



КОСМІЧНА УКРАЇНА

А.С. СРСР №339465

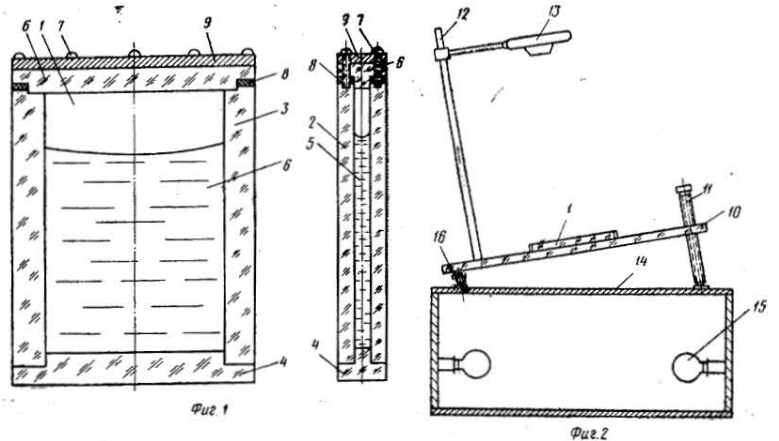
(51) МПК В64G7/00

(46) 24.05.1972

(73) Фізико технічний інститут низьких температур Української РСР

СПОСІБ МОДЕЛЮВАННЯ УМОВ НЕВАГОМОСТІ ТА ОСЛАБЛЕНИХ ГРАВІТАЦІЙНИХ ПОЛІВ ПРИ ДОСЛІДЖЕННІ ГІДРОСТАТИЧНИХ АБО ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ

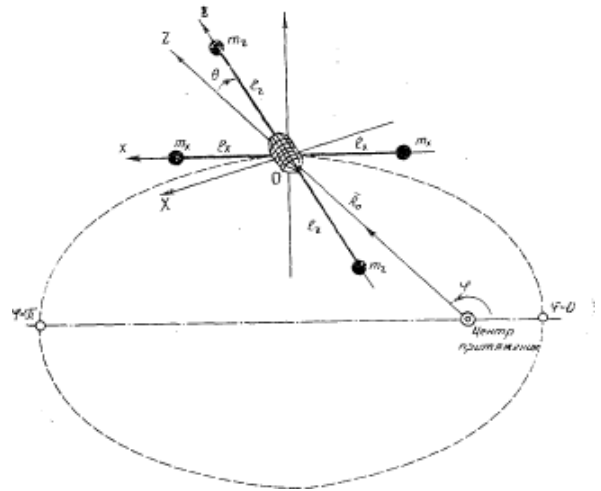
Винахід відноситься до способів і пристроїв дослідження поведінки рідин в умовах що імітують невагомість і ослаблені гравітаційні поля в наземних лабораторіях. Спосіб моделювання умов невагомість та ослаблених гравітаційних полів при дослідженні гідростатичних або гідродинамічних процесів, що відрізняється тим, що, з метою забезпечення можливості тривалих спостережень за досліджуваними процесами, в наземних лабораторіях, плоский прозорий контейнер з вузькою (наприклад 3 мм) внутрішньою порожниною, частково заповненою випробуваною рідиною, повертають на задані кути від 0 до 90 до площини земної поверхні і реєструють (наприклад, фотографуванням) гідростатичні або гідродинамічні процеси, що протікають у контейнері.



А.С. СРСР №888444
(51) МПК В64G 1/34
(46) 07.05.1982
(73) Ордена Трудового Червоного Знамені Інститут радіофізики та електроніки АН УРСР

СПОСІБ ГРАВІТАЦІЙНОЇ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ, ЩО РУХАЄТЬСЯ ПО ЕЛЛІПТИЧНІЙ ОРБІТІ.

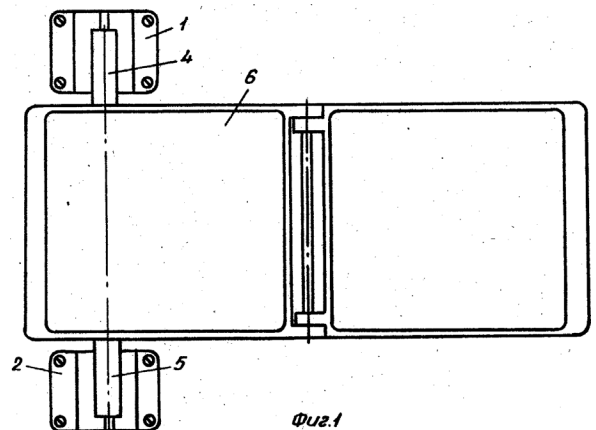
Винахід відноситься до космічної техніки, а саме способів гравітаційної орієнтації космічних апаратів, і може бути використаний при орієнтації апарату, що знаходиться на еліптичній орбіті, по місцевій вертикалі або з певним заданим кутом тангажу. Спосіб гравітаційної орієнтації космічного апарату, що рухається по еліптичній орбіті, включає зміну довжини орієнтованих по осі нишпорення гравітаційних штанг, відрізняється тим, що з метою підвищення точності орієнтації шляхом забезпечення стійкої орієнтації із заданим кутом тангажу та одночасного демпфування коливань космічного апарату, змінюють довжину гравітаційних штанг, орієнтованих по осі крену.



А.С. СРСР №1121876
(51) МПК В 64 С 9/00, 1/22
(22) 06.04.1983
(73) Інститут електродинаміки АН УРСР

ПРИСТРІЙ ДЛЯ КРІПЛЕННЯ ВІНОСНОГО ЕЛЕМЕНТУ НА ЗОВНІШНІЙ ПОВЕРХНІ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

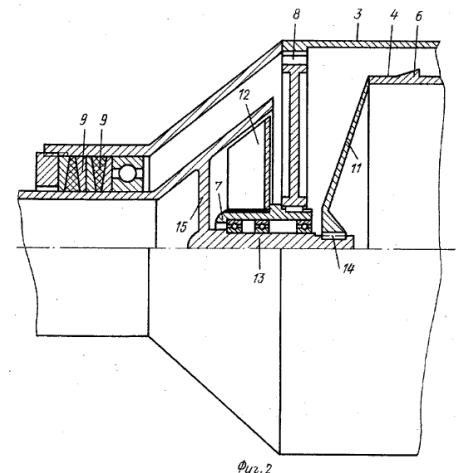
Винахід відноситься до космічної техніки, а саме до пристроїв фіксації приладів і пристосувань для експонування зразків, що встановлюються космонавтом на зовнішній поверхні космічного апарату. Метою цього винаходу є зниження ваги пристрою та підвищення надійності його роботи. Пристрій для кріплення виносного елемента на зовнішній поверхні космічного апарату, що містить приймальну частину, жорстко пов'язану з корпусом апарату, і відповідну частину, закріплену на виносному елементі, відрізняється тим, що з метою зниження ваги пристрою і підвищення надійності його роботи шляхом забезпечення самоустановки та фіксації відповідної частини в ньому, приймальна частина виконана у вигляді пари магнітних призм, кожна з яких включає постійний магніт і пов'язані з ним елементи магнітопроводу, що утворюють поверхню призми, а відповідна частина виконана у вигляді пари циліндричних співвісно розташованих хвостовиків, виконаних з магнітм'якого матеріалу з сегментними вставками з діамантного матеріалу.



А.С. СРСР №1724516
(51) МПК В 64 Г 1/50
(46) 07.04.1992
(73) Інститут проблем машинобудування АН УРСР

СТРІЧКОВИЙ РАДІАТОР

Винахід відноситься до теплообмінної техніки і може бути використаний для скидання тепла великих теплових потужностей випромінюванням в умовах космосу. Мета винаходу - підвищення ефективності за рахунок зменшення допоміжного обладнання та



зниження енерговитрат на електропривод. Рідину-теплоносію прокачують під тиском вздовж осі теплообмінного блоку 2, приводячи в обертання гідротурбінки 7, насаджені на вісь внутрішнього циліндра 4, що має виступи 6, турбулізують потік рідини, при цьому за допомогою редукторів 8 приходить у обертання зовнішній циліндр 3, який має опору на зубцях 10 якого насаджена перфорована замкнута тепловідвідна стрічка 1, виготовлена з тканого матеріалу. Винахід може бути використаний як охолоджувач для скидання великих теплових потужностей випромінюванням в умовах космосу

А.С. СРСР №1740256

(51) МПК В64Г 1/60

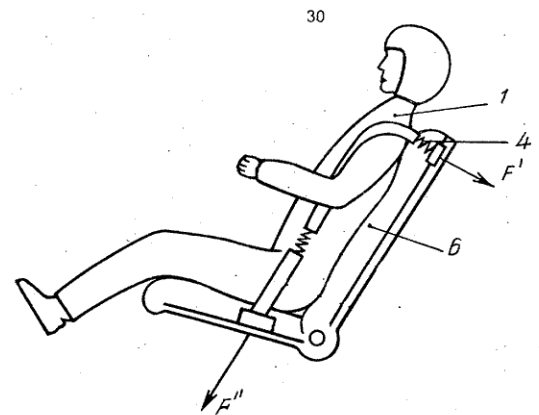
(46) 15.06.1992

(73) Науково-інженерний центр автоматизованих біотехнічних систем «Сонар» Інституту кібернетики АН УРСР

БОРТОВИЙ ПРИСТРІЙ ФІКСАЦІЇ КОСМОНАВТУ

Винахід відноситься до обладнання літальних апаратів, зокрема до конструкції прив'язних ременів для членів екіпажу космічних кораблів і орбітальних станцій. Вказаний бортовий пристрій для фіксації космонавта містить прив'язні ремені із замками, закріплені на опорній поверхні (спинках і сидіннях крісел, а також стінках орбітальної станції) і охоплюють окремі ділянки тіла космонавта (груди, плечі, стегна, гомілки).

Основне призначення системи – запобігання довільному зміщенню космонавта під час сну або роботи внаслідок випадкового різкого руху. Поставлена мета досягається тим, що в бортовому пристрої кожен прив'язний ремінь має пружний елемент. Пружний елемент виконаний з модулем пружності, пропорційним до маси відповідної частини тіла космонавта. Кожен прив'язний ремінь додатково забезпечений принаймні одним пружним елементом, причому поздовжня вісь одного з пружних елементів перпендикулярна опорній поверхні спинки, поздовжня вісь другого - паралельна їй, а модулі пружності цих елементів відповідно пропорційно синусу і косинусу кута нахилу спинки.



Фиг. 2

А.С. СРСР №1745617

(51) МПК В64Г 4/00

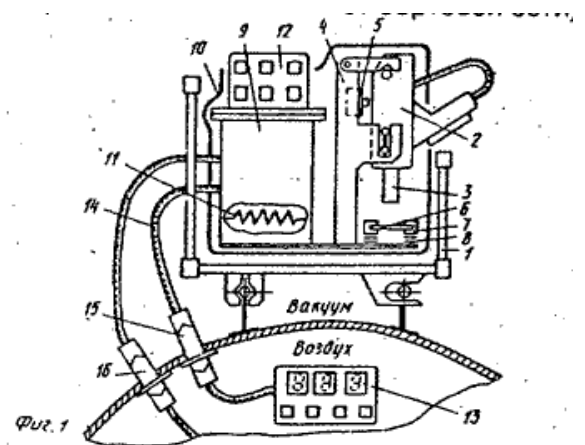
(46) 07.07.1992

(72) Патон Б.Є, Семенов Ю.П, Нікітський В.П., та ін.

(73) ІНСТИТУТ ЕЛЕКТРОЗВАРЮВАННЯ ІМ. Є. О. ПАТОНА

КОМПЛЕКС РУЧНОЇ ЕЛЕКТРОННО-ПРОМЕНЕВОЇ АПАРАТУРИ ДЛЯ ПОЗАКОРАБЕЛЬНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ

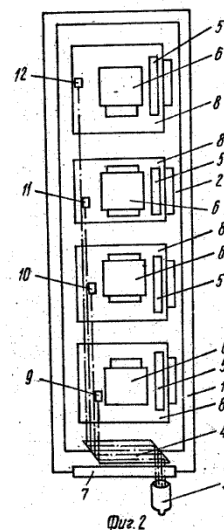
Винахід відноситься до інструментарію, спеціально призначеного для використання в космосі, і може бути застосоване в процесі експлуатації електронно-променевої зварювальної апаратури за бортом космічного об'єкта. Комплекс ручної електронно-променевої апаратури для позакорабельної діяльності містить технологічний пристрій, що розташовується зовні космічного об'єкта, включає в себе контейнер, в якому розміщені керуючі та допоміжні елементи апаратури, пульт управління, а також робочий інструмент з електронно-променевою гарматою, пов'язаний електрокомунікаціями - через органи включення та вимикання інструменту на пульті управління - з розміщеними в контейнері елементами апаратури, та розташоване на транспортному технологічному пристрої гніздо для зберігання ручного інструменту. Метою винаходу є збільшення ресурсу та підвищення експлуатаційної надійності комплексу ручної електронно-променевої апаратури.



А.С. СРСР №1819835
(51) В64G 7/00
(46) 07.06.1993
(73) Виробниче об'єднання "ЗАВОД АРСЕНАЛ"

ІМІТАТОР КОСМІЧНИХ УМОВ

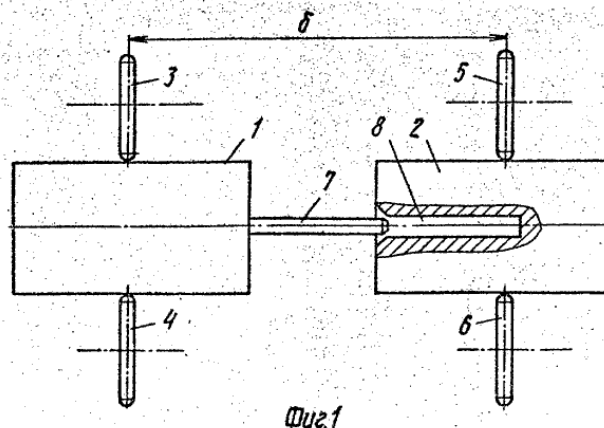
Винахід відноситься до галузі випробування систем, розроблених для роботи в умовах космічного простору. Імітатор космічних умов, що містить термобарокамеру, розміщені в ній стіл для установки випробуваних об'єктів і імітатор сонячного випромінювання, який відрізняється тим, що з метою розширення функціональних можливостей, він забезпечений системою контролю кутових розворотів установочних місць випробуваних об'єктів з оптично пов'язаними між собою - призмою та контрольними елементами, виконаними у вигляді дзеркал і жорстко закріплені на установочних площинах об'єктів, що випробувані, з можливістю одночасного контролю кутовимірювальним приладом поверхонь контрольних елементів. Мета винаходу - розширення функціональних можливостей імітатора космічних умов.



А.С. СРСР №675720
(51) МПК В64G1/00
(46) 15.12.1993
(73) Інститут кібернетики АН УРСР,
Харківський авіаційний інститут

СПОСІБ АВТОМАТИЧНОГО СТИКУВАННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ТА ПРИСТРІЙ ДЛЯ ЙОГО ЗДІЙСНЕННЯ.

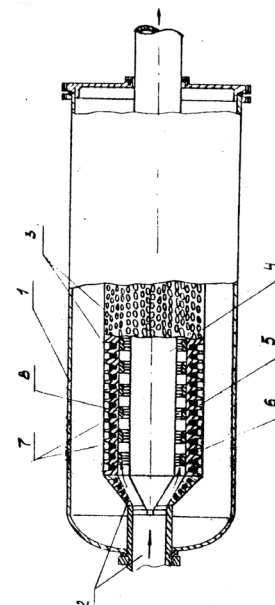
Винахід відноситься до космічної техніки, а саме до пристроїв та способів, що забезпечують стикування космічних апаратів на орбіті. Метою винаходу є зниження ваги космічних апаратів та спрощення процесу зближення та причалювання. Пропонований спосіб відрізняється від відомого тим, що до запуску на орбіту розташовують апарати в положенні торкання стикувальними вузлами, збуджують струми, що незатухають, в надпровідних короткозамкнених електромагнітних елементах одного апарату і короткочасно розмикають надпровідні електромагнітні елементи іншого апарату. Такий спосіб може бути здійснений пристроєм нової конструкції для автоматичного стикування космічних апаратів, що містить стикувальний вузол і електромагнітні елементи. Відмінність пристрою, що дозволяє здійснити новий спосіб, полягає в тому, що електромагнітні елементи розташовані в площині, перпендикулярній напрямку причалювання і діаметрально протилежно щодо стикувального вузла. При цьому електромагнітні елементи можуть бути виконані у вигляді тора.



А.С. СРСР №1777439
(51) МПК F28D 15/02
(46) 20.01.1995
(73) Інститут проблем машинобудування АН УРСР

ТЕПЛООБМІННИК

Винахід відноситься до космічної техніки і може бути використаний для скидання великих теплових потужностей в імпульсному режимі. Теплообмінник, що містить циліндричну капсулу, заповнену гідридом металу і воднем, та канал для теплоносія,



що примикає до стінки капсули, відрізняється тим, що, з метою інтенсифікації теплообміну при використанні гідриду металу з феромагнітними властивостями і роботі теплообмінника в імпульсному режимі, капсула виконана з кільцевим поперечним перетином. При цьому на зовнішній поверхні її внутрішньої стінки виконані конічні пори, що розширюються в напрямку від осі капсули, а гідрид металу розміщений у цих порах, причому канал утворений внутрішньою стінкою капсули, а на внутрішній поверхні цієї стінки закріплені постійні магніти.

А.С. СРСР №1828261

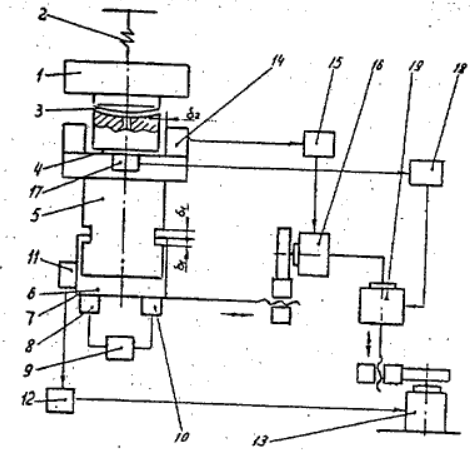
(51) МПК G01M 19/00

(46) 20.09.1996

(73) Київський політехнічний інститут ім. 50-річчя Великої Жовтневої соціалістичної революції

ПРИСТРІЙ ЗНЕВАЖУВАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ

Винахід відноситься до наземних випробувань великих космічних апаратів (БКА), що мають гнучку конструкцію, розраховану на роботу в невагомості, і може бути використаний для зневажування елементів гнучкої конструкції з метою усунення її деформації або руйнування під дією сили земного тяжіння при наземних модальних випробуваннях конструкції (визначення форм і частот власних коливань БКА, а також експериментального уточнення або ідентифікації параметрів математичної моделі конструкції БКА на Землі) або при фізичному відпрацюванні та перевірці роботи системи управління орієнтацією на Землі до проведення льотних випробувань. Метою винаходу є розширення діапазону можливих вільних переміщень зневажуваного елемента конструкції в горизонтальній площині і по вертикалі, зменшення величини приєднаних мас, а також спрощення роботи системи, що стежить за підтримкою постійного заданого тиску газу в камері, який створює вертикально спрямовану силу.



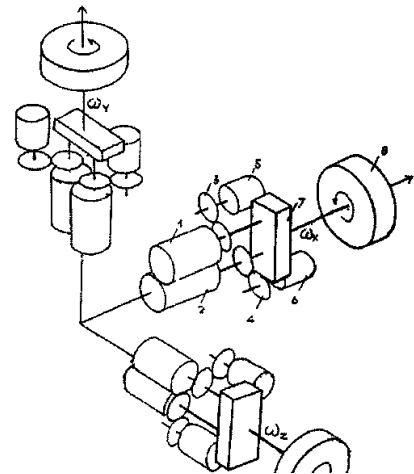
Патент України 4526 U

МПК (2006)

B64G 1/28 (2007.01)

СИСТЕМА КУТОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

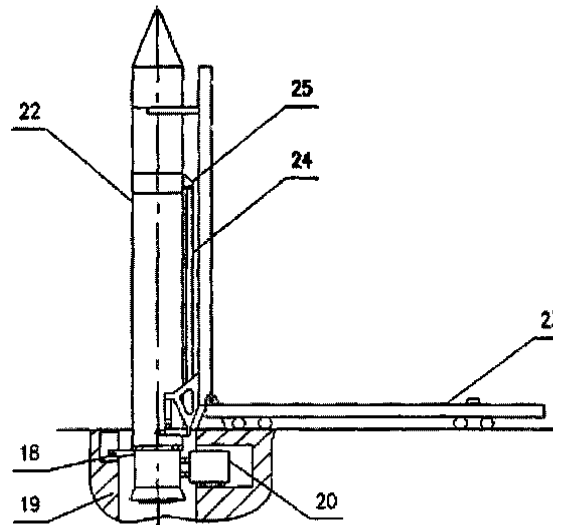
Корисна модель стосується галузі космонавтики. Система куткової стабілізації космічних апаратів містить послідовно з'єднані електропривід, редуктор і маховик. Для забезпечення інваріантності статичних та динамічних характеристик системи куткової стабілізації від параметричних збуджень система оснащена 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 куткової 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 куткової 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 куткової стабілізації космічних апаратів. Виходи першого і другого вимірювачів куткової швидкості першого та другого електропривода з'єднані з входом мікропроцесора



Патент України 4530 U
 МПК (2006)
 B64G 1/00
 F42B 15/00

БАГАТОСТУПІНЧАСТА РАКЕТА ЛЕГКОГО КЛАСУ ДЛЯ ПУСКУ З ПУСКОВОЇ УСТАНОВКИ РАКЕТИ СЕРЕДНЬОГО КЛАСУ

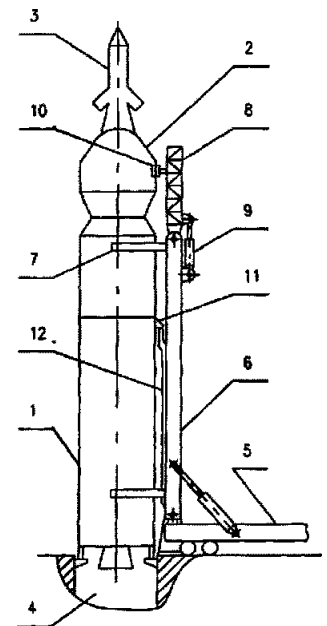
Корисна модель відноситься до ракетно-космічної галузі, а більш конкретно - до ракет-носіїв і може використовуватися для забезпечення пуску сімейства ракет з універсальної пускової установки. Багатоступінчаста ракета легкого класу для пуску з пускової установки ракети середнього класу, що містить хвостовий відсік першого ступеня з опорними елементами для кріплення на установнику, відсік приладів верхнього ступеня з бортовою платою електричних рознімів та технологічний відсік з пірозамками кріплення до хвостового відсіку першого ступеня, заправними горло-вінами, заправними магістралями і опорними вузлами для встановлення на пускову установку, яка відрізняється тим, що опорні елементи змонтовані на технологічному відсіку, а у його верхній частині виконані вікна для виходу газів при пуску, при цьому довжина технологічного відсіку складає 2-6 діаметрів хвостового відсіку першого ступеня.



Патент України 11322
 МПК (2006)
 B64G 5/00
 F42B 15/00

СПОСІБ ПУСКУ РАКЕТИ З ПІЛотованим КОСМІЧНИМ КОРАБЛЕМ

Спосіб пуску ракети з пілотованим космічним кораблем, що включає транспортування ракети до пускової установки на стрілі установника, посадку екіпажу у пілотований космічний корабель, зведення системи аварійного рятування, встановлення ракети на пускову установку, перевірку ракети, заправлення ракети компонентами палива, відстикування бічної плати пілотованого космічного корабля і відведення стріли установника від ракети з наступним проведенням пуску ракети або вмиканням системи аварійного рятування, а в разі відміни пуску - підведення стріли установника до ракети, зливання компонентів палива, зняття ракети з пускової установки, блокування системи аварійного рятування і евакуацію екіпажу з пілотованого космічного корабля, який відрізняється тим, що під час виникнення аварійної ситуації після зведення системи аварійного рятування до відведення стріли установника систему аварійного рятування вмикають після відстикування бічної плати пілотованого космічного корабля і відведення верхньої частини стріли установника, яка розташована у зоні пілотованого космічного корабля, на безпечну відстань, а в разі відміни пуску - після підведення стріли установника до ракети відводять верхню частину стріли установника, яка розташована у зоні пілотованого космічного корабля, на безпечну відстань.



Патент України 13870 A
 МПК (2006)
 B64D 1/00
 F41F 3/00

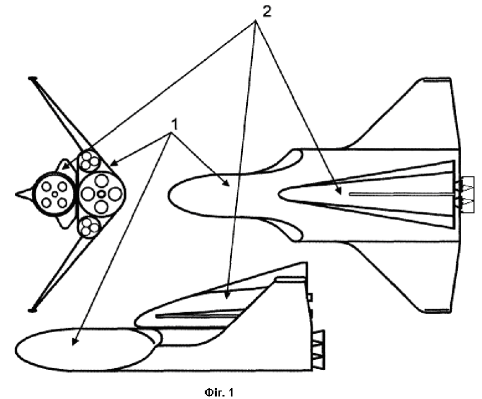
СПОСІБ ЗАПУСКУ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ З ЛІТАКА

Винахід відноситься до авіаційно-космічної техніки і може знайти застосування для запуску космічного апарату (КА) з літака. Поставлене завдання вирішується тим, що спосіб запуску космічного апарату з літака, містить операції доставки ракетоносія КА, встановленого на верхній частині фюзеляжу літака, у заданий район Землі на задану висоту, виконання за допомогою літака маневру для створення зусиль відділення ракетоносія КА від літака, а потім після відділення включення рухових установок ракетоносія. Згідно винаходу, під час відділення ракетоносія КА від літака здійснюють ефективне гальмування літака, наприклад, за допомогою парашутної системи, а також за можливості інших гальмівних пристроїв (закрилок, двигуна тощо).

Патент України 18699 U
МПК (2006)
B64C 30/00

ПОВІТРЯНО-КОСМІЧНИЙ ЛІТАК

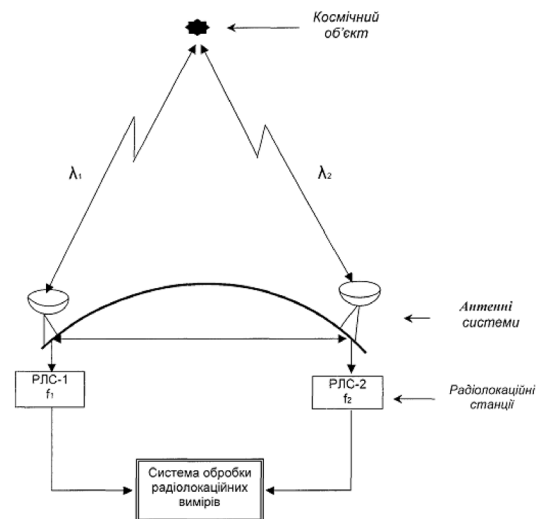
Корисна модель відноситься до ракетно-космічної галузі, зокрема, до багаторазових носіїв космічних апаратів та орбітальних літаків. Можливе використання літального апарату для виводу на навколосезну орбіту космічних апаратів (супутників), їх орбітального обслуговування, та повернення на Землю в автоматичному режимі, а також для самостійного виконання завдань на навколопланетній орбіті.



Патент України 18972 U
МПК (2006)
H04B 7/00

СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ РОЗМІРІВ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

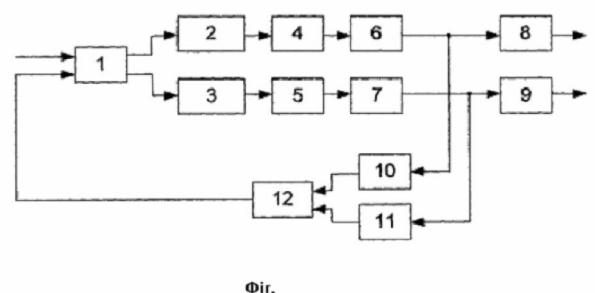
Корисна модель відноситься до галузі радіотехніки, зокрема, до систем радіолокації і може бути використана в космічних радіолокаційних системах контролю та аналізу космічного простору. Суть запропонованої корисної моделі полягає у наступному: управління космічними апаратами (КА), планування їх запуску та функціонування на орбіті ведеться на основі урахування космічної ситуації, під якою розуміється сукупність всіх космічних об'єктів, факторів і умов космічного простору, які можуть вплинути на підготовку, запуск та функціонування КА.



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

ПРИСТРІЙ КЕРУВАННЯ КОСМІЧНИМ АПАРАТОМ

Корисна модель стосується галузі космонавтики. Система куткової стабілізації космічних апаратів містить послідовно з'єднані електропривід, редуктор і маховик. Для забезпечення інваріантності статичних та динамічних характеристик системи куткової 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 21072 У
МПК (2006)
F41F 1/00

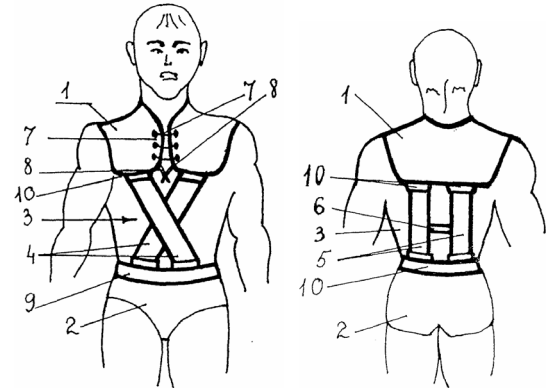
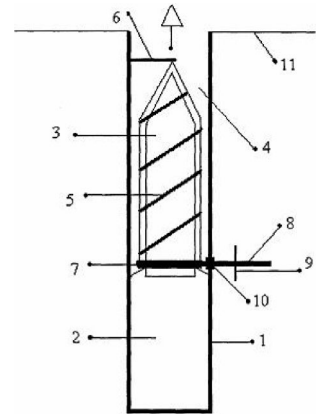
РАКЕТА-КУЛЯ ПЛАВ'ЮКА

Корисна модель відноситься до ракетної техніки. Ракета сигароподібної форми з реактивним двигуном, зовнішній корпус якої виконано у вигляді архімедова гвинта, який забезпечує собі вільне обертання навколо своєї осі, і надітий на внутрішній корпус з начинкою, задня частина якого запресована в гільзу з паливом.

Патент України 37049 А
МПК (2006)
61Н 1/02
А63В 23/02 (2007.01)

БИОМЕХАНІЧНИЙ СТИМУЛЯТОР ХРЕБТА КОСМОНАВТА

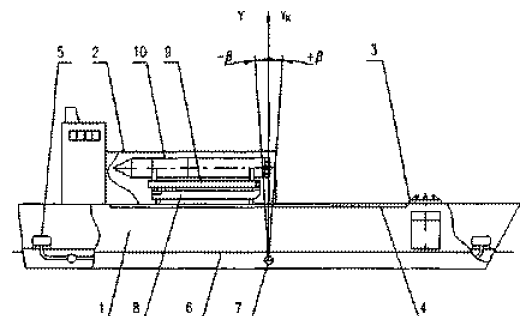
Винахід належить до космонавтики, медицини і спорту, пристроїв, що стимулюють кістково-м'язові структури хребта космонавта за допомогою відтворення для нього таких умов силових взаємодій, що характерні для природної гравітації. Біомеханічний стимулятор хребта космонавта містить верхню і нижню опори і 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 плавків з утримувальним поясом, виконаних із того ж матеріалу



Патент України 49723 А
МПК (2006)
В64G 5/00
В63В 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

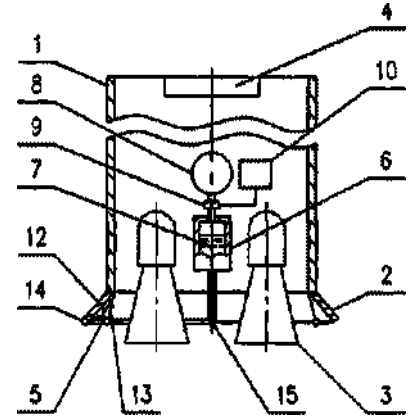


за допомогою його системи диференту і пуску. Для зменшення сумарного кута нахилу корабля перед транспортуванням установника із ангара до пускової установки і від пускової установки у ангар, як з ракетою, так і без неї, створюють нахил корабля відповідно у бік ангара і пускової установки за допомогою 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 49724 А
МПК (2006)
В64G 1/00
F42В 15/00

ВІДСІК РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ БАГАТОРАЗОВОГО ВИКОРИСТАННЯ

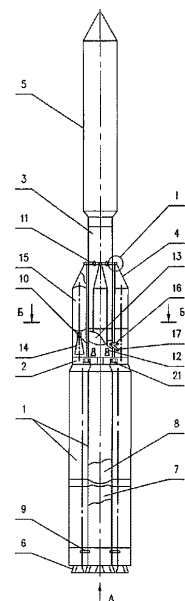
Відсік рушійної установки багаторазового використання відноситься до ракетно-космічної галузі, а саме - до повернутих частин ступенів ракет. Відсік містить корпус, елементи рятування, захисний пристрій, який складається з гнучкої оболонки з каркасом і вузлів повороту й кріплення, емність з швидкотвердіючим 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 50661 А
МПК (2006)
В64G 1/00
F42В 15/00

БАГАТОСТУПІНЧАСТА РАКЕТА-НОСІЙ

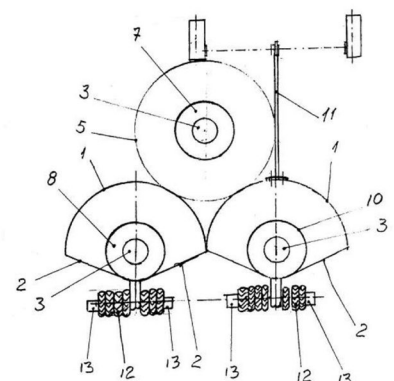
Винахід відноситься до ракетно-космічної галузі, а саме — до ракет-носіїв важкого класу "пакетної" схеми. Багатоступінчаста ракета-носій містить центральний і периферійні блоки першого і другого ступеня, які складаються з баків з компонентами палива і маршової та рульової рушійних установок, міжступеневий 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 51490 У
МПК (2006)
В64С 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

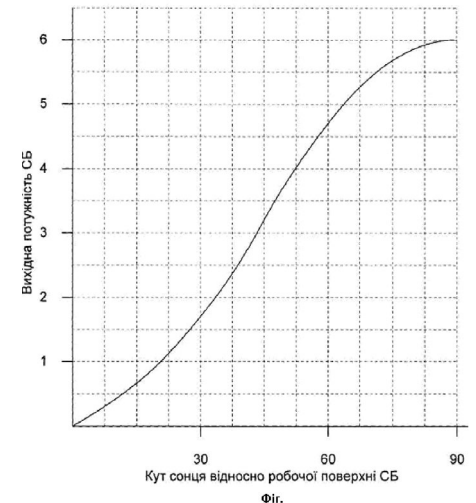


вперед і випуклістю вверху, в яких твірні стягнуті ("зашнуровані") поліпропіленовими канатами, а менші отвори частково нормально перекриті дисковими закрилками-елеронами з радіусами кривизни по радіусу менших отворів півконусів, в лівому з яких розміщений бензиновий дзиговий двигун потужністю ~ 5 тисяч 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 дзигового 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 51673 У
МПК (2006)
В64G 1/24

СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

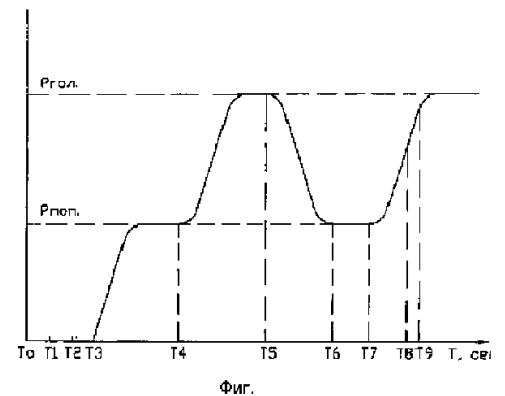
Спосіб визначення орієнтації космічного апарата (КА) полягає в тому, що параметри орієнтації КА відносно центра мас обраховують за інформацією вихідної потужності панелей сонячних батарей, пов'язаної з кутом Сонця відносно їх робочих поверхонь. Як датчикові пристрої використовують сонячні батареї, розміщені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



Патент України 52420 А
МПК (2006)
В64G 5/00
F42В 15/00

СПОСІБ ПЕРЕДСТАРТОВОЇ ПІДГОТОВКИ І ПУСКУ РАКЕТИ

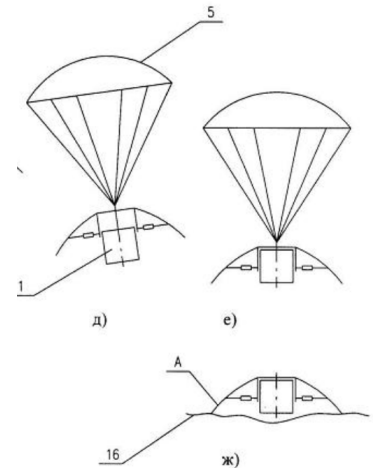
Винахід відноситься до ракетно-космічної галузі. Спосіб передстартової підготовки і пуску ракети містить транспортування ракети до пускового столу, встановлення її на пусковий стіл з фіксацією засобів утримання ракети на пусковому столі, проведення передстартових операцій, пуск ракети при номінальних 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 52931 У
МПК (2006)
F42В 15/00
В64С 23/00

АПАРАТ, ЩО ПОВЕРТАЮТЬ

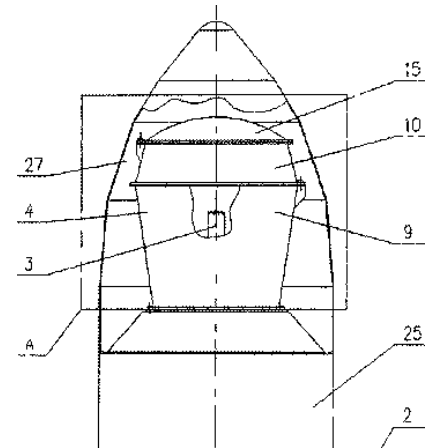
Корисна модель відноситься до ракетно-космічної галузі, а більш конкретно - до частин літальних апаратів (ЛА), які повертають, і може використовуватися під час спускання апаратів з аеродинамічним гальмовим екраном. Апарат, що повертають, що містить корпус і гальмовий екран, встановлені з можливістю позадвжнього 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.



Патент України 53792 С2
(51) МПК (2006)
В64G 1/64
В64G 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.

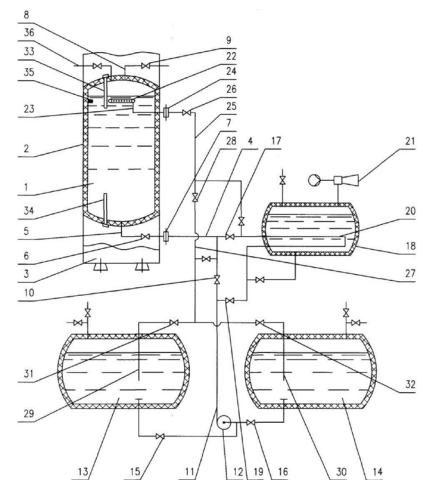


Патент України 54263 U
МПК (2006)
В64D 10/00

ЛЕГКИЙ КОСМІЧНИЙ СКАФАНДР

Корисна модель відноситься до галузі космонавтики, зокрема виготовлення скафандрів для космонавтів, вчених-дослідників, членів екіпажу та пасажирів (членів експедиції). 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 54559 U
МПК (2006)
В64G 5/00
F17C 6/00



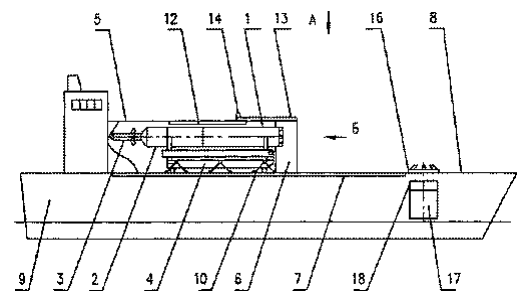
СПОСІБ ЗАПРАВЛЕННЯ БАКА РАКЕТИ-НОСІЯ КРІОГЕННИМ КОМПОНЕНТОМ ПАЛИВА

Спосіб заправки бака ракети-носія криогенним компонентом палива базується на подаванні переохолодженого криогенного компонента палива на нижнє днище бака та відведенні його пари у дренаж. Спосіб включає заповнення бака переохолодженим криогенним компонентом палива до заданого рівня заправки і вирівнювання температури криогенного 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 поверхнього шару цього компонента, котрий прикриває рівень переохолодженого криогенного компонента палива.

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

СПОСІБ ПУСКУ РАКЕТИ З ПІЛОТОВАНИМ КОСМІЧНИМ КОРАБЛЕМ З ПЛАВУЧОГО СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСУ

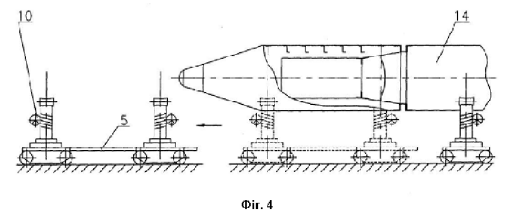
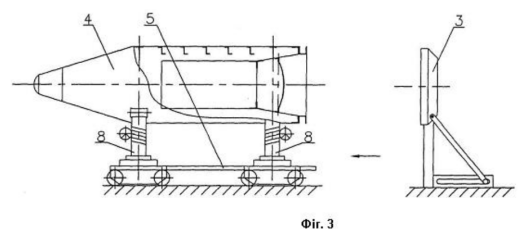
Винахід відноситься до ракетно-космічної галузі і може використовуватися для розширення універсальності плавучого стартового комплексу. Спосіб пуску ракети з пілотованим космічним кораблем з плавучого стартового комплексу включає транспортування ракети із ангара до пускової установки, встановлення ракети на пускову установку, перевірку ракети, заправки ракети компонентами палива, посадку екіпажу у пілотований космічний корабель, зведення системи аварійного рятування і пуск ракети, а в разі відміни пуску - блокування системи аварійного рятування, евакуацію екіпажу 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 екіпажу 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 57536 U
МПК (2006)
В64G 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 станда, 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, рухомих 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.

Патент України 58538 U

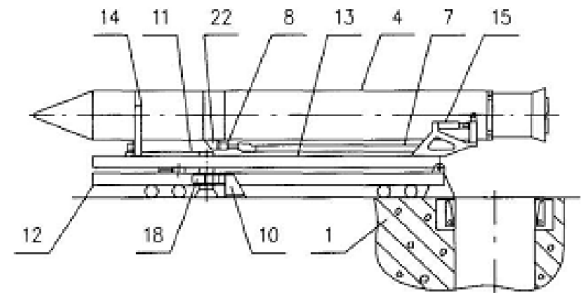
МПК (2006)

B64G 5/00

F41F 3/00

НАЗЕМНИЙ СТАРТОВИЙ КОМПЛЕКС

Наземний стартовий комплекс, що містить стартову споруду з під'їзною залізничною колією, установник ракети, на котрому симетрично відносно поздовжньої вертикальної площини змонтовані плата електричних рознімів і плата пневматичних рознімів, що розташовані у поперечній площині і взаємодіють з відповідними наземними платами рознімів, кабель-щоглу з платою рознімів, що взаємодіє з бортовою платою рознімів ракети, і командний пункт з системою керування пуском, при цьому пневматичні розніми 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 рознімів, що взаємодіють відповідно з платою рознімів кабель-щогли і наземною платою електричних рознімів.



Фіг. 3

Патент України 63435 A

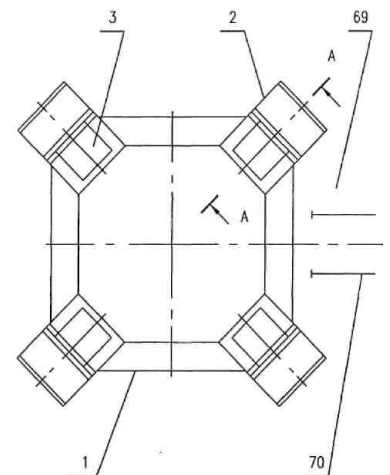
МПК (2006)

B64G 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 паралелограмного механізму, розташованого у площині повороту двоплечого кронштейна стояння. Наявність шарнірних важелів дозволяє раціонально розташувати противагу і забезпечити мінімальні габарити корпусу



Фіг. 1.

Патент України 65322 A

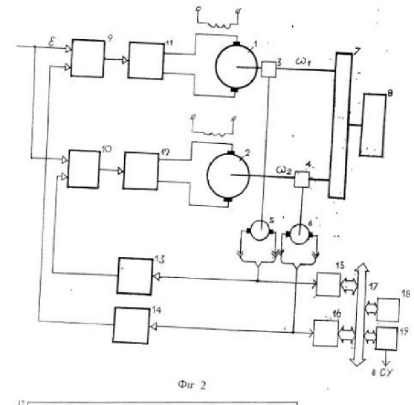
МПК (2006)

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).

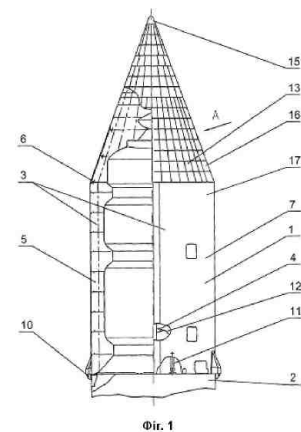
Винахід підвищує точність реалізації лінійного закону керування та збільшує час насичення, забезпечує інваріантність системи формування керуючого моменту від параметричних збурень, підвищує надійність та ресурс системи кутової стабілізації КА. В способі формування керуючого моменту КА шляхом використання 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.



Патент України 74207 С2
МПК (2006)
B64G 1/22
F42B 15/00

ГОЛОВНИЙ АЕРОДИНАМІЧНИЙ ОБТІЧНИК КОСМІЧНОЇ РАКЕТИ

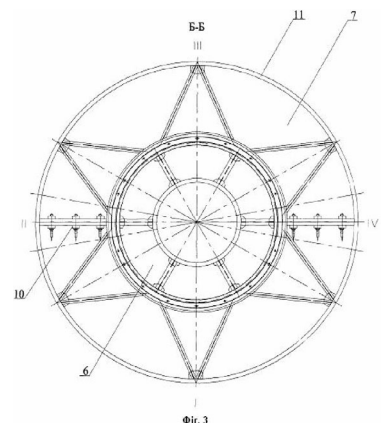
Головний аеродинамічний обтічник космічної ракети належить до ракетно-космічної галузі. На зовнішній конічній поверхні кожної ступки обтічника розміщені лускоподібні тонколистові металеві пластини, виконані за формою окремих секторів розгортки конічної частини його поверхні. Пластини прикріплені до абляційного 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 С2
МПК (2006)
B64G 1/22

ГОЛОВНИЙ БЛОК РАКЕТИ-НОСІЯ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки і призначений для виведення на навколосеземну 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. Півкіліця 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 83861С2
МПК (2006)
В64G 1/24
G05B 15/00

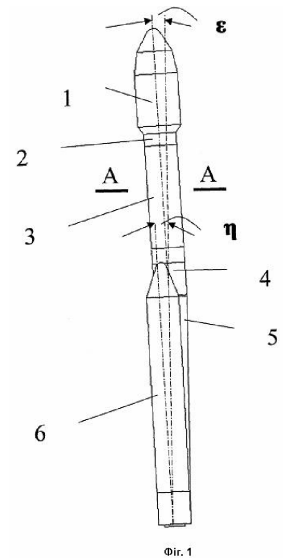
СПОСІБ РЕГУЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ КУТОВОГО РУХУ РАКЕТИ-НОСІЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

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, ристання і крену, порівняння вимірних 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 ристання 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 85127 С2
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.

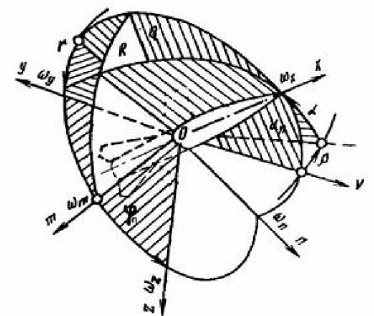


Фиг. 1

Патент України 88038 С2
МПК (2006)
F42B 15/01 (2008.04)
В64G 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



Фиг. 2

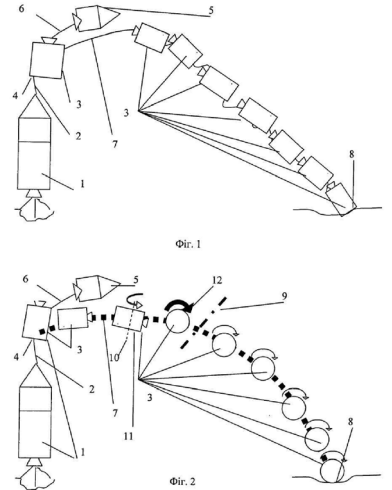
тому, що у русі за програмою орієнтації відносно набігаючого потоку, вимірюють поточний просторовий кут атаки, порівнюють його модуль з модулем програмного значення просторового кута атаки, відхиляють поздовжню вісь літального апарата відносно набігаючого потоку на величину просторового кута атаки, модуль якої не перевищує максимально допустимої для літального апарата величини просторового кута атаки. 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 88049 С2

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.

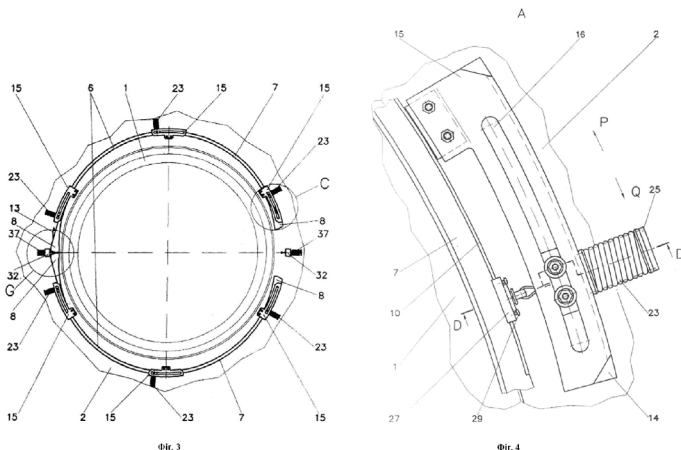
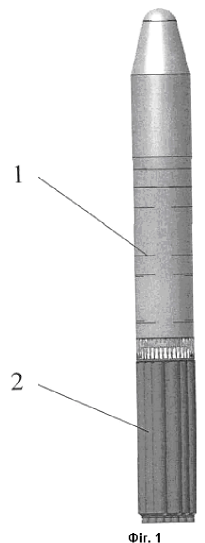


Патент України 88402 С2

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 90074 С2
МПК (2006)
B64G 1/64
F42B 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

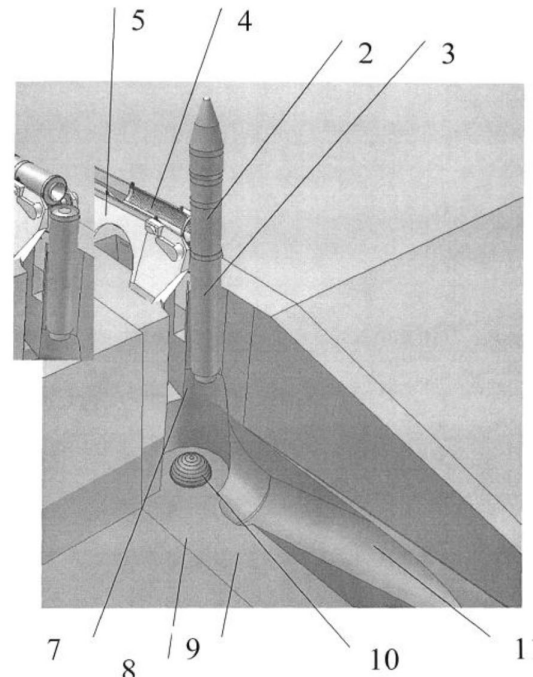
поділюваним бандажем і після виведення відокремлюваного об'єкта в задану точку траєкторії польоту, за командою від системи керування створюють зусилля відштовхування поділюваного бандажа за рахунок імпульсу піромеханізмів і пружності поділюваного бандажа, при цьому зменшують імпульс піромеханізмів, створюють 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 проточкою, 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 зі сферичними шайбами, а корпуси піромеханізмів і стяжні гайки зі 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 стискування, 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 90212 С2
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-поверхнях, 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 колодязь-газоводом, який частково заповнений водою, під поверхнею якої розміщена система зменшення її щільності, причому колодязь-газовід з'єднаний профільованим каналом із технологічним водоймищем.

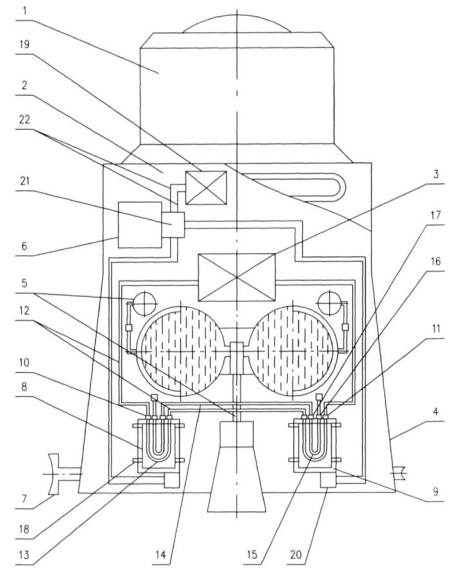


Фіг. 2

Патент України 123550 U
МПК (2006)
B64G 1/00
B64G 1/42 (2006.01)

КОСМІЧНИЙ АПАРАТ

Космічний апарат має відсік з цільовою апаратурою, герметичний відсік приладів, агрегатний відсік з комплексною рушійною установкою, систему терморегулювання з гідравлічними контурами і приладами для відбору, підводу і скидання тепла, у тому числі виконаними у вигляді термоплат зі штатними і технологічними гідравлічними каналами, систему електричного живлення, котра містить сонячну батарею, встановлений у відсіку приладів комплекс автоматики і стабілізації напруги, розміщені у агрегатному відсіку нікель-водневі акумуляторні батареї, встановлені всередині кожної акумуляторної батареї датчики тиску, чутливі до зміни поточної електричної ємності акумуляторної батареї, а також бортовий комплекс керування з бортовою обчислювальною машиною. Датчики тиску через пристрої перетворення сигналу включені у канал обміну інформацією між комплексом автоматики і стабілізації напруги та бортовою обчислювальною машиною, котра споряджена програмою, що корегує режим роботи космічного апарата в залежності від глибини розряду акумуляторних батарей і визначає сумарну глибину розряду.

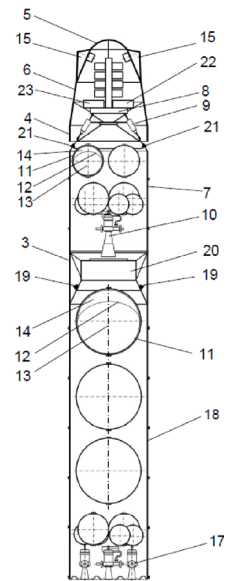


Патент України 123891 C2
МПК (2006)
B64G 1/24 (2006.01)
B64G 1/40 (2006.01)
B64G 5/00; B64G 1/14 (2006.01)
B64G 1/62 (2006.01)
17.06.2021

РАКЕТНО-КОСМІЧНИЙ КОМПЛЕКС "GREENSPACE" З РАКЕТОЮ-НОСІЄМ З "ХОЛОДНИМИ ДВИГУНАМИ" ТА СПОСІБ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ РАКЕТИ-НОСІЯ

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до ракетно-космічних комплексів та ракет-носіїв багаторазового використання, що призначені для виводу на навколосемні орбіти космічних апаратів з транспортно-пускового контейнера, а також до способів керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу. Ракетно-космічний комплекс містить транспортно-пусковий контейнер з кришкою та багатоступеневу ракету-носій з космічним ракетним модулем із головним обтічником, причому ракетний модуль виконаний у вигляді головного відсіку останнього ступеня ракети-носія. Ракета-носій виконана з рідинними двигунами, а її головний відсік встановлений на платформі з гідравлічним агрегатом керування положенням платформи, який живиться від магістралі подачі палива в рідинний двигун останнього ступеня ракети-носія. При цьому ракета-носій також містить щонайменше по одному баку рідинних компонентів палива в кожному ступені, причому кожен бак містить роздільну мембрану рідинної і газової порожнин високого тиску. Також головний обтічник ракети-носія містить аеродинамічні рулі, а транспортно-пусковий контейнер містить у підракетному відсіку воду. Спосіб керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу з пусковим контейнером здійснюють шляхом зміни положення центру мас відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами, причому керування польотом ракети-носія здійснюють шляхом відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами.

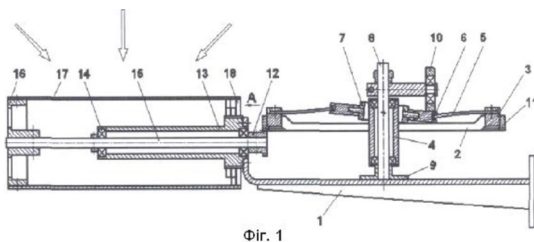
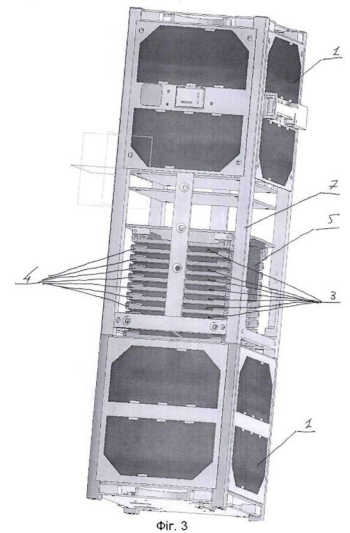
Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до ракетно-космічних комплексів та ракет-носіїв багаторазового використання, що призначені для виводу на навколосемні орбіти космічних апаратів з транспортно-пускового контейнера, а також до способів керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу. Ракетно-космічний комплекс містить транспортно-пусковий контейнер з кришкою та багатоступеневу ракету-носій з космічним ракетним модулем із головним обтічником, причому ракетний модуль виконаний у вигляді головного відсіку останнього ступеня ракети-носія. Ракета-носій виконана з рідинними двигунами, а її головний відсік встановлений на платформі з гідравлічним агрегатом керування положенням платформи, який живиться від магістралі подачі палива в рідинний двигун останнього ступеня ракети-носія. При цьому ракета-носій також містить щонайменше по одному баку рідинних компонентів палива в кожному ступені, причому кожен бак містить роздільну мембрану рідинної і газової порожнин високого тиску. Також головний обтічник ракети-носія містить аеродинамічні рулі, а транспортно-пусковий контейнер містить у підракетному відсіку воду. Спосіб керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу з пусковим контейнером здійснюють шляхом зміни положення центру мас відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами, причому керування польотом ракети-носія здійснюють шляхом відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами.



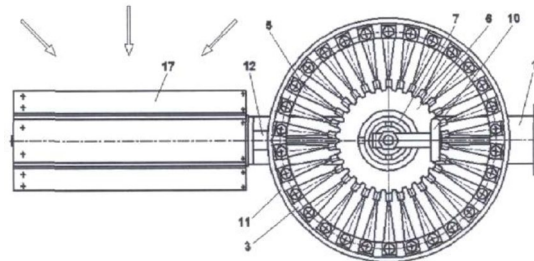
Патент України 124059
МПК (2006)
B64G 1/00
B64G 1/22 (2006.01)
B64G 1/34 (2006.01)
B64G 1/44 (2006.01)
26.03.2018

КОСМІЧНИЙ АПАРАТ

Космічний апарат, гравітаційно стабілізований в орбітальній системі координат, містить корпус з апаратурою, панелі сонячної батареї, встановлені під кутом до подовжньої осі корпусу і пов'язані з траверсою, виконаною у вигляді двох паралельно розташованих шарнірно-паралелограмних пантографів і обладнаною механізмом розгортання, причому корпус виконаний з окремих частин, зв'язаних між собою траверсою, а кожна частина корпусу забезпечена приймачем електромагнітного сигналу та містить електромагнітну систему коригування орієнтації.



Фіг. 1



Фіг. 1

Патент України 124492 U
МПК (2006)
G01N 3/00
G01N 3/20 (2006.01)
G01N 3/32 (2006.01)
10.04.2018

ПРИСТРІЙ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ МАТЕРІАЛІВ НА ВТОМУ ПРИ ЗГІНІ ПЛОСКИХ ЗРАЗКІВ В УМОВАХ ВІДКРИТОГО КОСМІЧНОГО ПРОСТОРУ З ПРИВОДОМ ВІД СОНЯЧНОЇ ЕНЕРГІЇ

Пристрій для випробувань матеріалів на втому при згині плоских зразків в умовах відкритого космічного простору з приводом від сонячної енергії складається з кронштейна для монтажу на космічному апараті, перетворювача сонячної енергії в механічну з тяговим валом, механізму навантаження у вигляді касети, встановленій з можливістю обертання на нерухомій осі і призначеній для кріплення плоских зразків, на корпусі котрої на шарнірі Гаука змонтована скісна шайба з натискним роликом, призначена для взаємодії із зразками з можливістю їх циклічної деформації при обертанні касети, кінематично з'єднаної з тяговим валом перетворювача сонячної енергії в механічну.

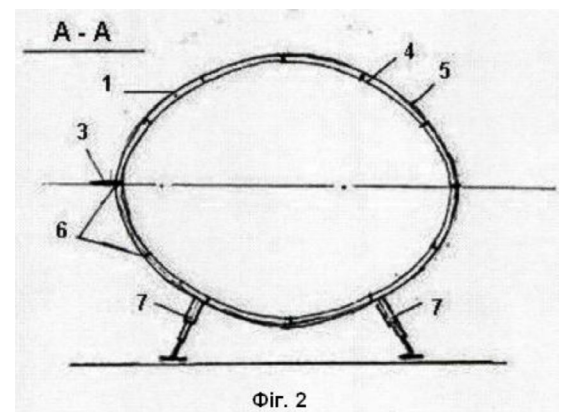
Перетворювач сонячної енергії в механічну містить механізм одностороннього обертання, наприклад храповий механізм, нерухома ланка якого приєднана до кронштейна з механізмом навантаження, а також кількох рівномірно розташованих по колу біметалевих пластин, кожна з яких одним кінцем з'єднана з диском на тяговому валу, а другим - взаємодіє з механізмом одностороннього обертання.

Патент України 27010 U
МПК (2006)
B64G 1/00

10.07.2018

КОСМІЧНИЙ КОРАБЕЛЬ "NERON"

Космічний корабель, містить корпус гетероїдної форми, по три стабілізуючі відкритки на боках і три спрямовуючі відкритки в голові, а також корпус має подвійну обкладинку з простором між



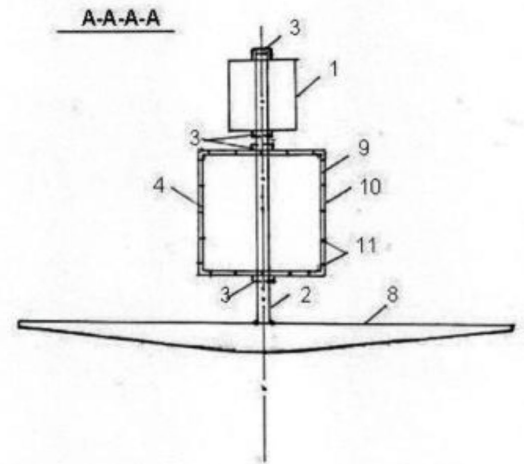
Фіг. 2

стінками шириною 24 мм, останні з'єднані між собою за допомогою системи жорстких дірчатих перегородок. Простір між стінками заповнюється газом аргонем при його тиску 0,045 Па або не більше указаної величини, та шість телескопічних опор, які розміщуються три в голові і три на хвостовій частині.

Патент України 127013 U
МПК (2006)
H02N 11/00
10.07.2018

МАГНІТНИЙ ДВИГУН ДЛЯ КОСМІЧНИХ КОРАБЛІВ

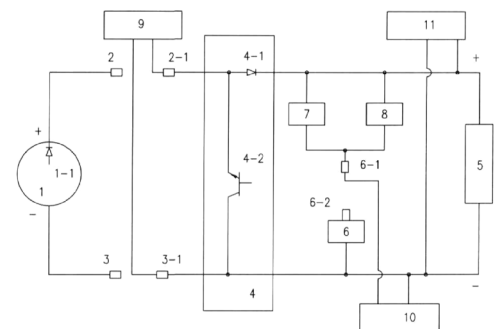
Магнітний двигун для космічних кораблів містить електричний двигун, на валу якого розміщується кубічна коробочка з подвійною обкладинкою, яка містить простір між стінками шириною 6 мм, останні з'єднуються між собою за допомогою системи жорстких дірчатих перегородок, а сам простір заповнюється газом аргонем при тиску 0,045 Па або не більше указаної величини, в самій коробці знаходиться повітря при тиску 0,045 Па або не більше указаної величини. Знизу на валу приварений диск, який при обертанні створює у просторі магнітне поле і таким чином підтримує необхідний потенціал поля гравітації.



Патент України 128606 U
(51) МПК (2006)
B64G 7/00, B64G 1/42 (2006.01)
25.09.2018

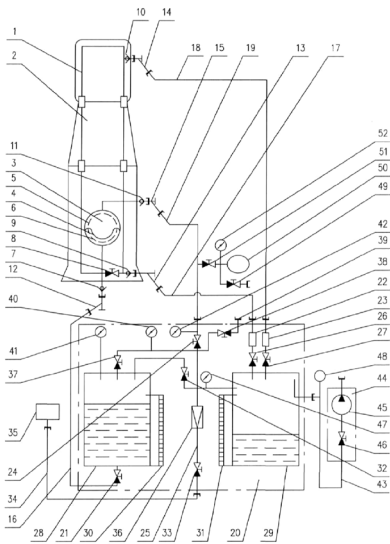
СПОСІБ ВИГОТОВЛЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Спосіб виготовлення космічного апарата, що включає складання космічного апарата, котрий містить систему електричного живлення з сонячними батареями, акумуляторними батареями і стабілізуючим перетворювачем напруги для узгодження роботи сонячних і акумуляторних батарей та забезпечення живленням, стабільною напругою заданого номіналу, бортового навантаження модулів службових систем і корисного навантаження, проведення електричних випробувань космічного апарата на функціонування, випробування на дію механічних навантажень, термовакуумні випробування, причому випробування на дію механічних навантажень проводять зі штатними акумуляторними і сонячними батареями, а випробування космічного апарата на функціонування і термовакуумні випробування проводять з використанням технологічних функціональних імітаторів сонячних і акумуляторних батарей. До виходу системи електричного живлення додатково підключають наземний стабілізатор напруги з вихідною напругою у межах стабілізованого рівня напруги системи електричного живлення, причому у вихідному стані на виході наземного стабілізатора напруги встановлюють напругу, відповідну нижньому стабілізованому рівню напруги системи електричного живлення, а під час виникнення аварійної ситуації - верхньому стабілізованому рівню напруги системи електричного живлення, при цьому перемикання наземного стабілізатора напруги з нижнього на верхній рівень стабілізованої напруги проводять при появі в ньому на виході струму.



Патент України 128743 U
МПК (2006)
B64G 5/00
F17C 6/00
10.10.2018

СПОСІБ ЗАПРАВКИ ТЕПЛОНОСІЄМ ГІДРАВЛІЧНОЇ СИСТЕМИ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

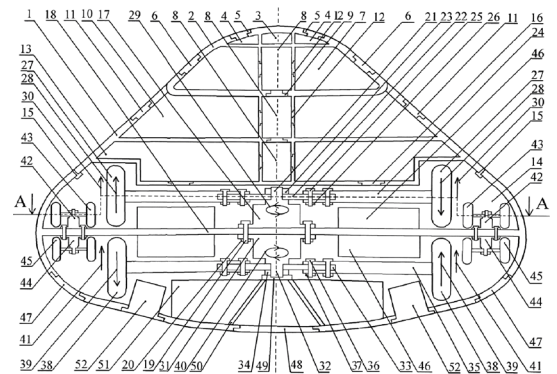


Спосіб заправки теплоносієм гідравлічної системи терморегулювання космічного апарата включає заповнення попередньо вакуумованої гідромагістралі системи з гідропневматичним компенсатором деаерованим теплоносієм шляхом витиснення його тиском газу з бака заправника, причому перед витисненням теплоносія у гідромагістраль системи створюють у газовій порожнині гідропневматичного компенсатора тиск більше, ніж тиск газу, що витісняється, над дзеркалом теплоносія у баку заправника, а після витиснення теплоносія у гідромагістраль системи сполучають газову порожнину гідропневматичного компенсатора з навколишньою атмосферою і заповнюють рідинну порожнину гідропневматичного компенсатора теплоносієм, після чого навантажують систему максимально допустимим технологічним тиском, котрий вибирають з умови зберігання характеристик міцності і створюється газом над дзеркалом теплоносія у баку заправника, а потім вимірюють мінімальний вільний об'єм газової порожнини гідропневматичного компенсатора і при збігу величини об'єму, що вимірюють, з відповідним паспортним значенням роблять висновок щодо повної заправки теплоносієм рідинної порожнини гідропневматичного компенсатора і усієї системи в цілому.

Патент України 128964 U
МПК (2006)
B64G 1/00
B64G 1/22 (2006.01)
10.10.2018

ЛІТАЛЬНИЙ ПРИСТРІЙ ДЛЯ ПЕРЕМІЩЕННЯ В КОСМІЧНОМУ ПРОСТОРИ БЕЗ ВИКИДУ МАСИ

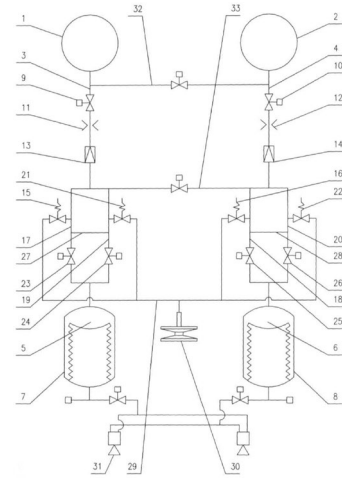
Літальний пристрій для переміщення в космічному просторі без викиду маси має герметичний корпус, всередині якого знаходиться відділення управління літального пристрою, персональні пасажирські відділення, рослинна оранжерея із спільним місцем перебування пасажирів та пілотів, звірине господарство, вантажні та технічні відділення, відділення автономного генератора електроенергії та антигравітаційне відділення. Антигравітаційне відділення має прикріплено до корпусу співвісно його осі симетрії два однакових електродвигуни, на валах кожного з яких, перпендикулярно до їх осі обертання, рівномірно приєднано однакову кількість направляючих ламелей, але не менше двох ламелей. На кінці кожної ламелі прикріплено гіроскоп, вісь обертання якого перпендикулярна осі обертання вала відповідного електродвигуна. Напрямок обертання усіх гіроскопів навколо своєї осі на валу першого електродвигуна протилежний напрямку обертання усіх гіроскопів навколо своєї осі на валу другого електродвигуна. Напрямок обертання самої осі першого електродвигуна протилежний напрямку обертання осі другого електродвигуна. Перший та другий електродвигуни, обертаючись із відповідними направляючими ламелями з гіроскопами на кінцях, становлять гіроскопічну систему основної рушійної сили. Гіроскопічні сили, які виникають при примусовій прецесії даної системи, становлять основну рушійну силу літального пристрою в просторі, яка направлена вздовж осі симетрії корпусу літального пристрою. Рівновіддалено від осі симетрії корпусу літального пристрою, по його периметру, рівномірно один від одного відносно осі симетрії корпусу, а також паралельно осі симетрії корпусу літального пристрою, розміщені гіроскопічні системи управління, щонайменше два, які становлять рушійну силу для зміни напрямку руху в просторі літального пристрою. Гіроскопічні системи управління мають таку ж будову та принцип дії, що і гіроскопічна система основної рушійної сили літального пристрою, лише зменшені в розмірах.



Патент України 129626 U
 МПК (2006)
 B64G 1/00
 F02K 9/44 (2006.01)
 12.11.2018

СИСТЕМА НАДДУВАННЯ ПАЛИВНИХ БАКІВ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

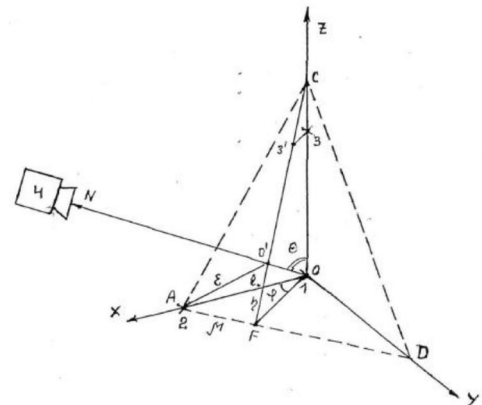
Система наддування паливних баків космічного апарата містить пневмомагістралі, зв'язані з балонами наддування і газовими порожнинами паливних баків, та послідовно встановлені на кожній пневмомагістралі електропневмоклапани, дросельні пристрої, газові редуктори і запобіжні клапани, з'єднані за допомогою загальної дренажної магістралі з безмоментним соплом. Кожна пневмомагістраль споряджена додатково ділянкою пневмомагістралі з додатковим запобіжним клапаном, розташованою паралельно ділянці пневмомагістралі між газовим редуктором і паливним баком. На ділянці і додатковій ділянці кожної пневмомагістралі змонтовані допоміжні електропневмоклапани після запобіжного клапана і додаткового запобіжного клапана. Ділянка і додаткова ділянка кожної пневмомагістралі сполучені за допомогою з'єднувального трубопроводу, підключеного між допоміжними електропневмоклапанами й запобіжними клапанами і додатковими запобіжними клапанами. Додаткові запобіжні клапани з'єднані з загальною дренажною магістраллю.



Патент України 129944 U
 МПК (2006)
 G01S 1/00
 B64G 1/36 (2006.01)
 B64G 1/64 (2006.01)
 26.11.2018

ПРИСТРІЙ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ НЕУЗГОДЖЕНОСТІ ОРІЄНТАЦІЇ СТИКУВАЛЬНИХ ВУЗЛІВ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

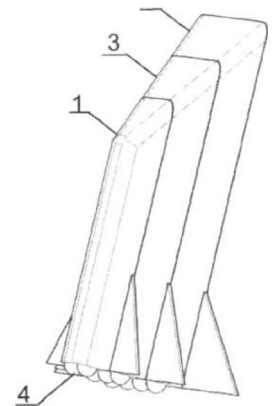
Пристрій для визначення неузгодженості орієнтацій стикувальних вузлів космічних апаратів, що складається з реперного пристосування, виконаного у вигляді точкових випромінювачів, що міститься на об'єкті, до якого причалюють, а також телекамери, розміщеної на космічному апараті, що причалює, і спрямованої на випромінювачі, в якому реперне пристосування утворюють три випромінювачі, один з яких розташований на початку системи відліку об'єкта причалювання, а два інші - на її координатних осях, одна з яких співпадає з місцевою вертикаллю.



Патент України 130091 U
 МПК (2006)
 B64G 1/00
 26.11.2018

КОСМІЧНИЙ РАКЕТОПЛАН

Космічний ракетоплан містить корпус космічного корабля, ступені ракети, ракетні двигуни. При цьому, корпус корабля виконано аеродинамічної форми для горизонтального польоту та з можливістю з'єднання зі ступенями, які виконано аеродинамічної форми для самостійного горизонтального польоту, що при з'єднанні утворюють аеродинамічну форму для вертикального польоту, ракетоплан виконує вертикальний зліт, як ракета, та горизонтальне приземлення, коли всі ступені ракети

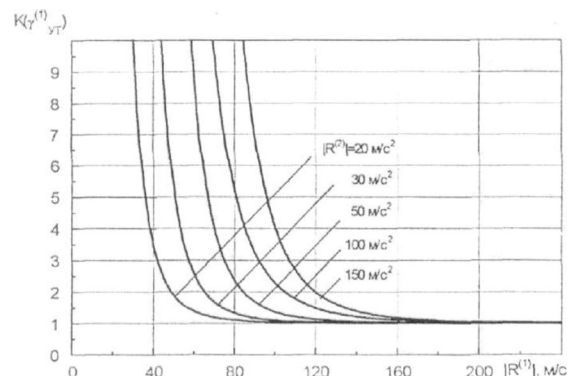


та космічний корабель, як планери, повертаються на землю, завдяки своїй формі.

Патент України 130173 U
МПК
G01S 13/52 (2006.01)
G01S 7/02 (2006.01)
26.11.2018

ПРИСТРІЙ ФІЛЬТРАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ТРАЕКТОРІЇ БАЛІСТИЧНОЇ ЦІЛІ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ ОРБИТИ КОСМІЧНОГО ОБ'ЄКТА З ВИКОРИСТАННЯМ КУТОМІСНОЇ ШВИДКОСТІ ЦІЛЕЙ, ЩО ПРОЛІТАЮТЬ

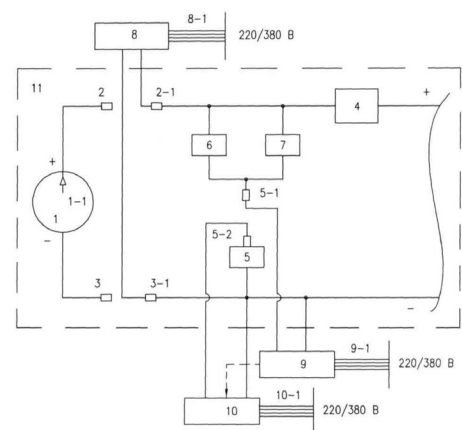
Пристрій фільтрації параметрів траєкторії балістичної цілі та визначення елементів орбіти космічного об'єкта з використанням кутомісної швидкості цілей, що пролітають містить паралельно з'єднані блоки вимірювання дальності, азимуту, кута місця і послідовно з'єднаний з останніми вузол розширеного векторного фільтра у складі послідовно з'єднаних блока фільтрації, блока лінеаризації, блока визначення коефіцієнта підсилення, блока екстраполяції, а також підключених до виходу блока визначення коефіцієнта підсилення послідовно з'єднаних блока формування уточненого вектора початкових наближень і блока обчислення параметрів траєкторій БКО. Додатково введений вузол оцінки кутомісної швидкості цілей, що пролітають, який складається з послідовно з'єднаних блока класифікації цілей, що пролітають, схеми збігу-2, другий вхід якої з'єднаний з другим виходом "Так" блока класифікації цілей, що пролітають, блока розрахунку коефіцієнтів кубічного рівняння, блока вирішення кубічного рівняння, блока формування векторів кутомісних параметрів, блока вибору вектора кутомісних параметрів, вихід якого з'єднаний з четвертим входом блока формування уточненого вектора початкових наближень, а також схеми збігу-1, перший вхід якої з'єднаний з виходом блока уточнення азимутальної і кутомісної швидкостей, другий вхід - з третім виходом "Немає" блока класифікації цілей, що пролітають, а вихід - з третім входом блока формування уточненого вектора початкових наближень.



Патент України 130785 U
МПК (2006)
B64G 7/00, B64G 1/42 (2006.01)
12.06.2018

СПОСІБ ВИГОТОВЛЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Спосіб виготовлення космічного апарата включає складання космічного апарата, який містить систему електричного живлення з сонячними батареями, акумуляторними батареями і стабілізуючим перетворювачем напруги, підготовку джерел електричної енергії до роботи, проведення електричних випробувань космічного апарата на функціонування, випробувань на дію механічних навантажень, електричних термовакуумних випробувань, а також заключних випробувань з контролем стиковки сонячних і акумуляторних батарей, при цьому випробування на дію механічних навантажень і контроль стиковки сонячних і акумуляторних батарей проводять зі штатними сонячними і акумуляторними батареями, причому акумуляторні батареї перед проведенням випробувань на дію механічних навантажень заряджають режимом, еквівалентним режиму штатного передстартового заряду, усі інші випробування проводять з використанням технологічних функціональних імітаторів сонячних і акумуляторних батарей, а штатні акумуляторні батареї знаходяться у стані ховання. У процесі проведення електричних термовакуумних випробувань космічного апарата для оцінки його термобалансу штатні акумуляторні батареї виводять із стану ховання, для чого їх заряджають і циклюють від наземного зарядно-розрядного комплексу у режимах, еквівалентних поточній роботі космічного апарата, а після закінчення оцінки термобалансу космічного апарата штатні акумуляторні батареї знов приводять у стан оптимального ховання для продовження електричних термовакуумних випробувань, при цьому режими циклування штатних акумуляторних батарей,

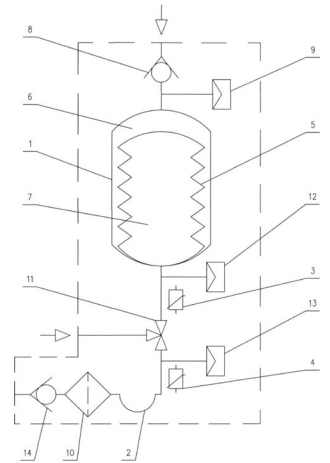


еквівалентні поточній роботі космічного апарата, визначають виходячи з поточних режимів роботи технологічних функціональних імітаторів акумуляторних батарей.

Патент України 132058 U
МПК (2006)
B64G 5/00, F17C 6/00
23.08.2018

ПРИСТРІЙ ДЛЯ ЗАПРАВКИ РІДКИМ ТЕПЛОНОСІЄМ СИСТЕМИ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

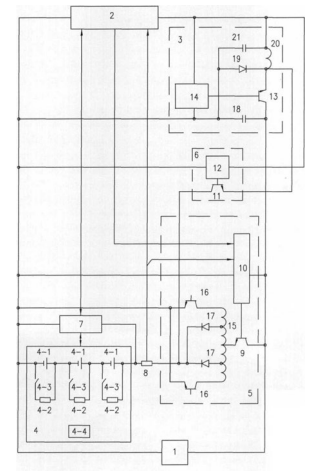
Пристрій для заправки рідким теплоносієм системи терморегулювання космічного апарата включає герметичну ємність, внутрішній об'єм котрої розділений герметичним рухомих роздільником середовищ на рідинну порожнину і газову порожнину, котра сполучена з джерелом розрідження і надлишкового тиску газовою магістраллю з клапаном і регістратором тиску. Рідинна порожнина герметичної ємності сполучена заправною магістраллю через заправний клапан, виконаний у вигляді триходового вентиля, з горловиною системи терморегулювання, що заправляють, і джерелом розрідження і надлишкового тиску. У заправній магістралі до і після заправного клапана встановлені регістратори тиску і температури, а заправна магістраль на ділянці від заправного крана до горловини системи терморегулювання, що заправляють, виконана у вигляді знімного гнучкого трубопроводу зі встановленим у ньому фільтром і пристроєм для стикування з горловиною.



Патент України 132847 U
МПК (2006)
B64G 1/00
B64G 1/42 (2006.01)
11.03.2019

СПОСІБ ЕЛЕКТРИЧНОГО ЖИВЛЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Спосіб електричного живлення космічного апарата включає забезпечення сумісної роботи сонячної батареї і акумуляторної батареї на бортове навантаження, а також заряд акумуляторної батареї, вимірювання і контроль основних параметрів бортовим комплексом керування з бортовою електронною обчислювальною машиною, у тому числі поелементного контролю напруги акумуляторів у акумуляторній батареї і проведення балансування акумуляторів акумуляторної батареї за напругою. Додатково контролюють факт наявності струму розряду акумуляторної батареї і при його появі блокують проведення балансування акумуляторів акумуляторної батареї, а після зникнення струму розряду процес проведення балансування акумуляторів акумуляторної батареї продовжують.



Патент України 133150 U
МПК (2006)
B64G 1/00
B64G 1/56 (2006.01)
B64G 1/68 (2006.01)
25.03.2019

СПОСІБ ОРБІТАЛЬНОГО ПЕРЕЛЬОТУ КОСМІЧНОГО ОБ'ЄКТА

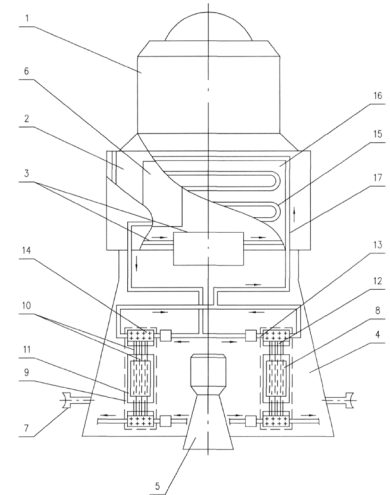
Корисна модель належить до ракетно-космічної техніки, конкретно - до формування орбітальних перельотів (ОП) космічних об'єктів (КО), зокрема відводу з орбіти космічних апаратів, розгінних блоків, останніх орбітальних ступенів ракет, забезпечення безпеки космічних польотів та очистки космічного простору від космічного сміття. Спосіб орбітального перельоту космічного об'єкта оснований на створенні тягових зусиль

від силової взаємодії магнітного поля з космічною плазмою шляхом введення в набігаючий потік плазми носія магнітного поля. Визначають напрямок набігаючого потоку, вводять в потік постійний магніт, а в каверну потоку додатково впорскують плазму, щільність якої регулюють в залежності від необхідного тягового зусилля.

Патент України 133305 U
МПК (2006)
B64G 1/00
B64G 1/42 (2006.01)
25.03.2019

КОСМІЧНИЙ АПАРАТ

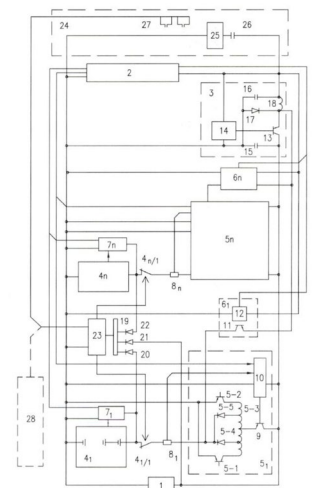
Космічний апарат містить відсік з цільовою апаратурою, відсік з приладами, агрегатний відсік з комплексною рушійною установкою, систему електричного живлення з сонячною батареєю, комплекс автоматики і стабілізації напруги, акумуляторні батареї, встановлені на відповідних теплообмінних пристроях, об'єднаних з останніми у моноблоки, систему терморегулювання з гідравлічними контурами і агрегатами для відбору, підводу і скидання тепла, у тому числі у вигляді термоплат і випромінювальних зовнішніх радіаторів, включеними у контур вказаної системи терморегулювання. Кожен моноблок споряджений розташованими паралельно на заданій відстані одна від одної тепловими трубами, кінцеві частини теплових труб, котрі утворюють зони конденсації, об'єднані пластиною з теплопровідного матеріалу у окремі термоплати, при цьому до кожної термоплати через теплопровідний матеріал закріплена трубка з капілярною структурою, котра виконує роль капілярного насоса і утворює зону випарювання контурної теплової труби, причому кожна група термоплат з'єднана паралельно між собою і підключена до випромінювального зовнішнього радіатора за допомогою трубопроводів, утворюючи автономний контур.



Патент України 133887 U
МПК (2006)
B64G 1/00
B64G 1/42 (2006.01)
25.04.2019

СПОСІБ ВИГОТОВЛЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Спосіб виготовлення космічного апарата включає складання космічного апарата, що містить систему електричного живлення з сонячними батареями, акумуляторними батареями і стабілізуючим перетворювачем напруги для узгодження роботи сонячних і акумуляторних батарей та забезпечення живленням, стабільною напругою, бортового навантаження, проведення електричних випробувань космічного апарата на функціонування, випробування на дію механічних навантажень, термовакуумні випробування, причому випробування на дію механічних навантажень проводять зі штатними акумуляторними і сонячними батареями, а випробування космічного апарата на функціонування і термовакуумні випробування проводять з використанням технологічних функціональних імітаторів сонячних і акумуляторних батарей. Перед проведенням випробувань космічного апарата на дію механічних навантажень, розраховують ємність акумуляторних батарей, необхідну для роботи системи електричного живлення у даній конфігурації протягом періоду проведення робіт, котрий включає випробування космічного апарата на дію механічних навантажень, і заряджають штатні акумуляторні батареї на сумарну ємність, що перевищує розрахункову величину, а у випадку перевищення розрахунковою ємністю сумарної ємності акумуляторних батарей ділять вказаний період проведення робіт на частини, котрі задовольняють умові необхідної розрахункової ємності, причому перед проведенням випробувань космічного апарата на дію механічних навантажень і після їх завершення контролюють вихідне положення системи електричного

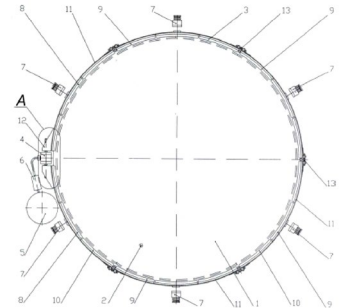


живлення і, у випадку виявлення невихідного стану, проводять приведення системи електричного живлення у вихідний стан, при цьому розраховують ємність акумуляторних батарей, необхідну для роботи системи електричного живлення у даній конфігурації протягом періоду проведення робіт.

Патент України 134743 U
МПК
B64G 1/64 (2006.01)
F42B 15/36 (2006.01)
F41F 3/052 (2006.01)
10.06.2019

ПРИСТРІЙ ДЛЯ З'ЄДНАННЯ ТА ВІДОКРЕМЛЕННЯ ВУЗЛІВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

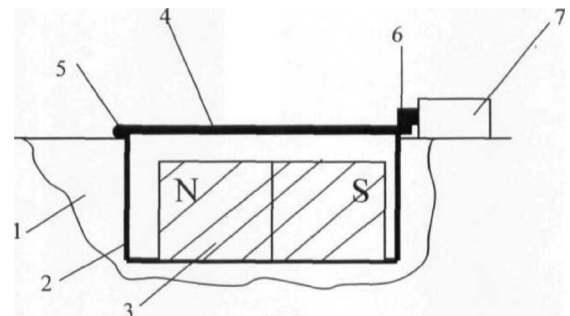
Пристрій для з'єднання та відокремлення вузлів ракетно-космічної техніки містить пружний подільний бандаж, оснащений запірними елементами із конічною внутрішньою поверхнею й циліндричним проточуванням, з діаметром у вільному стані більшим за діаметр зовнішньої поверхні фланців відсіків, що з'єднуються, та механізми відведення бандажа. Подільний бандаж складається з декількох частин, з'єднаних між собою шпильками. Крайні частини з'єднані між собою механізмом стягування, утворюючи бандажне кільце. Механізм стягування бандажного кільця містить корпус, всередині якого розміщено втулку з отворами та проточуванням, сухарі з пружиною всередині, та два поршня, які знаходяться між сухарями та втулкою і з'єднані з втулкою зрізними гвинтами. До штуцера корпусу механізму стягування приєднано трубопровід, який через пневматичний клапан з'єднано з балоном стиснутого повітря.



Патент України 134847 U
МПК (2006)
B64G 1/00
10.06.2019

ПРИСТРІЙ ДЛЯ ОРБІТАЛЬНИХ ПЕРЕЛЬОТІВ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

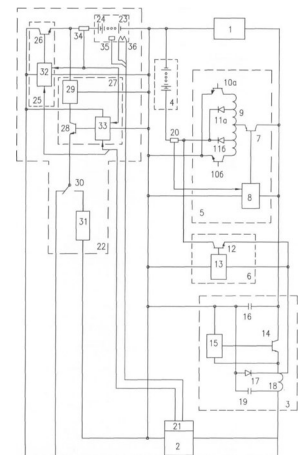
Корисна модель належить до ракетно-космічної техніки, конкретно стосується космічних об'єктів (КО), що здійснюють орбітальні перельоти, зокрема до космічних апаратів (КА), розгінних блоків, останніх орбітальних ступенів ракет тощо. Пристрій для орбітальних перельотів космічних об'єктів включає магнітне вітрило, встановлене на зовнішній поверхні космічного об'єкта та систему керування. Магнітне вітрило складається з постійного магніту, жорстко зафіксованого у камері, яка оснащена кришкою з можливістю відкриття назовні та механізмом фіксації і відкриття кришки. Камера та кришка виконані з екрануючого матеріалу.



Патент України 135957 U
МПК (2006)
H01M 10/44 (2006.01)
B64G 1/00
25.07.2019

СПОСІБ ПРОВЕДЕННЯ РЕСУРСНИХ ВИПРОБУВАНЬ АКУМУЛЯТОРІВ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

Спосіб проведення ресурсних випробувань акумуляторів космічного призначення ґрунтується на проведенні їх циклування у складі модуля з послідовно з'єднаних акумуляторів з контролем їх енергетичних характеристик. Випробування проводять у складі космічного апарата, що експлуатують, а кількість акумуляторів модуля обмежують наявністю надлишкової потужності в системі електричного живлення

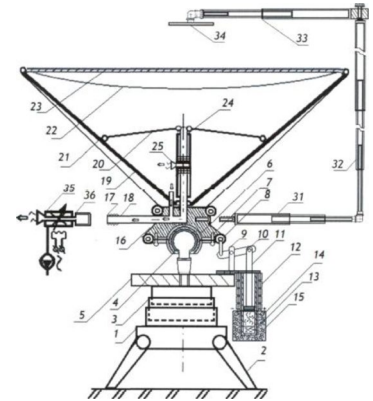


космічного апарата. При цьому зарядом і розрядом акумуляторів керують бортовою електронно-обчислювальною машиною, розряд акумуляторів проводять стабілізованим струмом, а температурний режим акумуляторів постійно регулюють у процесі проведення їх ресурсних випробувань.

Патент України 135966 U
МПК
H01Q 1/28 (2006.01)
H01Q 15/16 (2006.01)
B64G 1/22 (2006.01)
25.07.2019

МІСЯЧНИЙ КОСМІЧНИЙ ДЗЕРКАЛЬНИЙ РЕФЛЕКТОР ІЗ АВТОМАТИЗОВАНОЮ СИСТЕМОЮ ВІДСЛІДКУВАННЯ ДЛЯ ОТРИМАННЯ СОНЯЧНОЇ ЕЛЕКТРОЕНЕРГІЇ

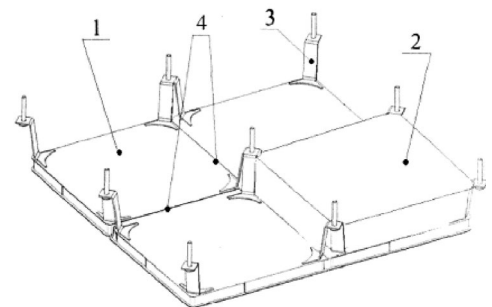
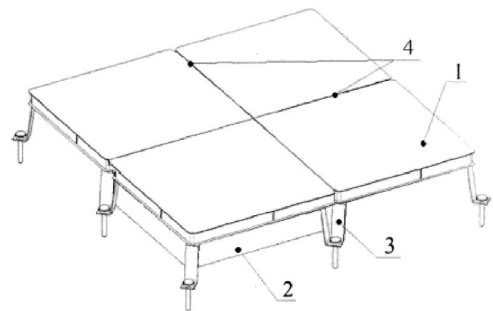
Заявлений місячний космічний дзеркальний рефлектор із автоматизованою системою відслідкування для отримання сонячної електроенергії, який складається у транспортному положенні. Рефлектор має основу (1), опори (2), телескопічний штатив (3), кульову опору (4), консоль (5), вкладиш кульової опори (6), кріпильні гвинти (7), втулки з тягами (8), опору важеля з віссю (9), вісь штока (10), шток із поршнем (11), сонячні елементи (12), циліндр із ефіром та електронагрівальною спіраллю (13), електричне з'єднання сонячних елементів (14), теплоізолятор (15), корпус рефлектора (16), різьбу штуцера (17), штуцер приєднання вакуумного насоса з клапаном (18), радіальні штанги (19), тяги (20), шарніри (21), дзеркальну герметичну сферу (22), циліндричну стрічкову пружину розтягнення (23), вакуумний циліндр із штоками (24), вакуумне сопло (25), секцію кріплення важелів приводу циліндра (26), циліндр із ефіром та сонячними елементами (27), джерело світла (Сонце) (28), направляючі втулки (29), розтягнену циліндричну стрічкову пружину (30), горизонтальну телескопічну штангу (31), вертикальну телескопічну штангу (32), фокусуючу телескопічну штангу (33), батарею сонячних елементів (34), вакуумний насос із дросельним клапаном (35), різьбове з'єднання вакуумного насоса (36).



Патент України 136926 U
МПК
B64G 1/58 (2006.01)
B64C 1/38 (2006.01)
B64C 3/36 (2006.01)
10.09.2019

ТЕПЛОЗАХИСНА ПЛИТКОВА КОНСТРУКЦІЯ ДЛЯ БАГАТОРАЗОВОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

Корисна модель належить до галузі космічної техніки і призначена для захисту несучої конструкції багаторазових космічних апаратів (БКА) від зовнішніх діючих факторів та забезпечення заданих температурних режимів конструкції на всіх етапах експлуатації. Теплозахисна плиткова конструкція багаторазового космічного апарату містить зовнішню металеву плитку із жаростійкого сплаву з кромками, що перекриваються, внутрішню теплоізоляцію низької щільності та систему кріплення до силового набору несучої обшивки багаторазового космічного апарату. Кромки зовнішньої металеві плитки виконані "V"-подібними з можливістю почергового трикратного перекривання з кромками суміжних плиток.

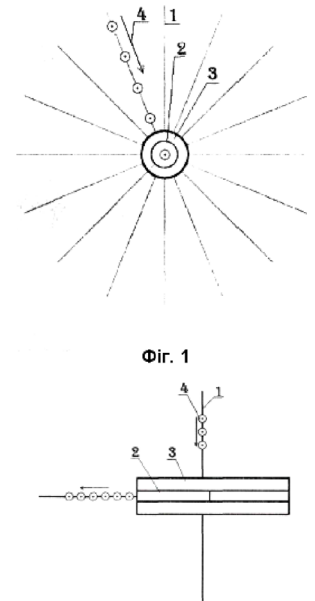


Патент України 137284 U
МПК

B64G 1/40 (2006.01)
10.10.2019

СИСТЕМА ДЛЯ ЗДІЙСНЕННЯ РУХУ КОСМІЧНОГО ОБ'ЄКТА

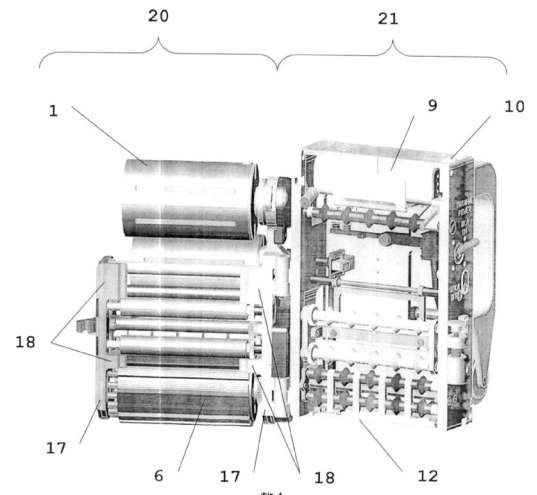
Корисна модель належить до систем, які застосовують для здійснення переміщення космічних об'єктів, більш конкретно до систем парусного типу, що використовують сонячний вітер, як джерело тяги. Система для здійснення руху космічного об'єкта має множинну витягнутих електропровідних компонентів, виконаних з можливістю розгортання від поверхні об'єкта в радіальних напрямках, встановлений на зазначеній поверхні генератор електричного потенціалу, здатний генерувати електричний потенціал, кероване електричне з'єднання між зазначеним генератором і витягнутими електропровідними компонентами, з можливістю обертати зазначені електропровідні компоненти навколо осі. Генератор електричного потенціалу виконаний з можливістю генерування протонів і має можливість направляти їх в сторону, протилежну вибраному напрямку руху об'єкта.



Патент України 137492 U
МПК (2006)
B64G 4/00
25.10.2019

ПРИСТРІЙ ДЛЯ НАКЛЕЮВАННЯ ПЛІВКОВИХ ПОКРИТТІВ ДЛЯ РЕМОНТНО-ВІДНОВЛЮВАЛЬНИХ РОБІТ НА ПОВЕРХНІ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ У ВІДКРИТОМУ КОСМОСІ

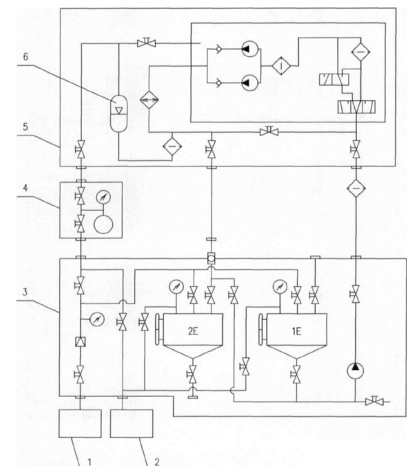
Дана корисна модель належить до допоміжного обладнання, зокрема до інструментів, які застосовуються за бортом космічних об'єктів у відкритому космосі. Запропонований пристрій призначений для використання на зовнішній поверхні довгострокової орбітальної космічної станції для ремонтно-відновлювальних робіт в умовах відкритого космосу оператором в скафандрі або у населеному відсіку транспортного багаторазового апарату. Пристрій для наклеювання плівкових покриттів складається з котушки, рулону плівки з нанесеним на неї клеючим шаром, який закритий протектором, тягнучих роликів плівки, прикочуючого ролика, приймальної котушки протектора, підпружиненої клавіші різання, резистивного дроту, вузла управління та живлення, зведеного храпового стопору зворотного руху та рукоятки, пристосованої для роботи оператора в скафандрі. Виконаний корпус пристрою конструктивно з двох блоків, а саме блока щік та блока рукоятки, які шарнірно зв'язані між собою з можливістю розкриття їх для введення плівки в тракт, а в робочому стані обидва блоки з'єднують і фіксують між собою.



Патент України 137944 U
МПК (2006)
B64G 5/00
F17C 6/00
11.11.2019

СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ОБ'ЄМУ НЕРОЗЧИННОГО ГАЗУ У ГІДРОМАГІСТРАЛІ СИСТЕМИ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Спосіб визначення об'єму нерозчинного газу у гідромагістралі системи терморегулювання космічного апарата ґрунтується на порівнянні за допомогою еталонної ємності об'ємів газової порожнини компенсатора

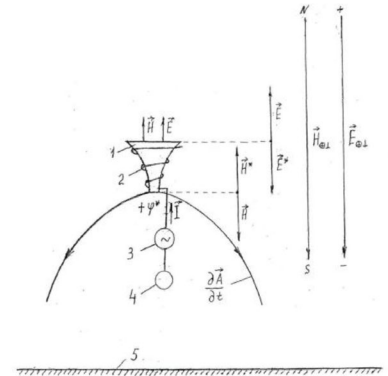


заправленої системи терморегулювання при різному тиску до зливу компенсаційної дози після заправки. Локалізують об'єм магістралі заправної системи, ізолюючи її від засобів заправки, і вимірюють тиск у гідромагістралі. У газовій порожнині компенсатора системи двічі встановлюють атмосферний тиск, а у еталонній ємності - по черзі різний початковий базовий тиск, двічі сполучають вказані порожнину і ємність між собою і вимірюють усереднений тиск, що встановився. Визначають об'єм нерозчинного газу. Другий по черзі початковий базовий тиск у еталонній ємності встановлюють рівним першому з виміряного усередненого тиску, що встановився. Перед одним зі сполучень газової порожнини компенсатора з еталонною ємністю у гідромагістралі системи встановлюють атмосферний тиск.

Патент України 138682 U
МПК (2006)
H02N 11/00
B64G 1/00
10.12.2019

ЕЛЕКТРОДИНАМІЧНИЙ КОСМІЧНИЙ ДВИГУН-АПАРАТ

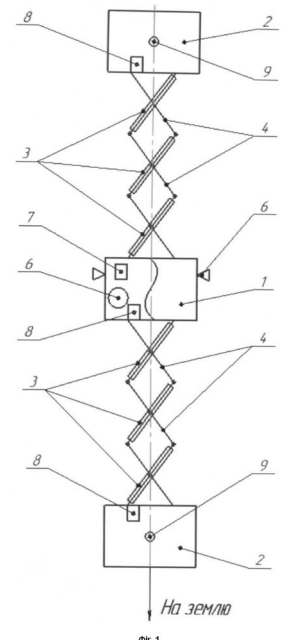
Корисна модель електродинамічний космічний двигун-апарат належить до галузі космонавтики і може застосовуватись як космічний і глобальний транспорт. Корисна модель базується на основах радіотехніки і загальної фізики. Електродинамічний космічний двигун-апарат має форму півпсевдосфери, зовні якої, повторюючи форму півпсевдосфери, намотана право- або лівогвинтова котушка індуктивності, яка послідовно з'єднана з генератором змінної напруги та протывагою-заземленням, створюючи антенний резонансний контур. Протывагою-заземлення має форму об'ємної камери, всередині якої створені умови для роботи приладів та життєдіяльності людини.



Патент України 140529 U
МПК (2006)
B64G 1/00; B64G 1/22 (2006.01)
B64G 1/34 (2006.01); B64G 1/44 (2006.01)
10.03.2020

КОСМІЧНИЙ АПАРАТ

Корисна модель належить до космічної техніки, а саме до конструкції космічних апаратів, гравітаційно-стабілізованих в орбітальній системі координат, що містять корпус із блоками апаратури корисного навантаження і підсистем, що забезпечують, і сонячну батарею, яка орієнтується на Сонце обертанням навколо спрямованої на Землю подовжньої осі корпусу. Космічний апарат гравітаційно-стабілізований в орбітальній системі координат містить електромагнітну систему коригування орієнтації та корпус з апаратурою, виконаний з окремих частин, зв'язаних між собою траверсою з панелями сонячної батареї, які встановлені під кутом до подовжньої осі корпусу і пов'язані з траверсою, виконаною у вигляді двох паралельно розташованих шарнірно-паралелограмних пантографів і обладнаною механізмом розгортання. Базовою частиною корпусу є відсік з акумуляторними батареями та рушійною установкою, яка встановлена у центрі мас космічного апарата, який з'єднаний не менш ніж з двома іншими частинами корпусу за допомогою траверси з панелями сонячної батареї. Інформаційний зв'язок між усіма частинами корпусу забезпечується за допомогою системи зв'язку wi-fi.



Патент України 141158 U
МПК
G01S 13/88 (2006.01)
25.03.2020

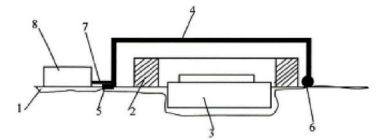
СПОСІБ МОНІТОРИНГУ ІОНОСФЕРИ РАДІОЛОКАЦІЙНОЮ СТАНЦІЄЮ КОНТРОЛЮ КОСМІЧНОГО ПРОСТОРУ

Спосіб моніторингу іоносфери реалізується тим, що як інформаційний сигнал використовують електромагнітні випромінювання зворотно-похилого зондування, яке забезпечується існуючою технологічною апаратурою експлуатованої радіолокаційної станції (РЛС) контролю космічного простору. При цьому прийом зворотного від іоносфери сигналу здійснюється введенням додатково до приймального тракту існуючої РЛС приймача іоносферних сигналів з програмно-алгоритмічним забезпеченням для обробки результатів в реальному масштабі часу. А вивід іоносферної інформації новим споживачам здійснюється окремим кабельним шлейфом, при збереженні існуючої функції виявлення та контролю космічних об'єктів.

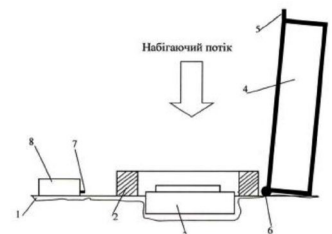
Патент України 143376 U
МПК (2006)
B64G 1/00
27.07.2020

ПРИСТРІЙ КЕРУВАННЯ ОРБІТАЛЬНИМ ПЕРЕЛЬОТМ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Корисна модель належить до ракетно-космічної техніки, конкретно - до космічних об'єктів (КО), що здійснюють орбітальні перельоти (ОП), зокрема космічних апаратів (КА), розгінних блоків, останніх орбітальних ступенів ракет тощо. Пристрій керування орбітальним перельотом космічних об'єктів включає магнітне вітрило, встановлене на зовнішній поверхні космічного об'єкта, та систему керування. Магнітне вітрило складається з жорстко зафіксованого на поверхні космічного об'єкта постійного магніту кільцевої форми, всередині якого встановлено джерело плазми, наприклад електронна гармата, інформаційний вхід якого зв'язаний з системою керування, а також з ковпака, виконаного з можливістю накривтя постійного магніту та оснащеного механізмом фіксації і відкриття. Ковпак виконано з екрануючого матеріалу у формі паралелепіпеда з бортиком на одному з ребер.



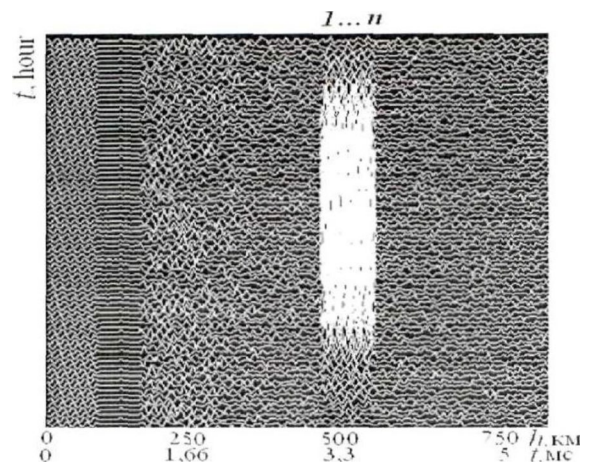
Фиг. 1



Патент України 143384 U
МПК
G01S 13/95 (2006.01)
27.07.2020

СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ РАДАРА НЕКОГЕРЕНТНОГО РОЗСІЯННЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОЇ СКЛАДОВОЇ ШВИДКОСТІ РУХУ ШТУЧНИХ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Корисна модель належить до радіолокації, зокрема до методів радіотехнічних вимірювань характеристик сигналів, що несуть інформацію про поведінку штучних космічних об'єктів (літальних апаратів і так званого "космічного сміття") у випадку, коли відбувається зондування навколосемного космічного простору з використанням методу некогерентного розсіяння 5 радіохвиль. Оскільки зараз однією із вкрай важливих є інформація про поведінку цих об'єктів, питання визначення горизонтальної складової швидкості руху космічних об'єктів є досить актуальним. Модель призначена для розрахунку горизонтальної складової швидкості руху тих штучних космічних об'єктів у навколосемному космічному просторі, які попадають у зону діаграми 10 спрямованості вертикально спрямованої антени радара некогерентного розсіяння та на фоні корисного для дослідження іоносфери шумо-подібного (некогерентно розсіяного частками іоносферної плазми) сигналу створюють сигнали відбиття. Пропонується проводити виділення та аналіз цих когерентних сигналів відбиття, що прийняті радіоприймальною системою радара під час перетину літальними об'єктами діаграми спрямованості антени, та по ним розраховувати швидкість об'єктів. Отримана таким чином інформація дасть нові можливості



для оптимального вирішення практичних задач у тих галузях, що з метою безпеки польотів охоплюють діяльність систем супутникового зв'язку і космічних станцій, розглядають оптимальне позиціонування об'єктів на орбіті тощо.

Патент України 145067

МПК (2006)

B64G 1/00; B64G 1/22 (2006.01)

B64G 1/34 (2006.01); B64G 1/44 (2006.01)

H04B 7/00; H04B 7/204 (2006.01)

26.11.2020

СПОСІБ ФУНКЦІОНУВАННЯ КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

Корисна модель належить до космічної техніки, а саме до архітектури створення орбітальних угруповань космічних апаратів та їх функціонування на орбіті. Спосіб функціонування космічної системи зв'язку, який здійснюють шляхом випромінювання та прийому сигналів, які передають інформацію від супутника до шлюзової станції, причому центральний супутник кластера використовує радіосигнали для зв'язку з прикінцевими супутниками в межах кластера та вимірювання параметрів руху прикінцевих супутників, а також випромінює електромагнітні сигнали для здійснення радіолокаційного моніторингу, після чого прийнятий прикінцевим супутником сигнал оброблюється та передається на центральний супутник, де формується зображення, після чого проводять комплексну обробку радіолокаційних зображень, оптико електронних зображень та інформацію пристроїв Інтернету речей та результати обробки інформації передають користувачам та на шлюзову станцію за допомогою окремих супутників ретрансляторів зі складу кластера.

