

Тематична виставка
"КОСМОНАВТИКА: Історія. Сьогодення. Майбутнє."

Інтелектуальна власність в інноваційних космічних технологіях.

Патенти України.

Патент України 52931
МПК (2006)
F42B 15/00
B64C 23/00

АПАРАТ, ЩО ПОВЕРТАЮТЬ

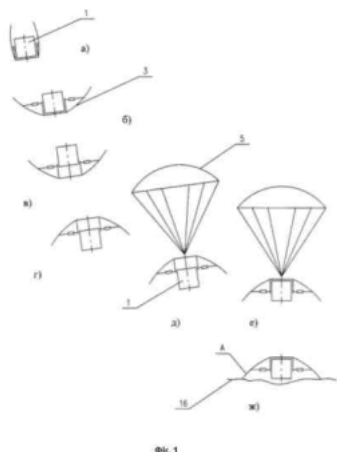
Корисна модель відноситься до ракетно-космічної галузі, а більш конкретно - до частин літальних апаратів (ЛА), які повертають, і може використовуватися під час спускання апаратів з аеродинамічним гальмовим екраном.

1. Апарат, що повертають, що містить корпус і гальмовий екран, встановлені з можливістю поздовжнього переміщення один відносно другого, засоби розкриття гальмового екрана та парашутну систему, який відрізняється тим, що він споряджений засобами переміщення корпусу відносно гальмового екрана, гальмовий екран виконаний з центральною кільцевою основою, на котрій встановлені засоби розкриття гальмового екрана, а корпус зв'язаний з кільцевою основою за допомогою засобів переміщення корпусу відносно гальмового екрана.

2. Апарат, що повертають, за п.1, який відрізняється тим, що засоби переміщення корпусу відносно гальмового екрана виконані у вигляді пневмоциліндрів, закріплених на бічній поверхні корпусу паралельно поздовжній осі апарата і рівномірно розташованих по колу.

3. Апарат, що повертають, за пп.1, 2, який відрізняється тим, що пневмоциліндри розміщені між кільцевою основою і донною частиною корпусу апарата, при цьому поздовжні осі пневмоциліндрів розташовані тангенціально відносно кільцевої основи, а кожна пара пневмоциліндрів за допомогою шарнірних опор корпусу апарата і кільцевої основи утворюють трикутник.

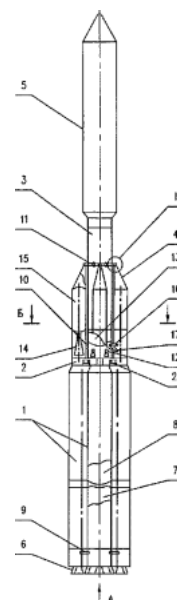
4. Апарат, що повертають, за п.1, який відрізняється тим, що засоби переміщення корпусу відносно гальмового екрана виконані у вигляді двох еластичних ємностей, розміщених між корпусом і торцевими опорними поверхнями кільцевої основи і зв'язаних через керовані клапани з джерелом тиску.



Патент України 50661 А
МПК (2006)
В64G 1/00
F42В 15/00

БАГАТОСТУПІНЧАСТА РАКЕТА-НОСІЙ

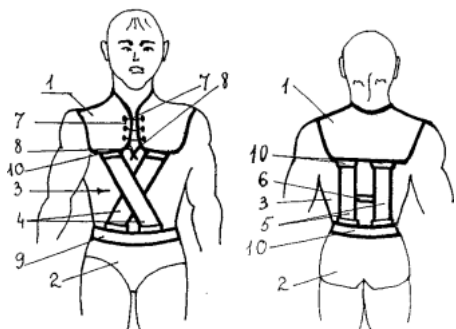
Винахід відноситься до ракетно-космічної галузі, а саме — до ракет-носіїв важкого класу "пакетної" схеми. Багатоступінчаста ракета-носій містить центральний і периферійні блоки першого і другого ступеня, які складаються з баків з компонентами палива і маршової та рульової рушійних установок, міжступеневий перехідний відсік, корисне навантаження, міжблочні вузли зв'язку і опори стояння. Для забезпечення мінімальної довжини ракети-носія та зниження навантаження на установку корисне навантаження встановлене на центральному блоці другого ступеня, який з'єднаний з периферійними блоками другого ступеня за допомогою двох поясів міжблочних вузлів зв'язку - верхнього і нижнього.



Патент України 37049 А
МПК (2006)
А61Н 1/02
А63В 23/02 (2007.01)

БИМЕХАНИЧНИЙ СТИМУЛЯТОР ХРЕБТА КОСМОНАВТА

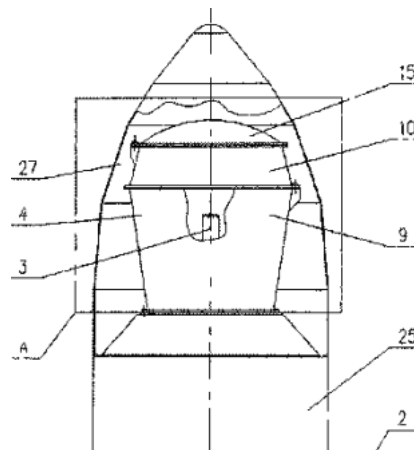
Винахід належить до космонавтики, медицини і спорту, пристроїв, що стимулюють кістково-м'язові структури хребта космонавта за допомогою відтворення для нього таких умов силових взаємодій, що характерні для природної гравітації. Біомеханічний стимулятор хребта космонавта містить верхню і нижню опори і закріплений між ними засіб навантаження. Верхню опору виконано у вигляді широкого коміра, що має передній розріз із фіксуючим пристосуванням у вигляді протягнутого через отвір шнура і виконаного за формою тіла з еластичної тканини. Нижню опору виконано у вигляді плавок з утримувальним поясом, виконаних із того ж матеріалу 53792 (51) МПК (2006)



B64G 1/64
B64G 4/00

БУДОВА ОПОРНОЇ КОНСТРУКЦІЇ КОСМІЧНОЇ РАКЕТИ ДЛЯ ФІКСАЦІЇ ТА ВІДОКРЕМЛЕННЯ В ПОЛЬОТІ КОРИСНИХ ВАНТАЖІВ

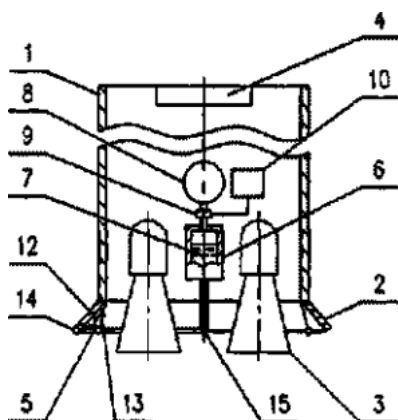
Опорна конструкція космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів містить силовий корпус, який виконано з двох відсіків у вигляді різновисоких зрізаних конусів, скріплених між собою по їх більшому діаметру піропристроями. Нижній торець силового корпусу закрито днищем, а на верхньому, за допомогою піропристроїв, закріплена півсферична кришка. В нижній частині кожного відсіку встановлена перехідна рама із закріпленою на ній платформою, виконаною у вигляді плити. На платформах встановлені знімні перехідники для закріплення до них корисних вантажів. Піропристрої кріплення відсіків і півсферичної кришки винесені на зовнішню поверхню силового корпусу і закриті теплоізолюючими кришками. Винахід забезпечує можливість раціонального розміщення, фіксації та відокремлення в польоті різних за розмірами та вагою корисних вантажів, розміщених на двох рівнях силового корпусу, що розділяється.



Патент України 49724 А
МПК (2006)
B64G 1/00
F42B 15/00

ВІДСІК РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ БАГАТОРАЗОВОГО ВИКОРИСТАННЯ

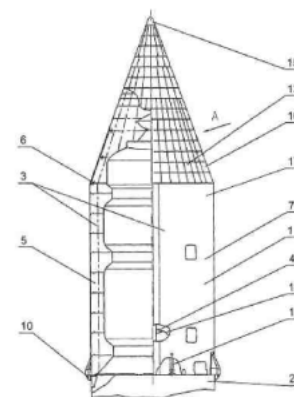
Відсік рушійної установки багаторазового використання відноситься до ракетно-космічної галузі, а саме - до повертаних частин ступенів ракет. Відсік містить корпус, елементи рятунку, захисний пристрій, який складається з гнучкої оболонки з каркасом і вузлів повороту й кріплення, ємність з швидкотвердіючим пористим теплоізоляційним матеріалом і вузли його подавання у відсік по команді у розрахунковій точці траєкторії повернення. Для підвищення експлуатаційних якостей відсіку, він оснащений додатковою гнучкою оболонкою, яка встановлена між рушійною установкою і гнучкою оболонкою і розташована еквідистантно останній у робочому положенні. Вузли подавання швидкотвердіючого пористого теплоізоляційного матеріалу розташовані у порожнині між оболонками.



Патент України 74207
МПК (2006)
B64G 1/22
F42B 15/00

ГОЛОВНИЙ АЕРОДИНАМІЧНИЙ ОБТІЧНИК КОСМІЧНОЇ РАКЕТИ

Головний аеродинамічний обтічник космічної ракети належить до ракетно-космічної галузі. На зовнішній конічній поверхні кожної ступки обтічника розміщені лускоподібні тонколистові металеві пластини, виконані за формою окремих секторів розгортки конічної частини його поверхні.



Фір. 1

Пластини прикріплені до абляційного теплозахисту із взаємним перекриттям за допомогою клею, який втрачає свої адгезійні властивості при досягненні температури $\sim 120^{\circ}\text{C}$. Товщина лускоподібних тонколистових металевих пластин зменшується від максимальної біля наконечника обтічника до мінімальної біля основи його конічної частини. Винахід забезпечує збереження абляційного теплозахисту головного аеродинамічного обтічника від ерозійної дії дощу, граду або частинок пилу при пусках ракети у відповідних погодних умовах.

Патент України 81685

МПК (2006)

B64G 1/22

ГОЛОВНИЙ БЛОК РАКЕТИ-НОСІЯ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки і призначений для виведення на навколосемну орбіту космічних апаратів (КА). Головний блок ракети-носія містить двостулковий обтічник, КА і адаптер, встановлені на напівоболонках приладового відсіку ракети-носія, платформу, що складається з центральної частини і півкілець. На центральній частині платформи виконані кільцеві конічні виступи, що охоплюються по зовнішньому периметру відповідними стикувальними поверхнями двох півкілець платформи, які скріплені по діаметральних стінках піротехнічними вузлами. Адаптер з КА встановлені і закріплені на центральній частині платформи, а сама центральна частина скріплена із силовими шпангоутами ракети-носія. Півкілця платформи мають по зовнішньому периметру шпангоут, який скріплений з однієї сторони зі ступками обтічника, а з іншої сторони - з напівоболонками приладового відсіку ракети. На нижньому шпангоуті приладового відсіку виконані вузли спільного повороту ступок обтічника, півкілець платформи і напівоболонки приладового відсіку ракети. Винахід забезпечує зниження ваги обтічника і головного блока в цілому.

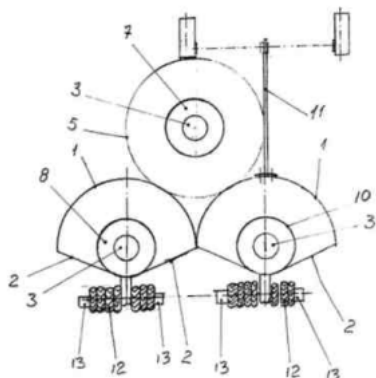
Патент України 51490

МПК (2006)

B64C 39/02 (2006.01)

ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНИЙ КОСМІЧНИЙ ЧОВНИК

В злітно-посадочному космічному човнику корпус і крила функціонально об'єднані і виконані у вигляді поверхні "збираючої нагнітаючої дії потоку", наприклад у вигляді двох пустотілих зрізаних півконусів з кутами, рівними куту атаки крила, зістикованих заклепками по твірних більшими отворами вперед і випуклістю вверх, в яких твірні стягнуті ("зашнуровані") поліпропіленовими канатами, а менші отвори частково нормально перекриті дисковими закрілками-елеронами з радіусами кривизни по радіусу менших отворів півконусів, в лівому з яких розміщений бензиновий двигун потужністю ~ 5 тисяч к.с. по ПУ 41983 з тяговим гвинтом на ~ 225 т по ПУ 38386, а в правому - маневровий двигун типу ЖРД. При цьому пілотська кабіна розміщена вздовж твірних зовнішньої поверхні півконусів, де закріплена трубчаста стійка переносної вітроелектростанції потужністю ~ 1500 кВт по ПУ 37802. Невисувні електроприводні колеса шасі розміщені перед ЖРД і після дизельного двигуна під зістикованими твірними півконусів перед їх меншими отворами і напівприкриті обтічниками повітряного потоку. При цьому пілотська кабіна оснащена переднім і заднім стикувальними люками входу-виходу.



Патент України 54263

МПК (2006)

B64D 10/00

ЛЕГКИЙ КОСМІЧНИЙ СКАФАНДР

Легкий космічний скафандр містить в собі бавовняну тканину та шлем на голові з віконцем напроти лица, який відрізняється тим, що використовується тканина середньої товщини, на яку наклеєно три шари рубінових шестигранних пластин одного типорозміру в залежності від величини скафандра.

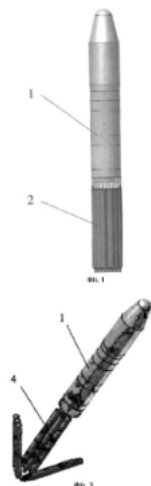
Патент України 88402

МПК (2006)

B64G 1/40 (2008.01)

МОДУЛЬНИЙ РАКЕТНИЙ СТУПІНЬ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до розміщення або пристосування рушійних установок ракет-носіїв. В модульному ступені прискорювачі, що складають модульний ступінь, збираються групами у вигляді жорстких уніфікованих панелей, причому сусідні панелі з'єднуються у складі ступеня із можливістю їх повороту після відокремлення від носія та фіксації після повороту. Така конструкція дозволяє уникнути неупорядкованого падіння великої кількості частин модульного ступеня носія та усунути загрозу нанесення шкоди населенню та господарчим об'єктам і створити передумови для забезпечення їх збереження для повторного використання.



Патент України 58538

МПК (2006)

B64G 5/00

F41F 3/00

НАЗЕМНИЙ СТАРТОВИЙ КОМПЛЕКС

1. Наземний стартовий комплекс, що містить стартову споруду з під'їзною залізничною колією, установник ракети, на котрому симетрично відносно поздовжньої вертикальної площини змонтовані плата електричних рознімань і плата пневматичних рознімань, що розташовані у поперечній площині і взаємодіють з відповідними наземними платами рознімань, кабель-щоглу з платою рознімань, що взаємодіє з бортовою платою рознімань ракети, і командний пункт з системою керування пуском, при цьому пневматичні рознімки мають підпружинений клапан, який відрізняється тим, що він споряджений блоком забезпечення функціональних перевірок, виконаним у вигляді

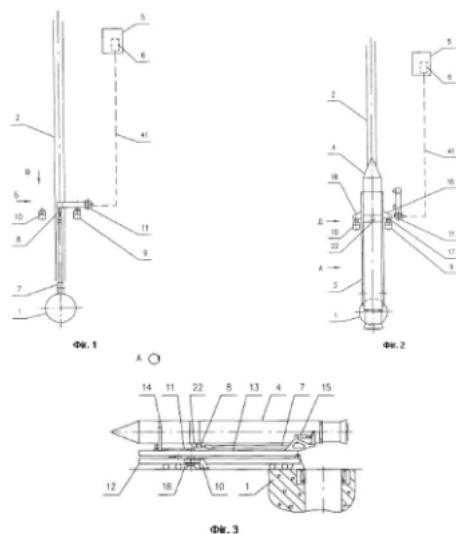
консольної балки, шарнірно закріпленої на колоні з можливістю повороту у горизонтальній площині за допомогою привода, наприклад гідроциліндра, і зв'язаним електрично з системою керування пуском, а на консольній балці змонтовані верхня і нижня плати рознімань, що взаємодіють відповідно з платою рознімань кабель-щогли і наземною платою електричних рознімань.

2. Наземний стартовий комплекс за п. 1, який відрізняється тим, що плата рознімань кабель-щогли розташована у поперечній площині, що проходить через наземні плати рознімань, а колона блока забезпечення функціональних перевірок розташована з боку наземної плати електричних рознімань.

3. Наземний стартовий комплекс за п. 1, який відрізняється тим, що кожна плата рознімань змонтована на консольній балці за допомогою шкворня з можливістю повороту у горизонтальній площині, на кожному шкворні і колоні жорстко закріплені горизонтальні кронштейни, на якому виконані розташовані діаметрально протилежно два вушка для кріплення тяг, котрі послідовно з'єднують горизонтальні кронштейни, а для кожної плати рознімань на консольній балці жорстко змонтований короб для захисту рознімань у неробочому положенні, при цьому кожний короб орієнтований перпендикулярно поздовжній осі консольної балки і розміщений між відповідним шкворнем і колоною.

4. Наземний стартовий комплекс за п. 3, який відрізняється тим, що на шкворні нижньої плати рознімань змонтований додатковий горизонтальний кронштейн, розташований нижче горизонтального кронштейна і з'єднаний з горизонтальним кронштейном на шкворні верхньої плати рознімань, а горизонтальний кронштейн на шкворні нижньої плати рознімань з'єднаний з горизонтальним кронштейном на колоні.

5. Наземний стартовий комплекс за п. 1, який відрізняється тим, що клапан пневматичного розніму

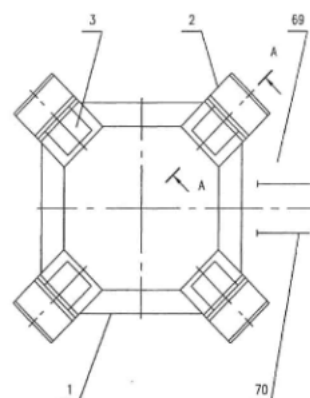


виконаний у вигляді переднього і зворотного конусів, а на передньому конусі виконаний осьовий виступ, довжина якого забезпечує відкриття клапана

Патент України 63435 А
МПК (2006)
В64G 5/00
F41F 3/00

ПРИСТРІЙ ДЛЯ УТРИМАННЯ РАКЕТИ НА ПУСКОВІЙ УСТАНОВЦІ

Пристрій для утримання ракети на пусковій установці відноситься до ракетно-космічної галузі і може використовуватися для підвищення вітрової стійкості ракети на пусковій установці. Він обладнаний двома шарнірними важелями, за допомогою яких противага закріплена на корпусі з утворенням вертикального паралелограма механізму, розташованого у площині повороту двоплечого кронштейна стояння.



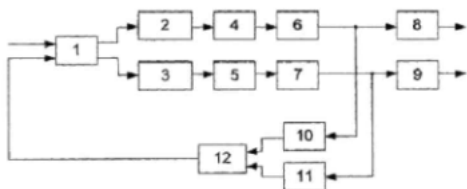
Фиг.1.

Наявність шарнірних важелів дозволяє раціонально розташувати противагу і забезпечити мінімальні габарити корпусу

Патент України 20080
МПК (2006)
B64G 1/28 (2007.01)

ПРИСТРІЙ КЕРУВАННЯ КОСМІЧНИМ АПАРАТОМ

Корисна модель стосується галузі космонавтики. Система кутової стабілізації космічних апаратів містить послідовно з'єднані електропривід, редуктор і маховик. Для забезпечення інваріантності статичних та динамічних характеристик системи кутової стабілізації від параметричних збуджень система оснащена другим електроприводом, другим редуктором. Виходи першого та другого редукторів підключені до першого та другого входів диференціала, вихід якого з'єднаний з маховиком. Вихід першого редуктора через перший вимірювач кутової швидкості першого електропривода та перший масштабний перетворювач з'єднаний з другим входом другого суматора, вихід якого з'єднаний з входом другого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом



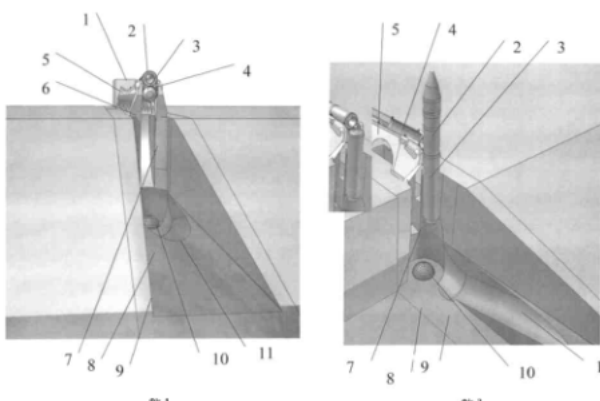
Фиг.

другого електропривода. Вихід другого редуктора через другий вимірювач кутової швидкості другого електропривода і другого масштабного перетворювача з'єднаний з другим входом першого суматора, вихід якого з'єднаний з входом першого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом першого електропривода. Перші входи першого і другого суматорів з'єднані і створюють керуючий вхід системи кутової стабілізації космічних апаратів. Виходи першого і другого вимірювачів кутової швидкості першого та другого електропривода з'єднані з входом мікропроцесора

Патент України 90212
МПК (2006)
B64G 5/00

ПУСКОВИЙ КОМПЛЕКС КОВАЛЬОВА ДЛЯ КОСМІЧНОГО НОСІЯ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до наземного обладнання, що застосовується для забезпечення передпускової підготовки, транспортування до пускової установки, приведення в положення для пуску і пуску космічних носіїв. Винахід вдосконалює конструкцію пускового комплексу таким чином, щоб зробити його якомога компактнішим, безпечним та надійним, економічним за рахунок іншого взаємного розташування елементів комплексу, конфігурації (форми) його складових частин та їх взаємодії. Монтажно-випробувальний корпус виконаний у двох рівнях-поверхах, що розділені монтажно-стикувальним візком з пристроями для повороту у вертикальне положення першого ступеня, а потім, за допомогою його ваги, - решти ступенів у положення для стикування носія в цілому. Шлях для транспортування складових частин носія до стартової споруди виконаний у вигляді естакади-арки із зворотною кривизною, а стартова

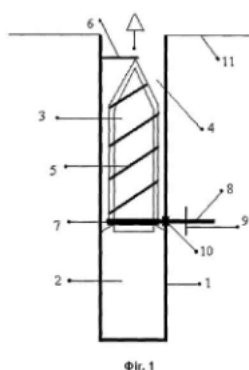


споруда - як крайня опора естакади-арки так, щоб біля неї міг бути вертикально розташований перший ступінь. Нижче двигуна першого ступеня стартова споруда подовжена колодязем-газоводом, який частково заповнений водою, під поверхнею якої розміщена система зменшення її щільності, причому колодязь-газовід з'єднаний профільованим каналом із технологічним водоймищем

Патент України 21072
МПК (2006)
F41F 1/00

РАКЕТА-КУЛЯ ПЛАВ'ЮКА

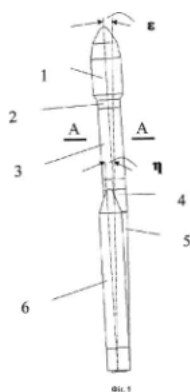
Ракета сигароподібної форми з реактивним двигуном, зовнішній корпус якої виконано у вигляді архімедова гвинта (5), який забезпечує собі вільне обертання навколо своєї осі, і надітий на внутрішній корпус з начинкою (3), задня частина якого запресована в гільзу з паливом (2).



Патент України 85127
МПК (2006)
F42B 15/12 (2006.01)
F42B 10/00

РАКЕТА-НОСІЙ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до ракет-носіїв, що застосовуються для виведення корисних вантажів у космічний простір. У ракеті-носії верхні ступені розташовані на першому ступені центрального блока ракети-носія під кутом в площині симетрії ракети-носія, конструкція ракети-носія викона несиметричною у поперечному перерізі таким чином, щоб поздовжній силовий набір був розташований лише в зоні стиснення, причому периферійні блоки ракети-носія розташовані під кутом до першого ступеня центрального блока ракети-носія, а також із зміщенням відносно центрального блока паралельно площині симетрії ракети-носія та у бік кута розташування верхніх ступенів ракети-носія відносно першого ступеня центрального блока ракети-носія. Винахід дозволяє знизити поперечне навантаження на корпус ракети-носія і, як наслідок, її масу, за рахунок зменшення відстані між центром мас та центром аеродинамічного тиску ракети-носія.



Патент України 4526
МПК (2006)
B64G 1/28 (2007.01)

СИСТЕМА КУТОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Корисна модель стосується галузі космонавтики. Система кутової стабілізації космічних апаратів містить послідовно з'єднані електропривід, редуктор і маховик. Для забезпечення інваріантності статичних та динамічних характеристик системи кутової стабілізації від параметричних збуджень система оснащена другим електроприводом, другим редуктором. Виходи першого та другого редукторів підключені до першого та другого входів диференціала, вихід якого з'єднаний з маховиком. Вихід першого редуктора через перший вимірювач кутової швидкості першого електропривода та перший масштабний перетворювач з'єднаний з другим входом другого суматора, вихід якого з'єднаний з входом другого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом другого електропривода. Вихід другого редуктора через другий вимірювач кутової швидкості другого електропривода і другого масштабного перетворювача з'єднаний з другим входом першого суматора, вихід якого з'єднаний з входом першого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом першого електропривода. Перші входи першого і другого суматорів з'єднані і створюють керуючий вхід системи кутової стабілізації космічних апаратів. Виходи першого і другого вимірювачів кутової швидкості першого та другого електропривода з'єднані з входом мікропроцесора

Патент України 51673
МПК (2006)
B64G 1/24

СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

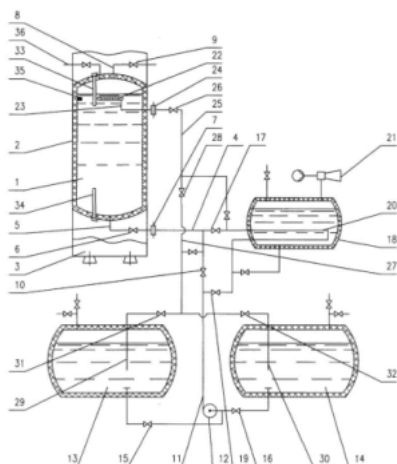
Спосіб визначення орієнтації космічного апарата (КА) полягає в тому, що параметри орієнтації КА відносно центра мас обраховують за інформацією вихідної потужності панелей сонячних батарей, пов'язаної з кутом Сонця відносно їх робочих поверхонь. Як датчикові пристрої використовують сонячні батареї, розміщені в трьох ортогональних площинах.

Патент України 54559
МПК (2006)
B64G 5/00
F17C 6/00

СПОСІБ ЗАПРАВЛЕННЯ БАКА РАКЕТИ-НОСІЯ КРІОГЕННИМ КОМПОНЕНТОМ ПАЛИВА

Спосіб заправки бака ракети-носія кріогенним компонентом палива базується на подаванні переохолодженого кріогенного компонента палива на нижнє днище бака та відведенні його пари у дренаж. Спосіб включає заповнення бака переохолодженим кріогенним компонентом палива до заданого рівня заправки і вирівнювання температури кріогенного компонента палива у баці. Безпосередньо перед подаванням у бак переохолодженого компонента палива в нижню частину

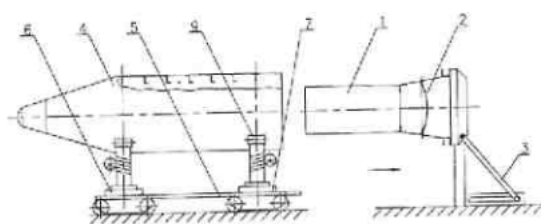
бака вводять криогенний компонент палива у киплячому стані, що утворює поверхневий шар киплячого криогенного компонента палива над переохолодженим криогенним компонентом палива під час заповнення ним бака. При цьому киплячий криогенний компонент палива вводять у бак у кількості, що забезпечує зберігання у процесі заповнення бака поверхневого шару цього компонента, котрий прикриває рівень переохолодженого криогенного компонента палива.



Патент України 57536
МПК (2006)
B64G 5/00

СПОСІБ ЗБОРКИ АВТОНОМНОГО ГОЛОВНОГО БЛОКА І СТИКУВАННЯ ЙОГО З РАКЕТОЮ-НОСІЄМ

Універсальна система наземних агрегатів для зборки автономного головного блока і стикування його з ракетою-носієм включає пристрій переміщення об'єкта, що стикують, і рухомий кантувач з поворотною платформою. Пристрій переміщення об'єкта, що стикують, виконаний у вигляді рухомого маніпуляційного стенда, який оснащений щонайменше двома опорними поясами для встановлення об'єкта, що стикують, та вузлами кутового і прямолінійного зрушення об'єкта, які забезпечують зміну його положення із шістьма ступенями вільності. Спосіб зборки автономного головного блока і стикування його з ракетою-носієм включає установку перехідника у вертикальному положенні нижнім шпангоутом на платформу кантувача, потім установку космічного апарата на перехідник, розворот їх у горизонтальне положення і накочування головного обтічника на космічний апарат з перехідником. При цьому обтічник встановлюють контактними площадками на опорні пояси рухомого маніпуляційного стенда, накочують і стикують з нижнім шпангоутом перехідника, потім відстикують зібраний автономний головний блок від платформи кантувача, рухомим маніпуляційним стендом доставляють головний блок до ракети-носія і стикують його нижнім шпангоутом перехідника до верхнього шпангоута ракети-носія, при цьому в процесі стикування усувають відхилення взаємного положення напрямних елементів шпангоутів, що стикуються, переміщенням головного блока вузлами кутового і прямолінійного зрушення рухливого маніпуляційного стенда.



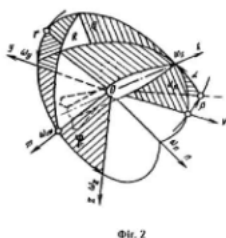
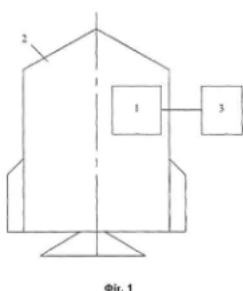
Фиг. 2

Патент України 88038

МПК (2006)
F42B 15/01 (2008.04)
B64G 1/24

СПОСІБ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ І ПРИСТРІЙ ДЛЯ ЙОГО ЗДІЙСНЕННЯ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, а саме до літальних апаратів (ЛА), наприклад ракет-носіїв, які здійснюють політ в атмосфері. Спосіб керування літальним апаратом при польоті в атмосфері полягає в тому, що у русі за програмою орієнтації відносно набігаючого потоку, вимірюють поточний просторовий кут атаки $\alpha_{П}$, порівнюють його модуль з модулем програмного значення просторового кута атаки $\alpha_{П_ПРОГ}$, відхиляють поздовжню вісь літального апарата відносно набігаючого потоку на величину просторового кута атаки, модуль якої не перевищує максимально допустимої для літального апарата величини просторового кута атаки $\alpha_{П_Доп}$. Для здійснення способу на апараті встановлений щонайменше один датчик просторового кута атаки, інформаційні виходи якого зв'язані з додатковим відповідним входом системи керування.



Патент України 52420 А
МПК (2006)
B64G 5/00
F42B 15/00

СПОСІБ ПЕРЕДСТАРТОВОЇ ПІДГОТОВКИ І ПУСКУ РАКЕТИ

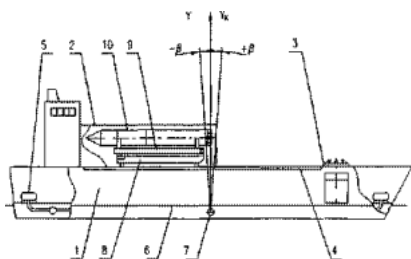
Винахід відноситься до ракетно-космічної галузі. Спосіб передстартової підготовки і пуску ракети містить транспортування ракети до пускового столу, встановлення її на пусковий стіл з фіксацією засобів утримання ракети на пусковому столі, проведення передстартових операцій, пуск ракети при номінальних параметрах роботи рушійної установки з розфіксацією засобів утримання ракети на пусковому столі і виходом рушійної установки на головний ступінь тяги, аварійне припинення пуску при відхиленні параметрів від номінальних, зливання компонентів палива і зняття ракети з пускового столу. Для підвищення надійності пуску ракети після запуску рушійної установки і її виходу на головний ступінь тяги при блокуванні розфіксації засобів утримання ракети на пусковому столі, проводять додатковий контроль параметрів роботи рушійної установки і при номінальних значеннях цих параметрів команду на аварійне припинення пуску блокують, здійснюють переведення рушійної установки на попередній ступінь тяги з наступною розфіксацією засобів утримання ракети на пусковому столі, розблокуванням команди на аварійне припинення пуску і пуском ракети. При відхиленні контрольованих параметрів від номінальних видають команду на аварійне припинення пуску.

Патент України 49723 А
МПК (2006)
B64G 5/00
B63B 39/00

СПОСІБ ПІДГОТОВКИ І ПУСКУ РАКЕТИ З КОРАБЕЛЬНОЇ ПУСКОВОЇ УСТАНОВКИ

Спосіб підготовки і пуску ракети з корабельної пускової установки відноситься до ракетно-космічної галузі. Спосіб включає операції транспортування ракети на установнику із ангара до пускової

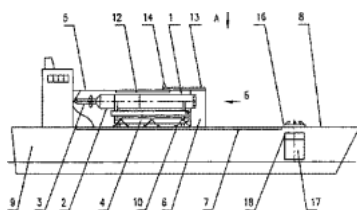
установки, піднімання ракети стрілою установника у вертикальне положення, передпускової підготовки ракети, транспортування установника від пускової установки у ангар, вирівнювання корабля за допомогою його системи диференту і пуску. Для зменшення сумарного кута нахилу корабля перед транспортуванням установника із ангара до пускової установки і від пускової установки у ангар, як з ракетою, так і без неї, створюють нахил корабля відповідно у бік ангара і пускової установки за допомогою системи диференту на величину, яка не перевищує половини кута повороту корабля під час транспортування установника з ракетою із ангара до пускової установки або навпаки. Після транспортування установника корабель вирівнюють, при цьому у випадку транспортування установника із ангара до пускової установки, як з ракетою, так і без неї, корабель вирівнюють після піднімання стріли установника у вертикальне положення.



Патент України 55254 А
МПК (2006)
В64G 5/00
В63В 1/00

СПОСІБ ПУСКУ РАКЕТИ З ПІЛОТОВАНИМ КОСМІЧНИМ КОРАБЛЕМ З ПЛАВУЧОГО СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСУ

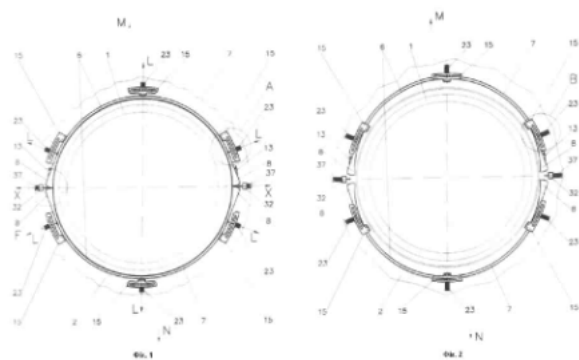
Винахід відноситься до ракетно-космічної галузі і може використовуватися для розширення універсальності плавучого стартового комплексу. Спосіб пуску ракети з пілотованим космічним кораблем з плавучого стартового комплексу включає транспортування ракети із ангара до пускової установки, встановлення ракети на пускову установку, перевірку ракети, заправлення ракети компонентами палива, посадку екіпажа у пілотований космічний корабель, зведення системи аварійного рятування і пуск ракети, а в разі відміни пуску - блокування системи аварійного рятування, евакуацію екіпажа із пілотованого космічного корабля, зняття ракети з пускової установки і транспортування ракети у ангар. Для виключення знаходження обслуговуючого персоналу біля ракети, яка заправлена компонентами палива перед транспортуванням ракети із ангара до пускової установки здійснюють перевірку ракети та посадку екіпажа у пілотований космічний корабель і після транспортування ракети із ангара до пускової установки перед встановленням ракети на пускову установку здійснюють зведення системи аварійного рятування. В разі відміни пуску систему аварійного рятування блокують після зняття ракети з пускової установки і екіпаж евакуюють із пілотованого космічного корабля після транспортування ракети у ангар.



Патент України 90074
МПК (2006)
В64G 1/64
F42В 15/36 (2006.01)

СПОСІБ СТИКУВАННЯ Й РОЗДІЛЕННЯ ВІДСІКІВ РАКЕТ-НОСІЇВ І КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ТА ПРИСТРІЙ ДЛЯ ЗДІЙСНЕННЯ СПОСОБУ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки. Спосіб стикування й відділення відсіків ракет-носіїв і космічних апаратів полягає в тому, що відсіки, що мають фланці з конічними поверхнями, стягують поділюваним бандажем і після виведення відокремлюваного об'єкта в задану точку траєкторії польоту, за командою від системи керування створюють зусилля відштовхування поділюваного бандажа за рахунок імпульсу піромеханізмів і пружності поділюваного бандажа, при цьому зменшують імпульс піромеханізмів, створюють і орієнтують додаткові зусилля відштовхування, втягування й відведення елементів поділюваного бандажа в напрямку переміщення останніх. Пристрій для стикування й відділення відсіків ракет-носіїв і космічних апаратів складається із двох відсіків, виконаних у вигляді оболонок обертання, що містять фланці з конічними зовнішніми поверхнями, скріплені між собою за допомогою поділюваного бандажа, утвореного двома півкільцями, оснащеними запірним елементом із конічною внутрішньою поверхнею й циліндричною проточною, діаметри яких у вільному стані більші зовнішнього діаметра зовнішньої поверхні фланців, при цьому на кінцях півкільць, як єдине ціле з ними, виконані фітинги, стягнуті між собою за допомогою двох піромеханізмів, установлених тангенціально до зовнішньої поверхні оболонок обертання, і стяжних гайок із сферичними шайбами, а корпуси піромеханізмів і стяжні гайки із сферичними шайбами зафіксовані у фітингах. На одному з віддільних відсіків закріплені уловлювачі і механізми втягування, які містять опорний кронштейн і корпус, що має паз, у якому рухливо встановлена каретка, обладнана різьбовою втулкою, на одному кінці якої закріплений крешер, що зминається, а на протилежному кінці виконаний кільцевий буртик кріплення опорного витка пружини стискання, протилежний виток якої аналогічним кільцевим буртиком закріплений на упорі, до якого кріпиться гнучкий тросик, другий кінець якого з'єднаний зі скобою, закріпленою на буртику поділюваного бандажа, який має на внутрішньому боці біконусну проточку, кут біконуса якої виконаний меншим до відповідного кута біконуса фланців зістикованих відсіків, а в зоні торців фітингів біконусна проточка має західні кути нахилу, при цьому до одного з відділюваних відсіків у місцях установлення піромеханізмів закріплені механізми відведення, що містять кронштейн, корпус і різьбову втулку, на одному кінці якої закріплений крешер, що зминається, а на протилежному кінці виконаний кільцевий буртик кріплення опорного витка пружини стискування, протилежний виток якої аналогічним кільцевим буртиком закріплений на упорі, до якого кріпиться гнучкий тросик, другий кінець якого з'єднаний з тягою, обладнаною фіксатором, затиснутим між фітингами півкільць, що мають відповідні поглиблення



Патент України 83861
МПК (2006)
B64G 1/24
G05B 15/00

СПОСІБ РЕГУЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ КУТОВОГО РУХУ РАКЕТИ-НОСІЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, а саме до способів регулювання і керування кутовим рухом ракети-носія (РН) на ділянці перед відділенням космічного апарата (КА) після відключення рухомої установки (РУ) ракети-носія. Спосіб регулювання параметрів кутового руху ракети-носія космічного апарата шляхом вимірювання кутових швидкостей та кутів тангажа, рискання і крену, порівняння вимірених значень з заданими, формування основних сигналів керування ракетою згідно з помилками регулювання, який відрізняється тим, що на кожному такті керування ракетою з моменту відключення рухомої установки і до моменту відділення космічного апарата формують в каналах тангажа і рискання додаткові сигнали, пропорційні максимальним

можливим приростам кутових швидкостей ракети в цих каналах протягом одного такту керування, які обумовлені можливою різнотяговістю сопел рухомої установки, формують компенсаційні сигнали, пропорційні додатковим сигналам і сигналам фактичних кутових швидкостей ракети, формують керуючі сигнали на приводи сопел рухомої установки шляхом додавання компенсаційних сигналів до основних сигналів керування

Патент України 88049
МПК (2006)
B64G 1/00
F42B 15/00

СПОСІБ РЯТУВАННЯ ЧАСТИНИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до ракет-носіїв, які здійснюють політ в атмосфері. Спосіб рятування частини літального апарата, що відокремлюється, переважно ступеня ракети-носія, полягає у формуванні заданої орієнтації ступеня відносно набігаючого потоку при польоті в атмосфері. При вході в атмосферу ступінь розвертають поздовжньою віссю перпендикулярно площині польоту і утримують його в такому положенні та закручують навколо поздовжньої осі. Винахід забезпечує високу точність попадання в район падіння зі створенням умов руху для мінімальних теплових деформацій в польоті.

Патент України 65322 А
МПК (2006)
B64G 1/28 (2007.01)

СПОСІБ ФОРМУВАННЯ КЕРУЮЧОГО МОМЕНТУ ДЛЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

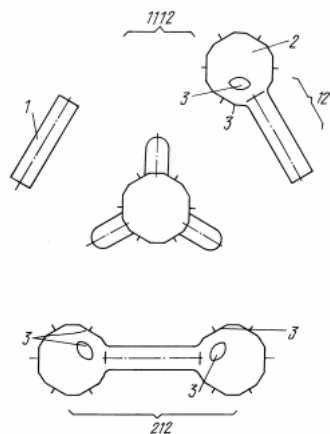
Винахід відноситься до галузі космонавтики і може бути використаний для систем кутової стабілізації космічних апаратів (КА), в яких як виконавчі органи використовуються двигуни-маховики (ДМ). Винахід підвищує точність реалізації лінійного закону керування та збільшує час насичення, забезпечує інваріантність системи формування керуючого моменту від параметричних збурень, підвищує надійність та ресурс системи кутової стабілізації КА. В способі формування керуючого моменту КА шляхом використання ДМ формують керуючий момент шляхом використання кінетичного моменту, що створюється двигуном-маховиком, для обертання маховика використовують два електроприводи (ЕП), вимірюють кутову швидкість 1-го ЕП, отримане значення масштабують, алгебраїчно сумують з сигналом завдання і формують сигнал управління другим ЕП пропорційно отриманій різниці, вимірюють кутову швидкість 2-го ЕП, отримане значення масштабують та алгебраїчно сумують з сигналом завдання і формують сигнал управління першим ЕП пропорційно отриманій сумі, а кутову швидкість маховика формують як алгебраїчну суму кутових швидкостей першого і другого ЕП, вимірюють кутову швидкість маховика, отримане значення порівнюють з заданим і при досягненні їх рівності формують сигнал для системи управління кутової стабілізації на вмикання системи скидання кінематичного моменту КА.

Патенти Росії.

Патент РФ № 2141913 С1
МПК 6
B64G1/10

БЛОЧНО-КАРКАСНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ

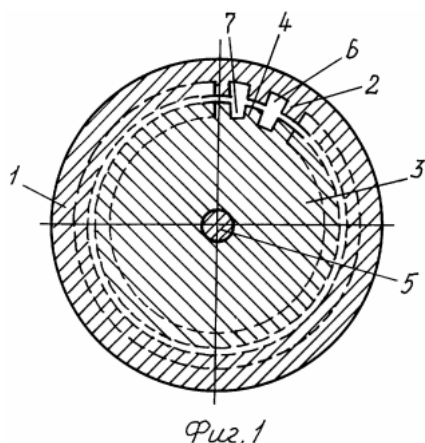
Изобретение относится к космонавтике, а точнее к космическим летательным аппаратам (кораблям) блочно-каркасной схемы. Согласно изобретению космический корабль представляет собой часть правильной тетраэдральной решетки. Ячейки решетки образованы цилиндрическими секциями с пристыкованными к ним узловыми модулями. При этом разность удалений от центра масс корабля любых двух наружных модулей каркаса менее длины секции, а все элементы решетки заполнены соответствующими секциями и модулями. За счет последних корабль может (в принципе, неограниченно) наращиваться. Изобретение направлено на повышение жесткости структуры корабля и увеличение его полезного объема. 2 з.п.ф-лы. 1 ил.



Патент РФ № 2327877 С1
МПК
F01D15/10 (2006.01)

ВИНТОВОЙ РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

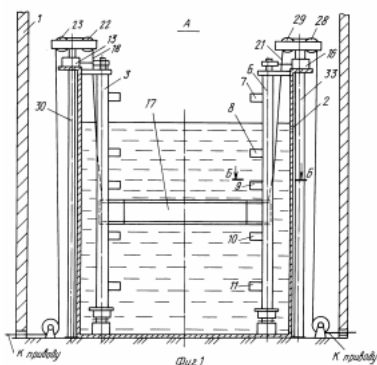
Изобретение относится ракетным двигателям и может найти применение в качестве двигателя в авиации, во флоте, в космонавтике, а также в качестве ускорителя элементарных частиц. Винтовой реактивный двигатель содержит сопло с входным и выходным отверстиями, в котором коаксиально установлены с радиальным зазором относительно друг друга ротор и статор. На взаимообращенных поверхностях ротора и статора выполнены выступающие зубцы с винтовыми пазами и с шагом, расходящимся от входного отверстия сопла к выходному. Зубцы статора в поперечном сечении выполнены в форме зубцов статора асинхронной машины с прямоугольными открытыми пазами. Зубцы ротора в поперечном сечении выполнены в форме зубцов якоря машины постоянного тока с прямоугольными открытыми пазами. Зазор между каждым из зубцов статора и ротора непрерывен от входного отверстия сопла до его выходного отверстия. Изобретение направлено на повышение КПД и снижение расхода рабочего тела. 5 з.п. ф-лы, 11 ил.



Патент РФ № 2131597 С1
МПК 6
G01M10/00, B64G7/00

ГИДРОЛАБОРАТОРНОЕ СООРУЖЕНИЕ

Изобретение относится к космонавтике и касается создания гидролабораторных испытательных сооружений для тренировки космонавтов по внекорабельной деятельности в условиях пребывания их в течение длительного времени в гидросреде. Гидролабораторное сооружение содержит бассейн, подвешенную платформу с фиксаторами и привод ее подъема-спуска. Бассейн снабжен взаимодействующими с платформой вертикальными поворотными колоннами с выполненными на них по высоте упорами и рейками. Платформа подвешена на силовых цепях. Фиксаторы могут располагаться на платформе и выполняться в виде подпружиненных собачек, связанных с силовыми цепями посредством гибких элементов. Гибкие элементы фиксаторов целесообразно снабжать ярко окрашенными поплавками. Технический результат описываемого изобретения заключается в возможности установки платформы на требуемых уровнях погружения в гидросреду с повышением надежности работы сооружения. 2 з.п.ф-лы, 4 ил.

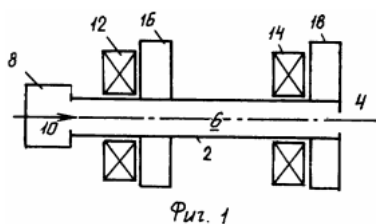


B64G1/40 (2006.01)

Патент РФ № 2330181 С2
МПК
F03H1/00 (2006.01)
H05H1/00 (2006.01)

ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Двигатель предназначен для использования в космонавтике и ускорительной технике. Двигатель малой тяги имеет камеру внутри трубы с продольной осью, определяющей ось двигателя. Двигатель содержит инжектор, инжектирующий ионизируемый газ в трубу с одного края камеры, и генераторы. Генератор магнитного поля с двумя катушками генерирует магнитное поле, вектор которого параллелен оси, а магнитное поле имеет два максимума вдоль оси. Генератор электромагнитного поля имеет первую резонансную полость между двумя катушками и генерирует микроволновое ионизирующее поле на частоте электронного циклотронного резонанса в камере между двумя максимумами магнитного поля и вторую резонансную полость, генерирующую пондеромоторное поле, ускоряющее ионизованный газ. Обеспечена ионизация газа посредством электронного циклотронного резонанса, а затем ускорение и электронов, и ионов посредством магнитной пондеромоторной силы. Изобретение обеспечивает простоту изготовления, прочность, устойчивость к отказам, ускорение частиц до высоких скоростей. 3 н. и 26 з.п. ф-лы, 17 ил.



Патент РФ № 2344973 С1

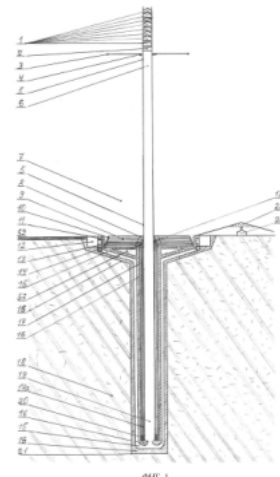
МПК

B64G9/00 (2006.01)

B64G1/14 (2006.01)

ЗЕМЛЕ-ЛУННЫЙ КОМПЛЕКС (ЗЛК)

Изобретение относится к космонавтике, в частности к Земле-Лунным комплексам. Земле-Лунный комплекс содержит Земле-космический подъемник и Земле-Лунный модуль. Земле-космический подъемник выполнен в виде 103 выдвижных цилиндрических секций. Секции имеют стабилизирующие вертикальный подъем винты с обручами в количестве 101 штук и диаметром от 450 до 480 метров, смонтированные вертикально в земле на глубину 1300 метров в железобетонном корпусе. В корпусе также имеются резервуары, наполненные сжиженным природным газом с камерами высокого давления, подающими в нижнюю часть подъемных цилиндров давление газов и пара до 300 атмосфер. Земле-Лунный модуль с четырьмя передвигающимися опорами имеет цилиндрическую форму 50 метров в диаметре с конусообразной вершиной 25 метров и массой 10000 тонн. Модуль разделен внутренними переборками на отсеки, имеющие пространство для размещения парашюта, маневровых двигателей, жилых помещений, запасов воды и кислорода, складских нужд, специального оборудования, топливных баков, водородной электросиловой установки, маршевых двигателей и лунных роботов. Модуль также оснащен грузовым лифтом с подъемной амортизирующей стойкой. Решение направлено на облегчение освоения космического пространства с помощью Земно-Лунных комплексов. 2 н.п. ф-лы, 5 ил.



Патент РФ № 2410295 С2

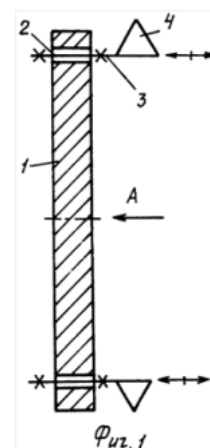
МПК

B64G1/16 (2006.01)

B60B19/00 (2006.01)

КОЛЕСО ПЛАНЕТОХОДА

Изобретение относится к космонавтике и служит для передвижения планетохода. Колесо имеет ступицу с отверстиями вдоль ее оси, в которые вставлены шпильки, на концах сбоку которых прикреплены подвижные лопасти треугольного вида. Технический результат - увеличение диапазона использования колеса. 2 ил.



Патент РФ № 2328616 С1

МПК

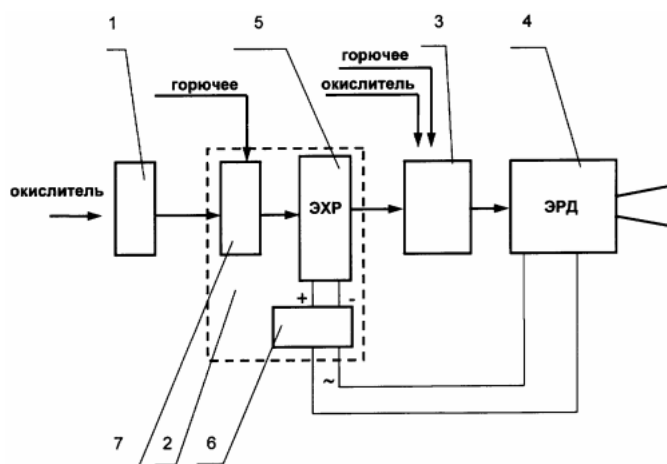
F02K9/76 (2006.01)

F03H1/00 (2006.01)

КОМБИНИРОВАННЫЙ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Изобретение относится к области космонавтики и космической техники, а именно к двигателям космических аппаратов для длительных орбитальных и межорбитальных полетов, а также для полетов к Луне и планетам. Комбинированный электрохимический ракетный двигатель выполнен для работы на компонентах топлива «перекись водорода (окислитель) и углеводородное горючее» и содержит последовательно соединенные: камеру каталитического разложения окислителя; электрохимический генератор, выполненный в виде электрохимического реактора на базе высокотемпературных топливных элементов с преобразователем тока и модуля конверсии углеводородного горючего; и электрический ракетный двигатель, причем питание электрического ракетного двигателя осуществляется от преобразователя тока электрохимического генератора. Между электрохимическим реактором электрохимического генератора и электрическим ракетным двигателем дополнительно выполнена камера дожигания. Электрохимический реактор и модуль

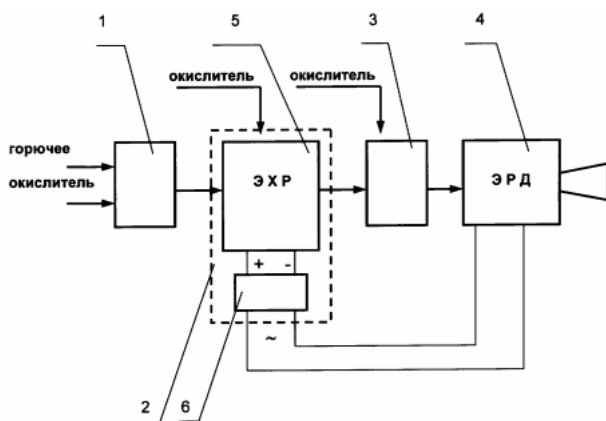
конверсии углеводородного горючего конструктивно объединены в электрохимический реактор с внутренней конверсией углеводородного горючего. Изобретение обеспечивает повышение эффективности (удельного импульса) ракетного двигателя. 2 з.п. ф-лы, 1 ил.



Патент РФ № 2326262 С1
 МПК
 F02K9/76 (2006.01)
 F03H1/00 (2006.01)

КОМБИНИРОВАННЫЙ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Изобретение относится к области космонавтики и космической техники, а именно к двигателям космических аппаратов. Комбинированный электрохимический ракетный двигатель (КЭХРД) содержит последовательно соединенные: камеру предварительного подогрева топлива, электрохимический генератор (ЭХГ), выполненный в виде электрохимического реактора (ЭХР) на базе высокотемпературных топливных элементов, работающих на компонентах ракетного топлива, с преобразователем тока; и электрический ракетный двигатель (ЭРД), например электродуговой ракетный двигатель. Питание ЭРД осуществляется от преобразователя тока ЭХГ. Между ЭХГ и ЭРД дополнительно может быть установлена камера дожигания топлива (КС2). Изобретение обеспечивает повышение эффективности (удельного импульса) двигателя. 1 з.п. ф-лы, 1 ил.



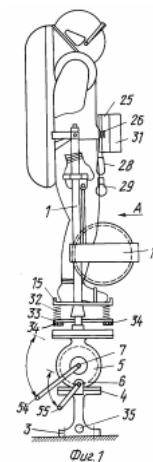
Патент РФ № 2152893 С1

МПК 7

В64G1/16

КОСМИЧЕСКАЯ КАТАПУЛЬТА

Изобретение относится к космонавтике и может использоваться при работах в открытом космосе. Согласно изобретению, катапульта содержит пусковую пружину, катушку с канатиком и электромеханическим приводом его намотки, стартовую раму для космонавта и основание. Основание снабжено шарнирными устройствами со стопорами для ориентации космонавта перед запуском. Рама может скользить по направляющим штырям и снабжена прицельным устройством, ножными и двумя ручными опорами. Второй конец канатика связан с катушкой, закрепленной на шпангоуте рамы. Ручные опоры катапульти снабжены кнопками управления полетом. Катапульта имеет дополнительную вспомогательную катушку с канатиком, позволяющую космонавту возвратиться к месту старта. Изобретение дает возможность космонавту перемещаться в открытом космосе и возвращаться к месту старта без затрат рабочего тела. 1 з.п. ф-лы, 10 ил



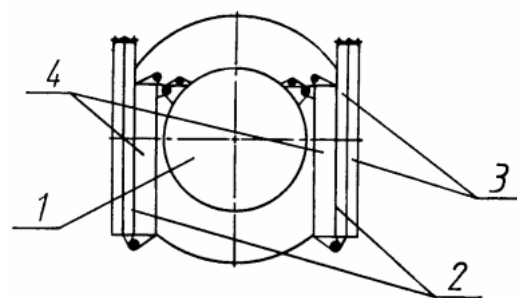
Патент РФ № 2053937 С1

МПК 6

В64G1/00

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

Изобретение применяется в космонавтике и касается конструктивно-компоновочного облика космического аппарата. Целью изобретения является повышение надежности функционирования и улучшение объемно-массовых характеристик космического аппарата. Сущность изобретения заключается в том, что космический аппарат с герметичным корпусом и солнечной энергоустановкой снабжен негерметичными контейнерами, имеющими форму параллелепипеда с малой высотой и отношением площади наружной поверхности контейнера к площади его основания не более 2,0, с размещенными внутри них аккумуляторными батареями, аппаратурой управления и контроля солнечной энергоустановки средствами обеспечения теплового режима солнечной энергоустановки, причем негерметичные контейнеры шарнирно закреплены на корпусе космического аппарата и зафиксированы в развернутом положении относительно корпуса космического аппарата с помощью фиксаторов, а панели солнечной батареи шарнирно закреплены на боковой поверхности негерметичных контейнеров с возможностью разворота их в одну плоскость с контейнерами и ориентации их на Солнце. Кроме того, аккумуляторные батареи и аппаратура управления и контроля солнечной энергоустановки, размещенные внутри негерметичных контейнеров, выполнены в негерметичных корпусах в форме параллелепипедов с малой высотой, соответствующей высоте негерметичного контейнера, и основания их связаны теплопередающими элементами с основаниями негерметичного контейнера, являющимися излучателями для радиационного сброса тепла. Применением данного изобретения достигается уменьшение объема герметичного корпуса КА, повышение надежности и ресурса функционирования агрегатов и приборов за счет обеспечения оптимального теплового режима эксплуатации, а также за счет исключения затенения фотоэлементов солнечной энергоустановки корпусом космического аппарата. 2 з. п. ф-лы, 5 ил.



Фиг. 1

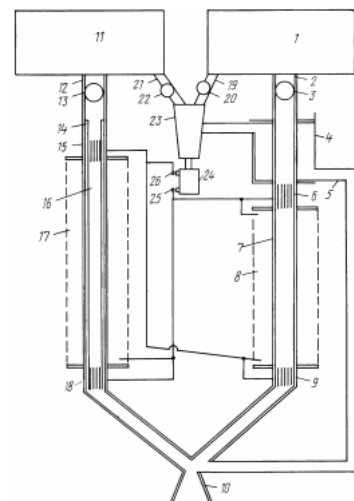
Патент РФ № 2183764 С2

МПК 7

F03H5/00

КОСМИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ

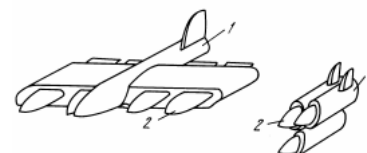
Изобретение относится к космонавтике. Предназначен для космических кораблей. Космический двигатель, содержащий бак с жидким водородом с насосом и трубой для водорода, соединенной с соплом и окруженной соленоидной катушкой, с электродами, связанными с электрогенератором, вырабатывающим постоянный ток с помощью турбины, дополнительно содержит бак с жидким кислородом с насосом и трубой для кислорода, соединенной с соплом и окруженной дополнительной соленоидной катушкой с дополнительными электродами, соединенными с электрогенератором, и нагреватель, причем водородная труба расположена внутри нагревателя, соединенного паровой трубой с соплом и турбиной, связанной трубами через насосы с баками. Изобретение позволяет повысить мощность космического двигателя. 1 ил.



Патент РФ № 2111902 С1
МПК 6
В64G1/14

КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

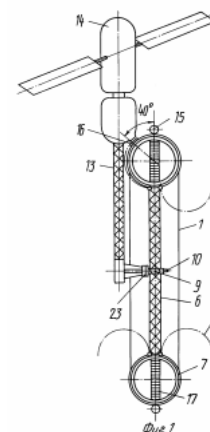
Изобретение относится к космонавтике и касается конструирования космических кораблей многоразового использования. Сущность изобретения заключается в том, что у космического корабля многоразового использования, содержащего "челнок" и ракетоносители, согласно изобретению "челнок" снабжен продольными сквозными каналами, в которых размещены ракетоносители. Кроме того, у такого космического корабля многоразового использования ракетоносители могут повторять форму сквозных каналов. Технический результат от реализации изобретения заключается в повышении эксплуатационных характеристик космического корабля многоразового использования. 1 з.п.ф-лы, 1 ил.



Патент РФ № 2022888 С1
МПК 5
В64G9/00

КОСМИЧЕСКИЙ СПОРТИВНЫЙ ТОРОИД

Изобретение относится к космонавтике и касается средств для занятий спортом космонавтов в условиях искусственной тяжести. Космический спортивный тороид содержит корпус 1, состоящий из двух коаксиально расположенных оболочек и изготовленных из прочной непроницаемой ткани. Внутри кольцевого тоннеля корпуса смонтирована кольцеобразная беговая дорожка 17. Вращение тороида осуществляется посредством маневровых двигателей 15 вокруг неподвижной оси 10, смонтированной на ползуне, установленном на свободном конце консольной балки 13, жестко закрепленной на корпусе 14 космического корабля. За счет перемещения корпуса 1 тороида вдоль продольной оси консольной балки 13 осуществляются его стыковка и отстыковка с корпусом 14 космического корабля. Для повышения защиты от метеоритов пространство между оболочками заполняется специальной жидкостью, вспенивающейся в вакууме, а внутренняя поверхность оболочки тороида содержит нормально прикрепленные к ней кольцеобразные пленочные элементы, образующие сплошную бахрому на внутренней поверхности корпуса спортивного тороида. 3 з.п.ф-лы, 11 ил.

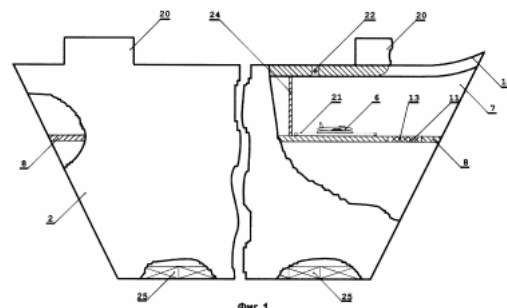


Патент РФ № 2176968 С1
МПК 7

B63G11/00

КОСМОЛЕТОНОСЕЦ-ТРИМАРАН

Изобретение относится к судостроению, авионавтике и космонавтике, и касается создания конструкции трехкорпусного авианесущего судна для технического обслуживания и мобильного базирования преимущественно спасательных воздушно-космических летательных аппаратов многоразового использования (ВКЛАМИ). Космолетоносец-тримаран содержит центральный и бортовые корпуса, связанные между собой соединительным мостом с образованием общей верхней взлетно-посадочной палубы. Тримаран выполнен с подпалубными взлетно-посадочными сквозными ангарами в соединительном мосту, ограниченными вышеупомянутой верхней взлетно-посадочной палубой, бортовыми и центральным корпусами и нижними взлетно-посадочными палубами, находящимися между центральным и бортовыми корпусами. По крайней мере один бортовой сквозной ангар выполнен с концевыми посадочными площадками, а верхняя взлетно-посадочная палуба выполнена со срезами над ними для вертикального взлета и посадки ВКЛАМИ. Эти срезы и площадки образуют концевые диффузорные растрески сквозных ангаров. Технический результат реализации изобретения заключается в облегчении мобильного базирования, технической эксплуатации и взлетно-посадочных операций ВКЛАМИ, а также в облегчении их посадки в условиях аварийных ситуаций при выполнении спасательных и других рабочих операций на околоземной орбите. 22 з.п. ф-лы, 3 ил.



Патент РФ № 2270143 С1

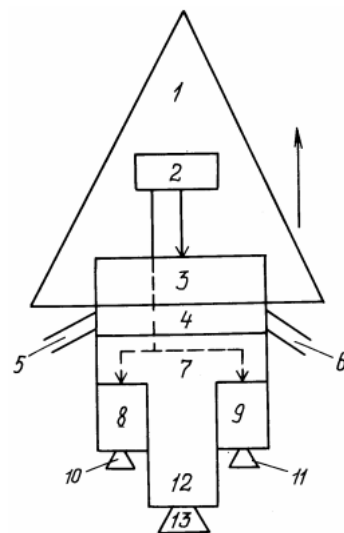
МПК

B64G1/00 (2006.01)

B64G1/26 (2006.01)

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

Изобретение относится к космонавтике и может использоваться для транспортировки грузов как в открытом космосе, так и в атмосфере. Предлагаемый летательный аппарат содержит жестко связанные друг с другом корпус и цилиндр, размещенный в цилиндре поршень с реактивным двигателем, сообщенные с цилиндром выхлопные трубы и основной амортизатор. Последний обеспечивает движение корпуса в прямом, а поршня в обратном направлениях. При этом аппарат снабжен дополнительными амортизаторами, имеющими выхлопные сопла и обеспечивающими движение поршня в направлении к основному амортизатору. Предусмотрен блок управления основным и дополнительными амортизаторами, гидравлически сообщенный с этими амортизаторами. Поршень выполнен с выступом, с которым жестко связан указанный реактивный двигатель, и задними стенками, осуществляющими сжатие газов в дополнительных амортизаторах. Технический результат изобретения состоит в уменьшении длины устройства без снижения сообщаемого летательному аппарату ускорения. 1 ил.



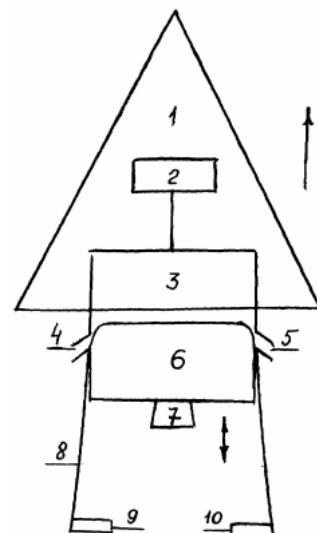
Патент РФ № 2307773 С1

МПК

B64G1/26 (2006.01)

B64G1/40 (2006.01)

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

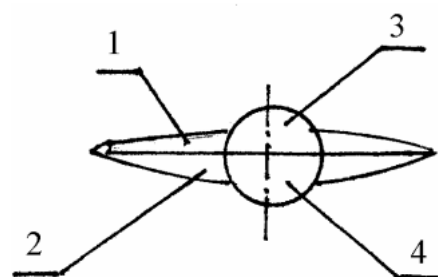


Изобретение относится к космонавтике и может использоваться для транспортировки грузов как в открытом космосе, так и в атмосфере. Предлагаемый летательный аппарат содержит поршень внутри цилиндра и корпус, жестко связанный с амортизатором воспламеняемого топлива. Амортизатор предназначен для взаимного отталкивания поршня и цилиндра и гидравлически сообщен с блоком управления амортизатором. Цилиндр жестко связан с корпусом, снабжен выхлопными трубами для отработанных газов, а также предохранительными упорами на его конце для предотвращения выхода поршня из цилиндра. При этом цилиндр выполнен с плавно увеличивающимся диаметром для свободного движения поршня, а поршень выполнен с закругленным передним торцом. Технический результат изобретения состоит в уменьшении тормозящих поршень сил и увеличении благодаря этому ускорения аппарата. 1 ил.

Патент РФ № 2379215 С2
МПК
В64G1/16 (2006.01)
В64С1/00 (2006.01)

ЛЕТАЮЩИЙ АППАРАТ

Изобретение относится к космонавтике. Летящий аппарат состоит из корпуса и кабины. Корпус и кабина выполнены из двух симметричных относительно горизонтальной плоскости частей и установлены с возможностью сдвига в горизонтальной плоскости относительно друг друга. Достигается улучшение планирования летательного аппарата. 4 ил.

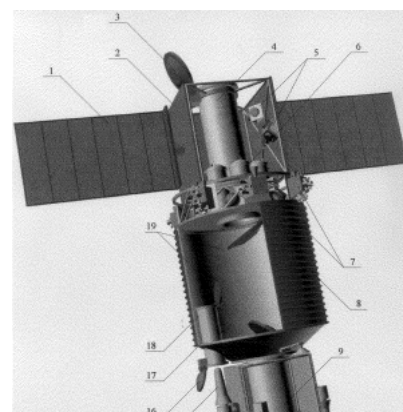


Фиг. 1

Патент РФ № 2181094 С1
МПК 7
В64G1/00, В64G1/22

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ОБСЛУЖИВАЕМЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ И СПОСОБ ПРОВЕДЕНИЯ МНОГОЦЕЛЕВЫХ НАУЧНО-ПРИКЛАДНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ С ПОМОЩЬЮ ЭТОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Изобретение относится к космонавтике и, более конкретно, к космическому производству, астрогеофизике и изучению природных ресурсов Земли. Многофункциональный космический аппарат (МКА) содержит гермоотсек для целевой аппаратуры, центральную шлюзовую камеру, туннель для внутреннего перехода космонавтов через стыковочный агрегат, наружную поворотную приборную платформу и служебные системы. Причем туннель, гермоотсек и шлюзовая камера последовательно соединены друг с другом, образуя базовую силовую конструкцию МКА. В ходе полета МКА на его борту, в частности, получают эпитаксиальные полупроводниковые структуры при сверхглубоком вакууме, ориентируя продольную ось МКА по вектору скорости. При этом защитный молекулярный экран раскрывают с помощью средств, устанавливаемых в шлюзовой камере. Эту камеру используют также для выдвижения из гермоотсека специальной аппаратуры и десантирования больших спускаемых капсул. С помощью поворотной платформы обслуживают доставляемые на Землю малые спускаемые капсулы. Изобретение позволяет расширить возможности МКА, применяя его для комплексных исследований по микрогравитации, технологиям сверхглубокого вакуума, для автономной оперативной доставки на Землю результатов исследований и др. 2 с. и 20 з.п. ф-лы, 1 табл., 10 ил.

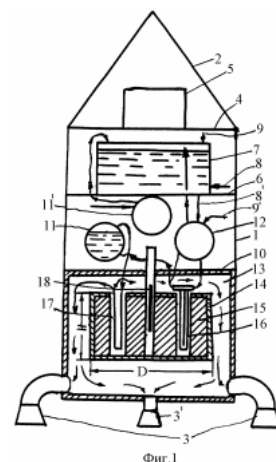


Патент РФ № 2178831 С2

МПК 7
F03H5/00

ПАРОВАЯ РАКЕТА С АТОМНЫМ РЕАКТОРОМ

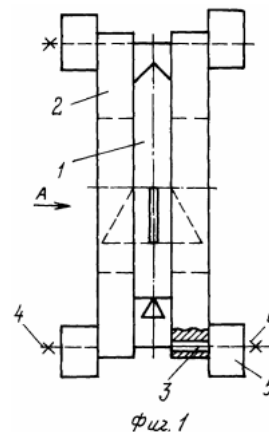
Изобретение предназначено для использования в космонавтике. Паровая ракета с атомным реактором содержит стальной теплоизолированный корпус с активной зоной реактора и конусным отсеком, стержни управления и необходимое количество реактивных сопел, выполненных с регулирующими задвижками. В конусной секции на горизонтальной перегородке размещается пассажирская кабина, на второй горизонтальной перегородке устанавливается стальной теплоизолированный водяной бак с водопроводом и воздухопроводом, соединенный с внешними стационарными источниками. На третьей горизонтальной перегородке устанавливается теплоизолированный стальной барабан, воздушный ресивер и роторный двигатель, отдельные секции которого выполняют функции насосов. Четвертая секция выполняется из жаропрочной стали с теплоизоляцией, выдерживающей необходимое высокое давление. По бокам четвертой секции при помощи стальных труб крепится необходимое количество реактивных сопел, выполненных с регулирующимися задвижками, а также поворачивающимися. Изобретение позволяет упростить конструкцию ракеты и повысить надежность запуска. 4 ил



Патент РФ № 2407976 C2
МПК
F41A23/00 (2006.01)
B64G1/00 (2006.01)
F42B15/00 (2006.01)

ПЕРЕДВИЖНОЕ КОЛЬЦО ДЛЯ РАКЕТЫ

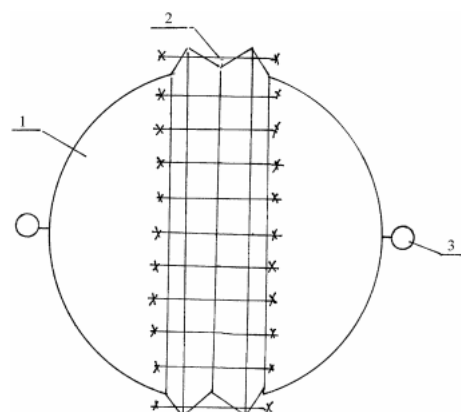
Изобретение относится к космонавтике, а именно к устройствам для передвижения ракеты. Устройство содержит два съемных диска, находящихся с боков ракеты и соединенных при помощи шпилек, вставленных в выполненные в дисках отверстия, и фиксирующих гаек. Достигается упрощение передвижения ракеты. 2 ил.



Патент РФ № 2334851 C2
МПК
E04H1/00 (2006.01)

ПЕРЕДВИЖНОЙ ДОМ

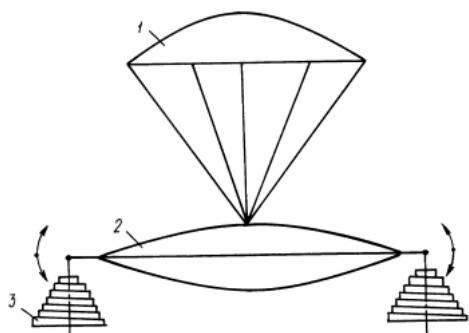
Изобретение относится к космонавтике и служит для обеспечения возможности передвижения дома по планете. Технический результат: обеспечение передвижения конструкции дома. Передвижной дом содержит корпус, выполненный из двух половин в виде полусфер, соединенных между собой шпильками, причем соединение половин имеет W-образную форму, и снабжен по бокам каждой из полусфер цапфами для возможности его перемещения на место. 1 ил.



Патент РФ № 2363626 C2
МПК
B64G1/40 (2006.01)

ПРУЖИННОЕ СОПЛО

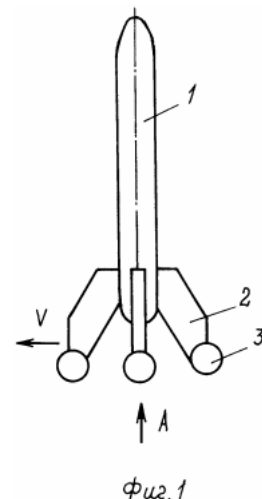
Изобретение относится к космонавтике и служит для мягкого приземления летающей тарелки. Пружинное сопло включает корпус. Корпус имеет вид винтоконической пластинчатой пружины. Достигается мягкость приземления. 1 ил.



Патент РФ № 2407664 С2
МПК
B61G1/00 (2006.01)
F42B15/00 (2006.01)
F42B10/02 (2006.01)

РАКЕТА

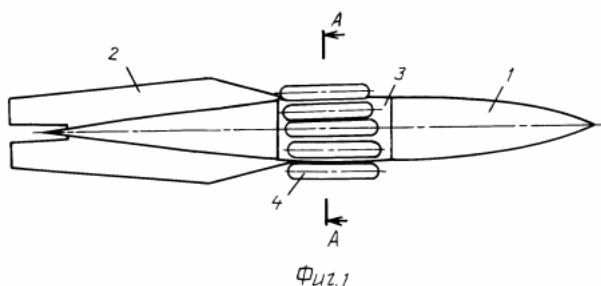
Изобретение относится к космонавтике. Ракета содержит стабилизатор, имеющий на концах пустотелые шары. Достигается упрощение перемещения ракеты по поверхности планеты. 2 ил.



Патент РФ № 2397925 С2
МПК
B64G1/40 (2006.01)
F42B15/00 (2006.01)

РАКЕТА

Изобретение относится к космонавтике. Ракета состоит из корпуса, стабилизатора и топливного бака. Топливный бак состоит из гибкой ленты, на которой находятся топливные кассеты. Достигается упрощение заправки ракеты топливом. 2 ил.

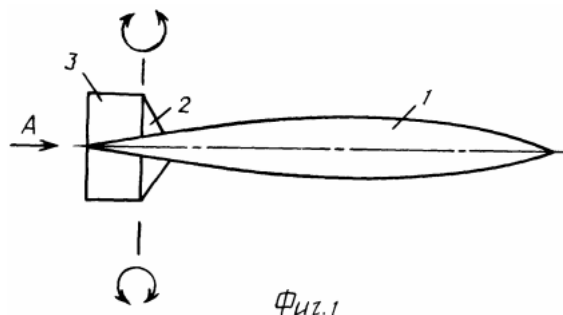


Патент РФ № 2379619 С2
МПК

F42B15/00 (2006.01)

РАКЕТА

Изобретение относится к космонавтике и служит для полета в космосе. Ракета состоит из корпуса и прикрепленного к нему заднего стабилизатора. На заднем стабилизаторе установлены двойные подвижные тормозные лопасти. Достигается повышение эффективности торможения ракеты. 4 ил.



Патент РФ № 2375670 С2

МПК

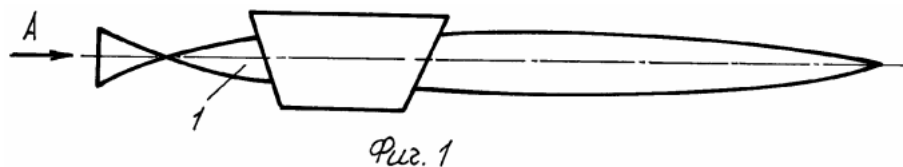
F42B15/00 (2006.01)

B64G1/00 (2006.01)

F42B10/14 (2006.01)

РАКЕТА

Изобретение относится к космонавтике и служит для плавного приземления ракеты. Ракета состоит из корпуса двигателя и стабилизатора. Стабилизатор выполнен в виде упругой деформирующей ленты в форме цилиндра со съемно-крепленным концом. Достигается планирование ракеты при приземлении. 3 ил.



Патент РФ № 2375268 С2

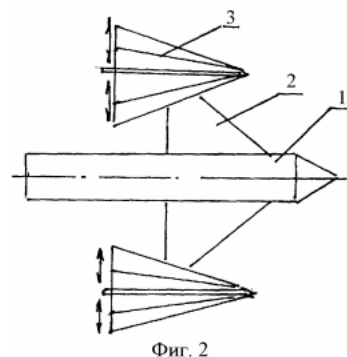
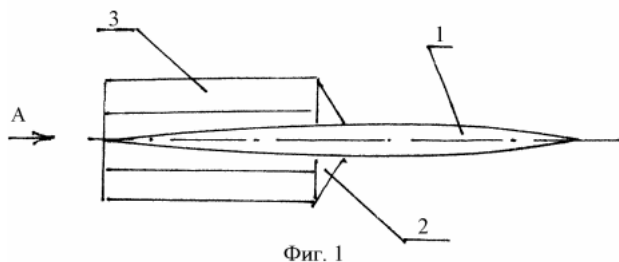
МПК

B64G1/22 (2006.01)

F42B15/00 (2006.01)

РАКЕТА

Изобретение относится к космонавтике и служит для полета в космосе. Ракета состоит из корпуса и стабилизатора. Стабилизатор имеет в верхней части две подвижные лопасти в виде откидных крыльев. Достигается планирование ракеты. 4 ил.



Патент РФ № 2332329 С2

МПК

B64C3/54 (2006.01)

F42B15/00 (2006.01)

РАКЕТА

Изобретение относится к космонавтике. Ракета состоит из корпуса и крыльев. На крыльях ракеты расположены дополнительные крылья, имеющие форму веера. Данная конструкция позволяет плавно приземляться. 2 ил.

Патент РФ № 2412087 С2

МПК

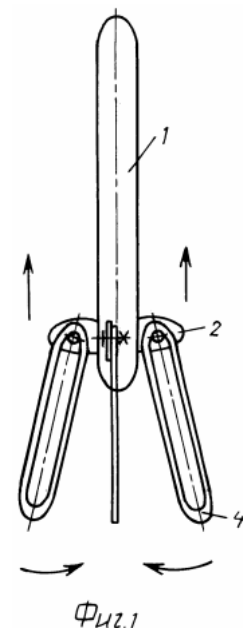
B64G1/00 (2006.01)

F42B15/00 (2006.01)

F42B10/02 (2006.01)

РАКЕТА

Изобретение относится к космонавтике и предназначено для полета в космосе. Ракета имеет корпус и стабилизатор. Установленные с возможностью выдвижения и разведения относительно корпуса стабилизаторы выполнены в виде вытянутых эллипсов. Достигается стабилизация ракеты. 2 ил.



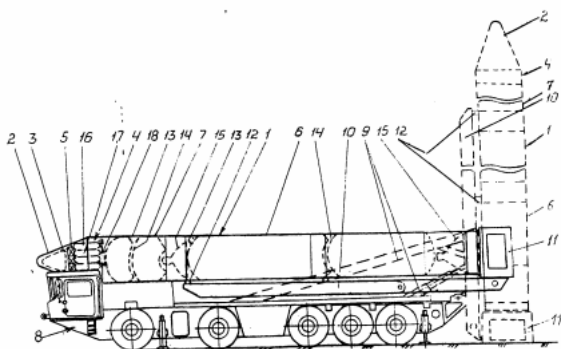
Патент РФ № 2092400 С1

МПК 6

B64G1/22, B64G5/00

РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС

Применение: космонавтика, для запуска ракет носителей. Ракетный комплекс включает ракету с двигательной установкой на жидком топливе, систему управления полетом и подвижное пусковое устройство, смонтированное на автотранспортном средстве, снабженном механизмом установки ракеты в пусковое положение, при этом ракета содержит две или более ступеней, снабженных двигательными установками с топливными баками жидких окислителя и горючего, и последнюю доводочную ступень с двигательной установкой на газообразном топливе. 3 з.п. ф-лы, 1 ил.



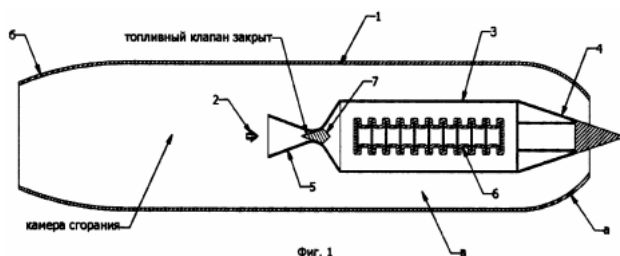
Патент РФ № 2313683 С1

МПК

F02K7/00 (2006.01)

РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Изобретение относится к авиации и космонавтике, в частности к реактивным двигателям, способным работать как в атмосфере, так и в космосе, и может быть использовано для установки на аэрокосмических летательных аппаратах. Реактивный двигатель содержит полый корпус с диффузором на одном его торце и выходным соплом на другом, а также установленное в корпусе устройство для поджига топливной смеси. Двигатель снабжен топливной камерой, смонтированной в корпусе таким образом, что внутренняя поверхность корпуса и наружная поверхность топливной камеры образуют диффузионный зазор, причем на торце топливной камеры, обращенном к диффузору, установлен обтекатель, а на другом его торце - выходное сопло, в полости топливной камеры, имеющей возможность соединения с топливным баком, размещен нагреватель, а на ее выходе - топливный клапан, при этом устройство поджига топливной смеси расположено за выходным соплом топливной камеры. Топливная камера или обтекатель могут быть установлены в корпусе с возможностью осевого перемещения, причем на корпусе могут быть установлены патрубки для подачи компонента топливной смеси в диффузионный зазор. Реактивный двигатель может содержать несколько скрепленных в блок корпусов, с топливной камерой в каждом из них. Изобретение обеспечивает упрощение конструкции и снижение стоимости. 4 з.п. ф-лы, 5 ил.



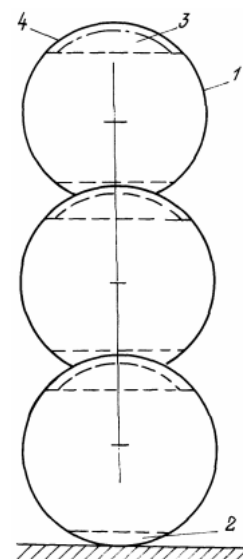
Патент РФ № 2384680 С2

МПК

E04H9/02 (2006.01)

СЕЙСМОСТОЙКИЙ ДОМ

Изобретение относится к космонавтике и служит для проживания людей на планете с землетрясением. Технический результат: повышение устойчивости при землетрясении. Сейсмостойкий дом состоит из корпуса, выполненного в виде шаров с грузами в нижней части, а в верхней части имеются углубления, прикрытые эластичной пленкой. 1 ил.



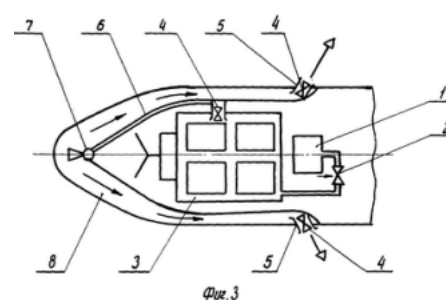
Патент РФ № 1840522 А1

МПК

B64G9/00 (2006.01)

СИСТЕМА ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Изобретение относится к авиации и космонавтике, касаясь создания систем тепловой защиты радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) на борту сверхзвукового или воздушно-космического самолета. Система имеет резервуар с жидким органическим теплоносителем, соединенным через регулирующий клапан с испарителем, имеющим тепловой контакт с теплоотдающими элементами РЭА и снабженным стравливающим клапаном, который соединен с выводным каналом в корпусе отсека. Система выполнена с паропроводом, диффузором и реактором, одной из стенок которого является



внутренняя высокотемпературная поверхность отсека летательного аппарата. Испаритель через стравливающий клапан, паропровод и диффузор соединен с реактором. Реактор через стравливающие клапаны и выводные каналы связан с заборным пространством. Техническим результатом реализации изобретения является повышение эффективности тепловой защиты с одновременным уменьшением расхода теплоносителя. 4 ил.

Патент РФ № 2270790 С2

МПК

B64G1/26 (2006.01)

B64G1/64 (2006.01)

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Изобретение относится к космонавтике и может быть использовано, в частности, при сближении и причаливании в процессе стыковки. Предлагаемая система содержит блоки выдачи угла и угловой скорости, первый и второй сумматоры, релейный усилитель с зоной нечувствительности и исполнительные органы (ИО) управления движением центра масс и вокруг центра масс космического аппарата (КА). Выход блока выдачи угла подключен к первому входу первого сумматора, ко второму входу которого подключен выход блока выдачи угловой скорости, а выход первого сумматора подключен к релейному усилителю. В систему введены блоки включения двигателей перемещения центра масс, тестового включения ИО управления движением центра масс, блоки вычисления приращения угловой скорости и длительности опережающих включений ИО управления движением вокруг центра масс, а также первый и второй блоки коммутации. Выход блока тестового включения соединен с ИО управления движением центра масс и первым входом первого блока коммутации. Выход блока включения двигателей перемещения центра масс соединен с ИО управления движением центра масс и первым входом второго блока коммутации. Выход блока выдачи угловой скорости соединен с первым входом блока вычисления приращения угловой скорости, выход которого через блок вычисления длительности опережающих включений соединен со вторым входом второго блока коммутации. Ко второму входу блока вычисления приращения угловой скорости подключен выход блока тестового включения. Выход второго блока коммутации соединен со вторым входом второго сумматора, выход которого соединен со вторым входом первого блока коммутации. Выход первого блока коммутации соединен с ИО управления движением вокруг центра масс, а выход релейного усилителя - со вторым входом второго сумматора. Техническим результатом изобретения является повышение точности стабилизации КА при управлении движением КА с одновременным улучшением качества переходных процессов при наличии внешнего возмущающего момента. 1 ил.

Патент РФ № 2092399 С1

МПК 6

B64G1/14

СПОСОБ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА НА ОРБИТУ

Применение: космонавтика, для запуска ракет-носителей. Способ включает полет аппарата-носителя в район старта последующих ступеней транспортной системы, старт и автономный полет этих ступеней по траектории выведения, при этом выведение полезного груза осуществляют в период существования атмосферного струйного течения в районе старта последующих ступеней, при этом аппарат-носитель вводят в атмосферное струйное течение и старт последующих ступеней транспортной системы осуществляют в струйном течении при полете в направлении, в котором струйное течение увеличивает путевую скорость транспортной системы. Старт последующих ступеней транспортной системы с аппаратом-носителем осуществляют в циркумполярном струйном течении на географической широте 20-50 градусов на высоте 5000-20000 м. 3 з.п. ф-лы.

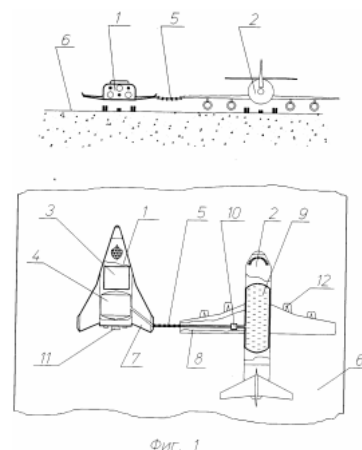
Патент РФ № 2085449 С1

МПК 6

B64G1/14

СПОСОБ ВЫВОДА ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА В КОСМОС И СИСТЕМА ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ

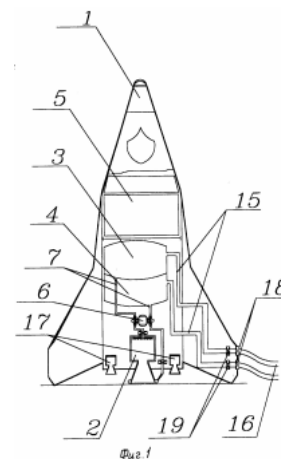
Использование: авиация и космонавтика, способы и воздушно-космические системы доставки полезной нагрузки на земную орбиту или в дальний космос. Сущность изобретения: осуществляют одновременный взлет и совместный параллельный полет воздушно-космического самолета (ВКС) и самолета-заправщика (СЗ), несущего топливо для жидкостно-реактивной двигательной установки ВКС, причем ВКС и СЗ соединяют при помощи гибкого средства передачи топлива (ГСПТ) еще на взлетной полосе, до старта, а после взлета ВКС, с практически пустыми баками, передают топливо из СЗ в указанную двигательную установку ВКС, преимущественно сразу же после взлета, посредством ГСПТ. После передачи всего необходимого количества топлива СЗ вместе с ГСПТ возвращается на Землю, а ВКС продолжает выполнять свою задачу. 10 с.и., 7 з.п. ф-лы, 7 ил., 1 табл.



Патент РФ № 2085448 С1
МПК 6
В64G1/14

СПОСОБ ДОСТАВКИ ГРУЗОВ В КОСМОС И СИСТЕМА ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ

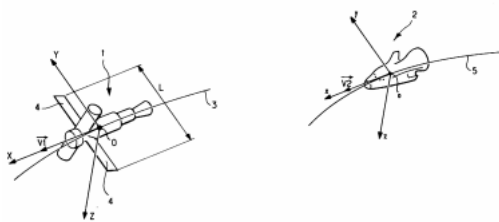
Использование: в области ракетостроения и космонавтики, применительно к способам и космическим транспортным системам доставки грузов на земную орбиту и в дальний космос. Сущность изобретения: осуществляют одновременный старт и совместный полет космического аппарата вертикального взлета (КАВВ) с жидкостно-реактивным двигателем и заправщика с вертикальным взлетом (ЗВВ); в ходе совместного и параллельного полета передают топливо из ЗВВ в КАВВ при помощи гибкого средства передачи топлива (ГСПТ), которым соединяют КАВВ и ЗВВ еще на стартовой позиции, до взлета. Начало передачи топлива из ЗВВ по ГСПТ в двигательную установку КАВВ предусматривается сразу же после взлета системы. 9 с и 4 з.п. ф-лы, 16 ил.



Патент РФ № 2103202 С1
МПК 6
В64G1/24

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ПОЛОЖЕНИЯ И ТРАЕКТОРИИ ДВУХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ

Использование: космонавтика. Сущность: в способе и устройстве для определения относительного положения и естественной относительной траектории второго сближающегося космического аппарата относительно первого сближающегося космического аппарата в каждый из двух последовательных моментов t_1 и t_2 измеряют видимое положение и видимый размер указанного первого сближающегося космического аппарата и вычисляют положение точки отсчета (о) указанного второго сближающегося космического аппарата, вычисляют составляющие относительной скорости указанного второго сближающегося космического аппарата относительно указанного первого сближающегося космического аппарата, и вычисляют координаты положения указанной точки отсчета соединенной с указанным вторым сближающимся космическим аппаратом в любой момент времени t . 2 с. и 8 з. п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.1

Патент РФ № 2150414 С1
МПК 7
В64G3/00, G01S3/42

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Изобретение относится к космонавтике и может использоваться для обработки траекторных измерений с целью точного определения параметров околокруговой орбиты космического аппарата. Согласно изобретению применяют четыре этапа обработки траекторных данных. После первого из них запоминают данные по ориентации плоскости орбиты и фильтруют их вместе с аналогичными данными, накопленными на интервале в несколько десятков суток. Определяют точные параметры плоскости орбиты, применяя их на следующем этапе, где получают оценки четырех параметров движения в плоскости орбиты. Последние запоминают и фильтруют вместе с аналогичными данными, накопленными на интервале в несколько суток. По ним определяют точные значения параметров движения в плоскости орбиты. При обработке данных на всех этапах

используют критерий согласия χ^2 ("хи-квадрат"). Изобретение обеспечивает сохранение с учетом старения объемов данных, которые позволяют надежно определять параметры орбиты при пониженном числе сеансов связи. 1 ил.

Патент РФ № 2210716 С1
МПК 7
F41G7/00

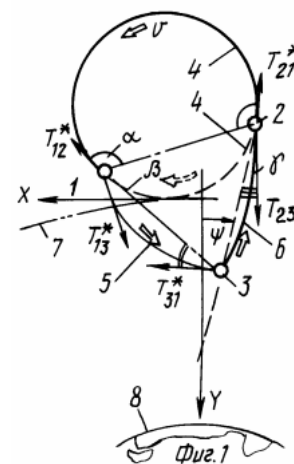
СПОСОБ ПРИЦЕЛИВАНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА УЧАСТКЕ ПОЛЕТА 1-Й СТУПЕНИ

Изобретение относится к космонавтике, в частности к выведению ракет-носителей на заданную орбиту. Сущность изобретения заключается в том, что после грубого прицеливания ракеты-носителя на старте и окончания ее вертикального участка полета определяют координаты наклонного участка, генеральную линию и азимут плоскости траектории полета, после чего с помощью указанного азимута плоскости определяют положение гиросtabilизатора и корректируют дальнейший полет ракеты-носителя. 2 ил., 2 табл.

Патент РФ № 2063369 С1
МПК 6
В64G1/22

СПОСОБ РАЗМЕЩЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ЗАДАНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОРБИТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

Использование: космонавтика; средства построения и управления формой и движением крупногабаритных орбитальных конструкций; зондирование околоземной среды и космическая робототехника. Сущность изобретения: не менее трех космических объектов (КО) последовательно соединяют замкнутым контуром гибкой связи (КО), придают ГС движение вдоль контура, а для перевода КО в заданные положения (типично, образующие треугольную конфигурацию) изменяют кривизну участков контура ГС между парами КО. В заданных положениях КО поддерживают контурную скорость ГС на всех



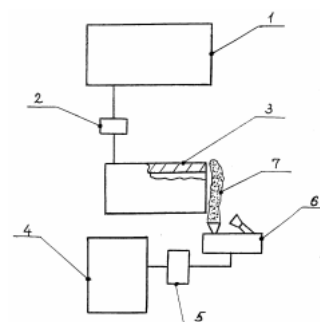
участках в среднем одинаковой и постоянной. Возможно механическое соединение КО дополнительными неподвижными элементами (тросами, сетчатыми или пленочными полотнищами) и размещение на этих элементах специальных устройств: датчиков, приемников-излучателей, солнечных батарей и т.д. Один из КО в связке может использоваться в качестве перемещаемого робота - телеоператора. Габариты создаваемых связок типично составляют ~1 - 10 км. 1 з. п. ф-лы, 8 ил.

Патент РФ № 2087736 С1

МПК 6
F02K9/00

СПОСОБ СОЗДАНИЯ СИЛЫ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Использование: в авиации и космонавтике, а именно при создании способов создания силы тяги ракетного двигателя. Сущность изобретения: рабочее тело из емкости направляют в камеру, в которой рабочее тело нагревают. При его истечении из камеры на рабочее тело воздействуют управляющим потоком дополнительного компонента, например, из дополнительной емкости, при этом дополнительный компонент может быть нагрет. Управляющий поток последнего подают в область вне камеры и образуют объем внешней среды, в который истекает рабочее тело, при этом статическое давление управляющего потока в этой области меньше на 1...20% полного давления рабочего тела. 1 ил.

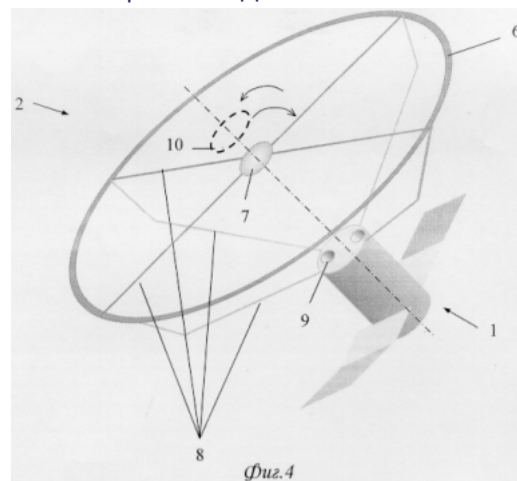


Патент РФ № 2268206 С2

МПК
B64G1/40 (2006.01)
B64G1/44 (2006.01)
B64G1/22 (2006.01)

СПОСОБ СОЗДАНИЯ ТЯГИ В СОЛНЕЧНОМ ЛУЧИСТОМ ПОТОКЕ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ЭТОГО СПОСОБА

Изобретение относится к космонавтике и, более конкретно, к средствам и методам маневрирования космических аппаратов (КА) с помощью солнечного паруса (СП). Предлагаемый способ включает формирование световоспринимающей поверхности СП и ее ориентацию в солнечном лучистом потоке. Эту поверхность формируют в виде облака мелкодисперсных частиц, заряжаемых, например, путем солнечной фотоэлектризации. С помощью электростатической системы КА облаку придают устойчивую форму, близкую к пологой поверхности. Данная система имеет, по меньшей мере, один центральный и один концентричный ему кольцевой носители зарядов взаимно противоположных знаков. Управление формой и размерами облака может производиться путем экранирования центрального заряда или его перемещения относительно кольцевого заряда. Технический результат изобретения состоит в принципиально более простом конструктивном воплощении СП и более низких затратах ресурсов на развертывание и управление СП, при выгодном использовании условий космической среды. 2 н. и 7 з.п. ф-лы, 5 ил.



Патент РФ № 2160692 С2

МПК 7
B64G1/60, B64G9/00

СПОСОБ УМЕНЬШЕНИЯ ОТРИЦАТЕЛЬНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НЕВЕСОМОСТИ НА ЖИВЫЕ ОРГАНИЗМЫ

Изобретение относится к космонавтике и касается способа уменьшения отрицательного воздействия невесомости на живые организмы. Этот способ заключается в том, что живые организмы постоянно, периодически или по мере необходимости подвергают воздействию знакопеременных ускорений с частотой, расположенной в диапазоне 0,1 Гц - 10 МГц. Живые организмы подвергают такому воздействию по крайней мере вдоль одного выбранного пространственного направления. Технический результат реализации вышеуказанного способа состоит в простоте, дешевизне и универсальности его использования при уменьшении отрицательного воздействия невесомости на живые организмы.

Патент РФ № 2104232 С1
МПК 6
В64G1/24

СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ РАЗВОРОТОМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Использование: космонавтика. Сущность: в предлагаемом способе производят определение параметров разворота, с заданного момента времени разгон космического аппарата, свободное его вращение и торможение космического аппарата. Причем на этапе между разгоном и торможением непрерывно измеряют угол разворота между текущим и заданным конечным угловыми положениями, измеряют угол разворота между текущим и начальным угловыми положениями, в момент их равенства фиксируют текущее угловое положение, сравнивают его с расчетным положением на тот же момент, определяют параметры прицельного положения и производят коррекцию углового движения аппарата с тем, чтобы он занял прогнорозу прицельное положение. Далее измеряют угол разворота между текущим и зафиксированным угловыми положениями. В момент превышения им угла отклонения от конечного положения более чем в заданное число раз корректируют угловое движение аппарата. Коррекции состоят в определении расчетного значения кинетического момента, необходимого для приведения КА при свободном его вращении из текущего углового положения в заданное конечное угловое положение, и приложении к КА импульса управляющего момента до совмещения фактического кинетического момента аппарата с расчетным его значением. Расчетное значение кинетического момента определяется автоматически из решения краевой кинематической задачи ориентации методом последовательных приближений с прогнозированием. 2 ил.

Патент РФ № 2250860 С2
МПК 7
В64G1/00, В64G9/00

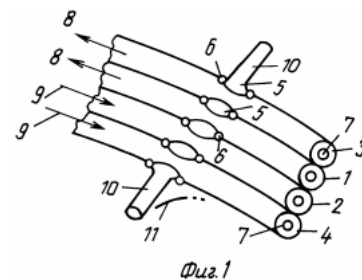
СПОСОБ УСКОРЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Изобретение относится к космонавтике будущего и более конкретно - к межзвездным полетам. Предлагаемый способ предусматривает использование реактивной тяги собственных ракетных двигателей космических аппаратов при их маневрировании в поле тяготения черной дыры. В качестве последней может быть выбрана керровская (вращающаяся) черная дыра и, в частности, ее эргосфера. При этом в поле тяготения черной дыры последовательно направляют несколько отдельных космических аппаратов, обеспечивая между ними устойчивый обмен информацией (например, по радио- или световому каналу). Технический результат изобретения состоит в возможности ускорения аппаратов до релятивистских скоростей и получении информации о влиянии таких скоростей и ускорений на физические процессы, аппаратуру и живые существа (при обеспечении благополучного вылета из сферы влияния черной дыры), а также в возможности верификации существующих теорий черных дыр

Патент РФ № 2109659 С1
МПК 6
В64G1/24, В64G9/00

УСТРОЙСТВО И СПОСОБ СТАБИЛИЗАЦИИ ОРБИТАЛЬНОЙ КОЛЬЦЕВОЙ КОНСТРУКЦИИ, ВЫПОЛНЕННЫЙ НА БАЗЕ ЭТОЙ КОНСТРУКЦИИ СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС-ОТРАЖАТЕЛЬ И УЗЕЛ СОЕДИНЕНИЯ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА С ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКОЙ

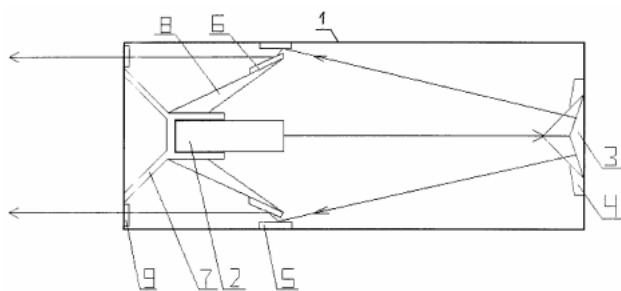
Изобретение относится к космонавтике и, в частности, к средствам стабилизации и управления орбитальных конструкций (ОК), используемых в качестве солнечного паруса, отражателя, элементов орбитальных станций, антенн и т.д., а также к узлам соединения полезных нагрузок (ПН) с солнечным парусом (отражателем). Сущность устройства и способа стабилизации ОК состоит в перераспределении массы дискретных частей кольцевых маховиков по периметру торообразных соленоидов, охватывающих эти маховики, с целью исправления локальных деформаций кольцевой ОК за счет создания избытка или дефицита центробежных сил маховиков на соответствующих участках ОК. Для обеспечения такого процесса служит система торообразных и радиальных накопителей дискретных частей, сопряженных с указанными соленоидами. Парус-отражатель выполнен в виде натянутой на ОК системы перекрещивающихся пластинок зеркальных жалюзи, связанных с ОК тросовыми приводами открытия-закрытия и позволяющих регулировать величину и направление светового потока через ОК. Связь паруса с ПН осуществляется замкнутыми тросами, охватывающими поверхность ОК отражателя и ПН и протягиваемыми через установленные на ОК ролики с ограничителями протяжки тросов. 4 с. и 5 з.п.ф-лы, 14 ил.



Патент РФ № 2201527 С2
 МПК 7
 F03H3/00

ФОТОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ (ВАРИАНТЫ)

Изобретение предназначено для использования в авиации и космонавтике. Двигатель содержит корпус и мощный импульсный лазер, луч которого направляют на основание конуса призмы из кварцевого стекла и делят на два луча, отражаясь от внутренних зеркал этой призмы лучи идут в обратную сторону первоначального падения луча, после чего лучи выходят на боковые зеркала, затем лучи отражаются от направляющих зеркал и идут наружу в окружающее пространство через отверстия, в которых расположены выходные стекла. Вариант двигателя отличается дополнительным корпусом, в котором расположены турбовентилятор для подачи воздуха из атмосферы, который через турбокомпрессор, фильтр, автоматический клапан в основании корпуса охлаждает лазер, проходя через камеру досжатия воздуха, автоматический клапан, поступает на турбину генератора. Затем воздух поступает на сопло, состоящее из множества сопел, затем выбрасывается наружу в окружающее пространство как дополнительная движущая сила, создавая реактивную тягу. Изобретение позволяет разработать новый двигатель для создания скоростных космических и аэрокосмических летательных аппаратов и скоростных самолетов, новых типов летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. 2 с.п. ф-лы, 2 ил



ФИГ. 1