

Винахід відноситься до ракетно - космічної галузі і може бути використаний при перелаштуванні бойових стратегічних ракет, знятих з боевого чергування згідно міжнародних угод по розброєнню, в космічні ракети для групового виведення на орбіту відокремлюваних корисних вантажів, наприклад, космічних апаратів.

Відомі різні опорні конструкції для фіксації та відокремлення корисних вантажів від космічної ракети. Так опорна конструкція Японської космічної ракети Н-2 містить в собі кронштейни для закріплення до них відокремлюваного корисного вантажу, через отвори яких пропущено і вкручено в корисний вантаж піротехнічні пристрої кріплення та відокремлення, та підключену до них кабельну мережу. Відокремлення корисного вантажу від останнього ступіня космічної ракети Н-2 відбувається після спрацювання піротехнічного пристрою кріплення та стикування з одночасним гальмуванням останнього ступіня цієї ракети.

Окрім позитивних якостей, таких як простота конструкції, обумовлена тим, що корисний вантаж закріплено на верхньому торці останнього ступіня, та забезпечення технологічності виконання монтажних робіт, вона має і недоліки, а саме:

- обмежений діапазон застосування через можливість використання тільки для відокремлення одного корисного вантажу;

- низькі експлуатаційні характеристики, обумовлені незахищеністю корисного вантажу від забруднення;

- неможливість використання на ракеті-носії, останній ступінь якої працює по "тягнучій" схемі, так як в цьому випадку корисний вантаж попадає під вплив струменя реактивних двигунів.

Відома будова опорної конструкції для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів для космічної ракети "Аріан-5", (дивись наприклад "Ракета - носитель Ариан-5", Центр научно-технической информации "Поиск", серия I, №248-117 за 1988 год под редакцией В.П. Кагальниченко, с.42, рис.206).

Зазначена опорна конструкція виконана у вигляді силового елемента, утвореного із об'ємних рам, установлених вздовж вісі ракети - носії. Кожна рама в її верхній і нижній частинах містить в собі опорні елементи. В кожному опорному елементі виконані отвори для установки піротехнічних пристроїв стикування та відокремлення. По електричним командам від системи керування, переданим по кабельній мережі на піротехнічні пристрої кріплення та стикування, здійснюється відокремлення верхнього корисного вантажу. Потім подають електричну команду на відділення верхньої рами для звільнення зони для відокремлення середнього корисного вантажу. Після відділення середнього корисного вантажу відділяють раму кріплення середнього корисного вантажу, звільняючи таким чином зону для відділення нижнього корисного вантажу. Відділення нижнього корисного вантажу аналогічне відділенню верхнього корисного вантажу.

Однак і ця будова має ряд істотних недоліків, а саме:

- велику вагу і габарити силової конструкції для розміщення корисних вантажів, обумовлені необхідністю забезпечення підвищеної жорсткості;

- відсутність можливості відділення корисних вантажів одночасно;

- незабезпеченість захисту корисних вантажів від забруднення;

- неможливість використання на космічних ракетах, останній ступінь яких працює по "тягнучій" схемі.

Необхідно зазначити те, що відділення рам та корисних вантажів супроводжується гальмуванням останнього ступіня ракети, що приводить до потреби заправки баків космічної ракети додатковим об'ємом палива.

Найбільш близькою до запропонованої є будова опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів, описана в матеріалах заявки №98041788 від 08.04.1988р. по МПК В64G 1/02. Вона відрізняється тим, що в ній силової елемент виконано у вигляді центральної пустотілої розподільної колони, по периметру якої в декілька ярусів закріплені піропристрої, підключеними до кабельної мережі, корисні вантажі, при цьому для безударного одиночного чи групового відділення корисних вантажів, при їх щільній компоновці, силові елементи конструкції, системи стикування та відділення розміщені у внутрішній порожнині центральної розподільної колони.

Така будова опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів має високі технічні характеристики, які підтверджені наземними та льотними випробуваннями, але і ця конструкція має ряд недоліків, а саме:

- не в повній мірі забезпечено збереження чистоти корисних вантажів в умовах спрацювання піропристроїв розділення ступок головного аеродинамічного обтічника;

- неможливе використання на ракеті-носії, останній ступінь якої працює по "тягнучій" схемі, так як в даному випадку корисні вантажі потрапляють в зону дії нагрітого газового струменя реактивного двигуна, який може вивести корисні вантажі із ладу;

- неможливе кріплення та відділення різновеликих корисних вантажів.

В основу винаходу поставлено завдання розробки опорної конструкції космічної ракети для кріплення та відокремлення в польоті різновеликих за габаритами та вагою корисних вантажів однією космічною ракетою, із забезпеченням збереження чистоти корисних вантажів та високої надійності в умовах теплового та динамічного впливу на опорну конструкцію струменя останнього ступіня космічної ракети шляхом впровадження нових рішень та введення нових елементів конструкції, а саме:

- виконання силового корпусу з двох відсіків у вигляді різновисоких усікнених конусів з листового матеріалу, скріплених між собою по їх більшому діаметру піропристроїми, із днищем, встановленим на нижньому торці, та напівсферичною кришкою, закріпленою піропристроїми до верхнього торця;

- розміщення перехідних рам в нижній частині кожного відсіку;

- розміщення на перехідних рамах плитоподібних платформ із закріпленими до них знімними перехідниками корисних вантажів;

- розміщення піропристроїв кріплення відсіків та напівсферичної кришки із зовнішньої сторони силового корпусу;

- прокладення кабелів задіяння піропристроїв у внутрішньому об'ємі силового корпусу і виведення їх наскрізь через герметичні електроз'єднувачі;

- поділення кабельної мережі силового корпусу між його відсіками відривним електроз'єднувачем;

виконання на стінках відсіків силового корпусу закритих кришками оглядових люків та отворів із встановленими у них повітряними фільтрами.

Завдяки таким ознакам запропонованої будови опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів та впровадженню нових елементів конструкції забезпечена можливість:

раціонального розміщення, фіксації та відокремлення в польоті різних за розмірами та вагою корисних вантажів, розміщених на двох рівнях силового корпусу, що розділяється;

збереження потрібної чистоти корисних вантажів у весь час перебування їх у силовому корпусі;

збереження працездатності корисних вантажів, піропристроїв та кабельної мережі їх відділення в умовах термодинамічних навантажень струменем реактивного двигуна ракети, політ останнього ступіня якої здійснюється по "тягнучій" схемі;

варіювання типами корисних вантажів близьких за габаритами без суттєвих змін запропонованої конструкції будови;

підвищення технологічності монтажних робіт.

Поставлена задача вирішується тим, що в запропонованій будові опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів силовий корпус виконано з двох відсіків у вигляді різновисоких усікнених конусів, виготовлених із листового матеріалу і скріплених між собою по їх більшому діаметру піропристроями. Нижній торець силового корпусу закрито днищем, а на верхньому за допомогою піропристроїв закріплена напівсферична 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 напівсферичної кришки винесені на зовнішню поверхню силового корпусу і закриті теплоізолюючими кришками, а кабелі задіяння піропристроїв прокладені у внутрішньому об'ємі силового корпусу, поділені між відсіками відривним електроз'єднувачем і виведені назовні силового корпусу через герметичні електроз'єднувачі. Відсіки силового корпусу споряджено оглядовими люками, закритими кришками, та отворами із встановленими в них повітряними фільтрами.

Виконана таким чином будова опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів вигідно відрізняється від прототипу тим, що усуває його недоліки, має більш високі технічні характеристики. Складання силового корпусу з двох відсіків, виконаних у вигляді різновисоких усікнених конусів, забезпечує можливість раціонального розміщення різних за розмірами корисних вантажів у два яруси, дозволяє скоротити габарити та вагу силового корпусу і полегшує задачу його "вписування" у підоб'єктний простір космічної ракети. Замкнений силовий корпус із герметичним виводом кабельної мережі, з повітряними фільтрами для сполучення із навколишнім середовищем являє собою по суті капсульований модуль корисних вантажів і надає можливість збереження заданого рівня чистоти у його внутрішньому об'ємі на усіх етапах експлуатації. З іншого боку застосування замкнутого силового корпусу, із розміщеною в середині його кабельною мережею, та закриття піропристроїв теплоізолюючими кришками дозволяють захистити корисні вантажі і систему їх відділення від термодинамічного впливу ракетних двигунів. Підвищена технологічність складальних робіт забезпечується розміщенням піропристроїв закріплення відсіків між собою та кришки на зовнішній стороні силового корпусу, введенням на ньому оглядових люків, а також застосуванням знімних перехідників корисних вантажів. Застосування знімних перехідників дозволяє паралельно вести роботи по установці на них і складанню систем відділення усіх корисних вантажів поза платформою, в умовах кращого доступу. Це дає можливість скоротити час від моменту інтегрування космічних апаратів у силовий корпус до пуску ракети, що важливо в зв'язку з регламентуванням терміну готовності космічних апаратів від моменту зарядання їх бортових батарей. До того ж застосування знімних перехідників дозволяє розширити номенклатуру корисних вантажів, близьких за габаритами, придатних для установки в запропонованій конструкції силового корпусу. Установку іншого типу корисного вантажу можна забезпечити розробкою перехідника з іншим, відповідним цьому типу верхнім інтерфейсом, не змінюючи його закріплення до платформи силового корпусу.

Для пояснення роботи будови опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів прикладені креслення, на яких зображено:

фіг.1 - загальний вигляд будови опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів, яка розміщена на космічній ракеті;

фіг.2 - виносний елемент А фіг.1;

фіг.3 - переріз Б-Б фіг.2;

фіг.4 - переріз В-В фіг.2

фіг.5 - схема відділення елементів будови опорної конструкції та корисних вантажів у польоті;

фіг.6 - виносний елемент Г фіг.2;

фіг.7 - виносний елемент Г фіг.2 після відділення верхнього відсіку.

Будова опорної конструкції 1 космічної ракети 2 для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів 3 вміщує силовий корпус 4 з розташованими на ньому опорними елементами 5, піротехнічні пристрої 6 кріплення корисних вантажів 3, перехідну раму 7 і кабельну мережу 8. Силовий корпус 4 виконано з двох відсіків 9 і 10, виконаних у вигляді різновисоких усікнених конусів із листового матеріалу і скріплених між собою по їх більшому діаметру піропристроями 11.

На перехідних рамах 7, розміщених у нижній частині кожного з відсіків 9 і 10, закріплені платформи 12, виконані у вигляді плит, на яких встановлені знімні перехідники 13 корисних вантажів 3.

Силовий корпус закрито з нижнього торця днищем 14, а з верхнього напівсферичною кришкою 15, закріпленою піропристроями 16.

Кабельна мережа 8 задіяння піропристроїв 6, 11, 16 прокладена у внутрішньому об'ємі 17 силового корпусу 4 і поділена між відсіками 9 і 10 відривним електроз'єднувачем 18 з механізмом його відриву 19. Вихід кабельної мережі 8 назовні силового корпусу 4 виконано через герметичні електроз'єднувачі 20, встановлені на поверхні силового корпусу 4.

Піропристрої 11, 16 розміщені на зовнішньому боці силового корпусу 4 і закриті теплоізолюючими кришками 21.

На стінках відсіків 9,10 виконано оглядові люки 22, закриті кришками 23 та отвори 24 із встановленими у них повітряними фільтрами 25.

Складають будову опорної конструкції і космічної ракети 2 для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів 3 в такій послідовності. На відсіках 9 і 10 установлюють опорні елементи 5, на відсіку 9 закріплюють днище 14. На перехідних рамах 7 установлюють платформи 12. Одночасно монтують корисні вантажі 3 на знімних переходниках 13 і закріплюють їх піропристроями 6. Після цього корисні вантажі 3 із знімними переходниками 13 установлюють на платформах 12 і стикують до піропристроїв 6 електроз'єднувачі фрагментів заздалегідь прокладеної на платформах кабельної мережі 8. Далі отримані складальні одиниці установлюють у відповідних відсіках 9 та 10, контролюючи процес установлювання через оглядові люки 22. Закріплюють відсіки між собою піропристроями 11 та полусферичну кришку 15 піропристроями 16. Потім через оглядові люки 22 стикують відривний електроз'єднувач 18 та закріплюють герметичні електроз'єднувачі 20. Закривають кришки 21, 23 та установлюють у отвори 24 повітряні фільтри 25.

Після завершення цих операцій виконують монтажні роботи по установці будови опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів до останнього ступіня 25 космічної ракети 2 та виконують завершальні операції стиковки з'єднувачів кабельної мережі 26 останнього ступіня 25 із герметичними електроз'єднувачами 20 кабельної мережі 8. Монтують на космічну ракету 2 головний аеродинамічний обтічник 27 та проводять заключні електровипробування.

Після виконання цих операцій будова опорної конструкції для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів в складі космічної ракети вважається готовою до пуску.

Після старту космічної ракети 2 і проходження нею щільних шарів атмосфери відділяють головний аеродинамічний обтічник 27. Після включення до роботи останнього ступіня 25 ракети 2 здійснюють його розворот на 180° за рахунок відповідного повороту камер згоряння реактивного двигуна. Таким чином остання ступінь 24 стає переведеною у режим польоту по "тягучій" схемі.

Далі робота будови опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів здійснюється в наступній послідовності, обумовленій чергою електричних команд від системи керування до відповідних піропристроїв:

відокремлюють напівсферичну кришку 15 піропристроями 16;

відокремлюють послідовно по одному, групами або усі разом корисні вантажі 3 відсіку 10 піропристроями 6;

розстикують відривний електроз'єднувач 18 піропристроєм механізму його відриву 19;

відокремлюють відсік 10 піропристроями 11;

відокремлюють послідовно по одному, групами або усі разом корисні вантажі 3 відсіку 9 піропристроями 6.

Слід відмітити, що вихід корисних вантажів із зони екрануючої дії відсіків силового корпусу відбувається поза межами впливу двигунів останнього ступіня ракети.

Аналіз графічних матеріалів, опис конструкції і її роботи доводить, що запропоноване технічне рішення надає можливості раціонального, із збереженням заданого рівня чистоти, розміщення і фіксації різних за розмірами та вагою корисних вантажів на двох ярусах силового корпусу що розділяється, забезпечує їх надійне відокремлення. Запропоноване технічне рішення забезпечує отримання прибутку через надання можливості виконання запусків одночасно великої кількості різновеликих космічних апаратів на стратегічних бойових ракетах, що звільнюються для конверсійного використання внаслідок скорочення озброєнь.

Таким чином будова опорної конструкції космічної ракети для фіксації та відокремлення в польоті корисних вантажів має усі підстави бути запропонованою для використання в ракетно-космічній галузі при виконанні міжнародних комерційних пускових послуг.

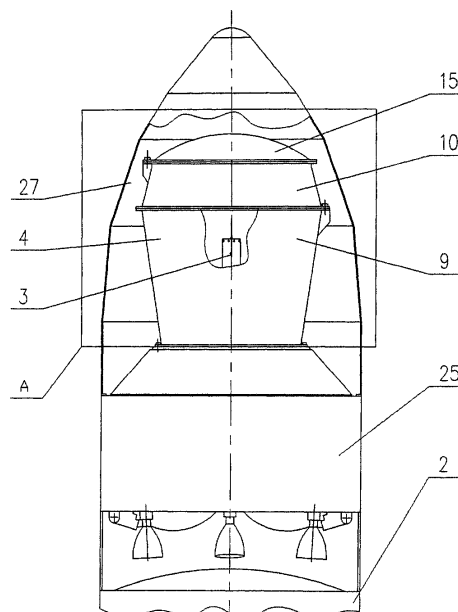
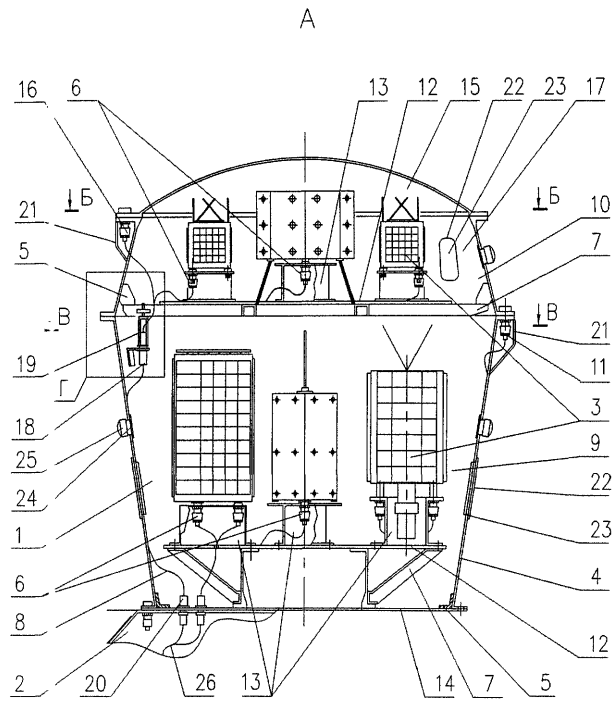
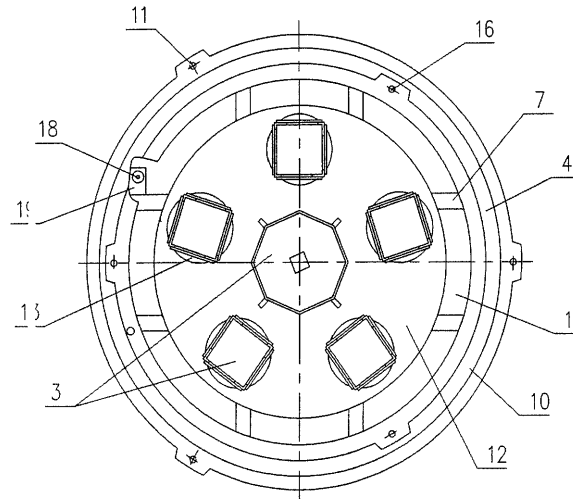


Fig. 1



B - B



B - B

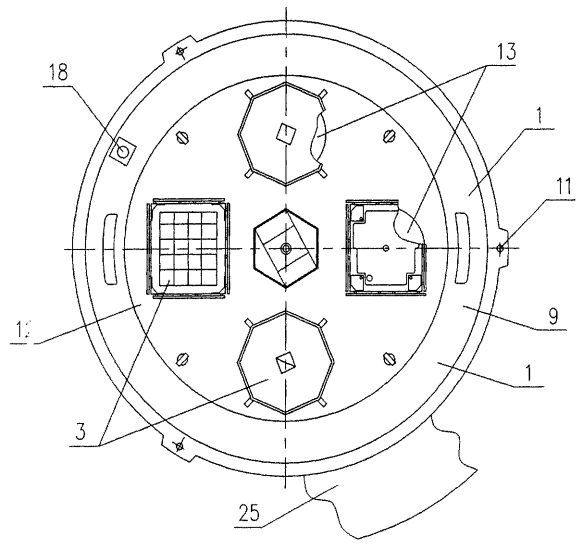


Fig. 4

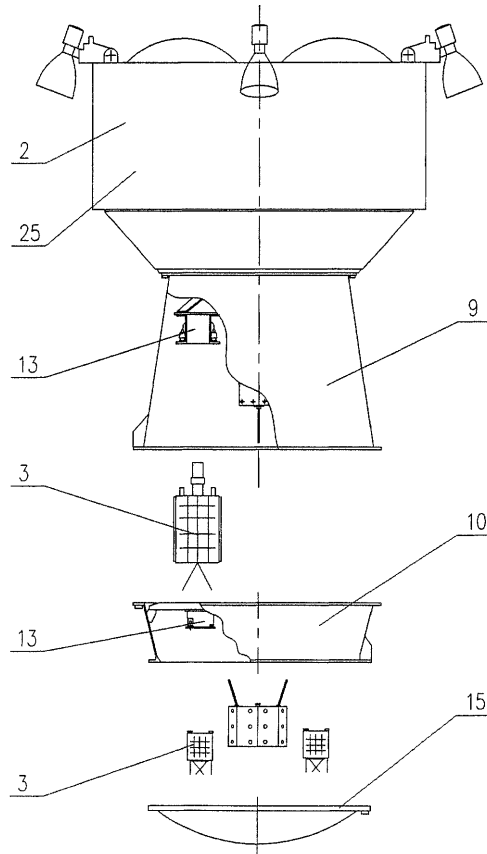


Fig. 5

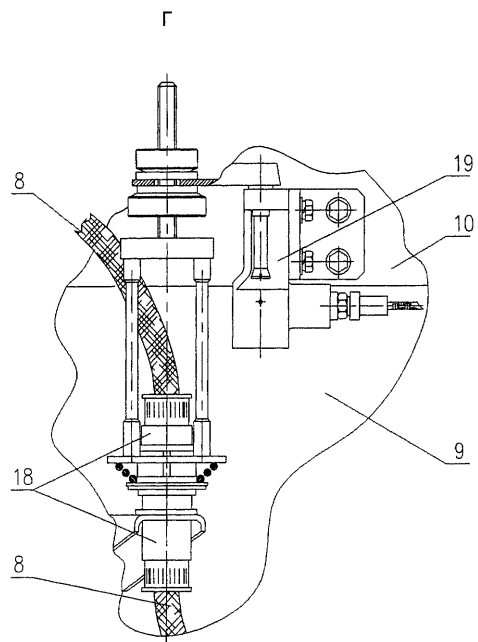


Fig. 6

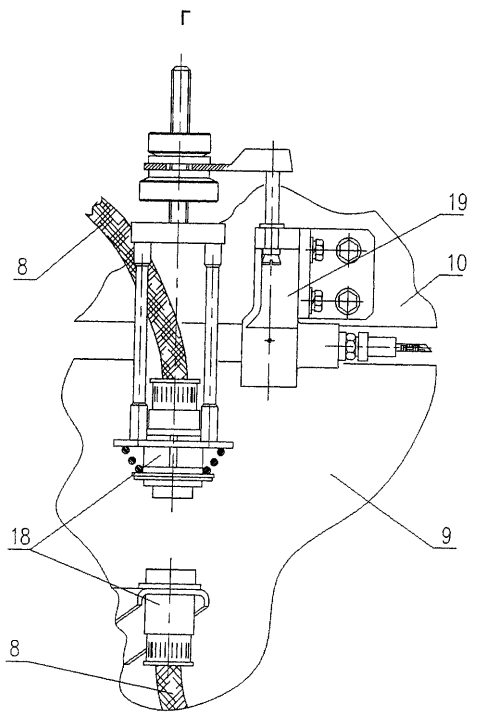


Fig. 7