

Винахід відноситься до ракетно-космічної техніки і може бути використаним у космічних ракетах, в більшій мірі середнього та важкого класів, для захисту космічних апаратів від аеродинамічних навантажень. Сучасні вимоги до головних аеродинамічних обтічників ставлять проблеми, пов'язані зі зниженням їх маси, підвищенням жорсткісних характеристик та корисного об'єму, дотриманням заданих режимів чистоти підобтічкової простору.

Відомо різноманітні конструкції головних, аеродинамічних обтічників. Так, по патенту США №3601055 клас 102-49.4 відомо обтічник, що являє собою тонкостінну порожнисту конструкцію, в якій для поділу його на стулки застосовується подовжений кумулятивний заряд. Така будова має високий ступінь надійності поділу обтічника на стулки та їх скидання, але їй властиві значні недоліки, а саме:

забруднення космічного апарату продуктами горіння кумулятивного заряду;

низька жорсткість головного аеродинамічного обтічника та значний прогин по його довжині відносно місця його закріплення до ракети.

Відомо будову головного аеродинамічного обтічника, скидання стулок якого здійснюється після спрацювання герметичних піротехнічних пристроїв та дії пневмоштовхачів, див., наприклад, патент США №3070018 по класу 102-34.4. Вона містить стулки, стягнуті між собою пірозамками, пневмоавтоматику, балон зі стиснутим газом та кабельну мережу. Така конструкція вигідно відрізняється від указаної вище. Вона не забруднює підобтічковий простір та космічний апарат, має високу надійність поділу стулок та їх відокремлення.

Однак і ця будова не усуває всіх вище вказаних недоліків, а саме, має порівняно низьку жорсткість конструкції, що приводить до значних її коливань, викликаючи необхідність ускладнення системи керування та підвищення потужності її виконавчих органів.

В свою чергу, космічний апарат, що знаходиться в підобтічковому просторі, не є абсолютно жорстким і може коливатися під дією навантажень під час польоту, причому коливання головного аеродинамічного обтічника та космічного апарату, закріплених окремо, без жорсткого зв'язку між собою, можуть бути протилежними по напрямку. На цей випадок повинен бути передбачений значний гарантований зазор між головним аеродинамічним обтічником та космічним апаратом для виключення зіткнень їх конструктивних елементів під час польоту і зачепів в момент відокремлення стулок.

Такий конструктивний недолік значно зменшує корисну зону підобтічкової простору і, таким чином призводить до скорочення спектру космічних апаратів, що їх можливо виводити космічною ракетою. Особливо суттєвим цей недолік виявляється у ракет, що призначені для виконання пускових послуг у комерційних цілях.

Найближчим до запропонованого технічного рішення є вибрана як прототип будова головного аеродинамічного обтічника, описана в патенті СІЛА №3.118.636 по класу 244.1. Вона містить стулки, скріплені між собою піротехнічними пристроями, обшивки зі шпангоутами, вузли поділу стулок, завіси на стулках та осі на останньому ступені ракети, а також засоби для розвороту стулок навколо згаданих осей. Така будова має високий ступінь надійності відокремлення стулок, але і вона має недоліки, а саме:

низька жорсткість головного аеродинамічного обтічника;

низький коефіцієнт заповнення підобтічкової простору космічним апаратом, обумовлений значними зазорами між внутрішньою поверхнею головного аеродинамічного обтічника та зовнішньою поверхнею космічного апарату.

В основу винаходу поставлено завдання створення удосконаленої конструкції головного аеродинамічного обтічника космічного апарату, розміщеного на платформі космічної головної частини, який би без значного збільшення його маси мав значно підвищені жорсткісні характеристики і зменшену амплітуду коливань за рахунок введення в його конструкцію нових вузлів та винахідницьких рішень, таких як:

введення в головний аеродинамічний обтічник рівномірно розташованих по периметру верхньої циліндричної частини, радіально встановлених, регульованих по величині зусилля підпружинених упорів;

підпружинені упори рухомо закріплено одним кінцем у фітінгу, встановленому на коробчастих шпангоутах кожної стулки головного аеродинамічного обтічника;

кожний фітінг містить наскрізний різьбовий канал, в який увернуто циліндричну втулку з зовнішньою та внутрішньою різьбою, застопорену в заданому місці контрогайкою, увернутою з боку зовнішньої частини різьбового каналу;

всередині циліндричної втулки встановлено різьбовий вкладиш, на одному кінці якого утворено шліци під ключ та конічну проточку, а на іншому її торці утворено гладкий кільцевий відрізок та напівсферичне гніздо для взаємодії зі сферичною поверхнею кульового пальця, рухомо заневоленою циліндричною різьбовою обоймою, в якій на одному торці утворено шліцеві прорізи та конічний канал, менший діаметр якого більший за циліндричну частину кульового пальця і переходить у сферичну поверхню, що сполучається зі сферичною поверхнею кульового пальця;

напівсферична поверхня різьбового вкладишу контактує зі сферичною поверхнею кульового пальця, в якому на різьбову ділянку встановлено перехідну різьбову порожнисту муфту, у вільну різьбову ділянку якої увернуто циліндричний трубчастий корпус підпружиненого упору, на відповідному кінці якого утворено зовнішній кільцевий бурт та торцевий виступ, а в його внутрішньому каналі встановлено з забезпеченням заданої величини осьового переміщення порожнистий шток;

порожнистий шток, виконаний у вигляді східчастого циліндру, на одному торці якого виконано зовнішній бурт, що взаємодіє з внутрішньою поверхнею трубчастого корпусу підпружиненого упору та його внутрішнім кільцевим виступом, а на іншому його кінці виконано різьбову ділянку для розміщення на ній різьбової порожнистої гільзи, в донній частині якої утворено зовнішню напівсферичну поверхню;

зовнішня сферична поверхня порожнистої гільзи взаємодіє з відповідною конічною поверхнею на корпусі космічного апарату, а всередині різьбової порожнистої гільзи встановлено пружину стиснення, що опирається об бурт трубчастого корпусу підпружиненого упору, забезпечуючи безударне переміщення торців стулок на заданій ділянці в процесі їх поділу.

Поставлене завдання вирішується таким чином, що запропонований головний аеродинамічний обтічник

споряджено рівномірно розташованими по периметру його верхньої циліндричної частини радіальними регульованими по величині зусилля підпружиненими упорами, кожен з яких одним кінцем рухомо закріплено у фітингу, що має наскрізний різьбовий канал і встановлений у коробчастому шпангоуті, при цьому в різьбовий канал увернуто циліндричну втулку з внутрішньою та зовнішньою різьбою, а всередині втулки розміщено різьбовий вкладиш, на одному торці якого утворено шліці та конічну проточку, а на іншому торці утворено гладку кільцеву ділянку та напівсферичне гніздо для взаємодії зі сферичною поверхнею кульового пальця, рухомо заневоленого циліндричною різьбовою обоймою, на одному торці якої утворено шліцеві прорізи та конічний канал, менший діаметр якого більший за циліндричну частину кульового пальця і який переходить у сферичну поверхню, відповідну сферичній поверхні кульового пальця. На різьбовій ділянці кульового пальця встановлено перехідну різьбову порожнисту муфту, у вільний різьбовий кінець якої увернуто циліндричний трубчастий корпус підпружиненого упору, а на іншому кінці утворені зовнішній кільцевий бурт і торцевий виступ, а в його внутрішньому каналі виконано внутрішній кільцевий виступ. У внутрішньому каналі трубчастого корпусу регульованого упору встановлено, с забезпеченням заданої величини осьового переміщення, порожнистий шток, виконаний у вигляді східчастого циліндру, що містить на одному кінці бурт, а на іншому кінці виконано різьбову ділянку для розміщення на ній різьбової порожнистої гільзи.

В донній частині порожнистої гільзи утворено зовнішню сферичну поверхню, що взаємодіє з відповідною конічною поверхнею на корпусі космічного апарату, а всередині різьбової порожнистої гільзи встановлено пружину стиснення, що опирається в зовнішній кільцевий бурт трубчастого корпусу регульованого упору та забезпечує безударне на заданій ділянці переміщення торців стулок в процесі поділу головного аеродинамічного обтічника.

Виконаний таким чином головний аеродинамічний обтічник космічної ракети вигідно відрізняється від прототипу, так як повністю усуває його недоліки, має більш високі технічні характеристики за рахунок введення в його конструкцію рівномірно розташованих по периметру верхньої циліндричної частини, регульованих по величині зусилля підпружинених упорів, які встановлені на коробчастому шпангоуті і взаємодіють з конічними гніздами на корпусі космічного апарату.

Введення в конструкцію головного аеродинамічного обтічника регульованих по величині зусилля підпружинених упорів значно підвищило жорсткість конструкції головного аеродинамічного обтічника та космічної ступені в цілому без значного збільшення її маси, суттєво зменшило амплітуду коливань стулок на критичній ділянці їх відокремлення, а також дозволило розмістити в підобтічковому просторі космічний апарат більших габаритів.

Сукупність нових технічних рішень, об'єднаних єдиним винахідницьким задумом, відповідає умовам створення нового головного аеродинамічного обтічника, що має більш високі характеристики в порівнянні з прототипом, які задовольняють сучасним вимогам виконання міжнародних космічних програм.

Для пояснення конструкції будови та її роботи додаються креслення, на яких зображено:

фіг.1 - загальний вигляд головного аеродинамічного обтічника, встановленого на космічну ракету;

фіг.2 - переріз А-А фіг.1;

фіг.3 - виносний елемент Б фіг.1;

фіг.4 - загальний вигляд головного аеродинамічного обтічника в момент початку скидання стулок з космічної ракети;

фіг.5 - виносний елемент В фіг.4;

фіг.6 - загальний вигляд головного аеродинамічного обтічника в процесі скидання стулок;

фіг.7 - виносний елемент Г фіг.6;

фіг.8 - загальний вигляд космічної ракети після скидання стулок головного аеродинамічного обтічника.

Головний аеродинамічний обтічник 1 космічної ракети 2 для захисту космічного апарату 3, закріпленого на платформі космічної головної частини містить стулки 4, виготовлені з обшивок та шпангоутів, скріплені між собою та до ракети пірозасобами 5 і які утворюють циліндро-конічний відсік. Для скидання стулок 4 передбачено пневмоштовхачі 6 пневмосистеми 7 відокремлення.

Головний аеродинамічний обтічник 1 споряджено підвідними, рівномірно розташованими по периметру його верхньої циліндричної частини 8, регульованими по величині зусилля, підпружиненими упорами 9, кожен з яких одним сферичним кінцем рухомо закріплено у фітингу 10, встановленому на коробчастих шпангоутах 11. Фітинг 10 містить наскрізний різьбовий канал 12, в який увернуто циліндричну втулку 13 з внутрішньою 14 та зовнішньою різьбою 15, застопорену в заданому місці фітинга 10 контрогайкою 16. Контрогайку 16 увернуто з боку відкритої назовні частини різьбового каналу 12 фітинга 10. Всередині втулки 13 встановлено різьбовий вкладиш 17, на одному торці якого утворено шліці 18 та конічну проточку 19, а на іншому торці утворено гладку кільцеву ділянку 20 та напівсферичне гніздо 21 для взаємодії зі сферичною поверхнею 22 кульового пальця 23, рухомо заневоленого циліндричною різьбовою обоймою 24. На одному торці різьбової обойми 24 утворено шліцеві прорізи 25 та конічний канал 26, менший діаметр 27 якого більший за циліндричну частину.. 28 кульового пальця 23 і який переходить у сферичну поверхню 29, що сполучається зі сферичною поверхнею 30 кульового пальця 23 та через нього зі сферичною поверхнею напівсферичного гнізда 21 різьбового вкладишу 17.

На різьбову ділянку 31 кульового пальця 23 встановлено перехідну різьбову порожнисту муфту 32, а в її вільний різьбовий кінець 33 увернуто циліндричний трубчастий корпус 34. На вільному кінці трубчастого корпусу 34 утворено зовнішній кільцевий бурт 35 та торцевий виступ 36, а в його внутрішньому каналі 37 встановлено з забезпеченням заданої величини переміщення порожнистий шток 38. Порожнистий шток 38, виконаний у вигляді східчастого циліндру, який містить на одному кінці бурт 39, що взаємодіє з зовнішньою поверхнею 40 трубчастого корпусу 34 та її внутрішнім кільцевим виступом 41, обмежуючи можливий зазор 8 між порожнистим штоком 38 та гільзою 43 в заданому діапазоні  $0-\delta_{max}$ . На іншому кінці порожнистого штоку 38 виконано різьбову ділянку 42 для розміщення на ній різьбової порожнистої гільзи 43, в донній частині 44 якої утворено зовнішню сферичну поверхню 45, що взаємодіє із конічним гніздом 46 на силовому кільці 47 корпусу космічного апарату 3, встановленого на платформі 48 космічної головної частини 49. Всередині різьбової

порожнистої гільзи 43 встановлено пружину стиснення 50, що опирається в зовнішній кільцевий борт 35 трубчастого корпусу 34.

Складання головного аеродинамічного обтічника 1 здійснюють шляхом установки на його стулки 4 підпружинених упорів 9. Потім скріплюють стулки 4 пірозасобами 5. На утворений циліндро-конічний корпус головного аеродинамічного обтічника встановлюють пневмоштовхачі 6 пневмосистеми 7 та кабельну мережу задіяння пірозасобів 5.

Після виконання цих складальних операцій установлюють і закріплюють пірозасобами головний аеродинамічний обтічник 1 на космічній ракеті 2 з попередньо встановленим космічним апаратом 3. Крізь люки 52, виконані на бічній поверхні головного аеродинамічного обтічника 1, встановлюють у робоче становище підпружинені упори 9, домагаючись того, щоб зовнішня сферична поверхня 45 увійшла в конічне гніздо 46 силового кільця 47 космічного апарату 3. Після цього здійснюють регулювання підпружинених упорів 9 обертанням втулки 13 до повного стиснення пружини 50, при цьому зазор між деталями поз. 34 та поз. 43 не допускається ( $\delta=0$ ). Після виконання цих операцій здійснюють стопоріння гайок 13 і закривають кришками люки 51.

Таким чином до скидання обтічника здійснюється жорсткий зв'язок між ним і космічним апаратом, виключаючий їх коливання відносно одне одного.

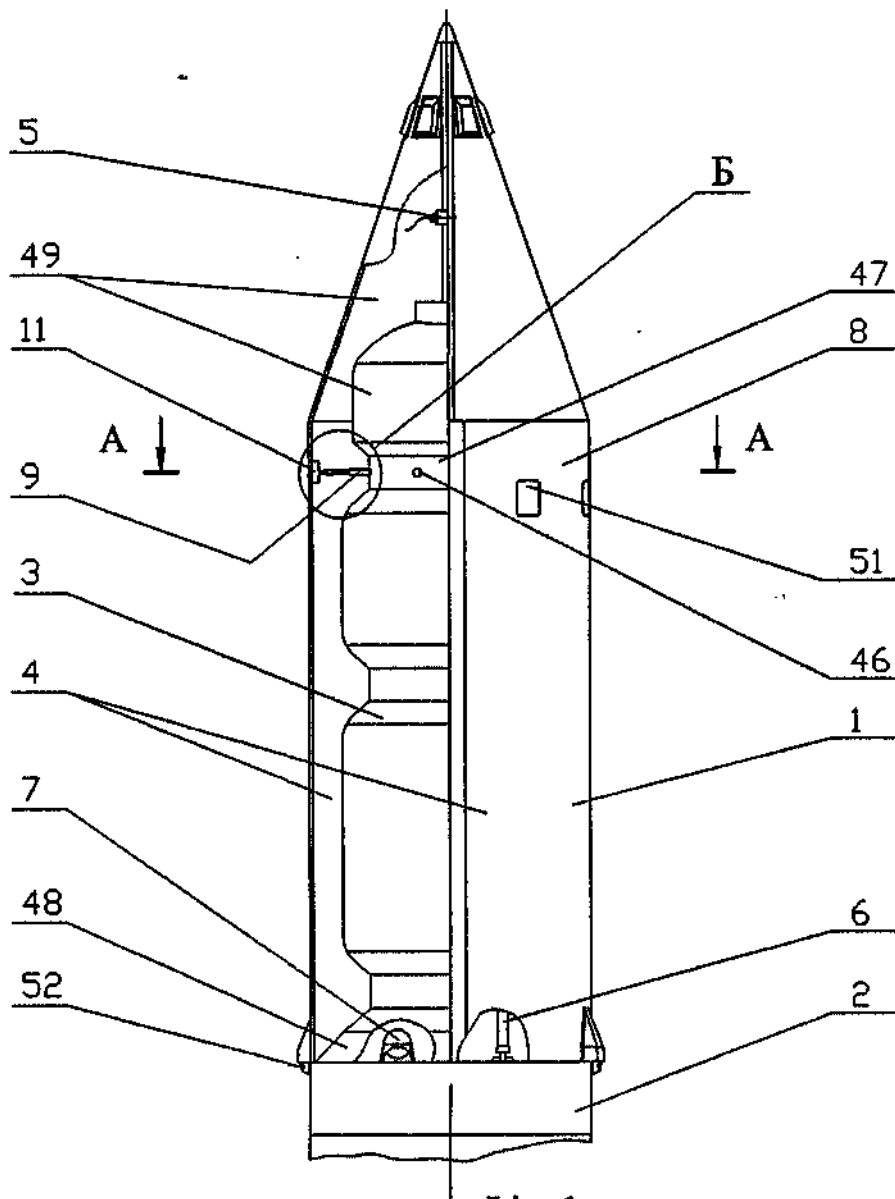
Скидання ступок запропонованого головного аеродинамічного обтічника здійснюється наступним чином.

Після проходження густих шарів атмосфери на заданій висоті подають електричну команду на пірозасоби 5 скріплення ступок 4 між собою та до космічної ракети, а також на пірозасоби пневмосистеми 7.

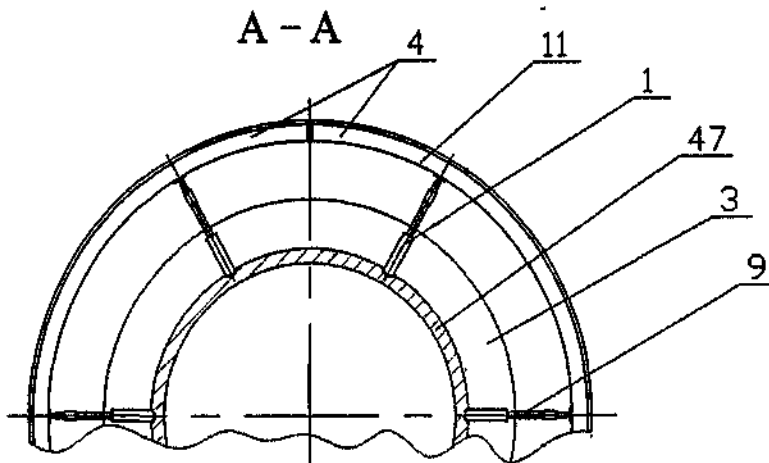
Під дією стиснутого газу пневмосистеми 7 пневмоштовхачі 6 взаємодіють з розкріпленими стулками 4 і повертають їх навколо осі завіс 52, встановлених на космічній ракеті 2. Кульові пальці 23, пружина стиснення 50 та сферична поверхня 45, що взаємодіють із конічними гніздами 46 на космічному апараті 3, забезпечують упругий зв'язок ступок 4 головного аеродинамічного обтічника 1 з силовим кільцем 47 на корпусі космічного апарату 3, демпфіруючи при цьому стулки 4 на критичному відрізку шляху де їх конструктивні елементи минають космічний апарат 3.

Після повороту ступок 4 на розрахований кут величина зазору  $\delta$  досягає  $\delta_{\max}$  і механічний зв'язок сферичної поверхні 45 та конічного гнізда 46 припиняється. Стулки 4 після звільнення від згаданих зв'язків починають вільно коливатися і продовжують обертання навколо осі 52, але зачеп торців ступок 4 за зовнішній контур космічного апарату 3 вже неможливий. Під дією пневмоштовхачів та перевантажень ступки 4 скидаються з космічної ракети.

Таким чином, аналіз графічних матеріалів, опис конструкції головного аеродинамічного обтічника космічної ракети та його роботи доводить, що запропонований головний аеродинамічний обтічник забезпечує вирішення поставленого завдання та отримання прибутку, технічно задовольняє вимогам виведення великогабаритних конструкцій у космічний простір без істотної його доробки та збільшення ваги. Задовольняє вимогам міжнародного ринку по забезпеченню комерційних пускових послуг, відповідає критеріям новизни та значно переважає технічні характеристики прототипу, а тому має всі підстави для його використання в ракетно-космічній галузі.



Фиг. 1



Фиг. 2

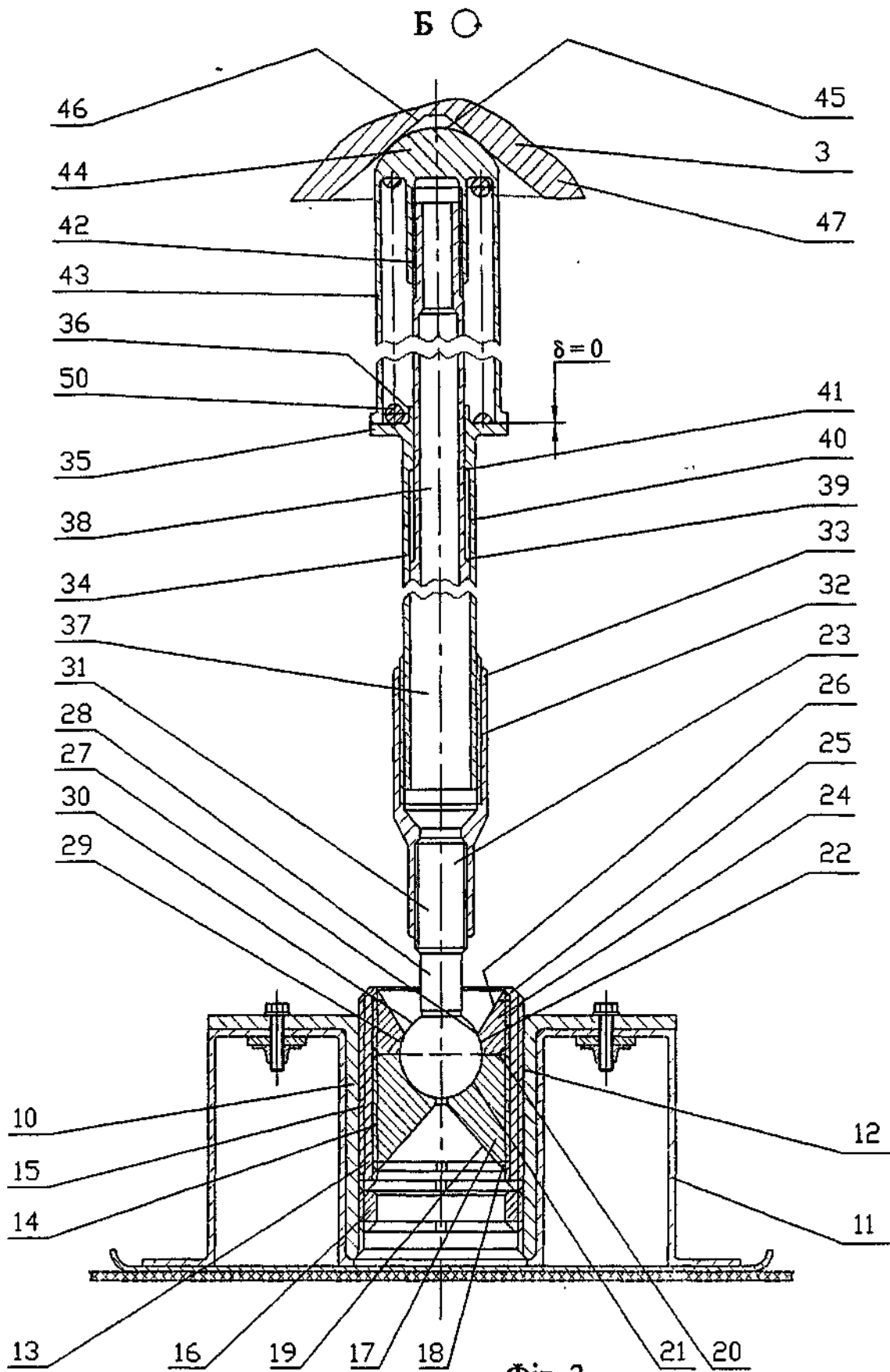


Fig. 3

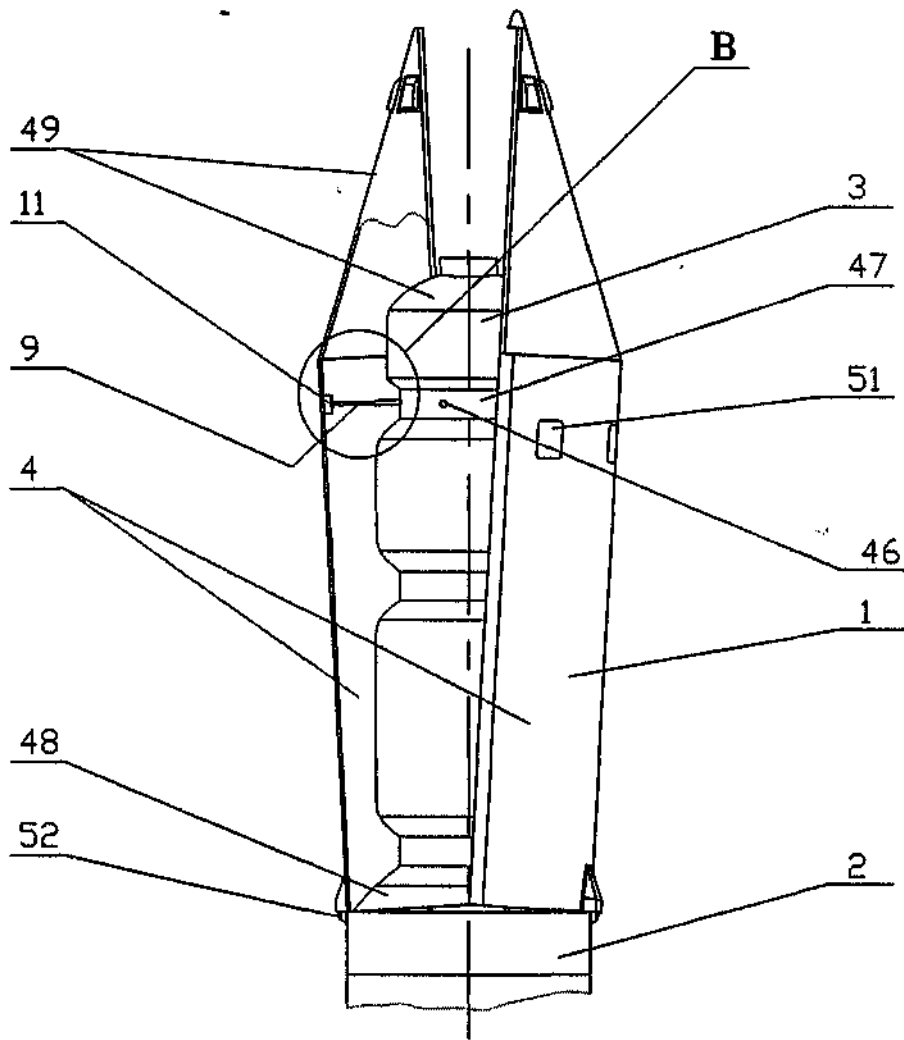


Fig. 4  
B

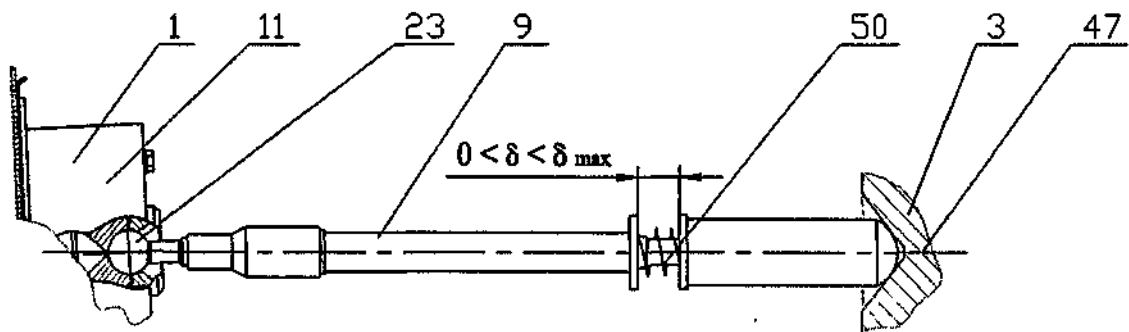


Fig. 5

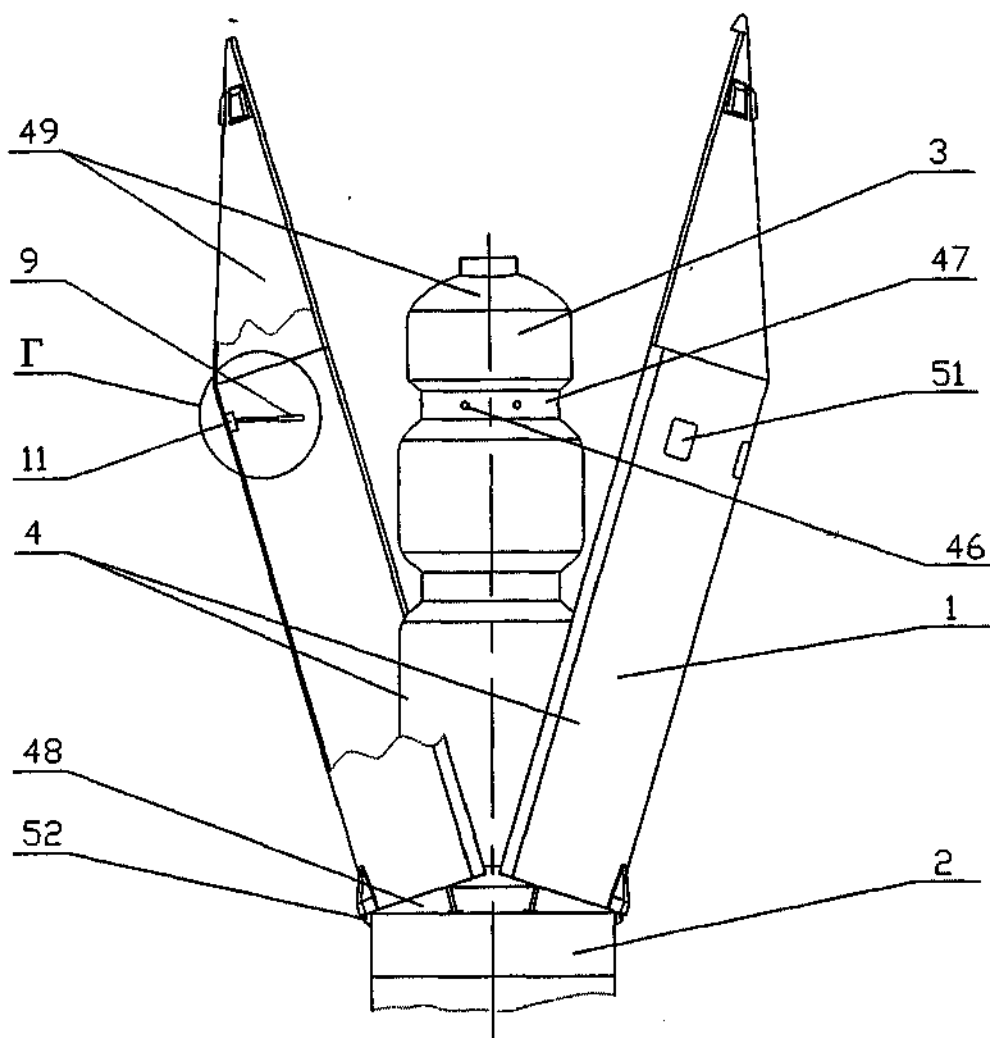


Fig. 6

Γ

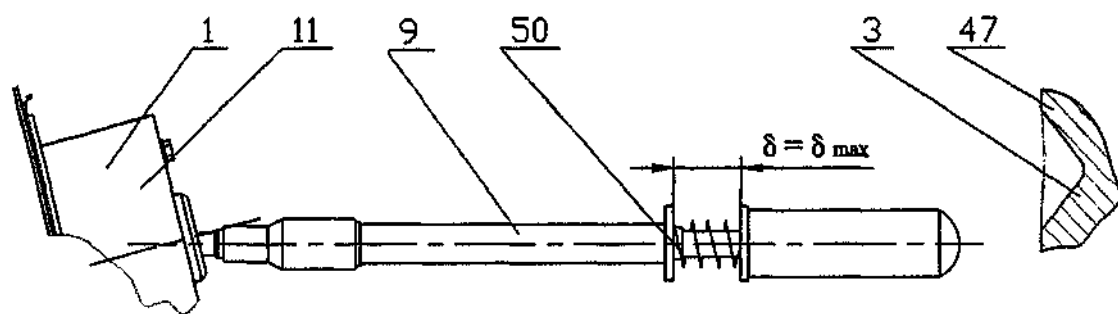


Fig. 7

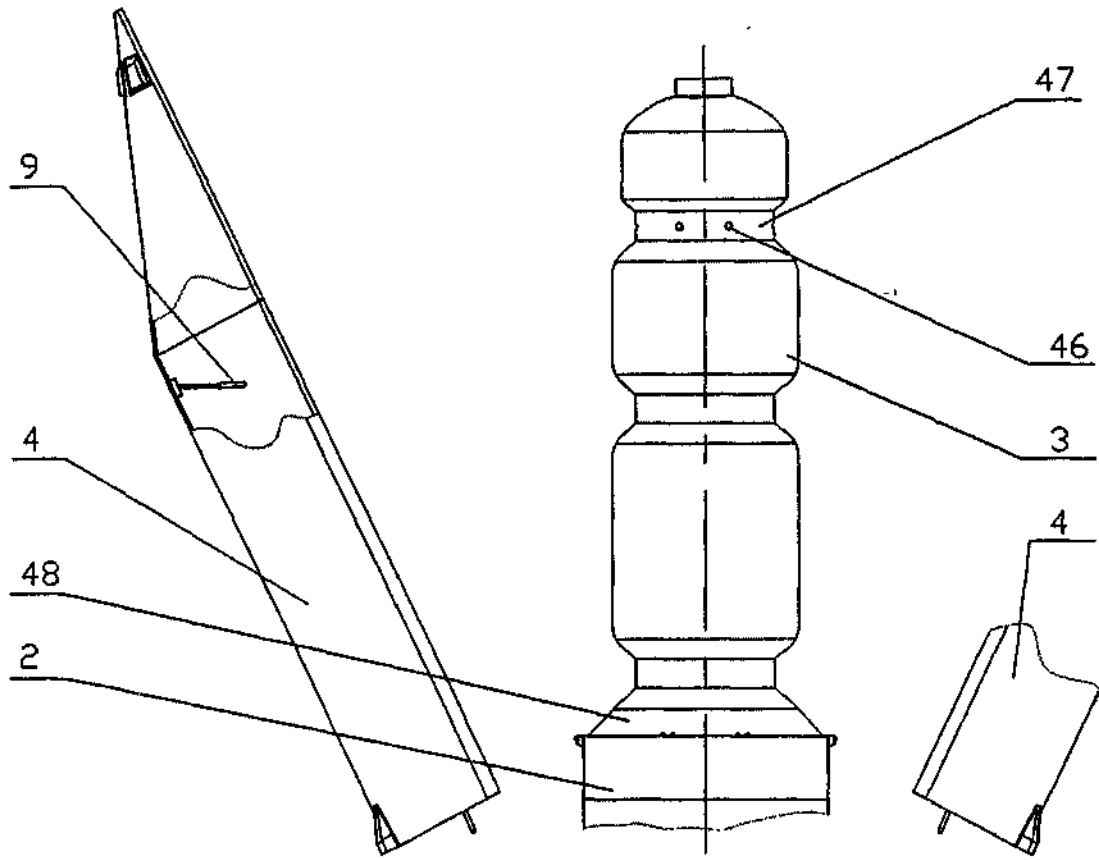


Fig. 8