



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2009118921/11**, 17.10.2007(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
17.10.2007

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
20.10.2006 FR 0654420(43) Дата публикации заявки: **27.11.2010** Бюл. № 33(45) Опубликовано: **10.02.2012** Бюл. № 4

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **Сердюк В.К. Астронавтика и ракетодинамика, экспресс-информация. - М.: 1992, с.25, 26. Авиация, энциклопедия. Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.Жуковского. / Под. ред. Г.П.Свищева. - М.: научное издательство «Большая российская энциклопедия», 1994, с.245, 246, 602. JP 8239098 A, 17.09.1996. RU 2005102906, 20.07.2006. WO 9839207 A1, 11.09.1998.**

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: **20.05.2009**(86) Заявка РСТ:
EP 2007/061113 (17.10.2007)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2008/046872 (24.04.2008)

Адрес для переписки:
109012, Москва, ул. Ильинка, 5/2, ООО "Союзпатент", М.Н.Стручкову

(72) Автор(ы):

**ШАВАНЬЯК Кристоф (FR),
БЕРТРАН Жером (FR),
ЛАПОРТ-ВЕЙВАДА Хуг (FR),
ПУЛЕН Оливье (FR),
МАТАРАН Филипп (FR),
ЛЭН Робер (FR)**

(73) Патентообладатель(и):

АСТРИУМ САС (FR)**(54) ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ СО СМЕШАННЫМ РЕЖИМОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА И СПОСОБ ЕГО ПИЛОТИРОВАНИЯ**

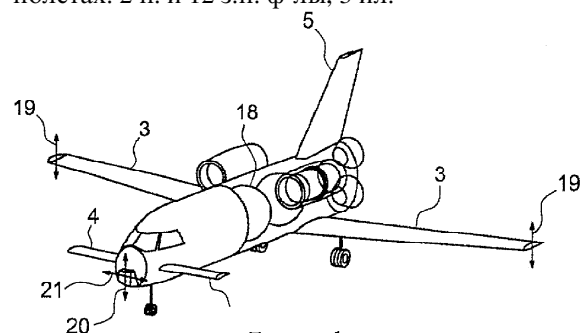
(57) Реферат:

Изобретения относятся к летательному аппарату со смешанным режимом аэродинамического и космического полета и способ его пилотирования. Летательный аппарат содержит фюзеляж, крыло, воздушно-реактивные двигатели и ракетные двигатели.

Крыло выполнено неподвижным, по существу прямым и удлиненным в боковом направлении фюзеляжа. Размах крыла превышает длину фюзеляжа. Крыло и баки с ракетным топливом расположены в задней части фюзеляжа. В передней части фюзеляжа расположена кабина. Способ пилотирования летательного аппарата

содержит четыре этапа полета. Первый этап аэродинамического полета на дозвуковой скорости соответствует 0,5-0,8 М с использованием воздушно-реактивных двигателей без дозаправки в воздухе. На втором этапе выхода в космическое пространство используются ракетные двигатели после подачи команды на изменение наклона летательного аппарата между первым этапом и вторым этапом. На третьем этапе спуска осуществляется режим планирования с фюзеляжем, ориентированным по существу перпендикулярно к траектории. На четвертом этапе обеспечивается аэродинамический полет и посадка после приведения летательного аппарата в положение по существу в

направлении траектории между третьим этапом полета и четвертым этапом полета. Достигается уменьшение расхода топлива летательного аппарата при аэрокосмических полетах. 2 н. и 12 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 441 815** (13) **C2**

(51) Int. Cl.

B64G 1/14 (2006.01)

B64D 27/02 (2006.01)

B64C 3/10 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2009118921/11, 17.10.2007**

(24) Effective date for property rights:
17.10.2007

Priority:

(30) Priority:
20.10.2006 FR 0654420

(43) Application published: **27.11.2010 Bull. 33**

(45) Date of publication: **10.02.2012 Bull. 4**

(85) Commencement of national phase: **20.05.2009**

(86) PCT application:
EP 2007/061113 (17.10.2007)

(87) PCT publication:
WO 2008/046872 (24.04.2008)

Mail address:

**109012, Moskva, ul. Il'inka, 5/2, OOO
"Sojuzpatent", M.N.Struchkovu**

(72) Inventor(s):

ShAVAN'JaK Kristof (FR),

BERTRAN Zherom (FR),

LAPORT-VEJVADA Khug (FR),

PULEN Oliv'e (FR),

MATARAN Filipp (FR),

LEhN Rober (FR)

(73) Proprietor(s):

ASTRIUM SAS (FR)

(54) AIRCRAFT MIXED-MODE AERORODYNAMIC AND SPACE FLIGHT AND METHOD FOR ITS PILOTING

(57) Abstract:

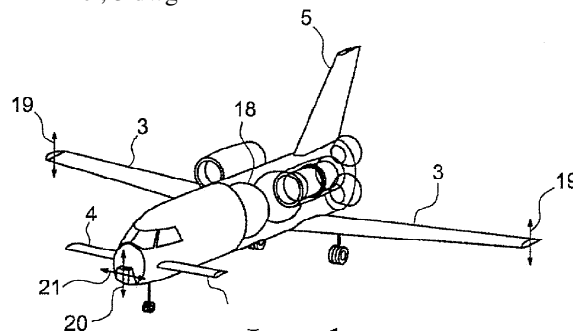
FIELD: aeronautics.

SUBSTANCE: invention relate to an aircraft with a mixed solution with aerodynamic and space flight and how it is flying. The aircraft includes a fuselage, wing, air-jet engines and rocket engines. The wing holds still, essentially straight and elongated in the lateral direction fuselage. Wingspan makes the length of the fuselage. Wing tanks and rocket fuel are located in the rear fuselage. In front of the fuselage, located cabin. The method of piloting an aircraft contains four phases of flight. The first stage of aerodynamic flight at subsonic speeds, corresponds to 0.5 M-O, 8 M, with the use of jet engines without air refueling. In the second stage of exit in outer space rocket engines are used after giving the command to change the tilt of the aircraft between the first stage and second stage. In the third stage of descent by planning mode to the

fuselage, oriented substantially perpendicular to the trajectory. The fourth step is provided by aerodynamic flight and landing after bringing the aircraft into position on the merits in the direction of the trajectory between the third phase of flight and the fourth stage of the flight.

EFFECT: reduced fuel consumption.

14 cl, 3 dwg



Фиг. 1

Изобретение относится к летательному аппарату со смешанным режимом аэродинамического и космического полета, а также к способу его пилотирования.

Изобретение относится к воздушно-космическим самолетам (ВКС), то есть летательным аппаратам, способным взлететь с земли как самолеты, выходить в космическое пространство и возвращаться на Землю, производя посадку как самолеты. Эти летательные аппараты должны обладать способностью перевозить грузы и обеспечивать условия безопасности, соответствующие пилотируемым полетам, как классические самолеты, и они должны, в частности, быть летательными аппаратами многоразового использования в отличие от ракет, ступени которых сбрасываются в процессе полета. Термин «космическое пространство» следует понимать в рамках терминологии Международной Федерации космонавтики, и он обозначает пространство, находящееся за пределами земной атмосферы, условно на высоте свыше ста километров. Он может также рассматриваться как пространство, где атмосфера является слишком разреженной, чтобы в ней можно было производить полеты классических самолетов.

Следует различать орбитальные самолеты, которые могут достигать орбитальной скорости на заданной высоте (порядка 7,5 км/с на высоте 200 км), и суборбитальные самолеты, которые не обладают такой возможностью. Орбитальные самолеты могут стать спутниками, оставаясь практически неопределенное время на орбите после фазы полета на работающих двигателях, тогда как суборбитальные самолеты следуют по траектории с возвратом на Землю после завершения фазы полета на работающих двигателях по истечении определенного времени, порядка полутора часов или менее. Орбитальные самолеты отличаются от суборбитальных прежде всего количеством энергоносителя, который они должны иметь на борту, чтобы достичь орбитальной скорости, и специальной конструкцией, чтобы выдерживать высокие температуры при входе в атмосферу. Прежде всего, настоящее изобретение касается суборбитальных самолетов, но не исключительно, так как можно предусмотреть его применение для орбитальных самолетов с внесением количественных или вторичных изменений, и оно может также нести на себе в качестве полезного груза летательный аппарат, выполненный с возможностью орбитального полета.

В отличие от ракет, которые уже давно являются предметом обширных промышленных разработок, ВКС пока мало распространены, и многие из них существуют только в виде проекта. Первым примером является американский челнок, который однако не является только ВКС, а представляет собой смешанную двухступенчатую ракету-носитель, которая взлетает как ракета, и только вторая ступень этой ракеты, отделяющаяся после фазы взлета, является космическим планером. Двойным преимуществом этого планера является возможность повторного использования и посадки на Землю наподобие сверхзвукового планера, то есть на высокой скорости и без возможности корректировки ошибки; однако первая ступень сохраняет недостатки ракеты, в первую очередь такие как одноразовое использование и большой расход ракетного топлива (эрголя) для выхода из околоземной атмосферы.

Второй пример космического самолета был разработан компанией «Scaled Composite», и он тоже является двухступенчатым. Первый самолет в режиме аэродинамического полета несет другой до высоты 15 км и сбрасывает его. Второй самолет снабжен анаэробным ракетным двигателем, благодаря которому он может доставлять полезный груз на высоту до 100 км. Эта вторая ступень приземляется так же, как космический челнок.

Третьим примером, гораздо более давним, является американский прототип X15,

который сбрасывался с самолета-носителя и мог достигать высоты более 100 км.

Другие космические летательные аппараты описаны на Интернет-сайте <http://www.spacefare.com/vehicles/designs.shtml>, но эти летательные аппараты не были построены. Некоторые из них взлетают вертикально, но их запуск является таким же

дорогостоящим, как и у ракеты, или они объединены с ракетой, которая служит их

первой ступенью, наподобие американского космического челнока.

В документах EP 0264030, GB 2362145, WO 98/30449, WO 01/64513, US 6 119985, US 6745979, US 2005/0279889, US 6193187 и FR 1409520 описаны соответственно

двухступенчатая ракета-носитель; ракета-носитель, первой ступенью которой является воздушный шар; самолет, буксирующий другой самолет; ракета-носитель, первой ступенью которой является ракета-носитель со смешанным режимом тяги для авиационных двигателей и для ракетных двигателей; космический самолет, использующий в качестве топлива кислород; три самолета с изменяющейся

геометрией; и классический самолет (винтовой в представленном варианте выполнения), оборудованный соплами для изменения направления (сопла ориентации), которые являются вспомогательными двигателями, не участвующими в работе основной силовой установки.

Таким образом, большинство проектов космических летательных аппаратов, а также те из них, которые производили полеты, являются многоступенчатыми. Эта конструкция представляется наиболее предпочтительной, так как она обеспечивает оптимальное соотношение между полезной и взлетной массами, которое дает возможность объединить большее количество топлива с полезным грузом и, следовательно, доставлять его на более значительное расстояние. Недостатками являются повышенная сложность, а также ограниченная возможность перемещений верхней ступени. Обе ступени должны быть оборудованы одинаковыми средствами для некоторых функций, такими как сопла ориентации, для корректировки их направления, и они должны содержать также средства отделения. Верхняя ступень не может эффективно управляться при спуске и должна садиться в режиме планирования. Это обстоятельство, а также возможность выхода из строя средств отделения делают полет более рискованным.

В некоторых летательных аппаратах использовали смешанную аэробно-анаэробную силовую установку для осуществления полета последовательно в плотной атмосфере и в космическом пространстве. Эта идея используется и в настоящем изобретении, однако более эффективно, так как известные конструкции, как правило, не могут избежать использования многоступенчатости. Основной причиной является отличие в выборе крыльев, так как обнаружено, что крылья, обычно предлагаемые в известных технических решениях, являются дельтовидными, короткими и с большой стреловидностью, направленной в сторону хвоста, которые хорошо подходят для сверхзвуковых полетов, но обладают меньшей подъемной силой. Конструкция в соответствии с настоящим изобретением использует прямое и длинное крыло с меньшей стреловидностью в заднем направлении для обеспечения хорошей подъемной силы в плотной атмосфере и до большей высоты. Эти участки полета выполняются без проблем на дозвуковой скорости. Ракетный двигатель включается только на достаточной большой высоте, чтобы крыло могло выдерживать аэродинамические усилия. При этом нет необходимости в использовании изменяющейся геометрии для защиты крыла и снижения лобового сопротивления путем его прижатия к фюзеляжу.

В настоящем изобретении, наоборот, предпочтительной является более жесткая,

более простая и более легкая конструкция, требующая более простого обслуживания и менее подверженная поломкам.

В целом была поставлена задача оптимизации атмосферного полета с точки зрения расхода топлива, высоты и массы; при этом была принята концепция высотного дозвукового полета, что позволило оптимизировать общую массу и, в частности, движение на ракетном двигателе, так как в результате уменьшения массы для атмосферного полета требуется меньшая тяга и меньше топлива для ракетного полета, что опять же позволяет уменьшить массу и расход топлива для атмосферного полета. Таким образом, получился достаточно простой, легкий и менее энергоемкий летательный аппарат, который может сам транспортировать свое топливо без применения отдельного вспомогательного носителя и без дозаправки в воздухе и который может начинать и завершать полет наподобие классического самолета с управлением в горизонтальном направлении. Необходимо подчеркнуть преимущество, которое состоит в возможности пилотирования и управления летательным аппаратом во время снижения в отличие от полетов в режиме планирования, что позволяет повысить безопасность пилотируемых полетов. Таким образом, самолет может преодолевать значительные расстояния после своего возвращения в атмосферу и выбирать посадочную полосу. Скорость в конце полета будет гораздо ниже, чем у летательного аппарата с дельтовидными крыльями, применяемыми для сверхзвукового полета.

Настоящее изобретение направлено на устранение недостатков известных технических решений и создание космического летательного аппарата нового типа с одной ступенью, который может совершать нормальный полет с полным использованием возможностей пилотирования на малой высоте и который может продолжить свой полет в космическом пространстве. Этот летательный аппарат имеет общий внешний вид обычного транспортного самолета и отличается от классического самолета некоторыми изменениями.

В целом летательный аппарат в соответствии с настоящим изобретением содержит фюзеляж, в основном прямое и удлиненное неподвижное крыло, размах которого превышает длину фюзеляжа, воздушно-реактивные двигатели, установленные на фюзеляже или внутри фюзеляжа, и ракетные двигатели, работающие на ракетном топливе (эрголе). Эта конструкция обеспечивает хорошие возможности пилотирования как на низкой, так и на большой высоте.

Предпочтительно отношение размаха крыла к длине фюзеляжа составляет от 1 до 2, предпочтительнее от 1 до 1,4. Удельная нагрузка на крыло (соотношение между общей массой самолета и площадью крыла) предпочтительно составляет от 2,5 до 3,3 м на тонну. Масса без загрузки предпочтительно составляет от 40 до 60% от массы с полной загрузкой.

Топливные баки, как и крыло, установлены в заднем участке фюзеляжа, при этом передний участок фюзеляжа содержит кабину для пилота и пассажиров. Летательный аппарат содержит носовое горизонтальное оперение, установленное на переднем участке. Такой летательный аппарат предназначен для перевозки пассажиров, при этом наибольшие нагрузки при взлете приходятся на заднюю часть, и крыло смещено тоже назад с учетом смещенного далеко назад центра тяжести. Носовое горизонтальное оперение обеспечивает устойчивость, а также участвует в создании подъемной силы.

Объектом изобретения является также способ пилотирования летательного аппарата, содержащий первый этап аэродинамического полета с использованием

воздушно-реактивных двигателей, второй этап выхода в космическое пространство с использованием ракетных двигателей после подачи команды на изменение наклона летательного аппарата между первым этапом и вторым этапом, третий этап снижения в режиме планирования с фюзеляжем, по существу перпендикулярным к траектории полета, и четвертый этап посадки в аэродинамическом полете после приведения летательного аппарата по существу в направлении траектории между третьим и четвертым этапами полета.

Предпочтительно ракетные двигатели выполнены с возможностью изменения силы тяги.

На фиг.1 и 2 показан летательный аппарат, виды в перспективе и сбоку; на фиг.3 показан график полета.

Летательный аппарат содержит фюзеляж 1 по существу цилиндрической формы с конусообразным носом 2. От фюзеляжа 1 отходит в поперечном направлении крыло 3 большого удлинения с незначительной стреловидностью, которое установлено в задней части фюзеляжа 1 примерно на 60% общей длины до носа. Также от фюзеляжа недалеко от носа 2 отходит в поперечном направлении оперение 4, а сзади установлен верхний киль 5 с большой стреловидностью, аналогичный килю классического самолета. В данном случае крыло 3 установлено на нижнем участке фюзеляжа 1, однако его можно установить на половине высоты или даже выше. Имеются также взлетно-посадочное шасси 6 под фюзеляжем 1 и пара воздушно-реактивных (турбореактивных) двигателей 7, тоже расположенных в задней части фюзеляжа 1, но немного впереди крыла 3. В этом варианте выполнения воздушно-реактивные двигатели 7 установлены посредством пилонов на боковых сторонах фюзеляжа 1 немного над ним при помощи и гондол и выходят за пределы фюзеляжа 1. Эта компоновка не является обязательной, и воздушно-реактивные двигатели 7 могут быть встроенными в конструкцию фюзеляжа 1. В этом случае воздухозаборники в фюзеляже должны обеспечивать доступ воздуха, необходимого для горения. Также должен быть обеспечен выпуск газообразных продуктов горения.

Внутренняя конструкция летательного аппарата характеризуется наличием следующих основных элементов. Объем фюзеляжа 1 разделен на три основных отсека передней 8 и задней 9 перегородками. Передний отсек 10, находящийся в носу 2 спереди от передней перегородки 8, содержит системы управления. Средним отсеком в данном случае является кабина, в которой находятся пилот и пассажиры. Кабина является герметичной, находится под давлением, оборудована люками и иллюминаторами для доступа и обзора и содержит оборудование и мебель для перевозки пассажиров. Задний отсек 13, находящийся за задней перегородкой 9, предназначен для обеспечения работы силовой установки. Он содержит большие резервуары 14 и 15 для ракетного топлива, которые могут питать два ракетных двигателя 16 и 17, установленные параллельно в самой задней части летательного аппарата и выступающие наружу. Использование нескольких ракетных двигателей 16 и 17 (как правило, двух или трех) позволяет запускать их один за другим и обеспечивает более плавное движение. Можно использовать также только один ракетный двигатель. В этом случае он является двигателем с изменяющейся тягой. Топливо, необходимое для воздушно-реактивных двигателей, содержится в крыле 3. Наконец, имеется в наличии бак 18 меньших размеров, чем баки 14 и 15 ракетного топлива (эрголя), который предназначен для питания сопел изменения ориентации летательного аппарата. Некоторые из этих сопел обозначены позицией 19, они установлены на концах крыла 3 и направлены вверх и вниз для управления креном

летательного аппарата. Другие сопла 20 и 21 установлены на носу 2 летательного аппарата и имеют вертикальное и горизонтальное направления для управления движениями тангажа и рыскания.

Воздушно-реактивные двигатели 7 и ракетные двигатели 16 и 17, предназначенные для создания тяги, то есть для обеспечения движения летательного аппарата, являются главными двигателями. Сопла 20 и 21 являются малыми вспомогательными двигателями, не влияющими на тягу как таковую, так как они способствуют только поворотному движению путем перемещения в боковом направлении.

Представленный вариант выполнения предназначен для транспортировки четырех пассажиров и пилота до высоты примерно 100 км, то есть полезного груза в 500 кг. Длина летательного аппарата составляет от 10 до 15 м и размах крыла - от 15 до 25 м. При этом фюзеляж 1 имеет высоту примерно 2 м и может иметь круглое или овальное сечение. Крыло 3 имеет площадь примерно 35 м^2 , оперение 4 имеет размах 6 м и площадь 5 м^2 , а киль 5 имеет площадь примерно 10 м^2 и высоту примерно 4,5 м. Ракетное топливо может быть жидким кислородом и жидким метаном. Поскольку летательный аппарат имеет небольшую массу, и ракетное топливо имеет небольшую массу, этот летательный аппарат становится более простым и надежным. Взлетная масса может составлять от 10 до 15 тонн, из которых 5-7 тонн составляют массу без загрузки, 3-5 тонн - массу ракетного топлива, 0,5-2 тонн - массу керосина, остальное является полезной нагрузкой. Тяга воздушно-реактивных двигателей может составлять от 3000 до 7000 фунтов силы (от 13,3 до 31,1 кН), тяга ракетных двигателей составляет от 150 до 400 кН, а сопла 19, 20 и 21 могут развивать тягу примерно 400 Н каждое. Чтобы уменьшить массу без загрузки, конструкцию летательного аппарата, а также топливные баки предпочтительно выполняют из композитных материалов или из легкого сплава на основе алюминия, такого как сплав алюминия и лития.

Далее описан процесс выполнения летательным аппаратом полетов, для которых он предназначен.

Первый этап относится к взлету и набору высоты примерно до 12 и даже примерно до 14-18 км, предпочтительно выше высоты воздушных коридоров, предусмотренных для обычной воздушной навигации. Для этого используют только воздушно-реактивные двигатели 7. Во время полета не производят никакой дозаправки ни топливом для воздушно-реактивных двигателей 7, ни эрголем для ракетных двигателей 16 и 17: самолет несет на борту все необходимое ему топливо. Крыло 3 выполнено таким образом, чтобы способствовать набору этой высоты, обеспечивая необходимую для этого подъемную силу в режиме дозвуковой скорости от 0,5 до 0,8 М или предпочтительнее от 0,5 до 0,6 М, чтобы движение самолета происходило плавно и чтобы он поднимался на максимальную высоту без большого расхода топлива. В любом случае крыло 3 плохо приспособлено для полета на сверхзвуковых скоростях. После этого первого этапа полета запускаются ракетные двигатели 16 и 17, и выключаются воздушно-реактивные двигатели 7. Подъемная сила крыла 3 используется для выхода на траекторию полета с наклоном примерно на 70° по отношению к горизонтали. Нагрузки на конструкцию летательного аппарата снижаются, так как запуск ракетных двигателей 16 и 17 начинается только на этой большой высоте с учетом разреженной атмосферы, что позволяет сохранять легкую конструкцию и, соответственно, требует меньшей массы топлива. Сама масса необходимого ракетного топлива уменьшается за счет запуска ракетных двигателей 16 и 17 на большой высоте, достигнутой во время полета на дозвуковой скорости. Ракетные двигатели 16 и 17 запускаются последовательно, чтобы

ограничить усилия в первой фазе создания тяги. Возможно экранирование воздухозаборников воздушно-реактивных двигателей для исключения их перегрева и чрезмерных скоростей газа. Скорость полета становится сверхзвуковой и составляет примерно 3 или 4 М. После израсходования ракетного топлива ракетные двигатели 16 и 17 выключаются, и летательный аппарат продолжает набирать высоту по инерции до значения, которое может достигать 80-120 км.

Третья фаза относится к возвращению в атмосферу, при этом все двигатели выключены. Угол падения летательного аппарата близок к 90° , то есть он ориентирован перпендикулярно к траектории для создания как можно большего лобового сопротивления с целью максимального торможения. Затем, примерно на высоте 40 км, угол атаки уменьшают примерно до 40° . Это позволяет уменьшить аэродинамические усилия. При этом стремятся, чтобы действующее на пассажиров ускорение не превышало примерно 5 g.

Примерно на высоте 25 км скорость летательного аппарата опять становится дозвуковой, и летательный аппарат возвращается к углу атаки, подходящему для осуществления аэродинамического полета. Воздушно-реактивные двигатели 7 могут быть запущены или нет, и возвращение на Землю осуществляют либо в режиме планирования, либо в режиме полета на работающих двигателях до посадочной полосы.

Изобретение может быть использовано для космического туризма, проведения экспериментов в условиях минимальной гравитации, для использования летательного аппарата в качестве многоразовой первой ступени спутника или для быстрой перевозки пассажиров.

Формула изобретения

1. Летательный аппарат, содержащий фюзеляж, крыло (3), воздушно-реактивные двигатели (7) и ракетные двигатели (16, 17), причем крыло выполнено неподвижным, по существу, прямым и удлиненным в боковом направлении фюзеляжа, а размах крыла превышает длину фюзеляжа, отличающийся тем, что крыло (3) и баки (16, 17) с ракетным топливом расположены в задней части (13) фюзеляжа (1), а в передней части (11) фюзеляжа расположена кабина.

2. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что отношение размаха крыла к длине фюзеляжа составляет от 1 до 2.

3. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что отношение размаха крыла к длине фюзеляжа составляет от 1 до 1,4.

4. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что удельная нагрузка на крыло составляет от 300 до 400 кг/м².

5. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что его масса без загрузки составляет от 40% до 60% от массы при загрузке.

6. Летательный аппарат по пп.1-5, отличающийся тем, что содержит носовое оперение (4), расположенное в передней части (11) фюзеляжа.

7. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что содержит пару ракетных двигателей.

8. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что содержит взлетно-посадочное шасси (6).

9. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что содержит сопла (19, 20, 21) ориентации, в том числе сопла управления креном, установленные на концах крыльев, и сопла управления рысканием и тангажом, установленные спереди фюзеляжа.

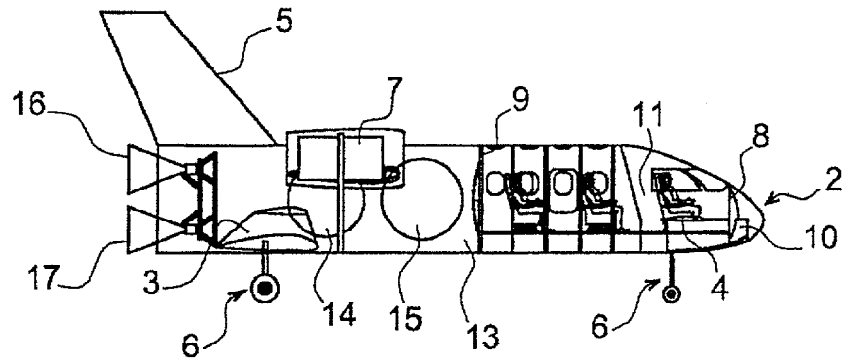
10. Способ пилотирования летательного аппарата, содержащего неподвижное, по существу, прямое и удлиненное в боковом направлении крыло, отличающийся тем, что содержит первый этап аэродинамического полета на дозвуковой скорости, соответствующей 0,5 М - 0,8 М, с использованием воздушно-реактивных двигателей без дозаправки в воздухе, второй этап выхода в космическое пространство с использованием ракетных двигателей после подачи команды на изменение наклона летательного аппарата между первым этапом и вторым этапом, третий этап спуска в режиме планирования с фюзеляжем, ориентированным, по существу, перпендикулярно к траектории, и четвертый этап аэродинамического полета и посадки после приведения летательного аппарата в положение, по существу, в направлении траектории между третьим этапом полета и четвертым этапом полета.

11. Способ пилотирования по п.10, отличающийся тем, что ракетные двигатели выполнены с возможностью изменения тяги.

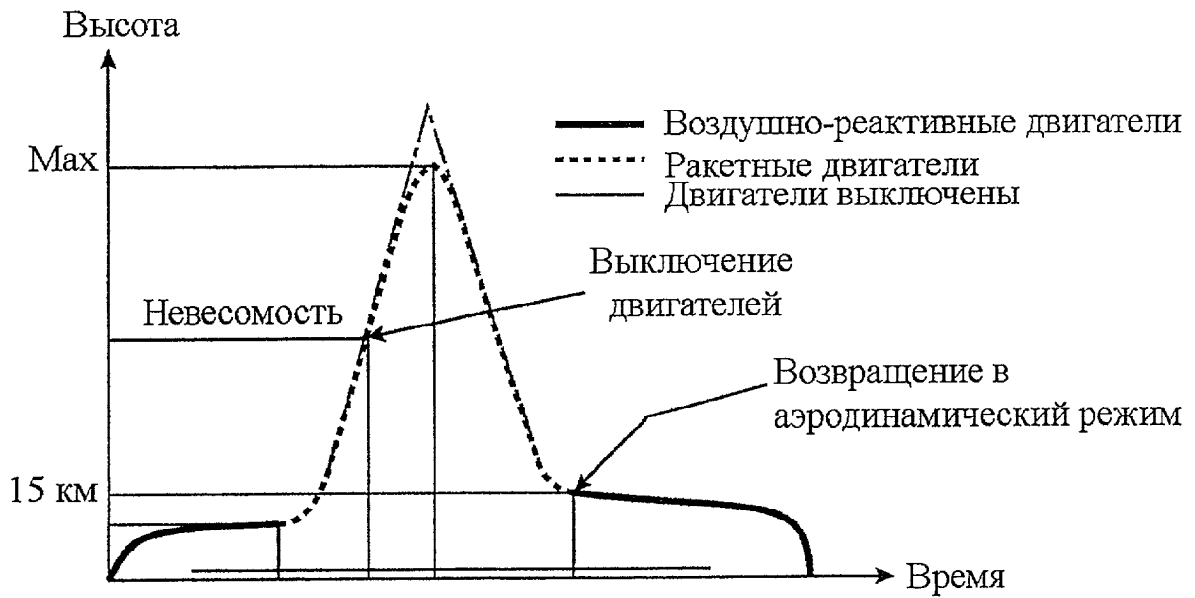
12. Способ пилотирования по п.10, отличающийся тем, что четвертый этап осуществляют в режиме аэродинамического дозвукового полета.

13. Способ пилотирования по п.10, отличающийся тем, что аэродинамический полет продолжают до высоты по меньшей мере 12 км.

14. Способ пилотирования по п.10, отличающийся тем, что аэродинамический полет осуществляют на дозвуковой скорости, соответствующей 0,5-0,6 М.



Фиг. 2



Фиг. 3