



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **103076** (13) **C2**
(51) МПК (2013.01)
B64G 1/62 (2006.01)
B64C 1/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(21) Номер заявки:	а 2011 11300	(73) Власник(и):	
(22) Дата подання заявки:	23.09.2011	Ігнашкін Іван Сергійович,	
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід:	10.09.2013	вул. Араратська, 29, м. Дніпропетровськ, 49087 (UA),	
(41) Публікація відомостей про заявку:	25.03.2013, Бюл.№ 6	Рибка Володимир Михайлович,	
(46) Публікація відомостей про видачу патенту:	10.09.2013, Бюл.№ 17	пр. Гагаріна, 20, кв. 30, м. Дніпропетровськ, 49005 (UA),	
(72) Винахідник(и):		Гіленко Володимир Тимофійович,	
Ігнашкін Іван Сергійович (UA),		вул. Кедріна, 59, кв. 17, м. Дніпропетровськ, 49047 (UA),	
Рибка Володимир Михайлович (UA),		Полішко Олексій Миколайович,	
Гіленко Володимир Тимофійович (UA),		пр. Петровського, 35, кв. 13, м. Дніпропетровськ, 49017 (UA)	
Полішко Олексій Миколайович (UA)		(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:	
		RU 2083448, B64G1/62, 10.07.976	
		RU 2092406 C2, B64G1/62, 10.10.97	
		RU 2234442C2, B64G1/62, 20.04.04	
		UA 81669, B64G1/22, B64G/00, 25.01.08	
		UA 83237, B64G1/24, B64G1/62, 25.06.08	
		WO 200507759, B64G1/00, B64G1/62, 25.08.05	
		US 489687 A, B64G1/62, 30.01.90	
		US 3232560, B64G1/62, 01.02.66	

(54) СПУСКНИЙ КОСМІЧНИЙ АПАРАТ**(57) Реферат:**

Винахід належить до аеродинаміки спускного космічного апарата і може бути використаним при розробці космічних транспортних засобів. Спускний космічний апарат має фюзеляж, шасі, крила й систему управління польотом апарата. Фюзеляж виконано хвилеподібним у вигляді двох однакових порожнистих куль, встановлених послідовно (тандемом) уздовж подовжньої осі фюзеляжу, і перехідника між ними, а також переднього (носового) і заднього (кормового) обтічника цих куль. Поверхня спускного космічного апарата запропонованої форми має менший у 2,5-÷3 рази коефіцієнт лобового опору у порівнянні з прототипом, наслідком чого є зниження температури аеродинамічної поверхні, що контактує з потоком повітря.

UA 103076 C2

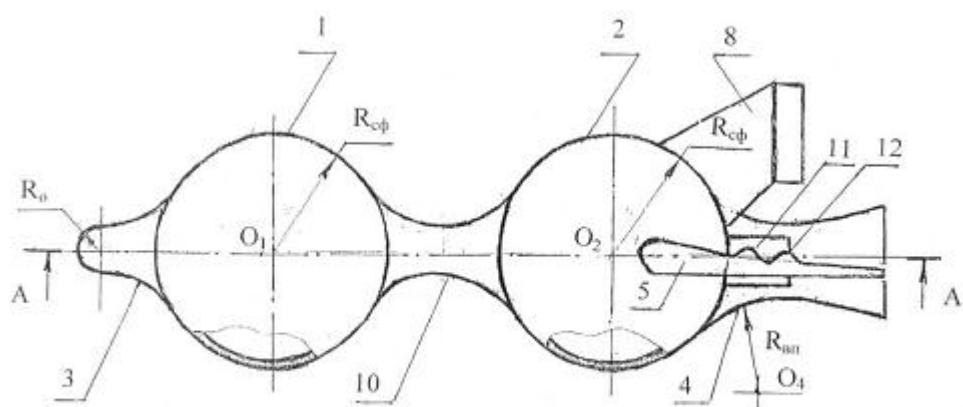


Fig. 1

Винахід належить до аеродинаміки і може бути використаним при розробці космічних транспортних засобів.

Відомий пілотований, частково багаторазовий, космічний корабель "Спейс шатл" [1], розроблений Космічним агентством США. "Спейс шатл" включає ракетно-першого ступеня, а також другий ступінь ракети, виконаний у вигляді пілотованого транспортного засобу, і паливний бак другого ступеня, що скидається після відпрацювання. Пілотований транспортний засіб, призначений для повернення космонавтів на Землю, виконано в стандартному варіанті, прийнятому в літакобудуванні, основними елементами якого є фюзеляж сигароподібної форми й крила.

Недоліками цього спускного космічного корабля є:

- наявність значної турбулентної течії потоку повітря по його поверхні, яка характеризується тертям ковзання повітря об поверхню;
- висока температура його поверхні, що виникає в результаті тертя повітря об поверхню;
- трудність створення надійного теплозахисту його поверхні;
- велика вага теплозахисного покриття, виконаного у вигляді керамічних плит;
- високий лобовий опір спускного космічного корабля, що виникає при русі його в повітряному середовищі;
- висока стартова й польотна вага космічного корабля, пов'язана з вагою теплозахисного покриття;
- підвищений аварійний ризик експлуатації космічного корабля при запуску й поверненні його на Землю.

Найбільш близьким за технічною суттю й результатом, що досягається, є спускний апарат кулястої форми [2], розроблений Космічним агентством Російської Федерації. Спускний апарат [2] є кабіною кулястої форми, в якій знаходиться екіпаж. Кабіна має систему гальмування у вигляді парашута. Зовнішня поверхня кабіни має теплоізоляційне покриття.

Основними недоліками спускного космічного апарата [2] є:

- відносно низька аеродинамічна ефективність зовнішньої поверхні у вигляді кулі через високий лобовий опір руху кулі в повітряному середовищі;
- висока температура нагріву поверхні через тертя ковзання повітря об поверхню.

Крім того, у спускному космічному апараті [2] відсутня система управління польотом і посадки апарата в заданому районі.

В основу винаходу поставлено задачу підвищення ефективності аеродинамічної поверхні спускного космічного апарата, поліпшення його експлуатаційних характеристик і надійності роботи, пов'язаної з високою температурою нагріву його зовнішньої поверхні.

Підґрунтям пропонованого винаходу є так званий парадокс обтікання тіл у повздовжньому ряду [3]. Парадокс полягає в тому, що сумарний коефіцієнт лобового опору, наприклад, пари циліндрів, установлених у потоці один за другим (тандемом) у певних межах відносно відстані ($l = l/d$, де d - діаметр циліндрів, l - відстань між ними), виявляється істотно меншим, приблизно у три рази, коефіцієнта лобового опору одиночного циліндра.

Поставлену задачу вирішено таким чином, при якому в спускному космічному апараті, який має фюзеляж, шасі, крила й систему управління польотом апарата, новим є те, що фюзеляж виконано хвилеподібним у вигляді двох однакових порожнистих куль, встановлених послідовно (тандемом) уздовж подовжньої осі фюзеляжу, і перехідника між ними, а також переднього (носового) і заднього (кормового) обтічника цих куль.

Крім того, новими істотними відмітними ознаками є:

- хвилеподібна зовнішня поверхня фюзеляжу має два кільцеві гребені, сформовані зовнішніми сферами радіуса $R_{сф}$ цих порожнистих куль, кільцеву западину спряження радіуса $R_{вп}=0,8 R_{сф}$ цих сфер, а також дві відкриті кільцеві западини радіуса $R_{вп}=0,8 R_{сф}$, які спряжені, відповідно, з переднім і заднім гребенем, оптимальна відстань між вершинами гребенів $d=3R_{сф}$, передня відкрита кільцева западина переходить у сферичне закруглення радіуса $R_0=0,2 R_{сф}$;
- верхні фронтальні поверхні крил виконані хвилеподібними по розмаху крил, мають два гребені радіуса $R_{гк}$ і западину спряження радіуса $R_{впк}=0,8 R_{гк}$ між гребенями, оптимальна відстань між вершинами гребенів $d_k=3R_{гк}$, де $R_{гк}$ визначається конструктором з урахуванням товщини крила H .

Виконання фюзеляжу спускного космічного апарата у вигляді двох однакових порожнистих куль, перехідника між ними, а також переднього й заднього обтічника цих куль, при запропонованих взаємозалежних геометричних параметрах знижує коефіцієнт лобового опору руху спускного космічного апарата в повітряному середовищі приблизно в 3 рази.

Запропонована хвилеподібна поверхня фюзеляжу структурує потік, що набігає на нього, у тороїдальні вихори, при цьому тороїдальні вихори перекочуються по поверхні фюзеляжу. Таким

чином, тертя ковзання повітря замінюється тертям кочення по обтічній поверхні фюзеляжу; останнє знижує його коефіцієнт лобового опору C_x .

Запропонована хвилеподібна поверхня крил структурує потік, що набігає на них, у розімкнуті шнурові вихори, при цьому шнурові вихори перекочуються поперек верхніх поверхонь крил.

5 Тертя ковзання повітря замінюється тертям кочення; останнє знижує коефіцієнт лобового опору C_x крила приблизно в $2 \div 2,5$ рази, а також збільшує несучу спроможність крила.

Спускний космічний апарат зображено на кресленнях, де на фіг. 1 показано його загальний вигляд, на фіг. 2 - вигляд у плані, на фіг. 3 - подовжній переріз А-А фюзеляжу, на фіг. 4 - поперечний переріз Б-Б крила. Відповідно до фіг. 1 апарат включає дві порожнисті кулі 1, 2 радіуса зовнішньої сфери R_{cf} , із центрами O_1 O_2 . До кулі 1 примикає передній обтічник 3 (радіус спряження $R_{BP}=0,8 R_{cf}$, центр O_3 , радіус закруглення $R_o=0,2 R_{cf}$). До кулі 2 примикає задній обтічник 4 (радіус спряження $R_{BP}=0,8 R_{cf}$, , центр O_4). На кулі 2 закріплено крила 5, що мають хвилеподібні поверхні 6, 7, а також закріплено стабілізатор 8 і двигун 9. Кулі 1, 2 з'єднано перехідником 10 (радіус спряження $R_{BP}=0,8 R_{cf}$, центр O_5) з утворенням двох кільцевих гребенів і кільцевої западини. Подовжній переріз А-А фюзеляжу вказує на його хвилеподібну поверхню з кільцевими гребенями 11, 12 і кільцевими западинами 13, 14, 15.

Поперечний переріз Б-Б зображає геометрію хвилеподібної поверхні крила та її взаємозалежні параметри, де B - ширина крила, B_1 - ділянка крила, що зв'язана із задньою поверхнею кулі 2, $R_{гк}$ - радіус гребенів крила, $R_{BПК}=0,8 R_{гк}$ - радіус западини крила, $d_k=3R_{гк}$ - оптимальна відстань між вершинами гребенів, де $R_{гк}$ визначається конструктором, по можливості максимальним, з урахуванням товщини крила H .

Структуризація набігаючого потоку повітря на поверхні фюзеляжу й крил відбувається таким чином. При русі з деякою швидкістю V спускного космічного апарата запропонована хвилеподібна поверхня його фюзеляжу впливає на пограничні шари повітря, приводячи їх в обертальний рух, і формує тороїдальні вихори, а хвилеподібна поверхня його крил формує шнурові вихори, які, відповідно, перекочуючись, сходять із поверхні фюзеляжу й крил. В результаті знижується лобовий опір спускного космічного апарата, і, як наслідок, знижується температура аеродинамічної поверхні, що контактує з потоком повітря.

Джерела інформації:

1. Советский энциклопедический словарь. - Москва: "Советская энциклопедия".-1982.-С. 1251.

2. http://ru.wikipedia.org/wiki/Спускаемый_аппарат.

3. Идельчик И. Е. Некоторые интересные эффекты и парадоксы в аэродинамике и гидравлике. - Москва: "Машиностроение". - 1982. - С. 35.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Спускний космічний апарат, який має фюзеляж, шасі, крила й систему управління польотом апарата, який **відрізняється** тим, що фюзеляж виконано хвилеподібним у вигляді двох однакових порожнистих куль, встановлених послідовно (тандемом) уздовж подовжньої осі фюзеляжу, і перехідника між ними, а також переднього (носового) і заднього (кормового) обтічника цих куль.

2. Спускний космічний апарат за п. 1, який **відрізняється** тим, що хвилеподібна зовнішня поверхня фюзеляжу має два кільцеві гребені, сформовані зовнішніми сферами радіуса R_{cf} , цих порожнистих куль, кільцеву западину спряження радіуса $R_{BP} = 0,8R_{cf}$ цих сфер, а також дві відкриті кільцеві западини радіуса $R_{BP} = 0,8R_{cf}$, які спряжені, відповідно, з переднім і заднім гребенем, оптимальна відстань між вершинами гребенів $d = 3R_{cf}$, передня відкрита кільцева западина переходить у сферичне закруглення радіуса $R_o = 0,2R_{cf}$.

3. Спускний космічний апарат за пп. 1, 2, який **відрізняється** тим, що верхні фронтальні поверхні крил виконані хвилеподібними по розмаху крил, мають два гребені радіуса $R_{гк}$ і западину спряження радіуса $R_{BПК} = 0,8R_{гк}$ між гребенями, оптимальна відстань між вершинами гребенів $d_k = 3R_{гк}$, де $R_{гк}$ визначається конструктором з урахуванням товщини крила H .

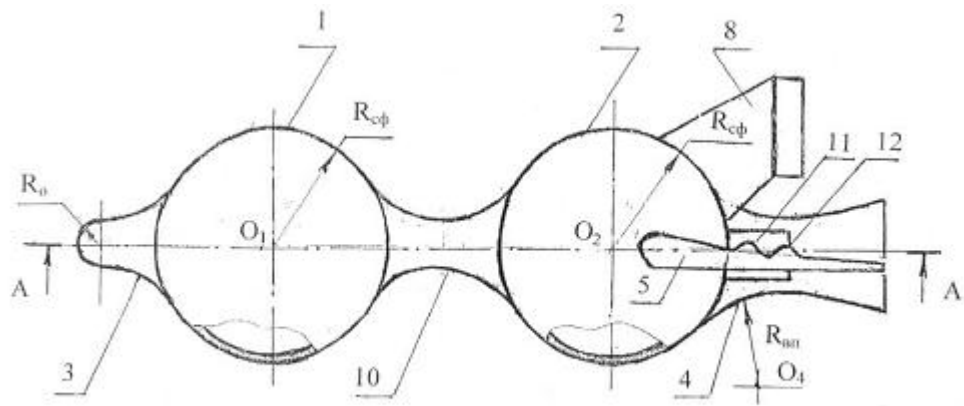


Fig. 1

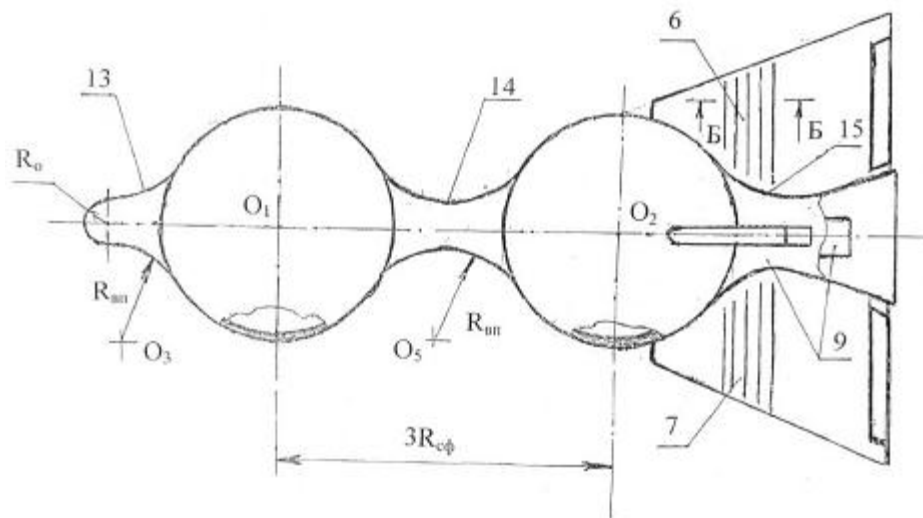


Fig. 2

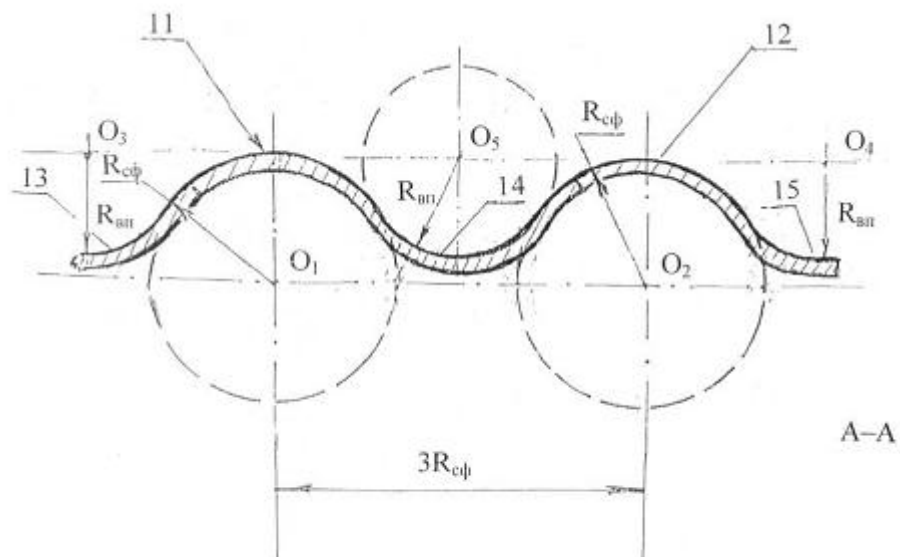
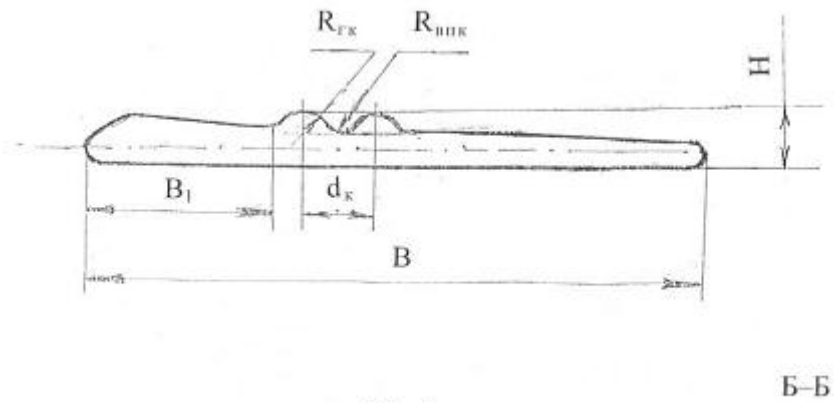


Fig. 3



Комп'ютерна верстка С. Чулій

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601
