



УКРАЇНА

(19) UA (11) 84479 (13) C2  
(51) МПК (2006)  
B64G 1/00  
F42B 15/01 (2008.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) СПОСІБ ПОЛЬОТУ НА НАВКОЛОЗЕМНУ ОРБИТУ БАГАТОРАЗОВОГО ПОВІТРЯНО-КОСМІЧНОГО АПАРАТА ТА БАГАТОРАЗОВИЙ ПОВІТРЯНО-КОСМІЧНИЙ АПАРАТ ДЛЯ ЗДІЙСНЕННЯ СПОСОБУ

1

(21) а200700821

(22) 26.01.2007

(24) 27.10.2008

(46) 27.10.2008, Бюл.№ 20, 2008 р.

(72) АЛЕКСЕЄВ ЮРІЙ СЕРГІЙОВИЧ, UA, КУКУШ-  
КІН ВОЛОДИМИР ІВАНОВИЧ, UA, ЛЕВЕНКО  
ОЛЕКСАНДР СЕРГІЙОВИЧ, UA

(73) АЛЕКСЕЄВ ЮРІЙ СЕРГІЙОВИЧ, UA, КУКУШ-  
КІН ВОЛОДИМИР ІВАНОВИЧ, UA, ЛЕВЕНКО  
ОЛЕКСАНДР СЕРГІЙОВИЧ, UA

(56) UA, патент 18699 U, B64G30/00, публ.  
15.06.2006.

RU, патент №2089471, B64G1/64, публ.  
10.09.1997.

RU, патент № 2211784, B64C39/08, B64G1/40,  
публ. 10.09.2003.

WO, заявка № 03086860, B64G1/64, публ.  
23.10.2003.

(57) 1. Спосіб польоту на навколоземну орбіту ба-  
гаторазового повітряно-космічного апарата в ав-  
томатичному режимі, що передбачає старт, вихід  
на балістичну траєкторію польоту, розгін і вихід на  
розрахункову навколоземну орбіту із забезпече-  
нням можливості повторного та багаторазового  
використовування складових конструктивних еле-  
ментів, що відділяються після виконання своїх  
функцій, який **відрізняється** тим, що на етапі руху  
повітряно-космічного апарата-літака (ПКЛ) з над-  
звуковою швидкістю здійснюють торкання стрибка  
ущільнень від повітрязабірників прямооточних пові-  
тряно-реактивних двигунів (ППРД) до задньої кро-  
мки крила ПКЛ, яке забезпечують вибором поло-  
ження ППРД над стрілоподібним крилом ПКЛ,  
причому керування польотом ПКЛ здійснюють ма-  
лими змінами вектора тяги ракетних двигунів, для  
чого застосовують крило зворотної стрілоподібно-  
сті, а розділення ступенів ПКЛ та відділення від-  
працьованих елементів здійснюють способом вог-  
нево-динамічного відділення.

2

2. Спосіб польоту за п. 1, який **відрізняється** тим,  
що при поверненні ПКЛ з орбіти як пальне газоре-  
активних двигунів орієнтації застосовують газ,  
утворений в системі охолодження від зовнішньої  
теплової дії на оболонки орбітального і суборбіта-  
льного літаків.

3. Спосіб польоту за п. 2, який **відрізняється** тим,  
що, при поверненні орбітального і суборбітального  
літаків у щільні шари атмосфери, здійснюють бічне  
віддалення їх від орбіти та охолодження виведен-  
ням літаків на траєкторію рикошетування з їх роз-  
воротами в атмосфері двигунами орієнтації.

4. Багаторазовий повітряно-костичний апарат (по-  
вітряно-космічний літак - ПКЛ) для здійснення спо-  
собу польоту на навколоземну орбіту, що містить  
аерокосмічний ракетний літак-носій, який містить  
силові установки із змінними векторами тяги і декі-  
лька складових конструктивних елементів із за-  
безпеченням можливості повторного і багаторазо-  
вого їх використання, виконаний за модульною  
схемою, у якій другий ступінь сконструйований у  
вигляді орбітального літака з обтічником, який  
**відрізняється** тим, що він складається з двох сту-  
пенів, з яких перший - суборбітальний літак з кри-  
лом зворотної стрілоподібності, з розміщеними  
над ним касетами ППРД з ампулізованим паливом  
і твердопаливним двигуном відділення та відве-  
діння, які розташовані із розрахунку забезпечення  
торкання стрибка ущільнень від повітрязабірників  
задньої кромки крила, причому у касеті ППРД за-  
кріплений парашут для приземлення, при цьому  
перший ступінь ПКЛ виконаний у вигляді суборбі-  
тального літака-безхвістки, на якому розміщений  
вузол кріплення орбітального літака з пристроєм  
вогнево-динамічного розділення ступенів, а обо-  
лонки ПКЛ виконані з примусовим охолодженням  
рідиною, що при перетворенні у пару є паливом  
двигунів орбітальної орієнтації.

Винахід належить до ракетно-космічної техні-  
ки, зокрема, до багаторазових носіїв космічних  
апаратів та орбітальних літаків.

Відомий спосіб виведення космічних об'єктів  
на навколоземну орбіту і складовий аерокосмічний  
ракетний літак-носій для його здійснення, що міс-

(19) UA (11) 84479 (13) C2

тять силові установки із змінними векторами тяги, який призначений для виведення космічних об'єктів на навколосеземну орбіту, а також для виведення об'єктів на необхідну висоту над земною поверхнею, що містить декілька складових конструктивних елементів, які відділяються після виконання своїх функцій, де передбачено старт, вихід на балістичну траєкторію польоту, розгін і вихід на розрахункову навколосеземну орбіту, із забезпеченням можливості повторного і багаторазового використання складових конструктивних елементів [Патент РФ на винахід №2001124585 від 20.07.2003р., заявка 2001124585/28 від 05.09.2001р.].

Відома також корисна модель повітряно-космічного літака „Сура” для обслуговування і повернення на Землю космічних апаратів (допускає застосування при його виготовленні відомих матеріалів і конструкцій), що виконаний за модульною схемою, у якому друга ступінь сконструйована у вигляді орбітального літака з обтічником [Патент України на корисну модель №18699 У від 15.11.2006р., Бюл.№ 11, 2006р.].

У відомих технічних рішеннях наявні наступні недоліки, або непередбачені функції: на етапі польоту з надзвуковою швидкістю не використовують ефект торкання стрибка ущільнень від повітрязабірників прямооточних повітряно-реактивних двигунів задньої кромки крила повітряно-космічного апарату; не здійснюють керування польотом малими змінами вектору тяги ракетних двигунів, і при цьому не використовують ефективність крила зворотної стріловидності; не використовують переваги способу вогнево-динамічного відділення відпрацьованих елементів та розділення ступенів літального апарату; не використовують енергію нагріву оболонок ступенів; відомі літальні апарати мають недостатнє бічне віддалення при поверненні з орбіти; не використовують циклічне охолодження оболонок при виході на більшу висоту; не передбачена перша ступінь літального апарату у вигляді суборбітального літака-безхвостки з повітряно-реактивними двигунами не застосовують при цьому пристрій вогнево-динамічного розділення ступенів.

В основу винаходу поставлене завдання технічної розробки способу польоту повітряно-космічного літака із створенням конструктивних рішень, що не мали б наведених у прототипах недоліків.

Поставлене завдання досягається створенням способу польоту на навколосеземну орбіту багаторазового повітряно-космічного апарату в автоматичному режимі та пристрою для його здійснення.

Сутність винаходу полягає у тому, що для збільшення швидкості польоту автоматичного багаторазового повітряно-космічного апарату, - літака (ПКЛ), на етапі його руху з надзвуковою швидкістю, здійснюють торкання стрибка ущільнень від повітрязабірників прямооточних повітряно-реактивних двигунів (ППРД) до задньої кромки крила ПКЛ, що забезпечують вибором положення ППРД над стріловидним крилом ПКЛ. Застосування цього способу зменшує аеродинамічний опір ПКЛ. Подібний спосіб застосовується в авіації для збільшення швидкості польоту [Мартынов А. К.

Прикладная аэродинамика. - М.: Машиностроение, 1972. - С. 381-387].

Керування польотом ПКЛ в автоматичному режимі здійснюють малими змінами вектору тяги ракетних двигунів, для чого застосовують крило зворотної стріловидності, що робить ПКЛ нестійким у польоті. У результаті відпадає необхідність у застосуванні звичних аеродинамічних (класичних авіаційних) засобів керування, що зменшує аеродинамічний опір і тепловий нагрів оболонок ПКЛ.

Для зменшення стартової ваги ПКЛ для згорання пального у ППРД використовують кисень повітря. Подібний спосіб застосовують у літальних апаратах, наприклад, - [Volland R. T., Huebner L. D., VcClinton 3. R. X-43 hypersonic vehicle technology development // 56th Int.Astronaut.Congr., 17 21 Okt. 2005 / Fukuoka, Japen, -IAK-05-D2.6.01].

Розділення ступенів ПКЛ здійснюють способом вогнево-динамічного відділення, у результаті чого друга ступінь ПКЛ одержує приріст швидкості польоту, перша ступінь ПКЛ гальмується для приземлення [можуть застосовуватися відомі схеми піротехнічного розділення конструкцій, наприклад - „Пиротехническая система разделения элементов конструкции космического аппарата”. Заявка №93049247/11 RU, 1977.09.10, автор Шемендюк В.М.]. При вогневому динамічному відділенні другої ступені ПКЛ, першу ступінь ПКЛ гальмують імпульсом протидії.

Завдяки вогнево-динамічному способу відділення відпрацьованих елементів зменшують масу ПКЛ, яка виводиться на орбіту, необхідність чого підтверджується даними про інші розробки [„Многоступенчатая транспортная система с горизонтальным стартом для космического полета и способ ее запуска”. Заявка №96122836/28 RU, 1996.12.04, автори Хольгер Штокфлет (DE), Йоханн Шпіс (DE). Патентовласник Даймлер-Бенц Ейростейс АГ (DE)].

З висоти близько 30 км випускають гальмівний парашут, а з висоти, близько 6 км - використовують парашут приземлення. Перед приземленням ступенів ПКЛ в парашуті приземлення спрацьовують гальмівні твердопаливні двигуни, завдяки чому забезпечують швидкість торкання поверхні близько 1 м/сек - необхідна умова для багаторазового використання конструкцій [швидкість 1 м/с рівнозначна падінню з висоти менше 1/3 м. Відомо, що швидкість зниження 2,2 м/с рівнозначна падінню з висоти 1/3 м – [Пышнов В. С. Из истории летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1969. - С. 9], що забезпечує збереження конструкцій ПКЛ і можливість їх багаторазового використання. Приземлення ступенів ПКЛ, які повертаються з орбіти, з несучим корпусом із застосуванням аеропружних систем можливе - The X-38 and Crew Return Vehicle Programmes, ESA Bulletin 101, February, 2000]. Графік швидкостей руху ПКЛ наведено на фіг.3.

Спосіб безпілотного керування в автоматичному режимі польоту ПКЛ дозволяє здійснювати політ на орбіту і спуск на Землю з максимальною швидкістю та перевантаженнями, що перевищують допустимі для пілота норми [перевантаження ~4-8 g на ділянці спуску по штатній траєкторії і гранично допустимі короточасні на аварійних тра-

екторіях до 25g - опис патенту РФ на винахід „Пилотируемый космический корабль" [заявка №2001135497/11 від 27.12.2003р.] - прилади можуть експлуатуватися при перевантаженнях до 50g.

У другому варіанті способу польоту ПКЛ при поверненні з орбіти у якості пального газореактивних двигунів орієнтації застосовують газ, утворений в системі охолодження від зовнішньої теплової дії на оболонки орбітального і суборбітального літаків, при вході ПКЛ у щільні шари атмосфери.

У третьому варіанті способу польоту ПКЛ, при поверненні орбітального і суборбітального літаків у щільні шари атмосфери, здійснюють бічне віддалення від орбіти та охолодження виведенням літаків на траєкторію рикошетування з їх розворотами в атмосфері двигунами орієнтації.

Для збільшення бічного віддалення орбітального і суборбітального літаків від площини орбіти і забезпечення точності приземлення при вході в атмосферу на висоті близько 40 км виконують маневр з виходом на траєкторію з рикошетом від щільних шарів атмосфери, що забезпечує циклічні занурення з розворотом у щільні шари атмосфери для виконання бічного віддалення від суборбітальної чи орбітальної площини до 23500 км [для порівняння: посадка орбітального корабля "Буран", порівнянної за аеродинамічними якостями з ПКЛ "Сура" з можливістю бічного віддалення до 1700 км від площини орбіти, здійснена в автоматичному режимі на злітну смугу аеродрому - інтернет-публікація [http://www.buran.ru], з метою забезпечення точності приземлення у заданій точці поверхні Землі [схема рикошету описана в публікації - Вилли Лей. Ракеты и полеты в космос. Сокращенный перевод с английского Малина Э.Г., Савелова В.П. и Смахина Г.М. / Под редакцией полковника Бузиновой В.М. - М: Военное издательство министерства обороны Союза ССР, 1961 - Приложение 1. Ракетные самолеты и ускорители старта // Villi Ley. Rockets, missiles and space travel/ Viking press. New York, 1958]].

Спосіб циклічного входу у щільні шари атмосфери з аеродинамічним гальмуванням і подальшим виходом на велику висоту у результаті рикошету дозволяє поступово знижувати швидкість польоту і зменшити час аеродинамічного нагріву конструкції літального апарату, із забезпеченням випромінювання тепла в навколишній простір. Це, у свою чергу, дозволяє регулювати температуру конструкції літального апарату і знизити вимоги щодо його теплового захисту [відомі проблеми теплозахисту ПКЛ при спуску з орбіти - публікації по ПКЛ „Спираль", „БОР", „Буран": Александр Железняков. Проект „Спираль" // „Родина". - №8. - 2004 - С.94-95; Авиационно-космические системы. Сборник статей / Под редакцией Г.Е. Лозино-Лозинского и А.Г. Братухина. - М.: Изд-во МАИ, 1997; Афанасьев И.Б. Неизвестные корабли. - М.: Знание, 1991; Лазутченко О., Борисов А. 30 лет несостоявшемуся полету // Новости космонавтики. - №10. - 2003; Ларионов Ю. «Боры» над планетой // Новости космонавтики. - №7. - 2000; Лебедев В. Проект „Спираль". Материалы XI Международного симпозиума по истории авиации и космонавтики - М., СПб, 2001; Меницкий В. Моя небесная жизнь.

- М, 1999; також відомості стосовно орбітального корабля „Space Shuttle": Інтернет публікації http://www.nasa.gov, Winter F. H., van der Linden F. R. 100 years of flight: a chronicle of aerospace history, 1903-2003. - Reston, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. - С. 448-471].

Граничні температурні режими різних конструкційних матеріалів для ПКЛ визначені [Тимошенко В.И. Фролов Г.А. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для теплонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. 1. Математическое моделирование процессов деструкции теплозащитных материалов и покрытий // Космична наука і технологія. - 2001. - 9, № 2/3. - С. 34-44].

Сутність винаходу пристрою для здійснення способу польоту на навіколоземну орбіту багаторазового повітряно-космічного апарату пояснюється кресленням, де на фіг. 1 наведене компонування ПКЛ (1), що складається з двох ступенів, з яких перша (2) - суборбітальний літак з крилом зворотної стріловидності, і розміщеними над ним касетами прямооточних повітряно-реактивних двигунів з ампулізованим паливом - ППРД (3), які розташовані, згідно розрахунку забезпечення торкання стрибка ущільнень від повітрязабірників задньої кромки крила. Друга ступень (4) - це орбітальний літак ПКЛ.

Для збільшення швидкості польоту ПКЛ при виході на орбіту, його перший ступінь виконаний у вигляді суборбітального літака-безхвістки з крилом зворотної стріловидності, на якому встановлені ППРД або касети ППРД (для зменшення довжини касети з двигунами) з торканням стрибка ущільнень від повітрязабірника двигуна (касети двигунів) задньої кромки крила для зниження витрат пального, для чого на крилі ПКЛ розміщений елемент кріплення (5), фіг.2.

Схема кріплення касети з надзвуковими ППРД (6) над крилом (7) першої ступені ПКЛ для здійснення вогневого динамічного відділення, наведена на фіг.2, де ППРД (8) відокремлюється вогнево-динамічним способом у напрямку протилежному польоту ПКЛ для його прискорення, використанням твердопаливного заряду (9) двигуна відділення і відведення від літального апарату, де у двигуні закріплений парашут (10) для приземлення касети, швидкість якої зменшують вогнево-динамічним відділенням.

У конструкції ПКЛ на суборбітальному літаку розміщено вузол кріплення орбітального літака з пристроєм вогнево-динамічного розділення ступенів. Аналогом подібної конструкції є - „Пиротехническая система разделения элементов конструкции космического аппарата", Заявка №93049247/11 RU, 1977.09.10, автор Шемендюк В.М.].

Конструкція системи охолодження оболонок орбітального і суборбітального літаків з використанням газу, пояснюється фіг. 4, де зображено бак (11) з охолоджуючою корпус рідиною, у якому накопичується пар (газ), для чого ємність бака розділена на газову і рідинну порожнини гнучкою мембраною, переміщення якої обмежене перегородкою (12), що забезпечує обмеження по-

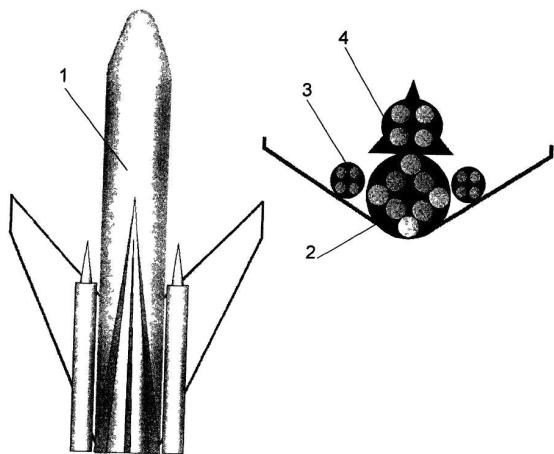
чаткового об'єму рідинної порожнини. Для утворення початкового тиску у газовій порожнині, розміщено пороховий акумулятор тиску (13) для витіснення рідини в канали охолодження (14) корпусу, при вході літального апарату у щільні шари атмосфери. До сопел (15) двигуна орієнтації газ подається включенням електропневмоклапану (16). Зворотному перетіканню газу (рідини) запобігають, розміщені у двигуні зворотні клапани (17). Двигун орієнтації живиться перегрітим паром води, іншої рідини або зрідженого газу, що охолоджує оболонку корпусу літального апарату температурою експлуатації, що залежить від виду конструкційного матеріалу ПКЛ. Сопла двигуна по чергово вмикаються і вимикаються, створюючи необхідний момент сил для відхилення літального апарату щодо напрямку польоту у трьох площинах і його розвороту щодо поєздовжньої вісі.

У відомих конструкціях при маневрі в атмосфері для точної посадки, використовується додатковий запас палива, наприклад - у проєкті „Спіраль”.

Варіант конструкції оболонки корпусу літального апарату з охолоджуючою рідиною показано на фіг.5, де (18) - оболонка із матеріалу вуглець+вуглець; (19) - покриття оболонки графітом; (20) - покриття зовнішньої поверхні конструкції фторопластом; (21) - теплоз'ємник.

Зовнішня теплова дія, при зниженні літального апарату атмосфері з великою швидкістю, компенсується випаровуванням фторопласту, і у подальшому - графіту (сублімація), з обмеженням передачі тепла до вуглець+вуглецевої конструкції корпусу. У внутрішніх каналах корпусу протікає охолоджуюча рідина, яка випаровується по мірі нагрівання металевий теплоз'ємник в каналах сприяє кращій теплопередачі температури рідині і парогазовій суміші.

Маршові рідинні ракетні двигуни із змінними



Фіг. 1

векторами тяги (22) і відсіки парашутів (23), вказані на фіг. 1.

Фіг. 1. Компонівка повітряно-космічного літака (ПКЛ): (1) - ПКЛ; (2) - перша ступень ПКЛ (суборбітальний літак); (3) - касети ППРД; (4) - друга ступень ПКЛ (орбітальний літак); (22) - маршові рідинні ракетні двигуни із змінними векторами тяги; (23) - відсіки парашутів.

Фіг.2. Схема кріплення надзвукового ППРД: (5) - елемент кріплення касети ППРД; (6) - ППРД; (7) - крило першої ступені ПКЛ; (8) - ППРД з ампулізованим паливом; (9) - твердопаливний заряд двигуна відділення і відведення; (10) - парашут приземлення.

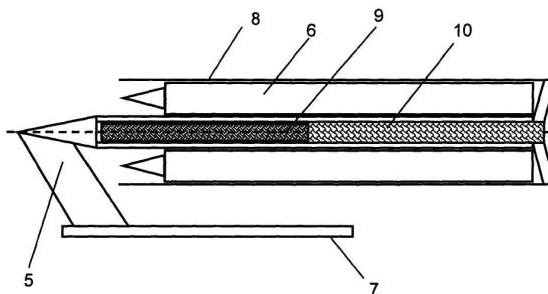
Фіг.3. Графік швидкостей руху першої ступені ПКЛ.

Фіг.4. Конструкція системи охолодження поверхні ступенів ПКЛ: (11) - бак з порожнинами для охолоджуючої рідини та газу; (12) - перегородка мембрани бака; (13) - пороховий акумулятор тиску; (14) - канали охолодження корпусу; (15) - сопла двигуна орієнтації; (16) - електропневмоклапан; (17) - зворотній клапан.

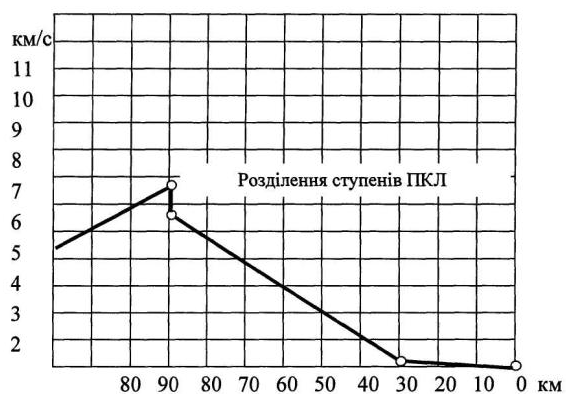
Фіг.5. Конструкція оболонки корпусу ступені ПКЛ: (18) - оболонка із матеріалу вуглець+вуглець; (19) - покриття оболонки графітом; (20) - покриття зовнішньої поверхні конструкції оболонки фторопластом; (21) - теплоз'ємник.

ПКЛ у такий спосіб, може бути використаний в загальнодержавній космічній програмі, наприклад, - бути носієм супутників, або виконувати функцію супутника самостійно, зокрема, виконувати дистанційне зондування Землі, або здійснювати інші завдання у сферах господарства, науки і т.п.

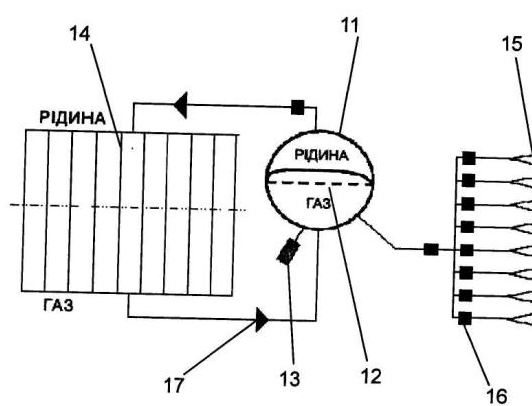
Виробництво повітряно-космічних літаків для забезпечення способу застосування ПКЛ, який пропонується, може здійснюватися на ракетобудівних і літакобудівних підприємствах.



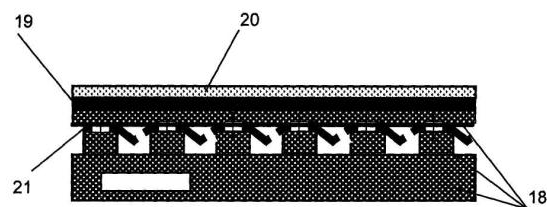
Фіг. 2



Фіг. 3



Фіг. 4



Фіг. 5