

Винахід відноситься до ракетно-космічної техніки, конкретно - до літальних апаратів, наприклад, ракет - носіїв, які здійснюють спуск в атмосфері.

Ступінь ракети є її основним агрегатом, що забезпечує виведення корисного вантажу на цільову орбіту. Після вироблення палива ступінь відокремлюється і по балістичній траєкторії спускається на землю.

Спасіння ступіні можливо, зокрема, за умов зниження кінетичної енергії в момент зустрічі з поверхнею та високої точності влучання в район падіння, що облегшує її пошук та евакуацію. Існують способи спасіння відокремлюваних елементів конструкції ракет шляхом їхнього гальмування в атмосфері планети за допомогою гальмівних пристроїв типу: парашутів [1], аеродинамічних екранів [2] і гальм [3], балонів, зв'язаних тросами зі ступінню [4].

Усі пристрої, що реалізують ці способи, попри свою гальмівну ефективність, не використовуються на етапі виконання головної функції ступіні - виведення корисного вантажу, і задіюються тільки після відділення ступіні. Це визначає їхні основні недоліки, які проявляються в першу чергу саме на етапі виведення: зниження енергетичних характеристик ракети завдяки збільшенню маси ступіні; ускладнення конструкції; необхідність доопрацювань існуючих ракет для впровадження вказаних пристроїв; зниження надійності спасіння із-за необхідності розкладання попередньо складених гальмівних пристроїв; практично відсутній вплив на динамічну стійкість ступіні під час спуску через малу ефективність прикріплених до ракети аеродинамічних гальм, розміри яких обмежені можливістю розташування на ступіні або вичленення з її елементів конструкції (а стосовно парашутів і гальм, що задіюються на тросах та гнучких зв'язках, - через мале число місць кріплення тросів і гнучкості зв'язків); дієвість цих пристроїв лише на певних ділянках руху ступіні, так, наприклад, парашути ефективні тільки на дозвуковій ділянці польоту.

Спасіння ступіні через високу точність влучання в район падіння забезпечує підтримка її заданої орієнтації відносно набігаючого потоку [2], [5]-[7]. Найчастіше передбачається досягнення нульового значення кута атаки [6]. Для літального апарата (ЛА), що спускається, процес зменшення до нуля кута атаки вимагає зусиль для розкриття гальмівних пристроїв та подолання перевантажень від гальмування в атмосфері. Забезпечити гальмування, полегшити конструкцію і стабілізувати орієнтацію ЛА відносно потоку можна шляхом застосування гальмівних елементів, що з'єднуються з основною конструкцією за допомогою гнучких зв'язків типу тросів [7]. Як і у вищенаведених випадках, недолік способу полягає у необхідності додаткових елементів, які не використовуються під час виведення корисного вантажу на орбіту і виконують свої функції тільки на етапі спасіння, та необхідності виведення їх у робочий стан.

Найбільш близьким аналогом є спосіб спасіння літального апарату, наприклад, ступіні ракети, на траєкторії спуску в атмосфері, що полягає у прикладенні гальмуючого імпульсу аеродинамічними пристроями, зв'язаними із літальним апаратом нежорсткими елементами таким чином, що на гіперзвуковій ділянці спуску за допомогою вибухового заряду викидаються з контейнера гальмівні елементи у вигляді стрічок, які потім утримуються і траляться на тросі [8].

Цей спосіб і відповідний пристрій забезпечують гальмування апарата і його стабілізацію відносно набігаючого потоку. До недоліків способу можна віднести значне переобтяження конструкції і зниження енергетичних характеристик ступіні на етапі виведення; зниження ефективності способу через те, що спрацювання заряду та витікання газів, замість гальмування, надає ступіні імпульсу швидкості у напрямку руху; забезпечення на етапі спуску ЛА тільки його статичної стійкості (тоді як підвищення динамічної стійкості призвело б до прискореного гасіння коливань і дисипації енергії). Безумовним недоліком є ускладнення конструкції апарата через присутність зайвих на перших етапах польоту гальмівних стрічок і технологічних операцій їхнього складання і виведення в робочий стан, (а значить - необхідність значних доопрацювань існуючих ракет, зниження надійності реалізації способу і пристрою через використання вибухових речовин значної потужності для спрацювання гальм і можливості збоїв при виведенні стрічок у робочий стан). Спосіб дієвий тільки на гіперзвуковій ділянці польоту.

В основу винаходу поставлена задача розробки способу спасіння відокремлюваної ступіні ракети і пристрою для його здійснення з мінімальним збільшенням маси ступіні, мінімальною складністю виготовлення та експлуатації, високою надійністю, підвищенням динамічної стійкості під час спуску, максимально швидким спрацюванням, ефективністю дії на усіх швидкостях, а також можливістю реалізації на існуючих ракетах при мінімальних обсягах доробок конструкції, технології підготовки до пуску.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі спасіння після попадання літального апарату в атмосферу нежорсткі елементи, наприклад, троси, звільняють від проміжних зв'язків із його корпусом, корпус розділяють на попередньо зв'язані цими тросами секції, наприклад, за допомогою подовжених кумулятивних зарядів, і утворюють систему секцій, зв'язаних тросами, стійку відносно вектора швидкості набігаючого потоку, причому форму і масу секцій вибирають так, щоб балістичний коефіцієнт замикаючої із них у напрямку польоту був найбільшим, а довжини тросів встановлюють за умови незнаходження секцій в аеродинамічній тіні.

В основі здійснення заявленого способу лежить створення пристрою, що реалізує цей спосіб і досягнення відповідного, описаного вище, технічного результату.

Поставлена задача вирішується тим, що в пристрої для здійснення способу, відповідно з ним, на корпусі та внутрішніх елементах конструкції по контурах, утворених їх перетином з поверхнями розподілу, встановлені подовжені кумулятивні заряди (ПКЗ), на бічній поверхні корпусу ступіні з обох боків від зарядів, поблизу них, рівномірно по периметру ступіні уздовж її твірних встановлені вузли кріплення протилежних кінців кожного з тросів, самі троси покладені уздовж твірних і притягнуті за петлі за допомогою карабінів до кілець, що прикріплені піроболтами до корпусу, а між вузлами кріплення протилежних кінців кожного з тросів встановлені з натягом захисні дугоподібні пружини, випуклістю назовні від корпусу, на зовнішній поверхні кожної з них виконані жолоби для тросів, на які вони покладені з натягом, причому піроболти і заряди електричне зв'язані з програмно-часовим пристроєм.

Відділення саме секцій корпусу дозволяє використовувати їх як гальмівний елемент без застосування додаткових пристроїв і відповідного збільшення ваги ступіні, при цьому перелік додаткових елементів мінімальний: троси, ПКЗ і піроболти. Поділ елементів здійснюється завдяки імпульсам швидкості від ПКЗ, тиску газів наддування і залишкової пружності тросів. Секція з найбільшим значенням балістичного

коефіцієнта гальмується більше ніж інші. Завдяки тому, що вона є замикаючою в ланцюгу тіл і першою за часом відділення, та завдяки послідовному з'єднанню тросами усіх секцій ця секція задає конфігурацію та відстані руху в цій системі, яку умовно можна назвати "хвостом уперед" (оскільки найважча секція та, де розташований двигун, тому в неї ж і балістичний коефіцієнт менше). Зменшення балістичних коефіцієнтів секцій від носа до хвоста і довжини тросів забезпечують секціям вихід із аеродинамічної тіні одна одної і рух у заданій послідовності і полегшує відділення. Корпус ступіні надає «матеріал» для теоретично необмеженого збільшення числа гальмуючих секцій без істотного збільшення маси, ускладнення конструкції, не вимагає суттєвих доопрацювань існуючих ракет. ПКЗ забезпечують надійний поділ корпусу на секції й подання імпульсів відносної швидкості. Укладання тросів уздовж твірних корпусу виключає переплутування. Троси відтягуються вздовж корпусу до хвоста ступіні завдяки польотним перевантаженням, які майже співпадають з поздовжньою віссю корпусу. Проміжне кріплення до корпусу здійснюється тільки в одному місці - наприкінці петлі поблизу хвоста. Піроболти забезпечують надійне відокремлення тросів від корпусу в цьому місці. Пружини забезпечують розходження секцій між собою і захист тросів від вибухової дії ПКЗ. Жолоби та натяг тросів забезпечують фіксацію тросів та самих пружин в бічному та нормальному напрямках. Пружини затиснуті між вузлами кріплення кінців тросів і вивільняються після розходження секцій і відлітають від корпусу, згоряючи підчас вільного падіння в атмосфері. Це забезпечує простоту конструкції, стискування пружин і однозначне їх заподіяння після спрацювання ПКЗ і розділення корпусу. Також виключає поздовжній зсув пружин. Застосування надійних і відпрацьованих пірозасобів забезпечує високу надійність і безпеку використання на всіх етапах експлуатації ступіні, а також її швидке переведення в режим гальмування.

Розв'язання поставленої задачі супроводжується деяким ризиком зіткнення відокремлюваних секцій на перехідному до сталого руху етапі спуску сформованої послідовності секцій у зв'язку з можливістю їх влучення в аеродинамічну тінь одна одної чи небезпечного зближення в парах внаслідок некомпенсованої пружності тросів.

Тому виникає задача розробки способу спасіння відокремлюваної ступіні ракети і пристроїв для його здійснення з мінімальним ризиком зіткнення секцій ступіні і мінімальних швидкостей відносного руху після відділення і до натягування тросів.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі спасіння послідовність балістичних коефіцієнтів секцій зменшують у напрямку польоту, секції відділяють і додають їм імпульси відносної швидкості послідовно за часом від замикаючої до першої у напрямку польоту, причому величини імпульсів швидкості зменшуються у тій же послідовності, а кожну із секцій відділяють після закінчення процесу відділення попередньої.

У прийнятому порядку відділення секцій і подання імпульсів виключається можливість влучення в аеродинамічну тінь одна одної і забезпечується позитивна різниця відносних відстаней суміжних пар від носа до хвоста, а також однозначне формування послідовності. В парах, що слідують за верхньою, потрібні менші відносні швидкості відділення, оскільки кожна попередня секція відтягує за собою наступну. Розв'язання поставленої задачі також вимагає якнайшвидшого зменшення до нуля кута атаки і заспокоєння складових ланцюга відносно вектора швидкості. Верхня (замикаюча) секція з верхнім днищем верхнього бака задає характер кутового руху всього ланцюга, тому доцільно поставити задачу розробки способу якнайшвидшої стабілізації цієї секції відносно набігаючого потоку.

Це досягається тим, що в розробленому способі спасіння одночасно з відділенням замикаючої секції у ній вирізують і відокремлюють, наприклад, за допомогою подовженого кумулятивного заряду, коаксіальний осесиметричний елемент. Вирізаний отвір задає орієнтацію цієї секції поздовжньою віссю по потоку і цим забезпечує потрібне значення балістичного коефіцієнту.

Необхідно також виключити небезпечне зближення секцій між собою, що стається через влучення наступної секції в аеродинамічну тінь попередньої, тобто забезпечити гарантоване формування встановленого порядку руху при мінімальних витратах часу. Це досягається тим, що перед відділенням замикаючої секції корпусу літальний апарат попередньо розвертають відносно вектора швидкості набігаючого потоку на кут атаки, який знаходиться в діапазоні від  $90^\circ - \dot{\alpha} \cdot t$  до  $180^\circ$ , де  $\dot{\alpha}$  - середня швидкість кута атаки за період часу  $t$  від початку розділення ступіні до зменшення відстані між будь-якими суміжними секціями до довжини аеродинамічної тіні.

Дійсно, уже при куті атаки  $90^\circ$  відділення першої секції призводить до натягування тросів і перекидання ступіні в напрямку збільшення кута атаки. При збільшенні кута атаки понад  $90^\circ$  формування ланцюга з відділених секцій прискорюється. Оскільки секції при відділенні отримують початковий імпульс швидкості, то при куті атаки менше  $90^\circ$  їхні відносні відстані спочатку зростають, але під дією набігаючого потоку починають зменшуватися, а секції зближаться. Щоб запобігти зменшенню відстаней до значень менших за довжину попадання в аеродинамічну тінь, цьому значенню має відповідати кут атаки  $90^\circ$ . Тому граничним зліва буде значення  $90^\circ - \dot{\alpha} \cdot t$ .

Суть винаходу продемонстрована на кресленнях.

На фіг.1 зображено загальний вигляд пристрою та дії з ним відповідно до способу, на фіг.2 зображено вид зверху замикаючої секції пристрою, а на фіг.3 зображено кріплення тросів на корпусі ступіні літального апарату (відокремлюваної ступіні ракети).

Заявлений винахід реалізується в такий спосіб. Ракета 1 (фіг.1) здійснює політ до моменту відділення ступіні 2, що відокремлюється, (BC). BC 2 оснащена ПКЗ 3 і тросами 4. Ракета відокремлює BC 2 і продовжує виведення наступною ступінню 5 корисного вантажу 6 по траєкторії 7. BC 2 здійснює спуск на поверхню Землі по траєкторії 8. Після відділення звільняють від проміжних зв'язків троси 4. Примусово, чи внаслідок збурень кутової швидкості при поділі ступіней 2 і 5, між подовжньою віссю 9 ступіні 2 і вектором швидкості центра мас ступіні 10 відносно набігаючого потоку 11, зростає кут атаки. Як тільки він стане рівним  $90^\circ - \dot{\alpha} \cdot t$ , підривають верхній пояс і пояс верхнього днища ПКЗ 3 і відокремлюють верхню секцію корпусу 12, а від неї - осесиметричний коаксіальний елемент верхнього днища 13. Відділення забезпечується імпульсом сили сумарно від газу наддування, спрацювання відповідних поясів ПКЗ 3 і

пружи́н 14, які, у свою чергу, відлітають від корпусу і згоряють при подальшому русі в атмосфері. Коаксіальний елемент 13 також відокремлюється за рахунок сумарного імпульсу сил від свого пояса ПКЗ 3, газу наддування і набігаючого потоку, потім також згоряє в атмосфері.

Верхня секція 12 скріплюється з нижньою за допомогою тросів. Вона захоплюється набігаючим потоком і відходить від нижньої секції, троси натягуються. Частково по інерції і, із збільшенням кута атаки, внаслідок моменту сил, який викликаний позитивною різницею балістичних коефіцієнтів верхньої і нижньої секцій, розділена ступінь розвертається. При подальшому наростанні куту атаки відокремлюється наступна, проміжна, секція корпусу ступіні 16. Відділення відбувається за рахунок імпульсів сил натягу від секції 12, спрацьовування відповідних поясів ПКЗ 3 і пружин 14. Усі секції ступіні утримуються тросами 4.

Форма і маса кожної з них підбираються так, щоб забезпечити в утвореній послідовності секцій корпусу зменшення їхніх балістичних коефіцієнтів у напрямку поступального руху під час спуску, а довжини тросів вибирають так, щоб кожна з наступних у цій послідовності секцій не знаходилася в аеродинамічній тіні попередньої.

Таким чином, утворений ланцюг секцій корпусу 17 завдяки підвищенню заявленим способом статичної стійкості, стабілізується відносно вектора швидкості набігаючого потоку 11 з кутом атаки, який прискорено наближається до нуля, і летить в атмосфері по траєкторії спуску 18, тоді ж як корисний вантаж 6 виходить на орбіту 19. Кількість тросів і їх рівномірний розподіл по периметру ступіні забезпечує рівномірний розподіл зусилля, що відтягає, на кожну секцію, змушуючи їх рухатися узгоджено. Створення ланцюга приводить до збільшення дисипації енергії нижньої секції за рахунок стабілізуючого впливу кожної попередньої верхньої секції і її втрат у гнучких зв'язках, що приводить до високої динамічної стійкості кутового руху ступіні.

Осесиметричний коаксіальний елемент 13 верхнього днища ступіні 2, як зображено на фіг.2, відрізається зарядом 3, що не становить труднощів.

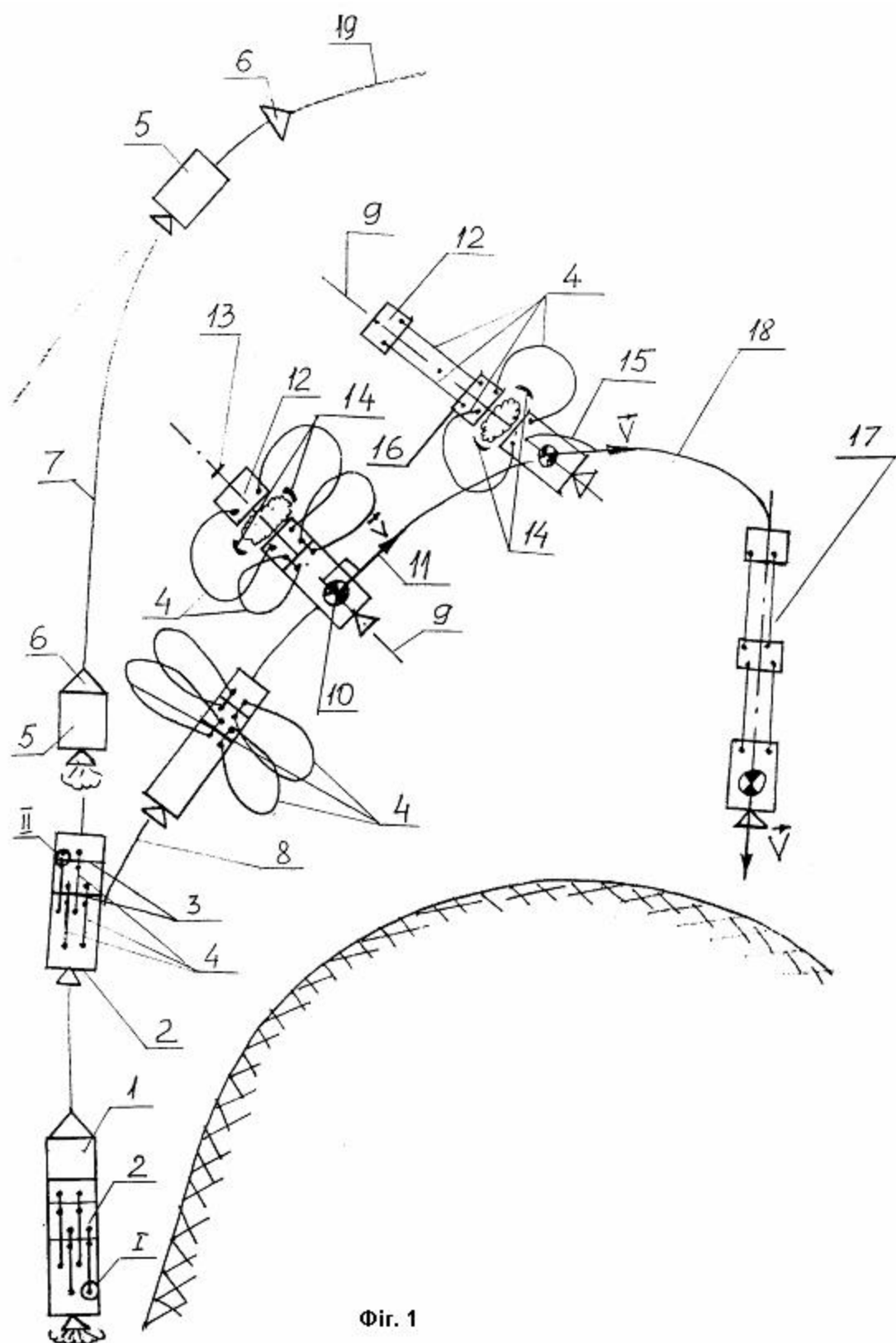
На фіг.3 зображено кріплення тросів на ВС 2 вузлами кріплення, кожний з яких представлений верхнім 20 і нижнім 21 кронштейнами, у яких жорстко закріплені відповідні кінці відповідного троса. Кріплення встановлені поблизу ПКЗ по обох боках від нього, що дозволяє скріпити обидва кінці троса і вставити між ними пружини 14, що захищають трос від вибуху ПКЗ і забезпечують розходження поділених секцій корпусу. На зовнішній стосовно корпусу поверхні пружини виконаний жолоб 21 для укладання троса 4. Останній тим самим фіксує пружину від передчасного спрацьовування і бічного зсуву з-за бічних і нормальних перевантажень. Троси покладені уздовж твірних і не зв'язані між собою, що спрощує конструкцію, експлуатацію і зборку, виключає переплутування і зачепи між собою і корпусом. Кріпляться тільки в одній проміжній крапці - наприкінці петлі, ближче до хвоста. Трос притягнений карабіном 23 за кільце 24 до привареного на корпусі ступіні кронштейну 25 і зафіксований піроболтом 26. Укладання тросів уздовж твірних і до хвоста ступіні виключає відрив і передчасне звільнення їх від проміжних зв'язків, оскільки в польоті перевантаження і набігаючий потік діють практично уздовж подовжньої осі і забезпечують природний стан «обвисання» уздовж корпусу. При відділенні з - за гальмування після розриву піроболта 26 і від'єднання кільця 24 з карабіном 23 від кронштейна 25 трос розправиться з-за перевантаження протилежного знака. Наявність карабіна дозволяє легке стикування - розстикування при перевірках, підготовці до старту й інших наземних операціях.

Усі пірозасоби, у нашому випадку - ПКЗ і піроболти, є найбільш надійними, неодноразово перевіреними на практиці, елементами конструкції і системи керування в ракетній техніці. Використання всіх пірозасобів здійснюється через електричні зв'язки від програмно-часового пристрою.

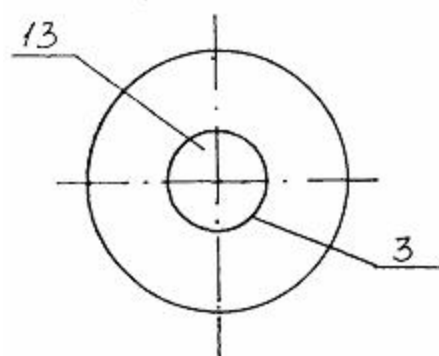
Використання заявленого винаходу дозволяє забезпечити спасіння відокремлюваної ступіні ракети з мінімальним збільшенням її маси, мінімальною складністю реалізації, виготовлення й експлуатації, високою надійністю, підвищенням динамічної стійкості ступіні під час спуску, максимально швидким заподіянням, ефективністю на усіх швидкостях руху, а також дозволяє реалізацію на існуючих ракетах при мінімальних обсягах доробок конструкції, технології підготовки до пуску.

Джерела інформації

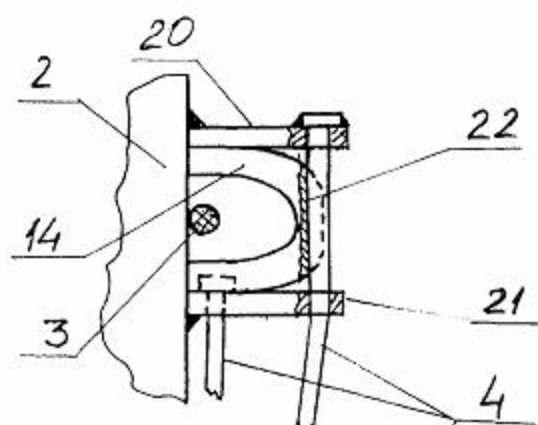
- 1) RU 2191140 7B 64 D 17/80.
- 2) US 6076771 A 7B 64 G 1/62/.
- 3) JP 2934494B2 4163300 6B 64 G 1/62.
- 4) US 3168266. НКВ 244-138.
- 5) RU 2043954 C1 6B 64 G 1/24, C 17/00.
- 6) Герасюта Н.Ф., Новиков А.В., Белецкая Н.Г. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет. - Днепропетровск: ГKB "Южное", НПЦ "ЭКОСИ-Гидрофизика", 1998. - 366с.
- 7) US 6158693 A 7B 64 G 1/00.
- 8) US 3250499. НКВ 244-13.



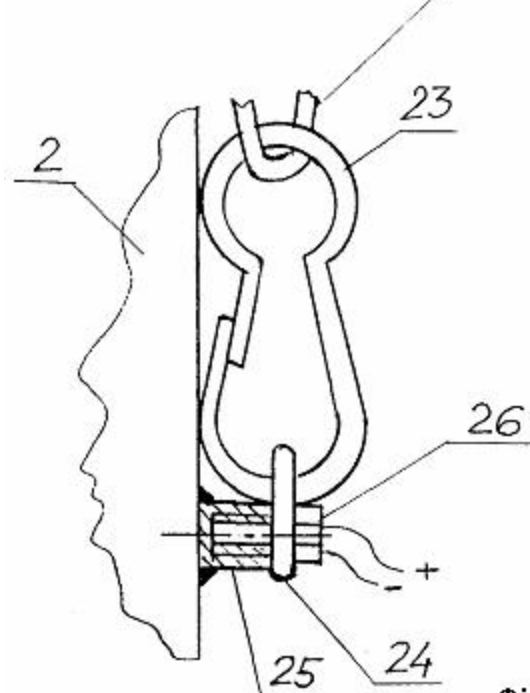
Фиг. 1



Φir. 2



II



I

Φir. 3