- (43) Дата публикации заявки 2023.11.10
- (22) Дата подачи заявки 2021.10.23

(51) Int. Cl. **B33Y 50/00** (2015.01) **B22F 10/20** (2021.01) **F02K 9/64** (2006.01) **G06F 30/15** (2020.01) G06F 113/10 (2020.01)

(54) КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЦЕЛЬНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

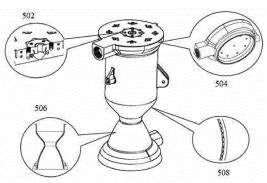
(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

- (31) 202041046382
- (32) 2020.10.23
- (33) IN
- (86) PCT/IN2021/051010
- (87) WO 2022/085033 2022.04.28
- (71) Заявитель: АГНИКУЛ КОСМОС ПРАЙВЕТ ЛИМИТЕД (IN)
- (72) Изобретатель:

Шах Хадри Сеид Пеер Мохамед, Равичандран Шринат (IN)

(74) Представитель: Кузнецова С.А. (RU)

(57) В настоящем документе раскрыт цельный, интегрированный легковесный экономичный напечатанный на 3D-принтере двигатель для космических аппаратов. На фиг. 5 проиллюстрирован интегрированный двигатель, который содержит камеру сгорания для сжигания горючего, плоскую поверхность (504) распылительной головки для ввода горючего в камеру сгорания, воспламенитель (502) для воспламенения горючей смеси, сопло (506) для пропускания горячего газа для создания тяги и охлаждающие каналы (508) для регенеративного охлаждения, причем все эти компоненты сплавлены с образованием цельного интегрированного двигателя. Двигатель согласно настоящему изобретению устраняет необходимость в сборке отдельных компонентов. Кроме того, двигатель аддитивно произведен из высококачественных аэрокосмических материалов. Таким образом, стоимость и масса двигателя снижаются по сравнению с традиционно изготовленными двигателями, что приводит к частым миссиям.



F0108025RU

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЦЕЛЬНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ, К КОТОРОЙ ОТНОСИТСЯ ИЗОБРЕТЕНИЕ:

Настоящее изобретение в целом относится к маршевым двигателям в космических аппаратах. Более конкретно, оно относится к цельному, напечатанному на 3D-принтере, интегрированному маршевому двигателю, используемому в ракете-носителе для запуска спутников.

ПРЕДПОСЫЛКИ ИЗОБРЕТЕНИЯ:

Двигатели представляют собой механические устройства, которые используются для преобразования одной формы энергии в механическую энергию. В частности, маршевые двигатели космических аппаратов создают тягу, чтобы толкать объект вперед. Тяга представляет собой силу, необходимую для перемещения ракеты по воздуху и космосу. Разные типы двигателей развивают тягу по-разному, но вся тяга зависит от третьего закона Ньютона. В любой двигательной системе запасенное топливо разгоняется, и реакция на этот разгон создает силу, воздействующую на систему. Следовательно, для создания тяги ракетное топливо смешивается и взрывается в камере сгорания для создания горячего газа, проходящего через сопла для создания тяги.

Как правило, существует два типа двигателей, используемых в космических аппаратах, в зависимости от природы топлива. В случае ракеты с жидкостным ракетным двигателем топливо хранится отдельно и закачивается в камеру сгорания, где происходит горение, тогда как в случае ракеты с ракетным двигателем на твердом топливе жидкое топливо смешивается и хранится в литом цилиндре. Это запасенное твердое топливо будет гореть только при воздействии воспламенителя для создания тяги.

Общепринятая на рынке практика изготовления типичного ракетного двигателя заключается в тщательном изготовлении тысяч подкомпонентов, а затем в их сварке или креплении вместе. Отдельные форсунки, компоненты, ответственные за ввод

горючего в двигатель, изготавливаются отдельно примерно из приблизительно 6-7 металлических деталей на станке с числовым программным управлением (ЧПУ). Затем эти детали тщательно свариваются вместе, образуя одну отдельную форсунку. Типичный ракетный двигатель состоит из от десятков до сотен отдельных форсунок. Таким образом, каждая отдельная форсунка тщательно собирается на металлической пластине, а затем приваривается к самой пластине. Затем в зазорах тщательно завариваются трубные переходы между отдельными форсунками (небольшие трубы или трубки). Эта чрезвычайно тяжелая в сборке конструкция называется плоской распылительной головки. Затем эта поверхностью плоская распылительной головки приваривается к цилиндрической детали из металла, называемой камерой сгорания. Затем этот интегрированный компонент снова приваривается к соплу (которое изготавливается отдельно путем формования или фрезерования). Наконец, охлаждающие каналы (металлические трубы или трубки) привариваются вдоль наружной части двигателя для обеспечения потока охладителя. Итак, согласно общепринятой практике ракетный двигатель состоит в общей сложности из примерно 1000 частей. Как правило, затем отдельно добавляется воспламенитель, что делает его еще более сложным в изготовлении.

Следовательно, для создания тяги требуется множество компонентов, что дополнительно увеличивает массу и стоимость двигателя. Кроме того, как упомянуто, эти многочисленные компоненты должны быть собраны в определенном порядке с использованием винтов и болтов и тщательно изготовлены с использованием таких методов, как сварка, крепление и т. д., где требования к рабочей силе, оборудованию и стоимости высоки.

Кроме того, все компоненты двигателя изготавливаются в разных местах с использованием различных материалов, что требует больше времени и больших затрат. Кроме того, сборка различных компонентов для формирования двигателя является утомительной и громоздкой.

Несколько известных из уровня техники работ имеют дело с изготовлением множества компонентов двигателя и их сборкой для получения двигателя.

Например, европейский патент № 3019722 на имя Dacunha Nelson и др., озаглавленный «Полимерные компоненты с покрытием для газотурбинного двигателя», описывает

способ нанесения покрытия на легкие металлические части, которые могут быть встроены в газотурбинные двигатели, включающий этапы ручного формования полимерного изделия, имеющего желаемую геометрию, и нанесения на внешнюю поверхность полимерного изделия металлических слоев с использованием способа нанесения посредством химического восстановления, электролитического покрытия или гальванопластики.

Патент Соединенных Штатов № 10215038 на имя Chen Yuntao и др., озаглавленный «Способ и машиночитаемая модель для аддитивного производства воздуховодной конструкции для газотурбинного двигателя», описывает способ и машиночитаемую модель для аддитивного производства одного компонента (т.е. воздуховодной конструкции) для газотурбинного двигателя.

Несмотря на то, что различные части двигателя создаются с использованием аддитивного производства (3D-печать), ни в одной из известных из уровня техники работ не рассматривается цельный интегрированный двигатель, созданный с помощью аддитивного производства, что, таким образом, устраняет необходимость в производстве различных частей двигателя по отдельности.

Более того, существующие конструкции двигателей в аддитивном производстве включают повторения нескольких комбинаций инжектора и воспламенителя. Эти части опять же состоят из множества отдельных компонентов, которые необходимо собрать, если они производятся обычными способами аддитивного производства.

Следовательно, существует потребность в едином интегрированном маршевом двигателе с оптимизированной конструкцией, изготовленном способами 3D-печати, который можно эффективно использовать в космических аппаратах.

ЦЕЛИ ИЗОБРЕТЕНИЯ:

Основной целью настоящего изобретения является обеспечение способа аддитивного производства цельного, интегрированного, легковесного двигателя для космических аппаратов.

Другой целью настоящего изобретения является создание новой, оптимизированной конструкции двигателя, которая способствует удалению металлического порошка из двигателя без ущерба для конструкции основного двигателя.

Еще одной целью изобретения является создание напечатанного на 3D-принтере двигателя, изготовленного цельным образом, чтобы устранить применение личного состава, используемого для сборки частей двигателя, а также это поможет выявить ошибки в двигателе.

Еще одной целью изобретения является обеспечение высоконадежного напечатанного на 3D-принтере цельного, интегрированного двигателя за счет исключения точек крепления между различными компонентами.

Еще одной целью настоящего изобретения является снижение массы напечатанного на 3D-принтере двигателя, чтобы, таким образом, еще больше снизить стоимость миссии по запуску спутника.

Еще одной целью настоящего изобретения является сокращение времени изготовления двигателя с помощью аддитивного производства, при этом способ производства ускоряет процесс сборки и, таким образом, способствует частым запускам.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ:

Для достижения целей настоящее изобретение предлагает способ аддитивного производства цельного, интегрированного двигателя.

Цельный, интегрированный двигатель содержит: камеру сгорания для сжигания горючего, плоскую поверхность распылительной головки для ввода горючего в камеру сгорания, воспламенитель для воспламенения горючей смеси и сопло для пропускания горячего газа для создания тяги, где все эти компоненты интегрированы в сам процесс их создания способом аддитивного производства.

Согласно настоящему изобретению способ аддитивного производства цельного двигателя включает этапы: создания системы автоматизированного проектирования (САD) двигателя; верификации файла САD путем анализа внутренних каналов и траекторий каждого слоя; преобразования файла САD в файл стандартного языка треугольников (далее в настоящем документе «STL») для формирования двигателя в виде сеток из треугольников; нарезки файла STL на несколько слоев; предварительной обработки порошка в соответствии со стандартами производителя принтера; осаждения порошка на платформе для сборки; выборочного сплавления порошков в порошковом слое путем расплавления порошка с использованием источника лазера; нанесения

нового слоя порошка поверх ранее осажденного слоя путем перемещения вниз по платформе для сборки; повторения описанных выше этапов для получения цельного, интегрированного напечатанного на 3D-принтере двигателя; удаления порошка с печатной части для удаления нерасплавленных порошков; применения давления воздуха с одного конца отверстий для удаления остатков порошков, оставшихся внутри внутренних каналов; верификации частей напечатанного на 3D-принтере двигателя с использованием компьютерной томографии; а также термообработки двигателя и извлечения разработанного напечатанного на 3D-принтере интегрированного двигателя с платформы для сборки.

При конструировании двигателя итерации конструирования выполняются в следующих областях, чтобы получить оптимизированную конструкцию с учетом функций и 3D-печати: воспламенители (например, в итерациях используются факельные, пиротехнические и пирофорные воспламенители), инжекторы (например, в итерациях используются штыревые, коаксиальные, типа душевых головок с различной геометрией), сопло и регенеративные охлаждающие каналы.

В соответствии с настоящим изобретением в цельном напечатанном на 3D-принтере двигателе сотни итераций проектирования приводят к уменьшению количества подкомпонентов. Используя 3d-печать возможно производить части аддитивно (в отличие от субтрактивного производства). Продуманная конструкция цельного двигателя позволяет аддитивно создавать двигатель на 3D-принтере без какой-либо необходимости в другом производственном процессе.

Двигатель в соответствии с настоящим изобретением полезен для ракет-носителей для запуска спутников, спутников и других аппаратов для исследования космоса.

Поскольку в нем нет болтов, шурупов, сварных швов и т. д., двигатель чрезвычайно легкий по сравнению с двигателями с аналогичным значением тяги. При использовании в космических аппаратах напечатанного на 3D-принтере двигателя, имеющего меньшую массу, стоимость запуска аппаратов, а также стоимость миссии будут еще больше снижены.

Цель и преимущества настоящего изобретения станут более понятны из следующего подробного описания в сочетании с прилагаемыми графическими материалами.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ГРАФИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ:

Цель настоящего изобретения далее будет описана более подробно со ссылкой на прилагаемые графические материалы, на которых:

на фиг. 1(a)–1(e) проиллюстрирована конструкция подкомпонентов инжекторов и плоской поверхности распылительной головки двигателя в инструменте CAD;

на фиг. 2(a)–(d) проиллюстрирована конструкция подкомпонентов воспламенителя двигателя в инструменте CAD;

на фиг. 3(a)–(f) проиллюстрирована конструкция подкомпонентов регенеративных охлаждающих каналов двигателя в инструменте CAD;

на фиг. 4(а) и 4(б) показана конфигурация процесса производства лазерного порошкового слоя в соответствии с настоящим изобретением;

на фиг. 5 проиллюстрирована общая конструкция напечатанного на 3D-принтере двигателя в соответствии с настоящим изобретением;

на фиг. 6 приведены габаритные размеры двигателя

на фиг. 7 проиллюстрирован вид в перспективе напечатанного на 3D-принтере двигателя в соответствии с настоящим изобретением;

на фиг. 8 проиллюстрированы различные ориентации двигателя для удаления порошка; и

на фиг. 9 показан двигатель, сконструированный в кластерной конфигурации в ракетеносителе для запуска спутников.

ССЫЛОЧНЫЕ ПОЗИЦИИ:

100 – Платформа для сборки

102 – Источник лазера

104 – Части / области

500 – Вид в перспективе

502 – Воспламенитель

504 – Плоская поверхность распылительной головки

506 - Сопло

508 – Регенеративные охлаждающие каналы

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ:

Настоящее изобретение раскрывает способ аддитивного производства цельного, интегрированного экономичного двигателя, используемого в космических аппаратах.

Цельный, интегрированный двигатель содержит: камеру сгорания для воспламенения смеси горючего и окислителя, плоскую поверхность распылительной головки, содержащую множество отдельных форсунок, как показано на фиг. 1(а)–1(е), для ввода распыленной смеси горючего и окислителя в камеру сгорания, воспламенения основных компонентов топлива, вводимых в камеру сгорания, как показано на фиг. 2(а)–2(d), сопло, встроенное в камеру сгорания, чтобы исключить использование фланцев или каких-либо механических сопряжений для пропускания горячего газа для создания тяги, регенеративные охлаждающие каналы, как показано на фиг. 3(а)–3(f), для циркуляции горючего и охлаждения двигателя для поддержания рабочей температуры, при этом все из этих компоненты сплавляются и интегрируются в самом процессе их создания посредством способа аддитивного производства.

Согласно настоящему изобретению способ аддитивного производства цельного двигателя включает этапы: создания системы автоматизированного проектирования (САD) двигателя; верификации файла САD путем анализа внутренних каналов и траекторий каждого слоя с использованием вычислительной механики текучей среды и 3D-моделирования; преобразования файла САD в файл стандартного языка треугольников (далее в настоящем документе «STL») для преобразования в файл Surface, который содержит сетки из треугольников; нарезки файла STL на несколько слоев; предварительной обработки и определения характеристик порошка в соответствии со стандартами производителя принтера; нанесения слоя порошка на платформу (100) для сборки; осаждения порошка на платформе для сборки; выборочного сплавления порошков в порошковом слое путем расплавления порошка с

использованием источника лазера; нанесения нового слоя порошка поверх ранее осажденного слоя путем перемещения вниз по платформе для сборки; повторения описанных выше этапов для получения цельного, интегрированного напечатанного на 3D-принтере двигателя; удаления порошка с печатной части для удаления нерасплавленных порошков; применения давления воздуха с одного конца отверстий для удаления остатков порошков, оставшихся внутри внутренних каналов; верификации частей напечатанного на 3D-принтере двигателя с использованием компьютерной томографии; а также термообработки двигателя и извлечения сконструированного напечатанного на 3D-принтере интегрированного двигателя с платформы для сборки.

В соответствии с настоящим изобретением файл САD двигателя разделен на несколько слоев. Послойно двигатель выращивается с использованием технологии лазерной плавки в порошковом слое. В рамках этой технологии каждая часть двигателя одновременно выращивается комплексным образом по длине двигателя. Основной процесс аддитивного производства с использованием лазерной плавки в порошковом слое показан на фиг. 4(а) и 4(b). Сначала на платформу (100) для сборки наносят слой порошка и используют источник (102) лазера для расплавления порошка в выбранных областях (104). Как только этот слой будет завершен, платформа (100) для сборки перемещается вниз, и новый слой порошка наносится поверх предыдущего слоя. Процесс продолжается до тех пор, пока завершенная часть не будет изготовлена.

При конструировании двигателя итерации конструирования выполняются в следующих областях, чтобы получить оптимизированную конструкцию с учетом функций и 3D-печати: воспламенители (например, в итерациях используются факельные, пиротехнические и пирофорные воспламенители), инжекторы (например, в итерациях используются штыревые, коаксиальные, типа душевых головок с различной геометрией), сопло и регенеративные охлаждающие каналы. Общая конструкция напечатанного на 3D-принтере двигателя в соответствии с настоящим изобретением показана на фиг. 5, и его габаритные размеры проиллюстрированы на фиг. 6.

В настоящем изобретении, со ссылкой на фиг. 7, конструкция САD двигателя (500) содержит все части, такие как воспламенители (502), инжекторы и плоская поверхность (504) распылительной головки, охлаждающие каналы (508), тяговая камера и сопло (506), объединенные в одно целое. Проверка файла САD завершается анализом

каждого слоя, чтобы убедиться, что внутренние каналы и траектории выполнены таким образом, что не образуются опоры, поскольку сформированные опоры могут блокировать траекторию, и их будет трудно удалить.

Кроме того, в соответствии с настоящим изобретением порошок имеет характеристики для измерения/анализа распределения частиц по размерам, сыпучести, насыпной плотности и состава материала. Эти характеристики сравниваются со стандартами производителя 3D-принтеров, чтобы получить желаемые механические свойства. Обычно используемые металлические порошки содержат, но не ограничиваются ими, сплавы Инконель 718 и CuCrZr.

Согласно настоящему изобретению удаление порошка производится с использованием вращающегося вибростола. Двигатель вместе с платформой для сборки загружается на вращающийся стол. Затем его поворачивают в различные ориентации таким образом, чтобы нерасплавленные порошки удалялись с части. Наконец, с одного конца отверстий прикладывается давление воздуха для удаления остатков порошков, оставшихся внутри внутренних каналов.

В варианте осуществления цельный, интегрированный двигатель согласно настоящему изобретению производится способами аддитивного производства, такими как прямое лазерное спекание металлов, лазерное плавление или электронно-лучевое плавление.

Удаление порошка является наиболее важным процессом в способе прямого лазерного спекания металлов, особенно для цельного двигателя. Конструкция двигателя способствует удалению порошка без ущерба для конструкции основного двигателя, а также его размерная точность очень высока благодаря высокому разрешению самого 3D-принтера.

После того, как все части двигателя будут напечатаны на 3D-принтере, все внутренние охлаждающие каналы и завершенная часть будут покрыты порошком. Конструкция способствует удалению порошков из внутренних полостей. Все внутренние каналы соединены с проемами на обоих концах. Это облегчит удаление порошка с помощью применения давления воздуха. Порошок удаляется из каналов посредством давления через другой конец. Это помогает избежать добавления дополнительных отверстий для удаления порошка из сложных каналов. На фиг. 8 проиллюстрированы различные ориентации, в которых необходимо поддерживать двигатель для удаления порошка.

Согласно варианту осуществления настоящего изобретения сконструированный цельный, интегрированный двигатель может использоваться в кластерной конфигурации в ракетах-носителях для запуска спутников, как показано на фиг. 9.

Преимущества конструкции цельного напечатанного на 3D-принтере двигателя, произведенного предлагаемым способом, включают, но без ограничения, следующие.

- Каждый отдельный компонент двигателя может быть напечатан на 3D-принтере.
- Каждый отдельный компонент может быть напечатан на 3D-принтере на одном и том же компоненте одновременно.
- Нерасплавленный порошок из компонента (компонентов) может быть удален без дополнительных процессов ручного изготовления.
- В процессе производства не требуется вмешательства человека.
- На изготовление/производство всего ракетного двигателя уходит менее 96 часов.
- Меньшая масса, чем у аналогичных двигателей, создает такое же количество тяги.
- Каждая реализованная версия двигателя поддается точному воспроизведению благодаря отсутствию вмешательства человека в производственный процесс

Кроме того, единый, интегрированный двигатель произведен с использованием высококачественных аэрокосмических материалов, что еще больше облегчает двигатель. Высококачественные аэрокосмические материалы выбираются из группы таких материалов, как медь и ее сплавы, Инконель, Монель и титан.

Двигатель, напечатанный на 3D-принтере, согласно настоящему изобретению полезен для ракет-носителей для запуска спутников, спутников и других аппаратов для исследования космоса. Настоящее изобретение также применимо к любому типу аппарата, которому требуется легковесный и экономичный двигатель.

Таким образом, преимущества настоящего изобретения включают, но не ограничиваются ими: безопасность единого интегрированного двигателя выше благодаря исключению точек крепления между различными компонентами.

Производство двигателя как цельного значительно облегчает идентификацию ошибок по сравнению с традиционно собираемым многокомпонентным двигателем, и, следовательно, квалификация проходит проще и быстрее.

Кроме того, способы аддитивного производства приводят к более быстрому серийному производству и, следовательно, сокращают время, необходимое для сборки двигателя. Кроме того, масса цельного двигателя, произведенного аддитивно (например, 5–6 кг), меньше, чем у двигателей, произведенных традиционным способом (например, 20–25 кг), из-за отсутствия болтов, уплотнений и других стыковых соединений. Меньшая масса двигателя приводит к уменьшению общей массы аппарата и, таким образом, также снижает стоимость миссии.

Кроме того, сокращается объем механической обработки, что приводит к сокращению времени изготовления, а также снижается вмешательство человека в производственный процесс. Сокращение времени изготовления двигателя ускоряет процесс сборки и тем самым способствует частым запускам. Срок изготовления двигателя составляет около 3 дней, и он будет пригоден к полету в течение недели. Это делает сборку ракетыносителя быстрой и доступной по цене.

В то время как приведенное выше письменное описание изобретения позволяет специалисту средней квалификации в данной области техники изготовить и использовать то, что в настоящее время считается наилучшим вариантом его осуществления, специалисты средней квалификации в данной области техники поймут и оценят существование вариаций, комбинаций и эквивалентов конкретного варианта осуществления, способа и примеров, приведенных в настоящем документе. Следовательно, изобретение не должно ограничиваться описанным выше вариантом осуществления, способом и примерами, но всеми вариантами осуществления и способами в рамках заявленного объема изобретения.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ:

1. Способ аддитивного производства двигателя для ракеты-носителя для запуска спутников, включающий этапы:

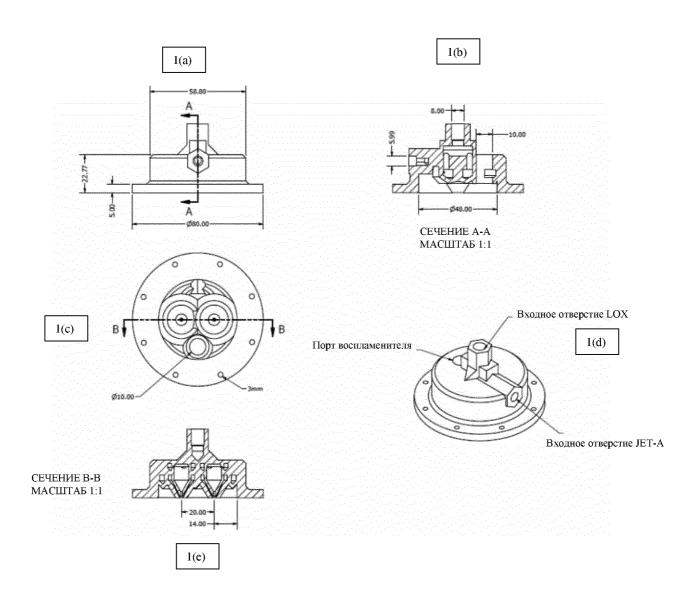
- а. создания системы автоматизированного проектирования (CAD) двигателя;
- b. верификации файла CAD путем анализа внутренних каналов и траекторий каждого слоя;
- с. преобразования файла CAD в файл стандартного языка треугольников (STL) для преобразования в файл Surface, содержащий сетки из треугольников;
- d. нарезки файла STL на несколько слоев;
- е. предварительной обработки и определения характеристик порошка в соответствии со стандартами производителя принтера;
- f. нанесения слоя порошка на платформу (100) для сборки;
- g. осаждения предварительно обработанного порошка на платформе (100) для сборки;
- h. выборочного сплавления порошков в порошковом слое путем расплавления порошка с использованием источника (102) лазера;
- нанесения нового слоя порошка поверх ранее осажденного слоя путем перемещения вниз по платформе (100) для сборки;
- j. повторения этапов e-h для получения цельного, интегрированного напечатанного на 3D-принтере двигателя;

- k. одновременной печати каждой части сконструированного двигателя послойно интегрированным образом вдоль длины двигателя;
- 1. удаления порошка с печатной части для удаления нерасплавленных порошков с использованием вращающегося вибростола;
- трименения давления воздуха с одного конца отверстий для удаления остатков порошков, оставшихся внутри внутренних каналов;
- верификации частей напечатанного на 3D-принтере двигателя с использованием компьютерной томографии; а также
- о. термообработки двигателя и извлечение сконструированного напечатанного на 3D-принтере интегрированного двигателя с платформы (100) для сборки.
- 2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что включает повторение конструктивных функций, предусматривающих компоненты двигателя, содержащие воспламенители (502), инжекторы, сопло (506) и регенеративные охлаждающие каналы (508).
- 3. Способ по п. 2, отличающийся тем, что воспламенители (502) выбираются из группы, включающей факельные, пиротехнические и пирофорные воспламенители.
- 4. Способ по п. 2, отличающийся тем, что инжекторы выбираются из группы, включающей штыревые, коаксиальные, типа душевых головок с изменяемой геометрией.
- 5. Способ по п. 1, отличающийся тем, что определяются характеристики порошка для измерения распределения частиц по размерам, сыпучести, насыпной плотности и состава материала.

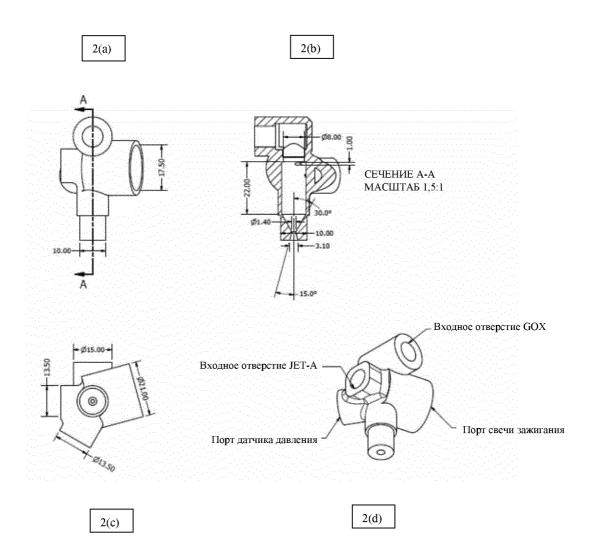
- 6. Способ по п. 1, отличающийся тем, что происходит анализ внутренних каналов и траекторий каждого слоя с использованием вычислительной механики текучей среды и 3D-моделирования.
- 7. Двигатель в ракете-носителе для запуска спутников, содержащий:
 - а. камеру сгорания для воспламенения смеси горючего и окислителя;
 - b. плоскую поверхность (504) распылительной головки, предусматривающую множество отдельных форсунок для ввода распыленной смеси горючего и окислителя в камеру сгорания;
 - с. воспламенитель (502) для воспламенения горючей смеси и обеспечения пламени для воспламенения основных компонентов топлива, вводимых в камеру сгорания;
 - d. сопло (506), встроенное в камеру сгорания, чтобы исключить использование фланцев или каких-либо механических сопряжений для пропускания горячего газа для создания тяги; и
 - е. регенеративные охлаждающие каналы (508) для циркуляции горючего и охлаждения двигателя для поддержания рабочей температуры,

при этом компоненты двигателя в пунктах (а)–(е) сплавлены и интегрированы способом аддитивного производства по п. 1 с образованием цельного, интегрированного двигателя.

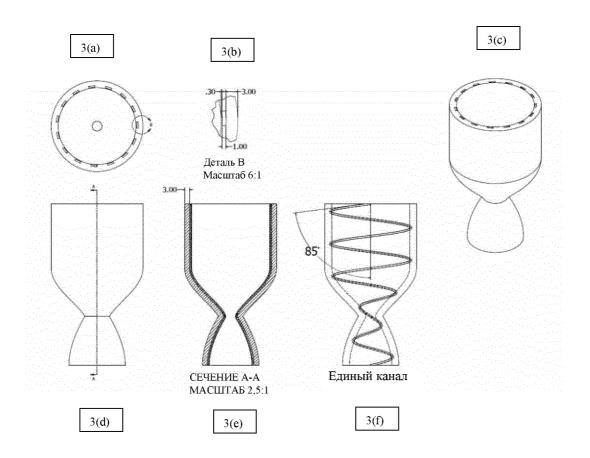
- 8. Двигатель по п. 7, отличающийся тем, что воспламенитель (502) имеет камеру сгорания и свечу зажигания, которая воспламеняет смесь горючего и окислителя и создает пламя, которое воспламеняет основные компоненты топлива.
- 9. Двигатель по п. 7, отличающийся тем, что двигатель аддитивно произведен из аэрокосмических материалов.
- 10. Двигатель по п. 9, отличающийся тем, что аэрокосмические материалы выбраны из группы, включающей медь и ее сплавы, Инконель, Монель и титан.



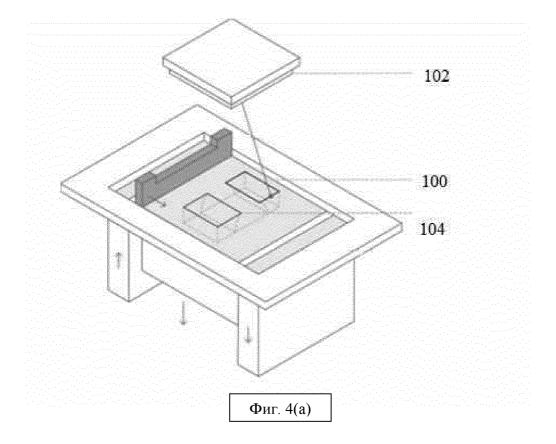
Фиг. 1



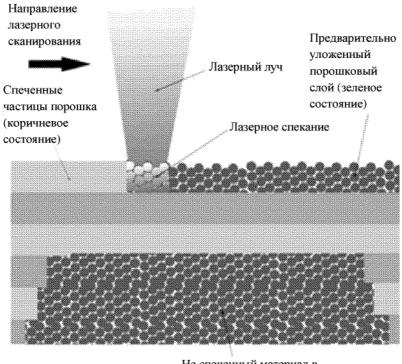
Фиг. 2



Фиг. 3

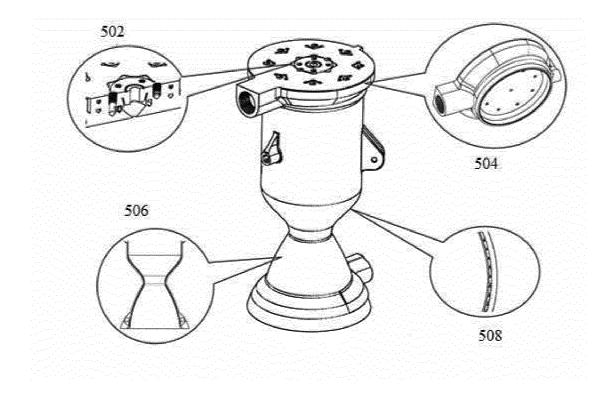


5/10

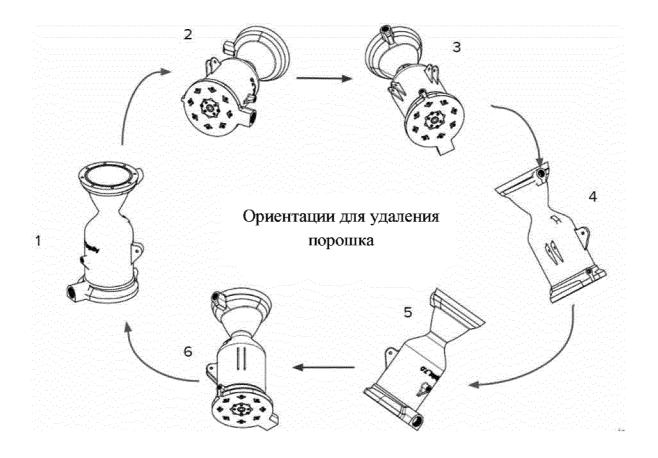


Не спеченный материал в предыдущих слоях

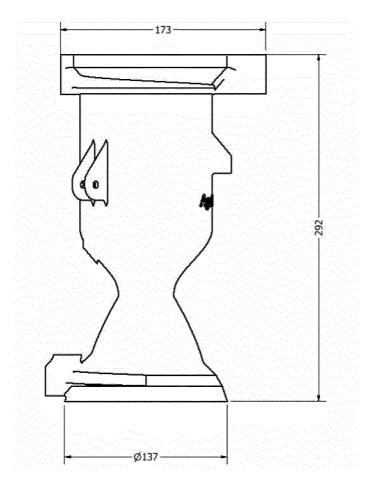
Фиг. 4(b)



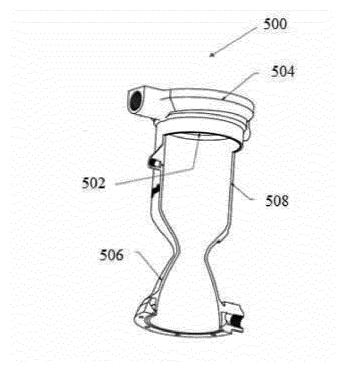
Фиг. 5



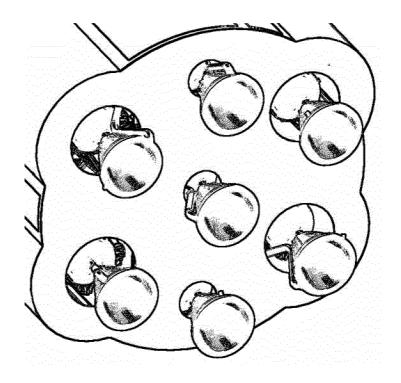
Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8



Фиг. 9