



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **120529** (13) **C2**

(51) МПК (2019.01)

**C06B 29/22** (2006.01)

**C06B 47/00**

**F02K 9/08** (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО РОЗВИТКУ  
ЕКОНОМІКИ, ТОРГІВЛІ ТА  
СІЛЬСЬКОГО ГОСПОДАРСТВА  
УКРАЇНИ

**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД**

<b>(21)</b> Номер заявки: <b>а 2017 09273</b>	<b>(72)</b> Винахідник(и): <b>Кравченко Олег Вікторович (UA), Велігоцький Дмитро Олексійович (UA), Авраменко Андрій Миколайович (UA)</b>
<b>(22)</b> Дата подання заявки: <b>21.09.2017</b>	
<b>(24)</b> Дата, з якої є чинними права на винахід: <b>26.12.2019</b>	
<b>(41)</b> Публікація відомостей про заявку: <b>25.07.2019, Бюл.№ 14</b>	<b>(73)</b> Власник(и): <b>ІНСТИТУТ ПРОБЛЕМ МАШИНОБУДУВАННЯ ІМ. А.М. ПІДГОРНОГО НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ,</b> вул. Пожарського, 2/10, м. Харків, 61046 (UA)
<b>(46)</b> Публікація відомостей про видачу патенту: <b>26.12.2019, Бюл.№ 24</b>	<b>(56)</b> Перелік документів, взятих до уваги експертизою: GB 987332 A, 24.03.1965 GB 1513706 A, 07.06.1987 RU 2415831 C1, 10.04.2011 RU 2258057 C2, 10.08.2005

**(54) СУМІШЕВЕ ТВЕРДЕ РАКЕТНЕ ПАЛИВО**

**(57) Реферат:**

Винахід належить до оборонної і ракетно-космічної техніки та може бути використаний при створенні сумішевих твердих палив для ракетних двигунів і артилерійських систем. Заявлено паливо, при такому співвідношенні компонентів, мас. %: порошок алюмінію - 5-15; порошок магнію - 2-5; епоксидну смолу - 1,0-3,5; вуглеводневе сполучне з каучуковою основою - бутилкаучук - 7-10, пластифікатор - діоктилсебацінат - 1,0-3,0; отверджувач - окис свинцю - 0,2-0,5 і гексоген - 0,1-1,0; стабілізатори горіння - порошок поліетилену - 3-10 і оксид заліза - 0,1-1 та перхлорат амонію - решта. Технічний результат: підвищення надійності роботи ракетного двигуна при зниженні теплового навантаження відпрацьованих газів, абляційного і абразивного зношування критичного перерізу сопла.

UA 120529 C2



Винахід належить до оборонної і ракетно-космічної техніки та може бути використаний при створенні сумішевих твердих палив для ракетних двигунів і артилерійських систем.

Відоме сумішове тверде ракетне паливо [Пат. РФ 2430902, C06D5/06, C06B29/22, 2012] на основі перхлорату амонію (ПХА), що включає полідивінілізопреновий каучук з кінцевими епоксидними групами, полібутадієновий каучук з кінцевими карбоксильними групами, анілін, параамінобензойну кислоту, металеве пальне - алюміній дисперсний, каталізатор отвердіння - стеарат цинку, як пластифікатор - суміш полідивінілізопренового каучуку, ді-(2-етилгексилсебацінату (діоктилсебацінату) і трибутилфосфату, як модифікатор горіння - продукт ОСФ (диметилосилін фероцен), причому співвідношення полідивінілізопренового каучуку з кінцевими епоксидними групами до полібутадієнового каучуку з кінцевими карбоксильними групами становить 0,9 моля (5,0...7,1 мас. %) на 0,11...0,2 моля (0,54...1,1 мас. %).

Відома композиція сумішевого твердого ракетного палива з підвищеним вмістом полімерної сполучної неефективна у використанні внаслідок швидкої полімеризації компонентного складу, що призводить до відшаровування паливного заряду від термостахісного шару.

Відоме газогенеруюче паливо [Пат. РФ 2401254 C06D 5/06, C06B29/22, 2010], що містить, мас. %: як окиснювач - перхлорат амонію 50,0-79,0, як пальне - металевий алюміній 1,0-10,0 і термопластичний компонент - 20,0-40,0, який включає хлорований поліетилен або полівінілхлорид, або хлорований полівінілхлорид, або хлорсульфований поліетилен або його суміші з хлорвмісною низькомолекулярною сполукою (хлорпарафіном або метилхлороформом, або тетрахлоретаном, або перхлоретиленом, або хлорбензолом, або гексахлор-п-кілол) у співвідношенні 1:0,1-1:2 і технологічну домішку - 0,05-1,0 стеарат кальцію або цинку.

Склад не призначений до використання як композиція для виробництва твердопаливних елементів, відрізняється низьким вмістом пластифікуючих компонентів (термопластичної сполучної) для формування просторової полімерної матриці з ефективним утриманням діючих енергетичних домішок при формуванні заряду.

Найбільш близьким за технічним результатом є сумішове тверде ракетне паливо [Пат. РФ 2258057, C06D5/06, C06B45/10, 2005], що включає енергетичний компонент: порошок алюмінію - 5-15 % і гексоген (поліметилєнополінітроамін) - 15-35 %, пальне-сполучне - дивінілнітрільний каучук з кінцевими карбоксильними групами - 7-10 %, епоксидну смолу - 1,0-3,5 %, як домішка і наповнювач окис свинцю - 0,2-0,5 %, пластифікатор - діоктилсебацінат - 1,0-3,0 %, діетилфероцен - 0,5-2,0 %, лецитин 0-0,05-0,20 %, а як неорганічний окиснювач - перхлорат амонію, у залишку до 100 % масових відсотків.

Відомий склад відрізняється низькою збалансованістю експлуатаційних властивостей. При цьому низька стабілізаційна здатність складу, що обумовлена високим відсотковим вмістом енергоємного наповнювача - гексогену (15-35 %), підвищує ймовірність детонаційного спрацьовування на стадії виготовлення та небезпеку переходу горіння в детонаційну фазу при спрацьовуванні заряду. А некомпенсований абразивний вплив елемента розкладання металевого пального  $Al_2O_3$  при високотемпературному киданні з великою швидкістю режиму спрацьовування призводить до зниження надійності реактивного двигуна. Крім того, наявність у складі лецитину, який у відомому складі запобігає формуванню великих кристалів гексогену, при температурах нижче 0 °C призводить до підвищеної крихкості та розшарування заряду, а вище 40 °C - до розм'якшення, що звужує температурний діапазон експлуатації.

В основу винаходу поставлено задачу створення сумішевого твердого ракетного палива шляхом якісної зміни складу, у тому числі, за допомогою додавання компонентів з більшою енергією активації, що дозволяє знижувати максимальну температуру горіння без зниження об'єму вихідних газів і теплотворної здатності при частковій заміні високоенергетичних компонентів (алюмінію, гексогену) на низькотемпературний компонент високої густини, що дозволяє збалансувати склад за технологічними і експлуатаційними властивостями для зниження температурних навантажень і корозійного впливу агресивного середовища в проточній частині ракетного двигуна, за рахунок чого досягнуте поліпшення технологічних та експлуатаційних характеристик палива, підвищення надійності роботи ракетного двигуна при зниженні теплового навантаження відпрацьованих газів, абляційного і абразивного зношування критичного перерізу сопла.

Поставлена задача вирішується тим, що в сумішове тверде ракетне паливо, яке включає перхлорат амонію, порошок алюмінію, епоксидну смолу, вуглеводневу сполучну з каучуковою основою, пластифікатор - діоктилсебацінат, отверджувач - окис свинцю і гексоген, згідно з винаходом, додатково введено як домішки палива - дисперсний магній, вуглеводневої сполучної з каучуковою основою - бутилкаучук, стабілізаторів горіння - порошок поліетилену і оксид заліза 0,1-1, при такому співвідношенні компонентів, мас. %:

порошок алюмінію

5-15

порошок магнію	2-5
епоксидна смола	1,0-3,5
бутилкаучук	7-10
окис свинцю	0,2-0,5
гексоген	0,1-1
діоктилсебацинат	1,0-3,0
порошок поліетилену	3-10
оксид заліза	0,1-1
перхлорат амонію	решта.

Додавання до складу сумішевого твердого ракетного палива магнію (у вигляді дисперсного порошку) кількістю 2-5 % як елемента з меншою густиною і більш низьким енерговмістом, ніж алюміній, який склад містить у кількості 5-15 %, при загальному обмеженні вмісту металевого енергетичного компонента до 25 % (з розрахунку високого значення питомого імпульсу, що досягається при горінні утвореного енергетичного компонента тугоплавкого оксиду  $Al_2O_3$ ), дозволяє знизити чутливість горіння до змін початкової температури заряду і параметрів внутрішньої балістики ракетного двигуна шляхом демпфірування випадково виникаючих коливань, тобто поліпшити технологічні та експлуатаційні характеристики палива.

Додавання до складу сумішевого твердого ракетного палива ненасиченого бутил каучуку 7-10 % (при стабілізації його антиоксидантами, що входять до складу палива), який істотно перевищує по експлуатаційних характеристиках інші види високоненасичених каучуків, у тому числі насичені синтетичні ізопренові, бутадієнові каучуки, підвищує стійкість ракетного палива під дією комбінованого теплового, світлового й озонного факторів впливу агресивних середовищ і  $H_2O_2$ , що дозволяє поліпшити технологічні та експлуатаційні характеристики ракетного палива.

Додавання до складу поліетилену (порошок) 3-10 %  $(CH_2CHR)_n$  з теплотворною здатністю 40 МДж/кг - дозволяє підвищити термостабільність при значній енергоємності, високій газопродуктивності і відносно низьких температурах термічного розкладання.

Додавання навіть у незначній кількості до складу палива оксиду заліза 0,1-1 % як стабілізуючого зміцнюючого агента для співполімеризації зі сполучною і затверджувачем, який здатний ефективно зв'язувати вільні радикали, дозволяє підвищити швидкість процесу горіння, стабілізувати його і деактивувати вплив вільних радикалів та іонів, що утворюються при механічному, електричному, тепловому впливі на вибухову речовину складу.

Наявність у складі як додаткового окиснювача гексогену 0,1-1 % виключно в малих дозах для без детонаційного горіння дозволяє підвищити теплотворну здатність і збільшити питомий імпульс твердого ракетного палива, що поліпшує експлуатаційні характеристики твердопаливного двигуна і ракети в цілому.

Відмінні ознаки запропонованого технічного рішення дозволяють реалізувати технічний результат з виконанням поставленої задачі - поліпшення технологічних та експлуатаційних характеристик палива, підвищення надійності роботи ракетного двигуна при зниженні теплового навантаження відпрацьованих газів, абляційного і абразивного зношування критичного перерізу сопла.

Оскільки ефективність сумішевого твердого ракетного палива визначається здатністю до запалювання і згоряння без доступу повітря при виділенні великої кількості нагрітого до високої температури газоподібного робочого тіла для створення реактивної тяги у твердопаливних ракетних двигунах, то проектування паливних зарядів доцільно проводити шляхом підбору компонентів з оптимальною комбінацією фізико-хімічних, енергетичних властивостей на основі дослідження характеристики швидкості горіння виходячи з кількісного утворення газів при горінні сумішевого твердого палива в одиницю часу.

Та оскільки, швидкість горіння палива залежить від тиску у двигуні, початкової температури палива, його густини, енергетичних характеристик, природи складових частин палива, розміру часток окиснювача і каталізаторів горіння, впливу швидкості газового потоку, обдуваючого поверхню палива, що горить, тому залежність швидкості горіння від тиску є основною термодинамічною характеристикою.

Сумішеве тверде ракетне паливо у вигляді гетерогенної композиції включає неорганічний окиснювач за який запропонований склад містить перхлорат амонію  $NH_4ClO_4$  у кількості 80,6-51 % від загальної маси, котрий у порівнянні з іншими окиснювачами відрізняється невисокою температурою розкладання зі здатністю вивільнення компонентів тільки на газоподібні складові, що мають невелику молекулярну вагу і оптимальну комбінацію фізико-хімічних, енергетичних та експлуатаційних характеристик.

Додавання поліетилену (порошок) 3-10 % - компонента з високою теплотворною здатністю ( $\text{CH}_2\text{CHR}$ )<sub>n</sub>=40 МДж/кг), енергоємністю, газопродуктивністю і відносно низькими температурами термічного розкладання при наявності в компонентному складі палива суміші ПХА+поліетилен, енергія пістивації якої становить до  $E=59$  ккал/мол з одночасною витратою енергії на запалювання, що у 2 рази перевищує витрату енергії на запалювання стандартного твердого ракетного палива на реактивній суміші з діючою речовиною ПХА+алюміній ( $E=29-30$  ккал/моль), дозволяє знизити максимальні температури газів і полум'я. При цьому процес горіння поліетилену, супроводжуваний значним виділенням водню (до 10 %), дозволяє шляхом збільшення швидкості горіння твердого реактивного палива при піднятті тиску (за рахунок енергетичного потенціалу інших компонентів у камері згоряння) підвищити швидкість польоту ракети, а отже і ефективність застосування при зниженні уразливості ракети для виявлення засобами протиповітряної оборони.

Як пальне-сполучне для формування просторової матриці пластифікованого полімеру запропонований склад включає складові, що входять у кількість, яка не перевищує 10-25 % від загальної маси складу, у тому числі полімерне-сполучне - бутил каучук - 7-10 %, що складається з довгих ланцюгів полімерних сполук, епоксидну смолу - 1,0-3,5 % і порошок поліетилену - 15-30 %. Крім того, наявність у складі як вторинного пластифікатора діоктилсебацнату 1,0-3,0 % приводить до поліпшення технологічності в процесі полімеризації і подальшого зберігання, сприяє стабільності механічних властивостей одержуваного палива.

При цьому для досягнення оптимальних механічних характеристик об'ємне співвідношення твердої фази і сполучного (полімер + пластифікатор: бутил каучуку - 7-10 %, епоксидної смоли - 1,0-3,5 %, порошку поліетилену - 3-10 % і діоктилсебацнату - 1,0-3,0 %) у складі пальне-сполучне має становити 2,5-3,0, оскільки при ступені наповнення вище прийнятої величини, паливу властиво окрихчення, а при менших значеннях паливо відрізняється повзучістю.

Як енергетичний компонент запропонований склад включає дисперсні алюміній - 5-15 % і магній - 2-5 % у кількості, що не перевищує 25 % від загальної маси складу, які підвищують густину палива і його теплотворну здатність при енерговмісті металевго компонента (Al+Mg) на рівні 30 МДж/кг, що дозволяє знизити чутливість горіння до змін початкової температури заряду і параметрів внутрішньої балістики ракетного двигуна шляхом демпфірування випадково виникаючих коливань.

На відміну від стандартного твердого ракетного палива відомих складів з основою ПХА+алюміній, у яких при некомпенсованому поліетиленом горінні утворювана тверда фаза окисненого абразивного алюмінію  $\text{Al}_2\text{O}_3$  із високим внутрішнім тертям у реактивному струмені газів і полум'я, що при температурі до 3600 К зі швидкістю до 3 км/с викидається через сопло, спричиняючи інтенсивне абразивне зношування критичного перерізу сопла, у запропонованому модифікованому складі з частковою заміною металевго енергетичного компонента алюмінію на поліетилен високої густини температурне навантаження і масовий вміст конденсованої фази ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) продуктів реакції значно зменшується, що дозволяє за рахунок збалансування тепловідведення складу знизити максимальну температуру полум'я і газів при горінні, суттєво понизивши рівень теплового навантаження на корпус ракети для усунення абляційного і абразивного зношування критичного перерізу сопла, тобто поліпшити технологічні та експлуатаційні характеристики палива, підвищити надійність роботи ракетного двигуна.

Як додатковий окиснювальний елемент (для підвищення питомого імпульсу) і енергетичну домішку, запропонований склад включає гексоген 0,1-1 % (включно у малій дозі для бездетонаційного горіння), що підвищує ефективність згоряння енергетичного компонента Al+Mg.

Як стабілізуюча домішка запропонований склад включає хімічно активний агент оксид заліза 0,1-1 %, використовуваний для підвищення міцнісних характеристик паливного заряду та як каталізатор розкладання ПХА, що також сприяє розкладанню великих молекул бутил каучуку.

Наявність у складі як каталізатора окису свинцю 0,2-0,5 % поліпшує балістичні характеристики шляхом зменшення залежності швидкості горіння від тиску, що дозволяє за допомогою регулювання швидкості горіння стабілізувати характеристики заряду в ракетних і артилерійських системах, одночасно усунувши негативний вплив агресивного середовища, що спричиняє обміднення стовбура ракетної установки.

Приготування сумішевого твердого ракетного палива полягає в роздільній підготовці його компонентів у строгій відповідності з відсотковим вмістом, яке здійснюється з кожною зі складових при рівномірному перемішуванні на низьких оборотах роторного диспергатора:

- окиснювально-відновлювальної ініціюючої системи з окиснювачем на основі перхлорату амонію  $\text{NH}_4\text{ClO}_4$  у кількості 80,6-51 % при додатковому додаванні гексогену 0,1-1 %.

- пальне-сполучне при змішуванні олігомерів пластифікаторів і органічної частини окиснювально-відновної ініціюючої системи (полімер+пластифікатор) у суміші бутил каучуку 7-10 %, епоксидної смоли 1,0-3,5 %, порошку поліетилену 15-30 % з додаванням вторинного пластифікатора діоктилсебацинату 1,0-3,0 %,

5 - енергетичного компонента у складі суміші мікродисперсних металевих порошків (з розміром часток 0,1 мкм) алюмінію - 5-15 %, магнію - 2-5 % з додаванням дисперсних порошків оксиду заліза - 0,1-1 % і окису свинцю - 0,2-0,5 %.

Остаточню склад сумішевого твердого ракетного палива одержують шляхом змішування в роторному змішувачі при низькій швидкості обертання окиснювально-відновної ініціюючої системи і пальне-сполучне з іншими твердими компонентами (енергетичним компонентом, каталізаторами горіння, стабілізаторами хімічної стійкості тощо.)

Пластифікація складу відбувається при взаємодії активних функціональних груп (молекул) пластифікатора (до складу якого попередньо додані технологічні домішки) з відповідними групами молекул сполучного, які створюють екрануючий ефект і послабляють силову взаємодію сполучного. При цьому ланцюги полімерного бутилкаучуку зшиваються епоксидною смолою в процесі формування поперечних СН-(-О-)-СН зв'язків, що сприяють утворенню еластичного для формування зарядів просторового полімеру, наповненого технологічними домішками. При цьому у складі сумішевого ракетного палива одні й ті самі молекули складу одночасно виконують функції як пальне-сполучне та енергетичний компонент.

20 Заряди сумішевого ракетного палива формують при заповненні попередньо покритих антиадгезивом форм з подальшою витримкою паливних зарядів протягом заданого проміжку часу при підвищеній температурі (45-70 °С) у термокамері для остаточного спікання компонентів. Після полімеризації пальне-сполучне сіткою поперечних зв'язків, паливний заряд охолоджують і направляють для остаточного складання ракетного двигуна.

25 Результати досліджень експлуатаційних характеристик доводять, що в сукупності властивостей запропонований склад сумішевого ракетного палива, який включає додані компоненти в заданих інтервалах значень, відповідає вимогам, що висуваються до такого роду складів для створення реактивної тяги у твердопаливних ракетних двигунах, котрий за технологічними та експлуатаційними характеристиками відрізняється підвищеною надійністю при використанні в реактивних системах для зниження теплового навантаження відпрацьованих газів, абляційного і абразивного зношування критичного перерізу сопла.

#### ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

35 Сумішеве тверде ракетне паливо, яке містить перхлорат амонію, порошок алюмінію, епоксидну смолу, вуглеводневе сполучне з каучуковою основою, пластифікатор - діоктилсебацинат, отверджувач - окис свинцю і гексоген, яке **відрізняється** тим, що додатково містить як домішки - дисперсний магній, як вуглеводневе сполучне з каучуковою основою - бутилкаучук та додатково стабілізатори горіння - порошок поліетилену та оксид заліза, при такому співвідношенні компонентів, мас. %:

порошок алюмінію	5-15
дисперсний магній	2-5
епоксидна смола	1,0-3,5
бутилкаучук	7-10
окис свинцю	0,2-0,5
гексоген	0,1-1,0
діоктилсебацинат	1,0-3,0
порошок поліетилену	3-10
оксид заліза	0,1-1,0
перхлорат амонію	решта.

---

Комп'ютерна верстка А. Крижанівський

---

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