РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 355 602** (13) **C2**

(51) МПК
B64D 5/00 (2006.01)
B64D 3/00 (2006.01)
F42B 15/10 (2006.01)
B64G 1/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2006114555/11, 27.04.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.04.2006

(43) Дата публикации заявки: **10.11.2007**

(45) Опубликовано: **20.05.2009** Бюл. № **14**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 6029928 A, 29.02.2000. RU 29032 U1, 04.11.2002. RU 2099250 C1, 20.12.1997. RU 2085449 C1, 27.07.1997. JP 4103498 A, 06.04.1992. US 5088663 A, 18.02.1992.**

Адрес для переписки:
456300, Челябинская обл., г. Миасс, Тургоякское ш., 1, ОАО "ГРЦ Макеева"

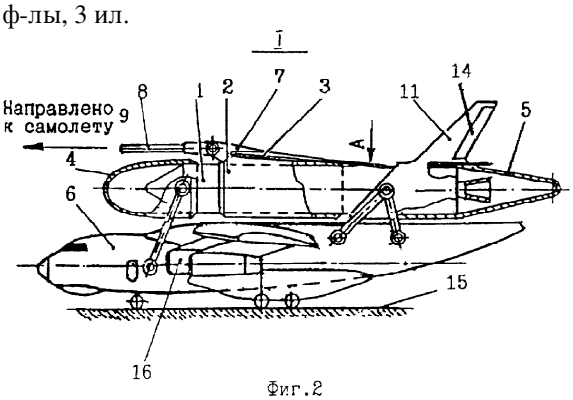
(72) Автор(ы):
Данилкин Вячеслав Андреевич (RU),
Дегтярь Владимир Григорьевич (RU),
Сабуренко Валерий Васильевич (RU),
Шевалдина Лариса Витальевна (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Открытое акционерное общество "Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева" (RU)

(54) АВИАЦИОННЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационно-космической техники и может быть использовано в авиационных ракетных комплексах космического назначения оснащенных, например, жидкостными ракетными двигателями, и запускаемых в воздухе с целью выведения космических аппаратов на орбиты. Авиационный ракетный комплекс содержит самолет, баллистическую ракету-носитель, устройство сопряжения ракеты-носителя с самолетом, системы, обеспечивающие их функционирование, и наземную транспортно-разгонную платформу, оснащенную двигателями. При этом на корпусе ракеты-носителя дополнительно смонтированы обтекатель с установленным на нем крылом, обтекатели носовой и хвостовой, на котором установлены стабилизатор и вертикальное оперение. Обтекатели выполнены с возможностью отделения их от корпуса ракеты-носителя, а сопряженные между собой трос-фал, крыло, центроплан крыла и его обтекатель образуют устройство сопряжения ракеты-носителя с самолетом. Изобретение направлено на увеличение габаритов и стартового веса ракеты-носителя и, как следствие этого, увеличение выводимых на орбиты масс космических аппаратов. 2 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.2

RU 2355602 C2

RU 2355602 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 355 602** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
B64D 5/00 (2006.01)
B64D 3/00 (2006.01)
F42B 15/10 (2006.01)
B64G 1/00 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2006114555/11, 27.04.2006**

(24) Effective date for property rights:
27.04.2006

(43) Application published: **10.11.2007**

(45) Date of publication: **20.05.2009 Bull. 14**

Mail address:
456300, Cheljabinskaja obl., g. Miass, Turgojakskoe sh., 1, OAO "GRTs Makeeva"

(72) Inventor(s):
Danilkin Vjacheslav Andreevich (RU),
Degtjar' Vladimir Grigor'evich (RU),
Saburenko Valerij Vasil'evich (RU),
Shevaldina Larisa Vital'evna (RU)

(73) Proprietor(s):
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Gosudarstvennyj raketnyj tsentr imeni akademika V.P. Makeeva" (RU)

(54) AEROSPACE ROCKET COMPLEX

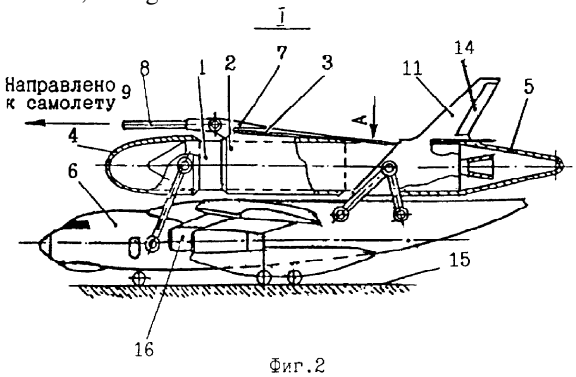
(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: invention relates to aerospace engineering and can be incorporated with aerospace vehicles equipped with liquid propellant engines and launched from aboard the aircraft to place a spacecraft into orbit. The proposed complex comprises an aircraft, wingless rocket-carrier, rocket-carrier-to-aircraft coupling assembly, systems maintaining the complex serviceability and a surface transport-and-boosting platform furnished with engines. Note that the rocket-carrier accommodates additionally a fairing with a wing, nose and tail cones, the latter being furnished with a fin and vertical unit. Aforesaid cones can be separated from the rocket-carrier body. Integrated strap cord, wing, center wing and its fairing make a rocket-carrier-to-aircraft coupling assembly.

EFFECT: larger sizes and weight of rocket-carrier and, hence, increased weight of space apparatuses to be place into orbit.

3 cl, 3 dwg



Фиг.2

RU 2355602 C2

RU 2355602 C2

Изобретение относится к области авиационной ракетно-космической техники. Оно может быть использовано в авиационных ракетных комплексах (АРК) космического назначения преимущественно с тяжелыми баллистическими ракетами (массой 100 т и более), оснащенными, например, жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), и запускаемыми в воздухе с целью выведения космических аппаратов (КА), например, ИСЗ на орбиты.

Известен аналог АРК с ракетой-носителем, размещаемой вне фюзеляжа самолета, представленный в информационных выпусках №№20, 21, 31, 32, 38-41, 45, 46 1988 года "Ракетно-космическая техника" по материалам иностранной печати, экспресс-информация, серия 1, издание "Центрального научно-исследовательского института машиностроения", г.Москва по АРК с ракетой-носителем (РН) "Пегас" (США). Указанный аналог, как наиболее близкий по технической сути, принят за прототип.

Недостатками прототипа являются, в том числе:

- ограничения по максимальной массе РН выводимых ею на орбиты масс КА;
- малая эффективность использования технических возможностей самолета, например, по дальности доставки РН к точке ее пуска;
- малая безопасность экипажа самолета при полете в район пуска РН и при ее пуске.

Задачами, на решение которых направлена заявка на изобретение, являются:

- повышение эффективности использования технических возможностей самолета и АРК в целом;
- повышение безопасности экипажа самолета, самолета, его надежности при полете в точку пуска РН и при ее пуске;
- снижение технических и других рисков при создании АРК и при его эксплуатации.

Это достигается за счет, в том числе:

- использования самолета, как буксировщика РН;
- использования наземной транспортно-разгонной платформы (ТРП), на которой смонтирована снаряженная РН.

Сущность изобретения поясняется графическими материалами, где

- на фиг.1 изображен общий вид аэропоезда сбоку, размещенного на взлетно-посадочной полосе, содержащего последовательно соединенные между собой с помощью троса-фала самолет-буксировщик и РН, смонтированную на ТРП;
- на фиг.2 изображен выносной элемент I, представленный на фиг.1 и отражающий размещение РН и ТРП относительно друг друга и самолета-буксировщика;
- на фиг.3 изображен вид А, представленный на фиг.2, отражающий размещение РН и ТРП относительно друг друга при виде на них сверху.

РН 1 с дополнительно смонтированными на ее корпусе обтекателями 2, с установленным на нем крылом 3, обтекателями передним (носовым) 4 и хвостовым 5 смонтирована на наземной ТРП 6. Крыло 3 с помощью его центроплана 7 и обтекателя 2 закреплено на корпусе РН 1, трос-фал 8 сопряжен с центропланом 7 крыла 3 и самолетом 9. Передний обтекатель 4 и хвостовой обтекатель 5 смонтированы на передней (носовой) и хвостовой частях корпуса РН 1 соответственно. На хвостовом обтекателе 5 смонтированы стабилизирующие поверхности, образующие управляемые стабилизатор 10 и вертикальное хвостовое оперение 11. Крыло 3 снабжено элеронами 12, стабилизатор 10 - рулями высоты 13, а оперение 11 - рулями направления 14. В крыле 3 обтекателя 2, центроплане 7 крыла 3 в переднем и хвостовом обтекателях 4, 5 при необходимости могут быть выполнены полости под размещение элементов систем управления РН1, крыла 3,

стабилизатора 10, например, вертикального хвостового оперения 11 и их электроснабжения, например, электроаккумулятора и др. систем, обеспечивающих функционирование АРК (не показаны).

Сопряженные между собой трос-фал 8, крыло 3, центроплан 7 крыла 3, обтекатель 2 образуют устройство сопряжения РН1 с самолетом 9, выполняющим функции самолета-буксировщика. Обтекатель 2 крыла 3, обтекатели передний 4 и хвостовой 5 выполнены с возможностью отделения их от корпуса РН1.

Эта система, включающая РН 1, самолет 9 и другие вышеупомянутые элементы, функционирует следующим образом.

Перед запуском космического аппарата наземная ТРП 6 подается на техническую позицию авиационного ракетного комплекса, где на нее производится погрузка снаряженной РН 1, например, незаправленной компонентами топлива со смонтированными на ней вышеупомянутыми элементами.

После погрузки снаряженной РН 1 на ТРП 6 производятся заправка РН 1 топливом и проверки ее систем, а также систем ТРП 6 на функционирование.

После завершения всех работ по подготовке авиационного ракетного комплекса к запуску космического аппарата снаряженная ТРП 6 буксируется на взлетно-посадочную полосу (ВПП) 15 в точку начала движения ТРП 6 при взлете самолета 9 на пуск РН 1, где производится сопряжение самолета 9 с центропланом 7 крыла 3, установленного на обтекателе 2, с помощью троса-фала 8. В результате чего самолет 9 и ТРП 6 приведены в стартовое положение на ВПП 15.

Функционирование комплекса производится в следующей последовательности.

По команде от системы управления АРК на вылет в район пуска РН1 одновременно на самолете 9 и ТРП 6 запускаются двигатели (для разгона ТРП 6 на ней установлены двигатели 16). Тяги двигателей самолета 9 и ТРП 6 обеспечивают равные ускорения при движении их по ВПП 15.

По достижении заданных уровней тяг двигателей самолетов-буксировщиков 9, 10 и ТРП 6 подается от системы управления АРК команда на взлет (начало движения их по ВПП 15).

При этом обеспечиваются уровни тяг двигателей самолета 9 и двигателей 16 ТРП 6, исключающие провисание троса-фала 8 до недопустимого уровня.

При движении самолета 9 и ТРП 6 по ВПП 15 на самолет 9 и снаряженную РН 1 действуют подъемные силы, которые обеспечивают отрыв самолета 9 от ВПП 15 и снаряженной РН 1 от ТРП 6 при достижении заданной скорости движения (~ 280-300 км/час).

При отрыве самолета 9 от ВПП 15 одновременно от ТРП 6 производится отделение снаряженной РН 1 по команде, например, от системы управления РН 1 и начало полета самолета 9 в район пуска РН 1.

По прибытии самолета 9 в район пуска самолет 9 и снаряженная РН 1 занимают заданные расчетные положения в пространстве по высотам, направлению и скорости полета, угловым параметрам (крен, тангаж, курс), обеспечивающие запуск РН 1.

По команде от системы управления АРК на пуск РН 1 производятся подачи команд на запуск двигателя I ступени РН 1, отделение обтекателей 2, 4, 5, крыла 3 с центропланом 7 от корпуса РН 1, например, с помощью задействования пирозамков и детонирующих шнуров, размещенных на указанных отделяемых элементах (не показано) для разрушения их силовых связей с РН1.

После отделения от корпуса РН 1 всех смонтированных на ней вышеупомянутых частей и запуска двигателя I ступени производится ее полет по заданной программе и

выведение космического аппарата на заданную орбиту.

Таким образом, представленный выше технический облик АРК с новыми отличительными признаками, в сравнении с прототипом, позволяет, в том числе:

- увеличить эффективность АРК в целом;
- повысить безопасность, надежность самолета и АРК в целом;
- уменьшить технические и другие риски при создании АРК и его эксплуатации.

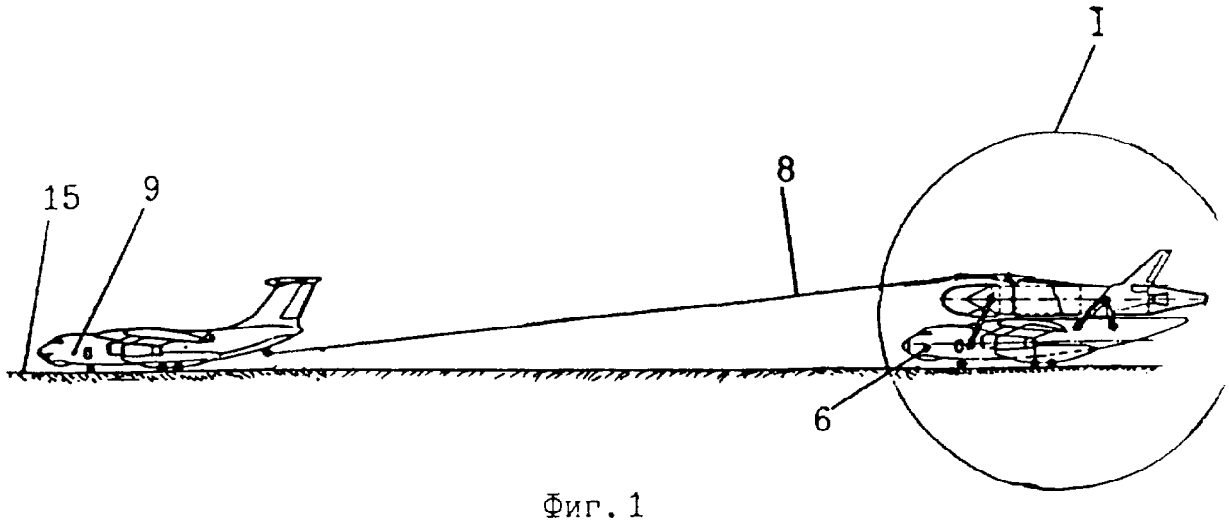
Предложенное в изобретении техническое решение открывает перспективное направление разработки АРК.

Формула изобретения

1. Авиационный ракетный комплекс, включающий самолет, ракету-носитель воздушного запуска, устройство сопряжения ракеты-носителя с самолетом, системы, обеспечивающие их функционирование, отличающийся тем, что содержит трос-фал, наземную транспортно-разгонную платформу, оснащенную двигателями, на которой смонтирована ракета-носитель, дополнительно смонтированные на корпусе ракеты-носителя обтекатель, на котором смонтировано крыло с центропланом, оснащенное элеронами, обтекатели носовой и хвостовой, на котором установлены стабилизирующие поверхности, образующие управляемые стабилизатор и, например, вертикальное хвостовое оперение, при этом обтекатели выполнены с возможностью отделения их от корпуса ракеты-носителя, а сопряженные между собой трос-фал, крыло, центроплан крыла и его обтекатель образуют устройство сопряжения ракеты-носителя с самолетом.

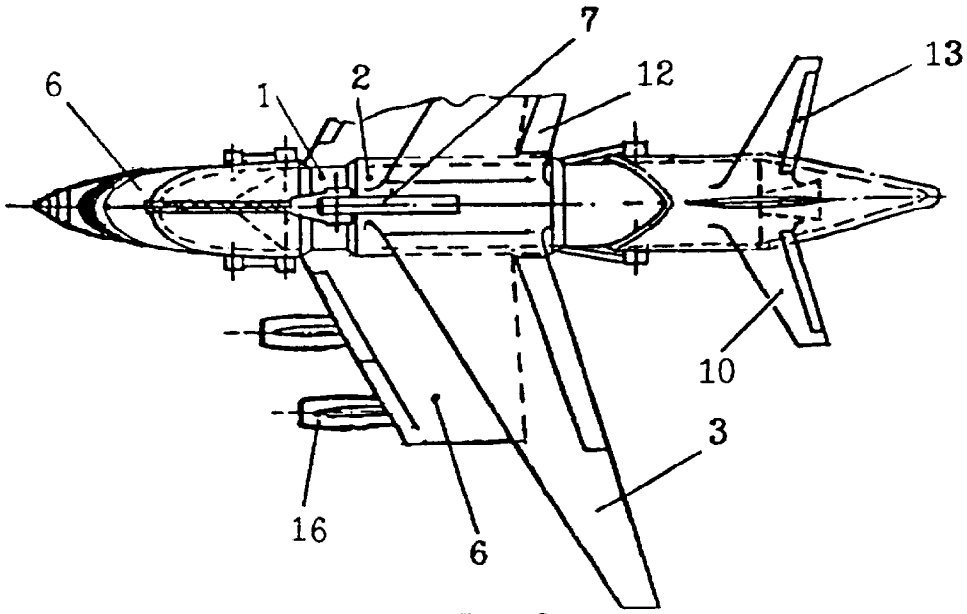
2. Авиационный ракетный комплекс по п.1, отличающийся тем, что в полостях, смонтированных на ракете-носителе носового и хвостового обтекателей, обтекателя крыла и его центроплана размещены элементы систем управления ракеты-носителя, крыла, стабилизирующих поверхностей и их электроснабжения, например электроаккумуляторы.

3. Авиационный ракетный комплекс по п.1, отличающийся тем, что наземная транспортно-разгонная платформа снабжена системой управления.



Фиг. 1

Вид А



Фиг.3