, после чего начинается управляемый спуск и мягкая посадка в заданном районе каждой отделившейся створки с использованием несущего винта “по-вертолетному” в режиме авторотации, а после выведения второй ступени с МКК на околоземную орбиту осуществляется последовательная заправка баков блоков второй ступени и МКК компонентами топлива танкером-заправщиком с использованием выдвижных телескопических стыковочных узлов блоков с открываемыми крышками, заправка осуществляется в положении продольной оси танкера-заправщика, ортогональной продольной оси заправляемого блока и МКК, после чего в заданный момент времени включаются двигатели второй ступени для разгона по облетной траектории вокруг Марса и коррекции траектории до прибытия в район Марса с сохранением в блоках второй ступени резерва топлива для коррекции траектории при возвращении их на Землю после облета Марса, затем производится отделение блоков второй ступени друг от друга и от МКК, которые в автономном режиме продолжают после облета Марса дальнейший полет к Земле с необходимой коррекцией траектории, после чего каждый из блоков осуществляет отделение решетчатой проставки, соединяющей блок с соответствующим блоком первой ступени, и автономный

спуск в атмосфере Земли для посадки в районе старта системы с закрытыми створками хвостового обтекателя, управляемое движение в атмосфере “по-вертолетному” в режиме авторотации и мягкую посадку с использованием раскрытых створок хвостового обтекателя в качестве опор, а МКК после отстыковки от блоков второй ступени осуществляет коррекцию облетной траектории на траекторию посадки на Марсе, отделение решетчатой проставки, соединяющей МКК с центральным блоком второй ступени, и управляемый спуск в разреженной атмосфере Марса с использованием комбинированного управления вначале несущего винта для гашения скорости движения “по-вертолетному” в режиме авторотации, а затем на заключительном участке траектории спуска с использованием маршевых и реактивных двигателей ориентации, и далее мягкую посадку в заданном районе Марса с открытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор, а после пребывания на Марсе в заданный момент времени стартует с поверхности Марса для отлета к Земле, при этом сдув марсианского грунта, осевшего на створки хвостового обтекателя при посадке, происходит с внутренних сторон реактивной струей маршевых двигателей при взлете с поверхности Марса, а с наружных сторон скоростным напором атмосферы, в заданные моменты времени осуществляются коррекции параметров траектории, после чего МКК входит в атмосферу Земли с закрытыми створками хвостового обтекателя, снижается “по-вертолетному” в режиме авторотации и осуществляет мягкую посадку в районе старта системы с раскрытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор.”

Данная формула была принята к рассмотрению при экспертизе заявки по существу.

По результатам рассмотрения Роспатент 25.10.2024 принял решение об отказе в выдаче патента на группу изобретений из-за несоответствия материалов заявки требованию раскрытия сущности изобретения с полнотой, достаточной для осуществления изобретения специалистом в данной области техники (подпункт 2 пункта 2 статьи 1375 Гражданского кодекса в редакции, действовавшей на дату подачи заявки (далее - Кодекс)).

В решении Роспатента, в частности, отмечено, что “... в документах заявки не раскрыто, как выполнить управляемую мягкую посадку в атмосфере Марса и многократно использовать заявленную космическую транспортную систему, то есть отсутствуют методы и средства, с помощью которых возможно осуществление изобретения с реализацией назначения в том виде, в котором оно охарактеризовано в формуле. В материалах заявки не приведен пример осуществления изобретения, который подтверждал бы экспериментальными данными или теоретическими обоснованиями возможность реализации назначения изобретения с достижением технического результата...”

На решение об отказе в выдаче патента на изобретение в соответствии с пунктом 3 статьи 1387 указанного выше Кодекса поступило возражение, в котором заявитель выразил несогласие с мотивировкой решения Роспатента, указывая, в частности, что: “В описании изобретения указано, что посадка осуществляется “с использованием комбинированного управления вначале несущего винта для гашения скорости движения “по-вертолётному” в режиме авторотации, а затем на заключительном участке траектории спуска с использованием маршевых и реактивных двигателей ориентации, и далее мягкую посадку в заданном районе Марса...”. Таким образом, в материалах заявки приведены метод и средства достижения технического результата. В качестве средства выступают несущий винт, работающий в режиме авторотации, и маршевые и ракетные двигатели ориентации, а в качестве метода использована последовательность работы этих средств. Для обоснования реализуемости материалов заявки автором разработана компьютерная программа моделирования движения марсианского космического корабля (МКК) в атмосфере Марса...”

Изучив материалы дела, коллегия установила следующее.

С учетом даты подачи заявки (20.12.2023) правовая база для оценки патентоспособности заявленного изобретения включает Кодекс, Правила составления, подачи и рассмотрения документов, являющихся основанием для совершения юридически значимых действий по государственной регистрации

изобретений, и их формы, утвержденные Минэкономразвития от 21.02.2023 № 107 и зарегистрированные в Минюсте РФ 17.04.2023, рег. № 73064, в редакции, действовавшей на дату подачи заявки (далее – Правила), Требования к документам заявки на выдачу патента на изобретение, утвержденные приказом Минэкономразвития от 21.02.2023 № 107 и зарегистрированные в Минюсте РФ 17.04.2023, рег. № 73064, в редакции, действовавшей на дату подачи заявки (далее – Требования), Порядок проведения информационного поиска в отношении заявленного изобретения при проведении экспертизы по существу по заявке на выдачу патента на изобретение и представления отчета о нем, утвержденный приказом Минэкономразвития от 21.02.2023 № 107 и зарегистрированный в Минюсте РФ 17.04.2023, рег. № 73064, в редакции, действовавшей на дату подачи заявки (далее – Порядок).

В соответствии с пунктом 2 статьи 1375 Кодекса заявка на изобретение должна содержать описание изобретения, раскрывающее его сущность с полнотой, достаточной для осуществления изобретения специалистом в данной области техники.

В соответствии с пунктом 2 статьи 1386 Кодекса экспертиза заявки на изобретение по существу включает, в частности:

проверку достаточности раскрытия сущности заявленного изобретения в документах заявки, представленных на дату ее подачи, для осуществления изобретения специалистом в данной области техники.

В соответствии с пунктом 53 Правил при проверке достаточности раскрытия сущности заявленного изобретения в документах заявки, предусмотренных подпунктами 1-4 пункта 2 статьи 1375 Кодекса и представленных на дату ее подачи, для осуществления изобретения специалистом в данной области техники в указанных документах проверяется:

- 1) указано ли назначение изобретения;
- 2) указаны ли техническая проблема, решаемая созданием изобретения, и технический результат, получение которого обеспечивается изобретением;
- 3) раскрыта ли совокупность существенных признаков, необходимых

для достижения указанного заявителем технического результата;

4) приведен ли хотя бы один пример осуществления изобретения. Пример должен подтверждать экспериментальными данными или теоретическими обоснованиями возможность реализации назначения изобретения с достижением технического результата;

5) раскрыты ли в документах заявки, предусмотренных подпунктами 1-4 пункта 2 статьи 1375 Кодекса, или в уровне техники на дату подачи заявки методы и средства, с помощью которых возможно осуществление изобретения с реализацией назначения в том виде, как оно охарактеризовано в каждом из пунктов формулы, в том числе в случае использования общего (общих) понятия (понятий) для характеристики признака (признаков);

6) приведен ли пример осуществления изобретения, показывающий, как может быть осуществлено изобретение при использовании хотя бы одной частной формы реализации признака, выраженного общим понятием, или хотя бы одного значения параметра, входящего в интервал, если в формуле изобретения использовано хотя бы одно общее понятие или интервал значений какого-либо параметра для характеристики признака изобретения. Пример должен подтверждать экспериментальными данными или теоретическими обоснованиями возможность реализации назначения изобретения с достижением технического результата при использовании хотя бы одной частной формы реализации признака, выраженного общим понятием, или одного значения параметра, входящего в интервал значений параметров.

В соответствии с пунктом 54 Правил если в формуле изобретения несколько признаков выражены общими понятиями, проверка в соответствии с подпунктами 5 и 6 пункта 53 настоящих Правил проводится в отношении каждого признака, выраженного общим понятием. Если изобретение обеспечивает достижение двух и более технических результатов, проверка в соответствии с подпунктами 3, 4 и 6 пункта 53 настоящих Правил проводится в отношении каждого технического результата.

Проверка осуществляется с учетом положений пунктов 47-55 и 57-64

Требований к документам заявки, устанавливающих требования к раскрытию сущности изобретения и раскрытию сведений о возможности осуществления изобретения. Проверка проводится одновременно с проверкой соблюдения требований к формуле изобретения, установленных подпунктом 3 пункта 2 статьи 1375 Кодекса и главой IV Требований к документам заявки, к содержанию формулы изобретения.

При отсутствии в документах заявки, предусмотренных подпунктами 1-4 пункта 2 статьи 1375 Кодекса, сведений о методах и средствах, необходимых для осуществления изобретения, допустимо, чтобы упомянутые сведения были описаны в источнике, ставшем общедоступным до даты подачи заявки, а если по заявке испрашивается приоритет более ранний, чем дата подачи заявки, - до даты приоритета изобретения.

В соответствии с пунктом 42 Требований в разделе описания изобретения “Раскрытие сущности изобретения” приводятся с полнотой, достаточной для осуществления изобретения специалистом в данной области техники, сведения, раскрывающие решенную изобретателем техническую проблему, технический результат и сущность изобретения как технического решения, относящегося к продукту или способу, в том числе к применению продукта или способа по определенному назначению, при этом:

к продуктам относятся, в частности, устройства, комплексы, комплекты, вещества, штаммы микроорганизмов, культуры клеток растений или животных, генетические и белковые конструкции;

к устройствам относятся изделия, не имеющие составных частей (детали) или состоящие из двух и более частей, соединенных между собой сборочными операциями, находящихся в функционально-конструктивном единстве (сборочные единицы);

способами являются процессы осуществления действий над материальным объектом с помощью материальных средств;

сущность изобретения как технического решения выражается в совокупности существенных признаков, достаточной для решения указанной

заявителем технической проблемы и получения обеспечиваемого изобретением технического результата;

признаки относятся к существенным, если они влияют на возможность решения указанной заявителем технической проблемы и получения обеспечиваемого изобретением технического результата, то есть находятся в причинно-следственной связи с указанным результатом;

к техническим результатам относятся результаты, представляющие собой явление, свойство, а также технический эффект, являющийся следствием явления, свойства, объективно проявляющиеся при осуществлении способа или при изготовлении либо использовании продукта, в том числе при использовании продукта, полученного непосредственно способом, воплощающим изобретение, и, как правило, могут быть охарактеризованы физическими, химическими или биологическими параметрами;

под специалистом в данной области техники понимается лицо, имеющее доступ ко всему уровню техники и обладающее общими знаниями в данной области техники, основанными на информации, содержащейся в справочниках, монографиях и учебниках.

В соответствии с пунктом 43 Требований раздел описания изобретения “Раскрытие сущности изобретения” оформляется с учетом следующих правил:

1) должны быть раскрыты все существенные признаки изобретения;

4) если обеспечиваемый изобретением технический результат охарактеризован в виде технического эффекта, следует дополнить его характеристику указанием причинно-следственной связи между совокупностью существенных признаков и обеспечиваемым изобретением техническим эффектом, то есть указать явление, свойство, следствием которого является технический эффект, если они известны заявителю;

14) для группы изобретений сведения, раскрывающие сущность изобретения, в том числе и о решаемой технической проблеме и достигаемом техническом результате, приводятся для каждого изобретения.

В соответствии с пунктом 44 Требований при раскрытии сущности

изобретения, относящегося к устройству, комплексу или комплекту, требуется:

1) для характеристики устройств использовать следующие признаки:

наличие одной детали, ее форма, конструктивное выполнение;

наличие нескольких частей (деталей, компонентов, узлов, блоков), соединенных между собой сборочными операциями, в том числе свинчиванием, сочленением, клепкой, сваркой, пайкой, опрессовкой, развальцовкой, склеиванием, сшивкой, обеспечивающими конструктивное единство и реализацию устройством общего функционального назначения (функциональное единство);

конструктивное выполнение устройства, характеризуемое наличием и функциональным назначением частей устройства (деталей, компонентов, узлов, блоков), их взаимным расположением;

параметры, интервалы параметров и другие характеристики частей устройства (деталей, компонентов, узлов, блоков) и их взаимосвязи;

материал, из которого выполнены части устройства и (или) устройство в целом;

среда, выполняющая функцию части устройства;

2) признаки устройства излагать в формуле так, чтобы характеризовать его в статическом состоянии;

3) при характеристике выполнения конструктивного элемента устройства указывать на его подвижность, на возможность реализации им определенной функции (например, с возможностью торможения, с возможностью фиксации).

В соответствии с пунктом 50 Требований при раскрытии сущности изобретения, относящегося к способу, для характеристики способа (способов) использовать следующие признаки:

наличие действия или совокупности действий;

порядок выполнения действий во времени (последовательно, одновременно, в различных сочетаниях);

условия осуществления действий; параметры режима, в том числе

интервалы параметров; использование веществ (например, исходного сырья, реагентов, катализаторов), устройств (например, приспособлений, инструментов, оборудования), штаммов микроорганизмов, линий клеток растений или животных.

В соответствии с пунктом 52 Требований в разделе описания изобретения “Осуществление изобретения” приводятся сведения, раскрывающие, как может быть осуществлено изобретение с реализацией указанного заявителем назначения изобретения и с подтверждением возможности достижения технического результата при осуществлении изобретения путем приведения детального описания, по крайней мере, одного примера осуществления изобретения со ссылками на графические материалы, если они представлены.

В соответствии с пунктом 53 Требований при оформлении раздела описания изобретения “Осуществление изобретения” требуется:

1) для изобретения, сущность которого характеризуется с использованием признака, выраженного общим понятием, охватывающим разные частные формы реализации существенного признака, в том числе выраженным на уровне функции, свойства, описывать, как можно осуществить изобретение с реализацией изобретением указанного назначения, на примерах при использовании частных форм реализации признака, в том числе описывать средство для реализации такого признака или методы его получения либо указывать на известность такого средства или методов его получения до даты подачи заявки, а если по заявке испрашивается более ранний приоритет - до даты испрашиваемого приоритета.

Если метод получения средства для реализации признака изобретения основан на неизвестных из уровня техники процессах, приводятся сведения, раскрывающие возможность осуществления этих процессов.

Если в заявленном изобретении несколько признаков выражены общими понятиями, описываются средства для реализации каждого такого признака или методы его получения, показывается возможность осуществления изобретения

и получения технического результата с использованием таких средств и методов.

Если частная форма реализации существенного признака, выраженного общим понятием, обеспечивает реализацию назначения изобретения, но не обеспечивает получение технического результата, использование общего понятия для выражения существенного признака не является правомерным.

Использование общего понятия для выражения существенного признака изобретения обосновывается приведением сведений о частных формах реализации этого существенного признака, при этом должно быть представлено достаточное количество примеров осуществления изобретения, подтверждающих возможность реализации назначения и получения указанного заявителем технического результата при использовании частных форм реализации существенного признака изобретения.

В разделе описания изобретения “Осуществление изобретения” также приводятся сведения, подтверждающие возможность получения при осуществлении изобретения технического результата. В качестве таких сведений приводятся объективные данные, например полученные в результате проведения эксперимента, испытаний или оценок, принятых в той области техники, к которой относится изобретение, или теоретические обоснования, основанные на научных знаниях.

В соответствии с пунктом 62 Требований формула изобретения составляется в соответствии со следующими требованиями:

3) формула изобретения должна ясно выражать сущность изобретения как технического решения, то есть содержать совокупность существенных признаков, в том числе родовое понятие, отражающее назначение изобретения, достаточную для решения указанной заявителем технической проблемы и получения при осуществлении изобретения технического результата.

Существо заявленной группы изобретений выражено в приведенной выше формуле, которую коллегия принимает к рассмотрению.

Анализ доводов возражения и доводов, содержащихся в решении

Роспатента об отказе в выдаче патента, касающихся оценки соответствия материалов заявки требованию раскрытия сущности заявленного изобретения с полнотой, достаточной для его осуществления специалистом в данной области техники, показал следующее.

В качестве технического решения независимому пункту 1 формулы заявлена многоразовая космическая транспортная система для полета на Марс с последующим возвращением.

В качестве технического решения по независимому пункту 6 формулы заявлен способ полета многоразовой космической транспортной системы для полета на Марс с последующим возвращением.

Как следует из материалов заявки, предложенная транспортная система включает в себя две ступени ракеты-носителя марсианского космического корабля (МКК), которые состоят из ракетных блоков ограниченного диаметра, и систему аварийного спасения (САС). Маршевые жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) блоков обеих ступеней и МКК в качестве горючего используют жидкий метан, а в качестве окислителя жидкий кислород. Каждый из блоков первой ступени содержит маршевые двигатели, которые после отработки на активном участке выведения обеспечивают управляемое движение при спуске в атмосфере всей ступени в сборе без расстыковки блоков по реактивному способу. Каждый из блоков второй ступени содержит на боковой стороне телескопический выдвигаемый за боковую поверхность блока стыковочный узел, обеспечивающий заправку баков блока топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения на орбиту второй ступени, узел несущего винта, маршевые двигатели и створки хвостового обтекателя, обеспечивающие после облета Марса управляемое движение в атмосфере Земли “по-вертолетному” в режиме авторотации и мягкую посадку с раскрытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор. МКК содержит маршевые двигатели, на боковой стороне содержит телескопический выдвигаемый за боковую поверхность стыковочный узел, обеспечивающий

заправку баков топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения МКК на орбиту, узел несущего винта, обеспечивающий спуск в атмосфере Марса и в атмосфере Земли «по-вертолетному» в режиме авторотации, створки хвостового обтекателя, обеспечивающие мягкую посадку на Марс и на Землю с раскрытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор.

Первая ступень системы представляет собой пакетную схему, содержащую девятнадцать одинаковых блоков: один центральный, шесть расположены по окружности вокруг него, остальные двенадцать периферийных вокруг последних образуют в поперечном сечении гексагональную форму. Каждый из блоков оснащен топливными баками и метановыми маршевыми двигателями. Периферийные блоки оснащены коническими головными обтекателями, неотделяемыми перед спуском ступени. Ступень снабжена системой управления на базе бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ), аппаратурой потребителя системы глобального навигационного позиционирования (СГНП), реактивными двигателями ориентации и решетчатыми рулями на периферийных блоках. При посадке используются выдвижные посадочные опоры каждого блока.

Вторая ступень, выполняющая также функцию третьей ступени после выведения на орбиту и заправки топливных баков танкером-заправщиком, представляет собой пакетную схему, содержащую шесть одинаковых блоков, установленных перед стартом вокруг центрального блока. Центральным блоком является МКК. Установка блоков осуществляется на соответствующие блоки первой ступени через решетчатые проставки, закрывающие двигатели второй ступени и МКК. Каждый из блоков имеет корпус из нержавеющей стали и с наветренной стороны покрыт теплозащитными плитками, оснащен топливными баками и метановыми маршевыми двигателями, системой управления на базе БЦВМ, аппаратурой потребителя СГНП, реактивными двигателями ориентации, радиоизотопными термоэлектрическими генераторами. На боковой

подветренной стороне каждого из блоков, повернутых подветренной стороной в противоположную от продольной оси системы сторону, под открываемой крышкой установлен телескопический выдвижаемый за боковую поверхность блока стыковочный узел, обеспечивающий заправку баков блока топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения второй ступени с МКК на околоземную орбиту. На верхнем шпангоуте каждого блока под двухстворчатым головным обтекателем установлен несущий винт, который после отделения головного обтекателя на активном участке траектории выведения системы и после подлета к Марсу по облетной траектории вокруг Марса, отделения блоков второй ступени от МКК, облета Марса и автономного возвращения к Земле обеспечивает спуск блока в атмосфере Земли и мягкую посадку в районе старта системы “по-вертолетному” в режиме авторотации. Титановые лопасти несущего винта перед стартом системы уложены вдоль корпуса блока и закреплены в нижних частях скобами на пироболтах. На хвостовом отсеке каждого блока перед стартом системы установлены четыре поворотные, подпружиненные в открытом состоянии, створки хвостового обтекателя. Каждая створка содержит титановый силовой набор, закрытый снаружи силовой теплозащитной плитой. Створки хвостового обтекателя закреплены в своей нижней части на решетчатой проставке скобами на пироболтах.

Корпус МКК изготовлен из нержавеющей стали и с наветренной стороны покрыт теплозащитными плитками, оснащен метановыми маршевыми двигателями, системой управления на базе БЦВМ, аппаратурой потребителя СГНП, реактивными двигателями ориентации, радиоизотопными термоэлектрическими генераторами и топливными баками, не заправляемыми перед стартом системы. МКК установлен через решетчатую проставку на центральный блок первой ступени и соединен с блоками второй ступени. На боковой подветренной стороне в верхней части МКК под открываемой крышкой установлен телескопический выдвижаемый за боковую поверхность

корпуса стыковочный узел, обеспечивающий заправку МКК топливными компонентами танкером-заправщиком после выведения второй ступени и МКК на околоземную орбиту. На верхнем шпангоуте МКК установлена двигательная установка (ДУ) САС, отделяемая на активном участке траектории выведения на околоземную орбиту. Под ДУ САС установлен двухстворчатый головной обтекатель, под которым установлен несущий винт, обеспечивающий спуск в атмосфере Марса в заданном районе и в атмосфере Земли в районе старта системы «по-вертолетному» в режиме авторотации. Титановые лопасти несущего винта перед стартом системы уложены вдоль корпуса МКК и закреплены в нижних частях скобами на пироболтах. На хвостовом отсеке МКК перед стартом установлены четыре поворотные, подпружиненные в открытом состоянии, створки хвостового обтекателя. Каждая створка содержит титановый силовой набор, закрытый снаружи силовой теплозащитной плитой. Створки хвостового обтекателя закреплены в нижних частях на решетчатой проставке между центральным блоком первой ступени и МКК скобами на пироболтах.

На каждом из шести блоков второй ступени и на МКК сверху под ДУ САС установлены головные обтекатели конической формы, состоящие из двух створок. Каждая створка снабжена системой управления на базе БЦВМ, аппаратурой потребителя СГНП, содержит закрепленную в нижней части в сложенном состоянии подушку безопасного приземления, инерциальные датчики движения и несущий винт, который обеспечивает спуск в атмосфере Земли «по-вертолетному» в режиме авторотации и управляемое движение для мягкой посадки створки в заданном районе после раскрытия и отделения створок в заданное время. Для защиты несущих винтов на активном участке траектории над ними устанавливается отделяемый малый головной обтекатель сферической формы.

Как следует из материалов заявки, предложенный способ включает в себя последовательную отработку двигателей первой, а затем второй ступени

системы. После выключения двигателей первой ступени она отстыковывается от второй ступени и в нерасстыкованном виде с сохраненным резервом топлива осуществляет посадку в районе старта системы реактивным способом с использованием маршевых двигателей, реактивных двигателей ориентации, а также решетчатых рулей, установленных на периферийных блоках. При посадке используются выдвижные посадочные опоры каждого блока. До выключения двигателей второй ступени в заданные моменты времени осуществляется отделение ДУ САС, малых головных обтекателей и створок головных обтекателей МКК и блоков второй ступени, после чего начинается управляемый спуск и мягкая посадка в заданном районе каждой отделившейся створки с использованием несущего винта “по-вертолетному” в режиме авторотации. После выведения второй ступени с МКК на околоземную орбиту осуществляется последовательная заправка блоков второй ступени и МКК компонентами топлива танкером-заправщиком с использованием выдвижных телескопических стыковочных узлов блоков с открываемыми крышками. Заправка осуществляется в положении продольной оси танкера-заправщика, ортогональной продольной оси заправляемого блока и МКК. После заправки в заданный момент времени включаются двигатели второй ступени для разгона по облетной траектории вокруг Марса и коррекции траектории. При прибытии второй ступени с МКК в район Марса производится отделение блоков второй ступени друг от друга и от МКК, которые в автономном режиме продолжают после облета Марса дальнейший полет к Земле с необходимой коррекцией траектории. Далее каждый из блоков осуществляет отделение решетчатой проставки, соединяющей блок с соответствующим блоком первой ступени, и автономный спуск в атмосфере Земли для посадки в районе старта системы с закрытыми створками хвостового обтекателя, управляемое движение в атмосфере “по-вертолетному” в режиме авторотации и мягкую посадку с использованием раскрытых створок хвостового обтекателя в качестве опор. МКК после отстыковки от блоков второй ступени осуществляет коррекцию

облетной траектории, переходит на траекторию посадки на Марсе и производит отделение решетчатой проставки, соединяющей МКК с центральным блоком второй ступени. Управляемый спуск в разреженной атмосфере Марса производится с использованием комбинированного управления: вначале с использованием несущего винта для гашения скорости движения “по-вертолетному” в режиме авторотации, а затем на заключительном участке траектории спуска МКК с использованием маршевых и реактивных двигателей ориентации. Далее производится мягкая посадка в заданном районе Марса с открытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор.

После пребывания на Марсе в заданный момент времени МКК стартует с поверхности Марса для отлета к Земле. В заданные моменты времени осуществляются коррекции параметров траектории, после чего МКК входит в атмосферу Земли с закрытыми створками хвостового обтекателя, снижается “по-вертолетному” в режиме авторотации и осуществляет мягкую посадку в районе старта системы с раскрытыми створками хвостового обтекателя в качестве опор.

Следует отметить, что технический результат, достигаемый при использовании заявленной группы изобретений, в описании заявки в явном виде не указан.

Вместе с тем, согласно описанию, задачей, на решение которой направлена заявленная группа изобретений, является разработка многоразовой космической транспортной системы для полета на Марс с последующим возвращением и способа ее полета на основе ракетных блоков ограниченного диаметра, использующих метановые жидкостные ракетные двигатели на блоках второй ступени и на МКК, использующих несущий винт в режиме авторотации и хвостовой обтекатель для спуска элементов системы в атмосфере Земли и мягкой посадки в районе старта системы.

Необходимо подчеркнуть, что сведения о заявленной многоразовой космической транспортной системе для полета на Марс с последующим

возвращением и о способе полета указанной системы представлены в формуле и в описании в самом общем виде, на функциональном уровне.

Так, в материалах заявки нет сведений о конструкции и параметрах метановых маршевых двигателей, обеспечивающих полет заявленной системы и управляемый спуск в атмосферах Марса и Земли. Нет также сведений о конструкции и параметрах створок хвостового обтекателя, обеспечивающих управляемое движение в атмосферах Земли и Марса “по-вертолетному” и возможность их использования в качестве опор при посадке. Не раскрыты конструкция и параметры узла несущего винта, обеспечивающего спуск в атмосферах Земли и Марса, имеющих разную плотность (как правомерно отмечено в решении Роспатента, плотность атмосферы Марса намного ниже плотности атмосферы Земли). Также в материалах заявки отсутствуют сведения о конструкции и параметрах топливной системы, с помощью которой будет осуществляться движение в космосе и в атмосферах Земли и Марса.

Также в описании заявки не приведен хотя бы один пример осуществления изобретения, подтверждающий экспериментальными данными или теоретическими обоснованиями возможность реализации назначения изобретения с достижением технического результата (подпункт 4 пункта 53 Правил).

Таким образом, в материалах заявки не описано конкретного решения, а даны лишь самые общие сведения о многоразовой космической транспортной системе для полета на Марс с последующим возвращением и о способе ее полета (необходимо подчеркнуть, что концепция полета на Марс является в настоящее время гипотетической).

Следовательно, можно констатировать, что заявленное решение представлено лишь на уровне идеи, однако, отсутствуют сведения о конкретном техническом воплощении данной задачи.

При этом заявителем не приведены сведения об известных рецензированных источниках информации, ставших общедоступными до даты

приоритета заявленного изобретения, в которых были бы представлены вышеуказанные сведения.

Таким образом, в заявленной группе изобретений не раскрыта совокупность существенных признаков, обеспечивающих достижение указанного заявителем результата (решение задачи).

Таким образом, в материалах заявки на дату ее подачи не раскрыты средства и методы, с помощью которых возможно осуществление заявленной группы изобретений с реализацией назначения. Не выявлены такие сведения и в уровне техники.

Из вышеизложенного следует, что описание настоящего изобретения не раскрывает его сущность с полнотой, достаточной для его осуществления специалистом в данной области техники, что нарушает требования подпункта 2 пункта 2 статьи 1375 Кодекса.

Учитывая вышеизложенное, коллегия пришла к выводу о наличии оснований для принятия Роспатентом следующего решения:

отказать в удовлетворении возражения, поступившего 14.04.2025, решение Роспатента от 25.10.2024 оставить в силе.