



УКРАЇНА

(19) UA (11) 75908 (13) C2  
(51) МПК (2006)  
B64D 37/14 (2006.01)  
B64G 5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

**(54) СПОСІБ ЗАПРАВКИ РІДКИМИ ВИСОКОКИПЛЯЧИМИ КОМПОНЕНТАМИ ПАЛИВА АМПУЛІЗОВАНИХ БАКІВ РАКЕТ-НОСІЇВ**

1

(21) 2003088066  
(22) 29.08.2003  
(24) 15.06.2006  
(46) 15.06.2006, Бюл. № 6, 2006 р.  
(72) Поздєєв Геннадій Леонідович, Мировський Володимир Євгенович  
(73) ДЕРЖАВНЕ КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ" ІМ. М.К.ЯНГЕЛЯ  
(56) Космодром / Под общей редакцией проф. А.П.Вольского. - М.: Воениздат, 1977. - С.186-187. - Рис. 5.13.  
(57) Спосіб заправки рідкими висококиплячими компонентами палива ампулізованих баків ракет-носіїв із наземної заправної ємкості шляхом запо-

2

внення тарованого паливного бака ракети-носія компонентом палива, нагрітим до заданої максимальної температури експлуатації ракети-носія без газового об'єму у баці, який відрізняється тим, що паливний бак заправляють компонентом палива, нагрітим до температури, що перевищує на 3-5°C максимальну температуру експлуатації ракети-носія, і роблять витримку, в процесі якої безперервно сполучають заправлений бак із наземною заправною ємкістю, при цьому охолоджують заправлений бак до одержання в ньому температури компонента палива, що дорівнює максимальній температурі експлуатації ракети-носія, і ампулізують бак.

Спосіб заправки рідкими високо киплячими компонентами палива ампулізованих баків ракет-носіїв стосується ракетної техніки і може бути використаний для заправки компонентами палива рушійних установок малої тяги (РУМТ) та розгінних блоків ракет-носіїв, що працюють в умовах космосу. Особливістю заправки РУМТ і розгінних блоків є порівняно невеликі (до 450 кг) дози заправлених висококиплячих компонентів палива (звичайно це: окислювач - азотний тетраоксид, пальне - несиметричний диметилгідразин), попереднє дегазування компонентів палива до низьких залишкових концентрацій наявних газів ( $\leq 0,01$  г/л), вакуумування баків РУМТ перед заправкою до величини залишкового тиску  $\leq 0,5$  мм рт. ст., підвищені вимоги до точності дозування заправляваних компонентів палива ( $\delta \leq \pm 0,3$  % щодо маси). Указані блоки заправляються перед початком заправки перших ступенів ракети-носія й ампулізуються після заправки.

Відомий спосіб заправки баків РУМТ і космічних апаратів шляхом дегазування і термостатування компонентів палива в наземних заправних ємкостях, заправки палива в ємкість вагового дозатора, вакуумування заправляваного бака РУМТ і заправних магістралей, заправки відмірюваної в дозаторі дози компонентів у бак

РУМТ з автоматичним відсіканням дози (див. у кн.: Космодром. - М.: Воениздат, 1997. - С. 185-186, рис. 5.12).

Недоліком цього способу заправки є необхідність використання складного і дорогого обладнання у складі наземного вагового дозатора, системи автоматизованого керування, яка забезпечує автоматичне відсікання дози, спеціальних поршневих вакуумних насосів для забезпечення глибокого вакууму в заправляваних паливних баках. Комплекс такого обладнання звичайно реалізується у вигляді стаціонарної заправної станції, вартість якої (за аналогією з існуючими станціями на космодромах Байконур і Плесецьк) складає 2-2,5 млн. дол. США, що в ряді випадків є неприйнятним для замовників космічної техніки.

Найбільш близьким до пропонованого є спосіб заправки компонентами палива баків ракети-носія шляхом заповнення з наземної заправної ємкості тарованого об'єму бака компонентом палива, термостатованим до заданої температури в наземній заправній ємкості, із відмірюванням заданої дози заправки засобами заправляваного бака (див. у кн.: Космодром. - М., 1977, с. 186-187, рис. 5.13). Даний спосіб заправки має переваги перед аналогом щодо спрощення і здешевлення заправного

(19) UA (11) 75908 (13) C2

обладнання. У даному способі задана масова доза заправленого компонента палива визначається з виразу

$$M = V\rho \quad (1)$$

де  $M$  - задана масова доза заправленого компонента палива;

$V$  - заданий тарований об'єм у баці;

$\rho$  - густина заправленого компонента палива при заданій температурі  $t$  компонента палива.

На заводі-виготовлювачі у баках ракети-носія відмірюється заданий об'єм  $V$  і встановлюється датчик контролю рівня, який відповідає заданому об'єму бака і при заправці бака компонентами палива видає сигнал про закінчення заправки. При цьому у бак буде заправлено заданий об'єм компонента палива  $V$ . Компонент палива перед заправкою термостатують у наземній заправній ємкості до одержання заданої температури  $t$ , отже після відсікання об'єму  $V$  компонента палива з температурою  $t$  у бак буде заправлена (згідно з виразом (1)) задана маса компонента  $M$ . При цьому у складі заправного обладнання відсутні наземний ваговий дозатор і спеціальна автоматична система керування заправкою, що спрощує засоби заправки та знижує їх вартість. Звичайно таким способом здійснюють заправку перших ступенів ракети-носія.

У баках РУМТ, для яких звичайно застосовують мембранні витискні пристрої, що забезпечують багаторазовий запуск РУМТ в умовах космосу, встановлювати всередині баків датчики рівня не уявляється можливим. Тому щодо баків РУМТ відомий спосіб реалізується шляхом тарування всього геометричного об'єму бака на заводі-виготовлювачі (об'єм  $V$ ), а при заправці - заповненням усього тарованого об'єму бака без газових об'ємів. Це можливо, наприклад, при наявності дренажного штуцера, встановленого у верхньому полюсі бака, і при заправці бака до переливу через дренажний штуцер. У цьому випадку задана температура  $t$  заправленого компонента у баці повинна бути рівною максимальній температурі  $t_{\max}$  експлуатації ракети-носія. Нижче  $t_{\max}$  ця температура бути не може, оскільки при можливому подальшому нагріванні компонента в ампулізованому (герметизованому) баці у процесі експлуатації ракети до заданої температури  $t_{\max}$  можливе руйнування бака за рахунок молекулярних сил температурного розширення заправленого компонента. Заправка бака компонентом палива з температурою  $t > t_{\max}$  не спричинить руйнування бака, але приведе до помилки дозування (недозаправка), величина якої пропорційна величині  $(t - t_{\max})$ . У той же час величина  $(t - t_{\max})$  є випадковою величиною, яка залежить від точності термостатування компонента, зовнішніх температурних факторів, похибки вимірювання температури та ін., а отже, не може бути врахована завчасно поправкою до дози. Звичайно точність відомого способу дозування не перевищує  $\pm 0,5\%$  від

заданої маси заправленого компонента, що для заправки баків РУМТ не допустимо (задається звичайно точність  $\pm 0,3\%$ ).

Таким чином, недоліком прототипу є низька точність дозування заправлених компонентів палива.

В основу винаходу поставлена задача шляхом використання ознак прототипу і заправки баків компонентами палива з температурою на  $3...5^\circ\text{C}$  вище максимальної температури експлуатації ракети-носія підвищити точність дозування заправлених компонентів палива за рахунок охолодження заправленого бака до заданої температури компонентів палива у баці при безперервному сполученні заправленого бака з наземною заправною ємкістю у процесі охолодження бака.

Суттєвими відмінними ознаками пропонованого способу є:

- заправка у бак компонента палива з температурою, що перевищує на  $3...5^\circ\text{C}$  максимальну температуру експлуатації ракети-носія;

- охолодження заправленого у бак компонента палива до температури, рівній максимальній температурі експлуатації ракети-носія, при безперервному сполученні охолоджуваного бака з наземною заправною ємкістю.

Сукупність суттєвих відмінних ознак пропонованого способу і суттєвих ознак прототипу (щодо заповнення тарованого паливного бака компонентом палива без газового об'єму в баці) забезпечить рішення поставленої задачі.

Суть пропонованого способу полягає в тому, що паливний бак заправляють компонентом палива, нагрітим до температури, що перевищує на  $3...5^\circ\text{C}$  максимальну температуру експлуатації ракети-носія, і роблять витримування. У процесі витримування безперервно сполучують заправлений бак з наземною заправною ємкістю, при цьому охолоджують заправлений бак до одержання в ньому температури компонента палива, рівній максимальній температурі експлуатації ракети-носія, і ампулізують бак.

Суть винаходу показана на схемі, на прикладі заправки бака РУМТ висококиплячими компонентами палива із транспортно-заправного контейнера (ТЗК), що містить паливну ємкість і зовнішній кожух, у якому розміщена паливна ємкість.

На схемі зображені: 1 - паливна ємкість ТЗК; 2 - кожух ТЗК; 3 - теплоventильатор, що подає гаряче повітря всередину кожуха 2; 4 - датчики температури, встановлені на ємкості 1; 5 - джерело стисненого газу, наприклад, азоту; 6, 7, 8 - запірні елементи (вентилі) ТЗК; 9 - заправляюваний бак РУМТ; 10 - дренажний пристрій; 11 - датчик температури бака 9; 12 - запірний елемент (вентиль); 13 - заправний пристрій; 14 - ежектор; 15 - зливна ємкість; 16 - оглядовий пристрій; 17, 18 - запірні елементи (вентилі) зливної ємкості 15; 19 - мановакууметр; 20 - адсорбер парів компонентів палива; 21 - запірний елемент (вентиль) адсорбера 20.

Пропонований спосіб заправки може бути проілюстрований такою технологією робіт з заправки баків РУМТ окислювачем - тетраоксид діазоту, паливом - несиметричним диметилгідразин. Для заправки нагрівають компонент палива в ємкості 1 до температури

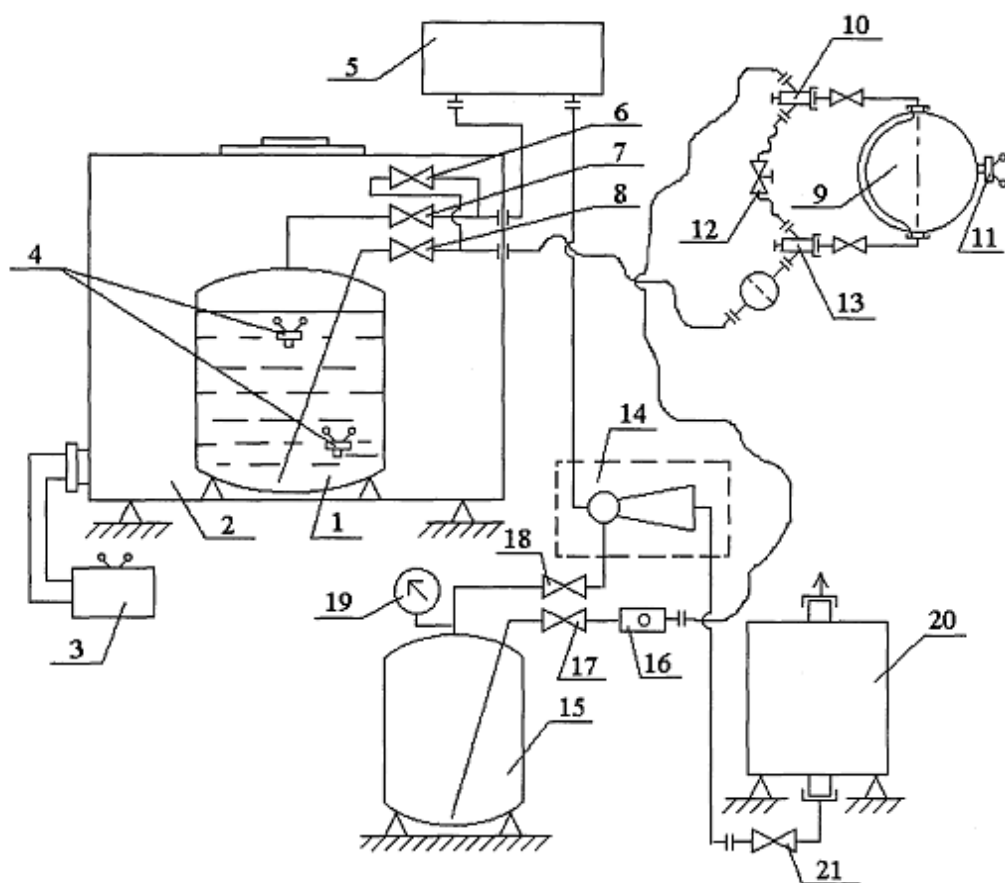
$t = t_{\max} + \pm 0,5 \dots 1,0^{\circ}\text{C}$  подачею всередину кожуха 2 гарячого повітря від теплоventильатора 3. Температура компонента палива в ємкості 1 контролюється датчиками температури 4. Величина перегріву  $(5 \dots 10)^{\circ}\text{C}$  заправлюваного компонента палива визначалася розрахунково-дослідним шляхом для різних початкових температур конструкції бака (в залежності від пори року) і кількості заправлюваних компонентів (до 450 кг). Здійснюють проливу і заповнення заправних магістралей ТЗК нагрітим компонентом палива, для чого відкривають вентиль 7 і подають у ємкість 1 тиск газу  $(1 \dots 3 \text{ кгс/см}^2)$  від джерела 5. Відкривають вентиль 8 ТЗК, вентиль 12 магістралі, вентилі 17, 18 зливної ємкості 15, вентиль 21 адсорбера 20, при цьому компонент палива витісняється з ємкості 1, заповнює заправну і дренажну магістраль і надходить у зливну ємкість 15, а парогазова суміш із зливної ємкості дренується в адсорбер 20. Пари палива поглинаються в адсорбері й не забруднюють навколишнє середовище. Заповнення магістралей контролюють за наявністю компонента палива в оглядовому пристрої 16. Закривають вентиль 12 (при цьому роз'єднуються дренажна і заправна магістралі) і подають стиснений газ від джерела 5 в ежектор 14. За допомогою ежектора 14 створюється вакуум в ємкості 15 і в дренажній магістралі. Величину вакууму контролюють мановакууметром 19 ємкості 15. Під дією вакууму спорожняється від компонента палива дренажна магістраль. Спорожнення магістралі контролюють за відсутністю компонента в оглядовому пристрої 16. Відкривають на баці 9 дренажний клапан за допомогою пристрою 10, відкривають заправно-зливний клапан за допомогою заправного пристрою 13 і здійснюють заправку паливного бака 9 компонентом палива. Компонент палива надходить у бак 9, при цьому пари палива інтенсивно заповнюють газовий об'єм бака 9 і потім витісняються у зливну ємкість 15, звідки парогазова суміш надходить через адсорбер 20 у атмосферу. У процесі заправки компонент палива неминує буде охолоджуватися за рахунок теплообміну з більш холодною конструкцією бака та за рахунок генерації парів палива у баці. Температура заправленого компонента палива у баці 9 контролюється за датчиком 11 температури бака. Заправка продовжується до переливу через дренажний штуцер бака, встановлений у верхньому полюсі бака, при цьому весь геометричний об'єм бака, тарований на заводі з нормованою точністю (звичайно - не гірше  $\pm 0,2 \%$ ), заповнюється паливом.

Контролюють появу палива в оглядовому пристрої 16, після чого фіксують температуру палива у баці за датчиком 11. Заправку продовжують до одержання температури заправленого компо-

нента палива, що перевищує значення  $t_{\max}$  на  $3 \dots 5^{\circ}\text{C}$ . Температура  $(3 \dots 5)^{\circ}\text{C}$  є необхідним температурним запасом, який одночасно ураховує похибку вимірювання температури у баці за датчиком 11 ( $\pm \delta_t$ ). Для існуючих моделей датчикової апаратури  $\delta_t = \pm 0,5 \dots 1,0^{\circ}\text{C}$ . (За умовою заправки початкова температура заправленого у бак компонента не повинна бути нижче заданого значення максимальної температури експлуатації ракетносія).

Закривають дренажний клапан бака 9 за допомогою дренажного пристрою 10 і роблять витримку. У процесі витримки безперервно сполучують порожнину бака 9 з паливною ємкістю 1 через відкритий заправно-зливний клапан 13 бака 9. Оскільки температура навколишнього повітря на момент заправки буде завжди нижче  $t_{\max}$  (заправку здійснюють у приміщенні заправної станції, в якій підтримується температура не вище  $26^{\circ}\text{C}$  або на відкритому повітрі у прохолодний час доби), то заправлений компонент палива починає охолоджуватися і при цьому зменшуватися в об'ємі (стискуватися). У баці 9 виникає розрідження, під дією якого компонент палива з паливної ємкості 1 буде підживлювати заправлений об'єм бака, при цьому нівелюється можлива похибка недозаправки. Контролюють температуру бака 9 за датчиком 11. Охолодження продовжують до одержання температури палива у баці  $t_{\max} + \Delta t$ , де  $\Delta t$  - випадкова складова похибки вимірювання датчикової апаратури (не перевищує  $1^{\circ}\text{C}$ ). Після досягнення заданої вимірної температури палива у баці  $t_{\max} + 1^{\circ}\text{C}$  (при цьому реальна температура палива у баці  $\geq t_{\max}$ ) закривають заправно-зливний клапан на баці 9 за допомогою пристрою 13 і відсікають порожнину бака 9 від паливної ємкості 1 ТЗК, і потім ампулізують бак. Аналіз виразу (1) з урахуванням досягнаних похибок забезпечення величин  $V$  ( $\pm 0,2 \%$ ) та  $\rho$  ( $\leq \pm 0,17\%$  - для  $\delta_t = \pm 1^{\circ}\text{C}$ ) підтверджує можливість заправки заданої дози компонентів палива з похибкою не гірше  $\pm 0,3 \%$  ( $\delta M = \pm 0,3\%$ ).

Таким чином, запропонована технологія заправки дозволяє в основному компенсувати вплив випадкових експлуатаційних факторів на точність заправки, що забезпечує підвищення точності дозування при заправці без використання складних та багатокоштованих систем. Даний винахід пропонується до використання в нових зразках ракетної техніки, що розробляється в теперішній час.



Фіг.