



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **121739** (13) **C2**
(51) МПК (2020.01)

B64G 1/00

B64G 1/56 (2006.01)

B64G 1/68 (2006.01)

B64G 99/00

МІНІСТЕРСТВО РОЗВИТКУ
ЕКОНОМІКИ, ТОРГІВЛІ ТА
СІЛЬСЬКОГО ГОСПОДАРСТВА
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(21) Номер заявки: **а 2016 03152**

(22) Дата подання заявки: **28.03.2016**

(24) Дата, з якої є чинними
права на винахід: **27.07.2020**

(41) Публікація відомостей
про заявку: **10.10.2017, Бюл.№ 19**

(46) Публікація відомостей
про видачу патенту: **27.07.2020, Бюл.№ 14**

(72) Винахідник(и):

**Іжко Віктор Олександрович (UA),
Хорольський Петро Георгійович (UA)**

(73) Власник(и):

**ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ"
ІМ. М.К. ЯНГЕЛЯ",
вул. Криворізька, 3, м. Дніпропетровськ,
49008 (UA)**

(56) Перелік документів, взятих до уваги
експертизою:

RU 2406856 C2, 20.12.2010
Кокушкин В.В. Разработка и моделирование
процессов отделения крупногабаритных
ракетно-космических блоков / В.В.
Кокушкин, Н.К. Петров, С.В. Борзых, В.В.
Яськов // Космическая техника и
технологии. 2013. № 1. - С. 44-55
SU 1834482 A1, 27.04.1996
FR 1587928 A1, 03.04.1970
EP 0413670 A1, 20.02.1991
US 3534686 A1, 20.10.1970
RU 2518918 C2, 10.06.2014
RU 2011127432 A, 10.01.2013
RU 2478064 C2, 20.10.2012
RU 2462399 C2, 27.11.2011
RU 2209161 C2, 27.07.2003
RU 2478062 C2, 27.03.2013
Андриенко А. Я. Совершенствование
энергетических характеристик жидкостных
ракет средствами автоматического
управления. Ч. 2. Бортовые системы
управления расходом топлива / А.Я.
Андриенко, В.П. Иванов / Проблемы
управления. - 2009. - № 2. - С. 59-65
UA 11045 U, 15.12.2005

(54) СПОСІБ ВІДВОДУ З ОРБИТИ ЧАСТИНИ РАКЕТИ, ЩО ВІДОКРЕМЛЮЮТЬ

(57) Реферат:

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, конкретно - до способів забезпечення безпеки космічних польотів та очистки космічного простору від космічного сміття.

Спосіб відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється, після відділення корисного навантаження шляхом гальмування руху випалюванням очікуваних залишків палива власною некерованою двигунною установкою у визначеному напрямку. Після відокремлення від ракети з

UA 121739 C2

невимкненим двигуном, частину, яка відокремлюється, відводять від корисного навантаження. Для чого розвертають її до орієнтації вектора тяги у напрямку, протилежному до тангенційного, продовжують рух у цьому напрямку до моменту випалювання робочого запасу палива, визначають очікувану точку падіння, визначають напрямок балістичної нейтралі для неї, розвертають згадану частину вектором тяги у цей напрямок і далі утримують в ньому. Застосування даного способу відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється, дозволить підвищити ефективність, безпеку, точність, економічність та мінімальну складність.

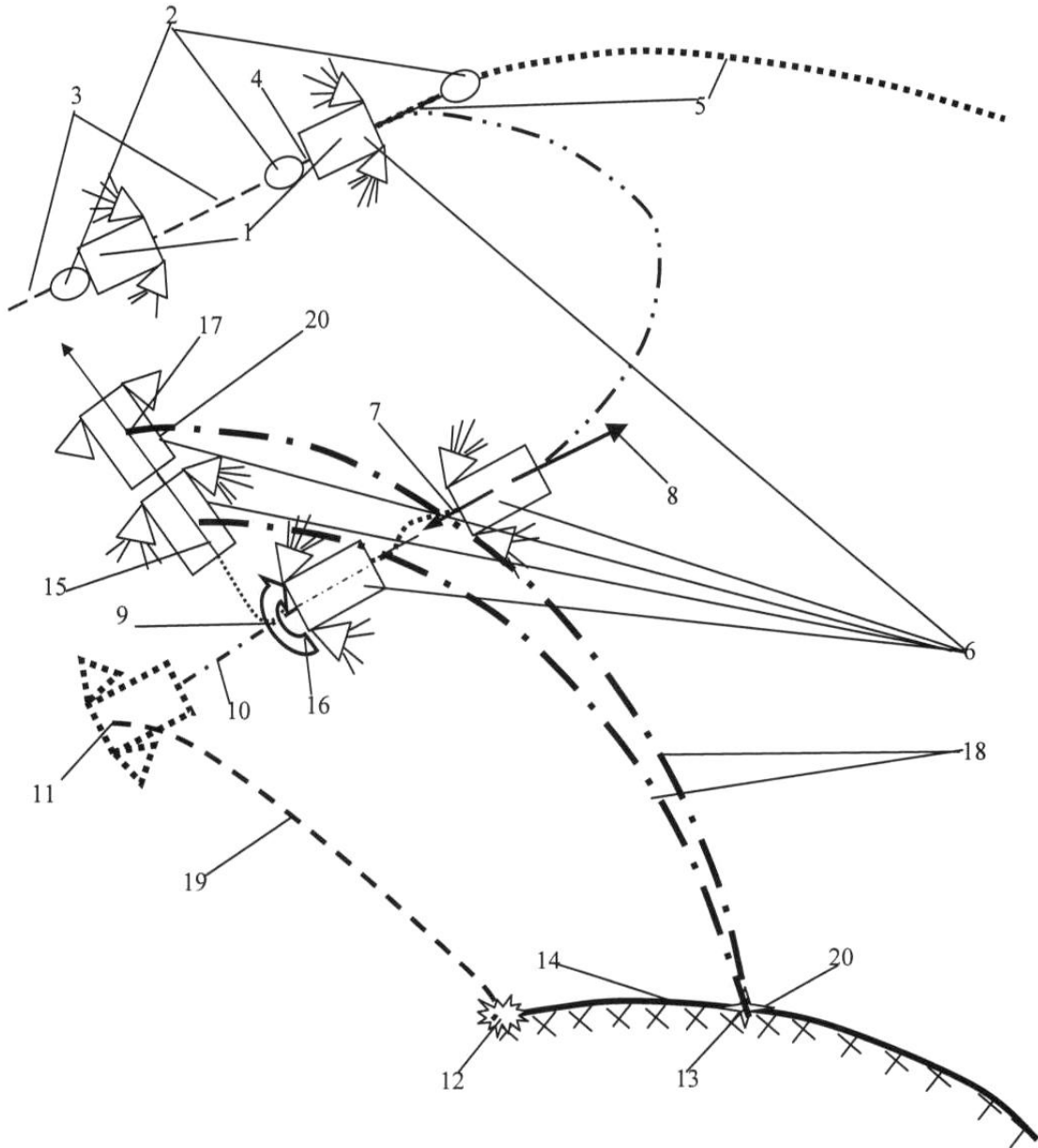


Fig. 1

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, конкретно - до способів відводу з орбіти космічних апаратів, розгінних блоків, останніх орбітальних ступенів ракет, забезпечення безпеки космічних польотів та очистки космічного простору від космічного сміття (КС).

Відомий спосіб очистки космосу от космічних об'єктів (КО) [1], оснований на їх гальмуванні з метою переведення на більш низьку орбіту з наступним згоранням в атмосфері, причому для гальмування створюється штучне середовище.

Недоліком цього рішення є висока складність, низька масова, конструктивна та цільова ефективність з-за необхідності вводити в конструкцію та виводити на орбіту джерело такого середовища, засоби його створення та внаслідок додаткового забруднення космосу, а також непридатності для ракет з невимкненими двигунами. Воно може діяти на невеликій частині першого витка, після чого швидко розсіюється і розосереджується по різних орбітах.

Відомий спосіб захисту космічного апарата (КА) [2], оснований на його відводі із небезпечної зони, скрізь яку проходить його орбіта, запуском ракетного двигуна. Його недолік полягає в непридатності для ракет з невимкненими двигунами, а також в необхідності мати додатковий двигун і у створенні загрози для інших рухомих КО та наземних об'єктів.

Відомий спосіб відводу КС з орбіти корисних навантажень (КН) [3] на основі переведення частини ракети-носія, розгінного блока на орбіту утилізації з використанням залишків палива власною двигунною установкою. Недоліками цього рішення є непридатність для ракет з невимкненими двигунами, а також невирішеності проблеми впливів розкиду залишків палива на кінцеву орбіту. Так, в разі недостатності залишків енергетики неможливе досягнення орбіти утилізації. При їх надлишку створюється небезпека для інших КО або наземної інфраструктури та людей, екології в цілому. Для ракет з невимкненими двигунами в разі надлишку палива для попадання в задану точку падіння виникає небезпека суттєвого промаху і попадання в об'єкти наземної інфраструктури, людей, небезпека для екології в цілому.

Відомий спосіб відводу розгінного ракетного блока з траєкторії польоту КА [4], який передбачає орієнтацію і стабілізацію блока перед відокремленням КН та відвід його частини, що відокремлюється, в напрямку розділення. Недоліки співпадають з такими для [3], крім того, вибраний напрямок може бути причиною виводу на небезпечну для інших об'єктів орбіту.

Відомий спосіб спуска частини, що відокремлюється, ступеня ракети (ВЧР) космічного призначення [5], що передбачає формування його орієнтації на різних ділянках позаатмосферного і атмосферного польоту як результат оптимізації заданого критерію (максимізації приросту дальності падіння в пасивному польоті). Недоліки цього рішення такі ж самі: є небезпека виходу на орбіту зустрічі (зіткнення) з іншими КО або сходу з орбіти з попаданням в об'єкти наземної інфраструктури та людей, створення небезпеки для екології в цілому.

Відомий спосіб відводу частини, що відокремлюється, ступеня ракети-носія з орбіти КН [6] за рахунок залишків палива, що передбачає формування гальмівного імпульсу заданої величини. Спосіб непридатний для ракет з невимкненими двигунами, оскільки для них неможливо реалізувати наперед заданий гальмівний імпульс заданої величини, окрім того, що збігається з наявним значенням.

Найбільш близьким аналогом є спосіб відводу частини, що відокремлюється, ступеня ракети-носія з орбіти КН [7], оснований на гальмуванні руху шляхом випалювання очікуваних запасів палива власною некерованою двигунною установкою у визначеному напрямку.

Недолік цього рішення полягає у тому, що для ракет з невимкненими двигунами наявність розкиду очікуваних залишків палива приводить до зростання розсіювання параметрів орбіти, промаху на місцевості, небезпеки ураження інших КО та наземних об'єктів, людей, тварин і погіршення екології в цілому. Запобігання шкоді з-за реалізації недоліків ускладнює реалізацію аналога та збільшує його вартість.

В основу винаходу поставлена задача розробки способу відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється, підвищеної ефективності, безпеки, точності, економічності, меншої вартості та мінімальної складності.

Технічним результатом є підвищення ефективності, безпеки, точності, мінімізації вартості та складності відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється, після відокремлення корисного навантаження гальмуванням руху шляхом випалювання очікуваних залишків палива власною некерованою двигунною установкою у визначеному напрямку, згідно з винаходом, частину ракети з невимкненим двигуном, що відокремлюється, розвертають до орієнтації вектора тяги у напрямку, протилежному тангенційному, продовжують рух у цьому напрямку до моменту випалювання робочого запасу

палива, визначають очікувану точку падіння, визначають напрямок балістичної нейтралі для неї, розвертають вектор тяги у цей напрямок і далі утримують в ньому.

Так вирішена поставлена технічна задача розробки способу відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється, підвищених ефективності, безпеки, економічності точності, мінімізації вартості та складності.

Підвищення ефективності відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється, забезпечується у сукупності підвищенням ефективності, безпеки, економічності, точності, мінімізації вартості та складності в цілому.

Підвищення безпеки в цілому забезпечується зменшенням ризику зіткнення з іншими КО із популяції КС завдяки відводу у цільні шари атмосфери ВЧР, що створює у КП найбільшу небезпеку внаслідок можливого руйнування. Безпека підвищується і при збільшенні точності керування польотом, що зменшує діаметр трубки збурених, тобто не розрахункових, орбіт. Бо вихід на не розрахункову орбіту підвищує ризик зіткнення для активних КА.

Підвищення безпеки та точності попадання забезпечується випалюванням розкидів робочого запасу палива у напрямку балістичної нейтралі або у протилежному до нього, визначених для умови попадання в задану точку падіння. Додатково при орієнтації у напрямок протилежний цій нейтралі знижується небезпека зіткнення з корисним навантаженням. А небезпека попадання в наземний об'єкт знижується при кінцевій орієнтації у напрямку балістичної нейтралі внаслідок підвищення точності.

Найгірша точність - при русі у тангенційному напрямку і протилежному до нього. Точність найвища при сталому русі у напрямку балістичної нейтралі. Але, оскільки на точність впливають ще й час остаточної витрати палива, а він випадковий, та перерегулювання при розвороті, яке, в свою чергу, прямо зв'язане з завантаженням виконавчих органів, то зменшенням цих параметрів можна підвищити точність у випадку вимкнення тяги на перехідному режимі розвороту у вибраний напрямок.

Безпека відносного руху ВЧР і КН гарантовано більше при русі у протилежному до балістичної нейтралі напрямку.

Підвищення точності забезпечується рухом у інваріантних до зміни контрольованих параметрів руху напрямках - балістичної нейтралі або проти неї. Точність при русі у напрямку балістичної нейтралі вище завдяки підвищенню кута входу в атмосферу, що реалізується в такому разі.

Економічність, простота та дешевизна забезпечується ще суміщенням операцій відводу ВЧР від КН та розвороту у напрямок протилежний до вектора швидкості, тобто до тангенційного. Відповідно зростає енергетична ефективність (зменшуються необхідні запаси палива). При виборі найменшого кута розвороту зменшуються витрати палива на розворот, розворот виконується швидше, що в підсумку пришвидшує процес сходу з орбіти і попадання на землю. Економія палива з більшою ймовірністю забезпечує вихід частини у напрямок балістичної нейтралі.

Мінімізація складності реалізації процесу забезпечується найменшим числом необхідних дій та простотою визначення орієнтації.

Мінімізації вартості забезпечується максимізацією безпеки (що зменшує ймовірність потреби у відшкодуванні збитків) та мінімальним промахом (зменшує площину відчуженої території і платню за неї), максимальною простотою реалізації (зменшує витрати за складність реалізації при розробці ракети).

При більш детальному аналізі заявленого рішення цей список переваг можна продовжити. Суть способу показано на кресленні.

На Фіг. 1 зображено реалізацію способу.

На Фіг. 2 зображено приклад іншої реалізації способу.

Заявлений винахід реалізується таким чином.

Ракета-носіє (РН) 1 виводить КН 2 по траєкторії 3. В позиції 4 РН 1 відокремлює КН 2. КН 2 далі рухається по орбіті 5. А ВЧР 6 розвертається поздовжньою віссю в площині польоту в напрямку 7, протилежний до вектора її швидкості 8. Тобто її орієнтують вектором тяги у напрямку 7, протилежному до тангенційного. Продовжують рух у цьому напрямку до моменту випалювання робочого запасу палива 9. На Фіг. 1 показана траєкторія подальшого, за найближчим аналогом, активного руху 10 з випалюванням залишків палива і відповідні його кінцю 11 координати 12 точки падіння ВЧР 6.

В момент 9 визначають очікувану точку падіння 13 на земній поверхні 14, для неї визначають напрямок балістичної нейтралі 15, проводять розворот 16 вектора тяги у цей напрямок і далі утримують в ньому до повного випалювання палива, наприклад в позиції 17. Як бачимо, для всіх моментів руху ВЧР 6 у напрямку балістичної нейтралі 15 до позиції 17

траєкторії пасивного руху 18 сходяться в очікуваній точці падіння 13. Тоді як траєкторія руху за найближчим аналогом 19 попадає у відповідну точку 12. Уся відстань між точками падіння 12 та 13 складає основну компоненту точності попадання для найближчого аналога (інші компоненти точності - розсіювання від реалізації розвороту та утримування в ньому). Тоді як за рішенням, що заявляється, всю точність складає лише розсіювання навколо точки 13 в межах зірки 20.

У момент 9 визначають очікувану точку падіння 13 на земній поверхні 14, для неї визначають напрямок балістичної нейтралі 15 та протилежний напрямок 21. Визначають значення кутів, на які треба повернути ВЧР 6 для орієнтації в кожний із цих напрямків. Вимірюють параметри кутового руху ВЧР 6, наприклад - поточні кути, кутові швидкості та прискорення. Визначають час розвороту в кожний із напрямків та завантаження виконавчих органів при цьому. У стані, показаному на Фіг. 2, ВЧР 6 на момент 9 напрямком з найменшим часом і найменшим завантаженням виконавчих органів для розвороту є напрямок 21, протилежний до балістичної нейтралі 17. Тому ВЧР 6 виконує розворот 16 у напрямку 21 і далі її утримують в ньому. При русі у напрямку 21 в разі зникнення тяги внаслідок повного випалювання палива ВЧР 6 по траєкторіях 22 спуститься у очікувану точку падіння 13, але з більшим, у порівнянні з першим варіантом, розсіюванням, бо по точності напрямок 21 менш оптимальний, але набагато кращий за тангенційний 7. Це відображено невеликим зміщенням кінців траєкторій 22 відносно центру фігури 20.

Визначають очікувану точку падіння 13 на земній поверхні 14, для неї визначають напрямок балістичної нейтралі 15 та протилежний напрямок 21. Потім визначають оцінки очікуваної мінімальної відстані ВЧР 6 до КН 2 та оцінки точності попадання для варіантів розвороту у кожний із цих напрямків, порівнюють визначені оцінки очікуваної мінімальної відстані з дозволеною мінімальною відстанню. З Фіг. 2 очевидно, що така найбільша відстань є для варіанта руху у протилежному до балістичної нейтралі напрямку 21. У разі, коли для руху у напрямку 17 ця відстань менше дозволеної мінімальної відстані, то ВЧР 6 виконує розворот 16 у напрямку 21 і далі її утримується в ньому. Якщо всі оцінки очікуваної мінімальної відстані до КН 2 не менше дозволеного значення, то вибирають розворот у напрямку 17, що забезпечує більшу точність попадання. Тоді розвертають ВЧР 6 у напрямку 17 і далі утримують в ньому.

Таким чином вирішена поставлена технічна задача розробки відповідного способу відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюється, підвищених ефективності, безпеки, економічності, точності, мінімізації вартості та складності.

Джерела інформації:

1. Заявка № 2011113358, РФ, МПК В64G1/00, В64G99/00. Способ очистки космоса от объектов космического мусора //Дубрович В. К., Щесняк С.С - 2011113358/11. Заявл. 06.04.2011; публ. 20.10.2012.

2. Патент РФ № 2209161, МПК7 В64G1/56, В64G1/68. Способ защиты космического аппарата и устройство для его осуществления //Янулевич Э.М., Назаров Ю.П., Шувалов СМ., Дьяконова О.С - 2001116261/28. Заявл. 19.06.2001; публ. 27.07.2003.

3. Патент РФ № 2462399, МПК В64D37/00. Способ увода космического мусора с орбит полезных нагрузок на основе использования отделившейся части ракеты-носителя, разгонного блока и устройство для его реализации// Куденцов В.Ю., Шатров Я.Т., Макаров Ю.Н. - 2010119972/11. Заявл. 18.05.2010; публ. 27.11.2011.

4. Патент РФ № 2478064, МПК В64G 1/00. Способ увода разгонного ракетного блока с траектории полета космического аппарата // Кокушкин В.В., Борzych С. В. - 2011114479/11. Заявл. 13.04.2011; публ. 20.10.2012.

5. Заявка № 2011127432, РФ, МПК В64G 1/26. Способ спуска отделившейся части ступени ракеты космического назначения //Трушляков В.И. (RU), Куденцов В.Ю., Ситников Д.В. - 2011127432/11. Заявл. 04.07.2011; публ. 10.01.2013.

6. Патент РФ № 2 518 918, МПК F02K 9/42, В64G 1/26. Способ увода отделившейся части ступени ракеты-носителя с орбиты полезной нагрузки и устройство для его реализации //Трушляков В.И., Лемперт Д.Б., Лесняк И.Ю. - 2012136307/06. Заявл. 22.08.2012; публ. 27.02.2014.

7. Пат. № 2 406 856 Росія МПК F02K 9/42, В64G 1/26. Способ увода отделившейся части ступени ракеты-носителя с орбиты полезной нагрузки и двигательная установка для его осуществления //Шалай В.В., Трушляков В.И., Куденцов В.Ю., Одинцов П.В. - 2008114727/06. Заявл. 11.06.2008; опубл. 20.12.2010.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

- Спосіб відводу з орбіти частини ракети, що відокремлюють, після відокремлення корисного навантаження шляхом гальмування руху випалюванням очікуваних залишків палива власною некерованою двигунною установкою у визначеному напрямку, який **відрізняється** тим, що частину ракети з невимкненим двигуном, що відокремлюється, розвертають до орієнтації вектора тяги у напрямку, протилежному тангенційному, продовжують рух у цьому напрямку до моменту випалювання робочого запасу палива, визначають очікувану точку падіння, визначають напрямок балістичної нейтралі для неї, розвертають вектор тяги у цей напрямок і далі утримують в ньому.

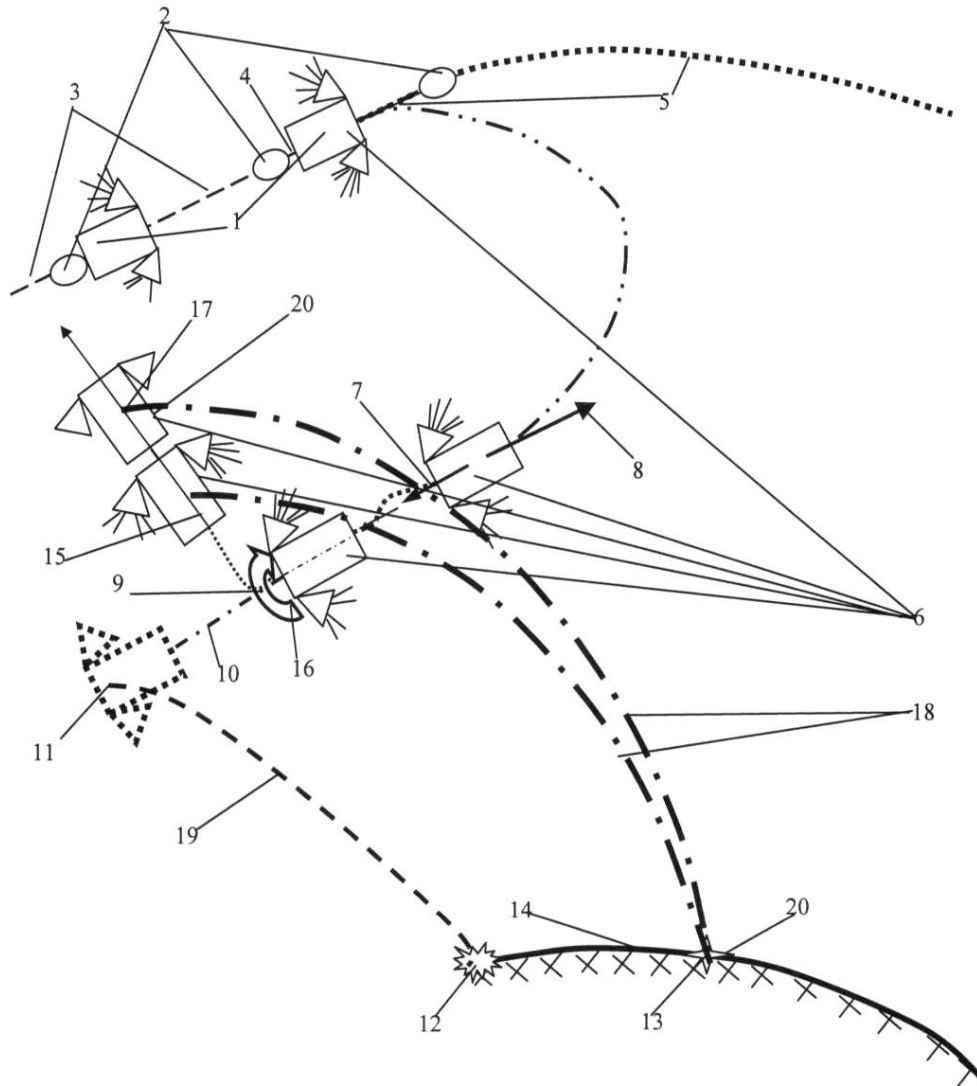
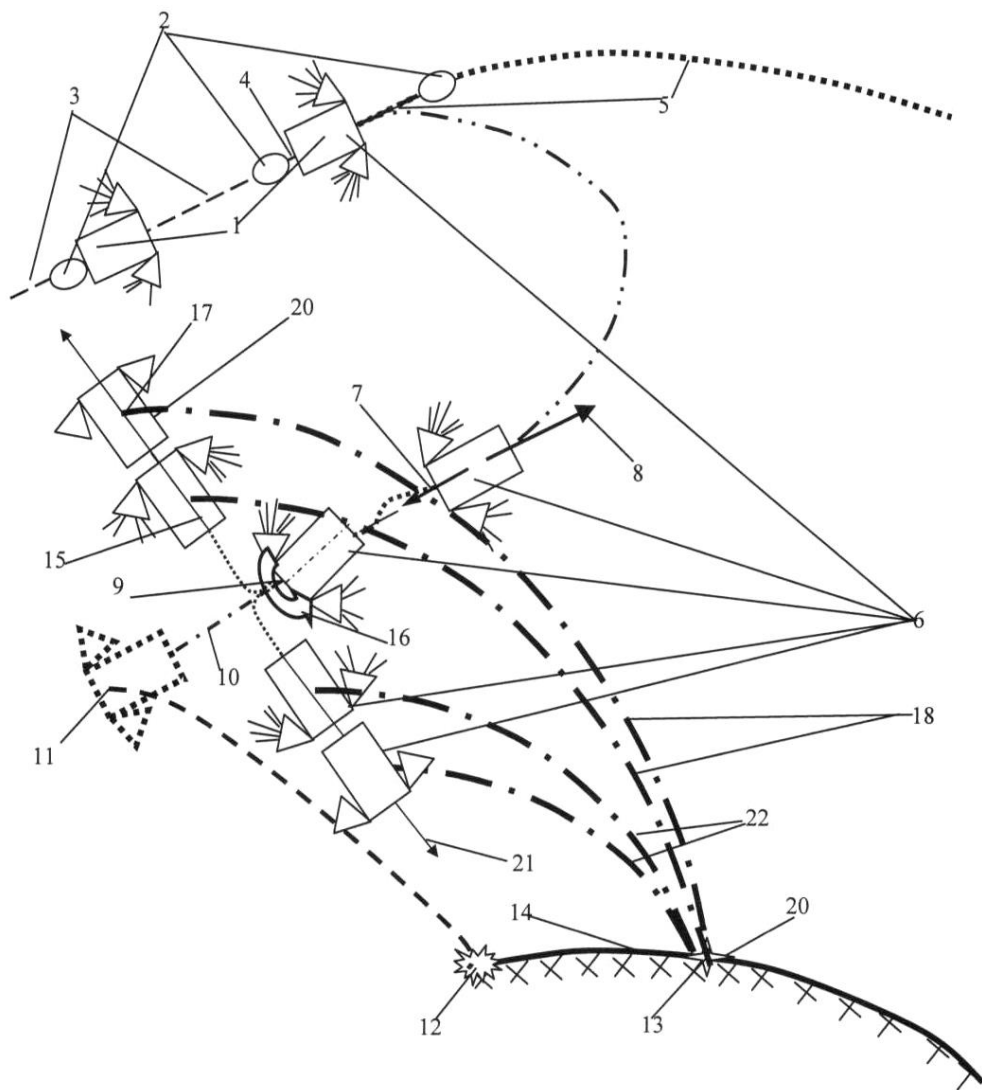


Fig. 1



Фіг. 2

Комп'ютерна верстка І. Скворцова

Міністерство розвитку економіки, торгівлі та сільського господарства України,
вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

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