



УКРАЇНА

(19) UA (11) 38030 (13) A

(51) 7 F03H5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС

ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ
НА ВИНАХІДвидається під
відповідальність
власника
патенту

(54) СПОСІБ ОДЕРЖАННЯ РЕАКТИВНОЇ ТЯГИ ДЛЯ КОСМІЧНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

(21) 2000052838

(22) 18.05.2000

(24) 15.05.2001

(33) UA

(46) 15.05.2001, Бюл. № 4, 2001 р.

(72) Фоминський Леонід Павлович, Потапов Юрій
Семенович

(73) Фоминський Леонід Павлович

(57) 1.Спосіб одержання реактивної тяги для космічних літальних апаратів, який включає формування спрямованого потоку робочого тіла - елементарних часток, що утворюються при ядерних реакціях у пристрої для здійснення ядерних реакцій, розташованому на космічному літальному апараті, який відрізняється тим, що як робоче тіло використовують гамма-кванти та/або нейтрино, які випромінюються при реакціях синтезу ядер атомів

хімічних елементів з ядер атомів водню в речовині з вмістом водню.

2. Спосіб за п.1, який відрізняється тим, що ініціювання ядерних реакцій та формування спрямованого потоку елементарних часток здійснюють шляхом приведення у вихровий або обертальний рух тієї речовини з вмістом водню, у якій здійснюють ядерні реакції, при розташуванні осі обертання цієї речовини уздовж потрібного напрямку реактивної тяги.

3. Спосіб за п.1, який відрізняється тим, що як речовину з вмістом водню, у якій здійснюють ядерні реакції, використовують воду або вуглеводневі рідини та спирти або їхню суміш з водою.

4. Спосіб за п.1, який відрізняється тим, що випромінювання спрямованого потоку робочого тіла в космічний простір здійснюють крізь стінки космічного літального апарату.

Винахід належить до космічної техніки, зокрема, до особливих способів та пристроїв для отримання реактивної тяги і може бути використаний при створенні маршових двигунів та двигунів корекції космічних літальних апаратів, наприклад, космічних кораблів для міжпланетних та міжзоряних польотів.

Відомі ракетні двигуни, у яких створення реактивної тяги здійснюється за рахунок формування направленої струменя робочого тіла - продуктів згоряння хімічного палива. Швидкість V_u витікання цього струменя із сопла двигуна не набагато перевищує швидкість звука, а тому для розвитку значної тяги, що визначається відомою формулою $F = V_u \cdot dm/dt$, у якій dm/dt - витрата за одиницю часу маси робочого тіла, яке викидається із сопла двигуна, потрібні великі витрати робочого тіла (продуктів згоряння). Саме тому космічні ракети оснащують величезними баками з паливом та окислювачем, і більша частина роботи двигунів здійснюється для транспортування цих баків з їх вмістом. Зменшення витрати робочого тіла при незмінній тязі двигуна досягають за рахунок збільшення швидкості V_u витікання потоку робочого тіла із сопла при підвищенні температури горіння палива. Але остання обмежена температуростійкістю конструктивних матеріалів двигуна.

Відомі також іонні (електростатичні) реактивні двигуни, описані, наприклад, у [Политехнический словарь, М, Сов. Энциклопедия, 1989]. Вони формують не струмінь продуктів згоряння, а направлений потік іонів, прискорених електричним полем у двигуні до швидкостей $V_u \sim 0,01$ від величини швидкості світла у вакуумі C . Такі швидкості витікання робочого тіла є недосяжними для реактивних двигунів, які працюють на хімічному паливі. Але конструкції існуючих іонних двигунів нагадують скоріше електронні прилади, а не силові установки. Вони потребують досить обережного поводження через тонкість і крихкість їх деталей, а тому є не дуже надійними. Сучасні іонні двигуни розвивають реактивну тягу всього $\sim 0,01H$ і їх використовують лише як двигуни корекції космічних апаратів, а не у якості маршових двигунів. У якості іонного тіла в іонних двигунах найчастіше використовують іони металів, що легко іонізуються, таких як цезій. При цьому окрім витрат електроенергії на прискорення іонів потрібні ще й витрати її на розігрів та іонізацію вихідного метала. В результаті роботи при температурах вище $1000^\circ C$ метал деталей іонного двигуна швидко руйнується, а тому ресурс їх роботи не перевищує декількох сотень годин.

Чим більша швидкість витікання іонів V_u , тим менша потрібна їх витрата, тим менший запас ро-

(19) UA (11) 38030 (13) A

бочого тіла треба везти з собою на космічному апараті. Однак збільшення швидкості витікання іонів потребує збільшення енерговитрат на їх прискорення в іонному двигуні. Необхідна потужність прискорювача визначається відомим виразом $W \approx F \cdot \sqrt{E_i / 2m_i}$, у якому m_i - маса іона. E_i - його кінетична енергія. Так, при типових енергіях іонів $E_i \sim 10$ кеВ для розвитку тяги $F \sim 0,01$ Н іонний двигун споживає ~ 1 кВт електричної потужності та витрачає більше 10^{-7} кг цезію за секунду (0,03 кг/рік).

Якщо космічний апарат має масу $M = 10$ тонн, то за допомогою такого іонного двигуна швидкість цього апарата V_k може бути змінена на величину $\Delta V_k = F \Delta t / M$, де Δt - тривалість часу роботи двигуна. Наприклад, за одну хвилину швидкість апарата зміниться всього лише на $6 \cdot 10^{-5}$ м/сек, за 1 годину - на $3,6 \cdot 10^{-3}$ м/сек. Така мала тяга іонних двигунів не дозволяє використовувати їх у якості маршових двигунів космічних кораблів. Але, якщо в майбутньому і вдасться створити нові іонні двигуни більшої тяги, вони й тоді навряд чи зможуть служити маршовими двигунами для міжпланетних, а тим більше для міжзоряних космічних кораблів. Адже дальні та понаддальні космічні польоти потребують досягнення швидкостей польоту корабля ~ 100 км/сек і вище для того, щоб тривалість польоту не була надто великою та виявлялася сумірною із тривалістю життя людини. А відома формула Ціолковського $M(t) = M_0 e^{-v_k(t)/v_u}$ для залежності маси космічного корабля M від тривалості часу польоту t та швидкості корабля V_k , яка постійно зростає з часом при безперервно працюючому реактивному двигуні, показує, що для того, щоб при швидкості витікання іонів $\sim 0,01$ С досягти швидкості корабля 100 км/сек, буде необхідно використати запас цезію, що дорівнює 0,967 від стартової маси корабля M_0 . Це означає, що практично весь корабель повинен складатися із цезію, і для корисного вантажу не залишиться місця. Для зменшення витрат цезію буде необхідно ще збільшити швидкість витікання V_u його іонів, що являє собою значне технічне ускладнення та призводить до суттєвого зростання потужності, котра споживається прискорювачем іонів. А на кораблі вже й без того немає місця для розміщення додаткових джерел електроенергії. Все це не дозволяє на сьогодні проектувати навіть польоти на окраїни Сонячної системи, а тим більше польоти на інші зорі.

Однак відомі й фантастичні проекти фотонних двигунів для отримання реактивної тяги (МКВ F03H 3/00). У них в якості робочого тіла пропонують використовувати фотони, які мають швидкість світла C – гранично можливу швидкість руху речовини. Тягу фотонного двигуна, описаного, наприклад, у [Политехнический словарь, М, Сов. Энциклопедия, 1989 г.], вираховують як сумарний тиск променів світла, вихідного від яскравого джерела світла, що горить у фокусі параболічного дзеркала, на відбиваючу поверхню цього дзеркала: $F = 2W_\gamma / C$. Тут W_γ - потужність джерела світла. Для розвитку тяги всього за 1 кгс (9,8Н) необхідна потужність $W_\gamma = 1,5 \cdot 10^9$ Вт. Це дорівнює потужності великої електростанції. Таку велику енергію доведеться витрачати заради зменшення до мінімуму витрат маси робочого тіла. Вона у фотонній ракеті

з такою тягою складає усього $W_\gamma / C^2 \approx 1,5 \cdot 10^{-8}$ кг/сек чи 0,5 кг за рік. (Робочим тілом тут є фотони, котрі, взагалі-то, не мають маси спокою. Саме тому під масою робочого тіла, що витрачається, тут мається на увазі маса-енергія).

Однак на сьогодні проекти фотонних ракет досить далекі від реального проектування із-за чисельних наукових і технічних проблем, що виникають у ході розробки таких проектів. Серед них можна назвати проблему створення надпотужного джерела світла, а також проблему створення величезного дзеркала, яке здатне довгий час відбивати це світло, не плавлячись.

Найбільш близьким до запропонованого відомим технічним рішенням (прототипом) є спосіб одержання реактивної тяги для космічних кораблів, описаний в а.с. СРСР № 1825042 МКВ F 03 H 5/00 авторів - Бобкова В.Г. та ін., що має пріоритет від 18.06.69. Цей спосіб полягає в тому, що для отримання реактивної тяги формують направлений потік нейтронів витоку з активної зони ядерного реактора, розташованого на космічному кораблі, які використовують у якості робочого тіла ядерно-реактивного двигуна.

Нейтрони, що народжуються при реакціях поділу ядер урану в ядерному реакторі, мають кінетичну енергію в середньому 2 МеВ. [Кузьмичев В.К. Законы и формулы физики. Справочник. - Киев; Наукова думка, 1989]. При такій енергії їх швидкості витікання V_u з активної зони реактора досягають $2 \cdot 10^7$ м/сек, тобто 0,0666 від швидкості світла C . Тому такі нейтрони більш вигідно використовувати як робоче тіло реактивного двигуна, ніж іони цезію, які ще потрібно прискорювати. Крім того, в ядерному реакторі немає принципових обмежень на потужність потоку нейтронів, що випромінюються, як немає обмежень на потужність самого реактора, а тому можна сподіватися досягти величини реактивної тяги такого ядерного реактивного двигуна на багато порядків величин більшої, ніж тяга іонного двигуна.

Для формування спрямованого потоку нейтронів у вказаному винаході-прототипі пропонують розташувати з одного боку від активної зони ядерного реактора відбивач нейтронів, виконаний у вигляді напівсферичної оболонки з матеріалу, що відбиває нейтрони. Цей відбивач мусить працювати як дзеркало прожектора при формуванні променя світла, спрямовуючи потік нейтронів в один бік від космічного корабля, на якому встановлено ядерний реактор, а саме в бік, протилежний напрямку створюваної таким ядерним реактивним двигуном тяги.

Для збільшення ККД перетворення енергії, у якості джерела нейтронів в описаному винаході пропонують використовувати як джерело нейтронів термоядерний реактор. Однак працюючих термоядерних реакторів (реакторів надвисокотемпературного ядерного синтезу) до сьогодні не існує.

Для того, щоб за допомогою описаного в прототипі ядерного реактивного двигуна розвинути тягу $F = 10$ Н (~ 1 кгс), необхідно сформувати потік нейтронів $dm/dt = F/V_u = 5 \cdot 10^{-7}$ чи $3 \cdot 10^{20}$ нейтронів за секунду. При енергії нейтронів 2 МеВ такий потік буде уносити потужність $\sim 10^8$ Вт. Однак при поділі ядер урану в реакторі окрім нейтронів утворюються ще й осколки поділу ядер, котрі несуть з

собою 165 MeV енергії на кожний акт поділу, в той час як нейтрони уносять всього лише 5 MeV на один акт. [Кузьмичев В.К. Законы и формулы физики. Справочник. – К, Наукова думка, 1989]. І всі ці 165 MeV перетворюються на тепло, що виділяється з ядерного реактора. Теплової енергії ядерний реактор виробляє щонайменше у 33 рази більше, ніж та енергія, котру можуть унести з собою нейтрони, народжувані в реакторі. Відповідно для формування потоку нейтронів, що має потужність 10^8 Вт, потрібен ядерний реактор, що виробляє не менше 10^9 Вт теплової потужності. (Для порівняння відмітимо, що саме таку потужність мав чорнобильський ядерний реактор, що вибухнув). Майже всю цю величезну теплову потужність при здійсненні способу-прототипу доведеться знімати з ядерного реактора, що знаходиться на космічному кораблі, і якимсь чином випромінювати у всі сторони від нього в космічний вакуум. Адже кількість вироблюваного цим реактором тепла у тисячі разів перевищує усі можливі власні потреби корабля.

Виділення такої великої кількості некорисного тепла робить ККД такого ядерно-реактивного двигуна (відношення корисної потужності сформованого потоку нейтронів до повної потужності ядерного реактора) надзвичайно низьким. (Він не буде вищим за 3%). В результаті такий двигун швидко випрацює запас ядерного палива, що розташовано на космічному кораблі, який при тривалому польоті неможливо поповнити. Та й маса ядерного реактора такої потужності (тисячі тонн) надто велика для розміщення його на космічному кораблі. І, врешті, відзначимо, що ядерний реактор, який випромінює нейтрони та напрацьовує радіоактивні продукти поділу ядер урану, утворює радіаційну небезпеку, несумісну з життям, навкруги себе. Для захисту екіпажу космічного корабля з таким реактором на борту необхідні дуже серйозні та масивні споруди біологічного захисту. Все це доводить неможливість здійснення в передбаченому майбутньому способу, запропонованого у винаході-прототипі.

Загальним недоліком усіх перерахованих відомих способів отримання реактивної тяги для космічних літальних апаратів є й те, що реактивний двигун, що формує спрямований потік робочого тіла (чи його силової частини) доводиться розташовувати у космічному вакуумі поза заповненими повітрям відсіками космічного літального апарата, що обумовлено необхідністю виведення потоку робочого тіла із сопла двигуна в космічний вакуум. Це утруднює обслуговування двигуна (управління ним, профілактику та ремонт) космонавтами під час космічного польоту.

В основу винаходу поставлено задачу у способі одержання реактивної тяги для космічних літальних апаратів шляхом переходу до використання потоку інших елементарних частинок, що випускають з пристрою для здійснення ядерних реакцій, розташованого на космічному літаючому апараті, і використання іншого метода формування цього потоку у направлений потік частинок робочого тіла забезпечити підвищення ККД реактивного двигуна і зменшення витрачання ним енергоресурсів при одночасному зменшенні маси двигуна, яка припадає на одиницю реактивної тяги, що розвивається ним, а також спростити обслуговування

двигуна в польоті та забезпечити зменшення радіаційної небезпеки для екіпажу космічного літаючого апарата та зменшення маси необхідного радіаційного захисту на ньому.

Поставлена задача досягається тим, що у відомому способі одержання реактивної тяги для космічних літаючих апаратів, який полягає у формуванні спрямованого потоку робочого тіла - елементарних частинок, що народжуються при ядерних реакціях у пристрої для здійснення ядерних реакцій, розташованому на космічному літаючому апараті, за робоче тіло використовують гамма-кванти та/або нейтрино, які випромінюються при реакціях синтезу ядер атомів хімічних елементів із ядер атомів водню у речовині з вмістом водню.

Поставлена задача досягається також тим, що ініціювання ядерних реакцій та формування спрямованого потоку елементарних частинок здійснюють шляхом приведення у вихровий чи обертальний рух тієї речовини з вмістом водню, у якій здійснюють ядерні реакції, при розташуванні осі обертання цієї речовини уздовж потрібного напрямку реактивної тяги.

Крім того, поставлена задача досягається і тим, що за речовину з вмістом водню, в якій здійснюють ядерні реакції, використовують воду або вуглеводневі рідини та спирти, чи їх суміші з водою.

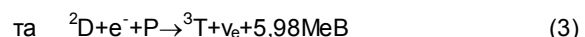
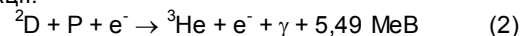
Крім цього, поставлена задача досягається ще й тим, що випромінювання спрямованого потоку робочого тіла в космічний простір здійснюють крізь стінки космічного літаючого апарата.

Запропоноване технічне рішення засновано на двох невідомих раніше та виявлених авторами даного винаходу фізичних явищах, описаних ними в книзі [Потапов Ю.С., Фоминский Л.П. Вихревая энергетика и холодный ядерный синтез с позиций теории движения. - Кишинев-Черкаassy, «ОКО-Плюс», 2000, с. 387]. А саме, виявлено, що при приведенні в обертальний рух води, керосину, масел та інших вуглеводневих рідин або етиленгліколю, гліцерину та інших спиртів чи їх сумішей з водою, здійснюване, наприклад, у вихровому потоці в трубі Ранке, у цих воднемістких речовинах починають йти ядерні реакції синтезу дейтронів (^2D) із ядер атома протію (^1H), протонів (P) та електронів (e^-), що входять до складу молекул води чи інших воднемістких речовин:



Дана ядерна реакція, що супроводжується випромінюванням нейтрино ν_e , зареєстрована авторами експериментально по зростанню вмісту дейтерію (чи важкої води) в робочій рідині, циркулюючій протягом року по замкнутому контуру вихрового теплогенератора Потапова, описаного в патенті України №7205 МКВ F 25 B 29/00, що має пріоритет від 12.09.94. Робочий контур цього теплогенератора складається з відцентрового насоса, вихрової труби, аналогічної відомій трубі Ранке [Патент США № 1952281 від 1934 р.], посудини (бака) з водою чи іншою воднемісткою рідиною та з'єднуючих їх трубопроводів.

Виявлено, що при роботі теплогенератора в його вихровій трубі йдуть також наступні ядерні реакції:



синтезу ядер атомів гелію-3 (^3He) і тритію ^3T із дейтронів і протонів за участю електронів, що містяться в молекулах робочої рідини. Ядерна реакція (3) зареєстрована за вимірюною в роботі [Bazhutov Y.N., Koretsky V.P., Kuznetsov A.B., Potapov Y.S., Nikitskiy V.P., Nevezhin N.Y., Saunin E.E., Kordukevich V.O., Titenkov A.F.// ICCF-6, October 1996, Japan, p.387-391] появою ядер атомів тритію у робочій рідині теплогенератора Потапова. У вказаних публікаціях відзначено, що при цьому вихід нейтронів виявився у 10" разів менше виходу ядер атомів тритію. Це означає, що конкуруюча ядерна реакція:



супроводжувана випромінюванням нейтронів, у даних умовах практично не проходить, а тому не виникає небезпеки опромінення людей нейтронами до доз, що перевищують гранично допустиму.

Авторами запропонованого винаходу виявлено, що причиною, стимулюючою ядерні реакції (1) - (3), що не спостерігаються за звичайних умов при кімнатній температурі, є прискорення обертання воднемісткої речовини. Можна припустити, що в полях обертання спіни ядер атомів водню у речовині орієнтуються паралельно осі обертання речовини, і це полегшує протікання вищевказаних ядерних реакцій, які вимагають паралельної орієнтації спінів реагуючих елементарних частинок.

Крім того, авторами винаходу виявлено, що народжуються в результаті ядерних реакцій (1) та (3) нейтрино, а також народжуються при реакції (2) γ -кванти, випромінюються переважно в один бік впродовж осі обертання речовини, в якій йдуть ядерні реакції при вищевказаних умовах. Народжуване по реакції (2) жорстке γ -випромінювання, спрямоване в одну сторону впродовж осі вихрової труби теплогенератора Потапова, експериментально зареєстроване авторами запропонованого винаходу методами радіаційної дозиметрії. При потужності теплогенератора 5 кВт інтенсивність цього іонізуючого випромінювання за сталевим фланцем гарячого кінця вихрової труби у 2 рази перевищує інтенсивність природного радіаційного фону, який склав 6 - 8 мкР/годину. [Потапов Ю.С., Фоминский Л.П. Вихревая энергетика и холодный ядерный синтез с позиций теории движения. Кишинев-Черкасы, «ОКО-Плюс», 2000, с. 387].

Це вказує на те, що й нейтринні потоки, що виникають в результаті ядерних реакцій (1) та (3), випромінюються в одну сторону вздовж осі обертання робочої речовини. (Інакше не виконується закон збереження моменту кількості руху). Безпосередньо зареєструвати потік нейтринного випромінювання не було можливості, оскільки у всьому світі наявні лише 2-3 установки для реєстрації нейтрино.

Нейтрино, як відомо, мають масу спокою, близьку до нуля, а тому летять із швидкістю, яка мало відрізняється від швидкості світла C . Тому нейтрино несуть з собою такий же імпульс $P_v = E_v/C$, який несуть фотони світла, що мають таку саму енергію E . Але, на відміну від фотонів, нейтрино практично не затримуються речовиною і можуть пролітати крізь будь-які перешкоди без витрат енергії. Останнє забезпечує безперешкодний виліт нейтринного потоку з вихрової труби в один бік впродовж осі труби крізь її металічний фланець, а

потім і далі крізь стінки космічного літального апарата в запропонованому винаході. Цей потік нейтрино уносить в космічний простір величезну частину енергії ядерних реакцій (1) та (3). У ядер віддачі (^2D та ^3T) у речовині робочої рідини залишається лише мала частина цієї енергії. Ця частина і йде на нагрів робочої рідини в теплогенераторі Потапова та отримання того додаткового тепла, вихід якого зареєстровано експериментально у кількостях ~ 1 кВт додаткової енергії на кожний кВт потужності, яка споживається насосом теплогенератора від електричної мережі, (ця обставина підтверджена протоколом випробувань теплогенератора Потапова в РКК "Енергія" імені С.П.Корольова, який наведено в книзі [Потапов Ю.С., Фоминский Л.П. Вихревая энергетика и холодный ядерный синтез с позиций теории движения. Кишинев-Черкасы, «ОКО-Плюс», 2000. с. 387].

А от імпульс віддачі у ядер атомів ^2D і ^3T , що утворюється в результаті реакцій (1) та (3), виявляється рівним тому імпульсу, який уносить нейтрино, як цього вимагає закон збереження імпульсу. Цей імпульс передається робочій рідині і веде до появи у осьовій зоні вихрової труби протитоку рідини, причина виникнення якого до даних досліджень була незрозумілою. Цей імпульс віддачі й використовується у запропонованому винаході для отримання реактивної тяги на космічних літальних апаратах.

Ядерна реакція (2), в результаті якої народжуються не нейтрино, а осьовий потік γ -випромінювання з енергією фотонів до 5,49 MeV в описаних умовах теплогенератора Потапова протікає з набагато порядків величини меншою швидкістю, ніж реакція (3). Тому теплогенератор Потапова не створює радіаційної небезпеки для оточуючих. (Доза іонізуючого випромінювання в безпосередній близькості від його вихрової труби у 3 рази нижча гранично допустимої за нормами радіаційної безпеки НРБ-87 для населення, не пов'язаного у своїй професійній діяльності з іонізуючим випромінюванням). Крім того, це жорстке γ -випромінювання спрямоване вздовж осі обертання рідини в той же бік, в який вилітає й потік нейтрино. При такій високій енергії γ -квантів вони легко проходять крізь стовп робочої рідини у вихровій трубі і крізь її металічний фланець й летять в оточуючий простір разом із нейтринним випромінюванням, мало розсіюючись. Це дозволяє зменшити радіаційну небезпеку для екіпажу космічного літального апарата з таким джерелом реактивної тяги на ньому й зменшити масу потрібного біологічного захисту в запропонованому винаході у порівнянні з масою біологічного захисту від випромінювань ядерного реактора у відомому способі-прототипі, тобто досягти однієї з поставлених задач запропонованого винаходу.

З закону збереження імпульсу системи тіл впливає, що та частина енергії ядерних реакцій (1) та (3), що залишається у ядер віддачі і перетворюється потім у тепло робочої рідини, складає величину $E_{\text{я}} \approx E^2_{\text{в}}/2M_{\text{я}}C^2$; (тут $M_{\text{я}}$ - маса ядра віддачі.).

Для ядер віддачі ^2D у реакції (1) за цією формулою отримують енергію 1 кеВ, тобто в 1900 разів менше повної енергії даної ядерної реакції, що

складає 1,953 МеВ, а для ядер віддачі ^3T в реакції (3) - енергія 6,36 кеВ, тобто в 940 разів менше енергії реакції. Таким чином, можна стверджувати, що майже вся енергія ядерних реакцій (1) та (3) уноситься потоками випромінюваних нейтронів, а у вигляді тепла в такому пристрої залишається менше, ніж 0,1% від енергії ядерних реакцій. Дана ситуація протилежна тій, котра виникає при використанні ядерного реактора у відомому способі-прототипі, де більша частина енергії ядерних реакцій розподілу ядер урану перетворюється в тепло, а менша несеться потоком нейтронів. Цим досягається основна задача запропонованого винаходу - підвищення ККД реактивного двигуна при отриманні реактивної тяги шляхом формування спрямованого потоку елементарних частинок, випромінюваних при ядерних реакціях у ньому.

Зменшення частки даремно вироблюваного тепла і збільшення частки енергії, вкладеної в потік робочого тіла, веде і до зменшення витрати енергоресурсів (ядерного «палива» та ін.), що вимагаються для досягнення однієї і тієї ж величини реактивної тяги. Цим досягається поставлена задача зменшення витрати енергоресурсів.

Використання за запропонованим винаходом компактної і легкої вихрової труби чи іншого пристрою, що приводить воднемістку речовину в обертання, замість багатотонного ядерного реактора у відомому способі, дозволяє зменшити масу реактивного двигуна, що припадає на одиницю реактивної тяги, яка розвивається ним, чим досягається ще одна з поставлених задач винаходу. Ініціювання вищеписаних ядерних реакцій синтезу ядер атомів хімічних елементів з ядер атомів водню, води чи іншої воднемісткої речовини можливе не лише у вихровій трубі. Такий же процес йде й у відомій «гідросонній pompі» Гріггса, описаній в патенті США №5188090, опублікованому 23.02.93. У ній вода приводиться в обертальний рух у тонкому зазорі між циліндром корпусу і обертючим барабаном із дрібними відгалуженнями (перфорацією) у його циліндричній обичайці. У цьому пристрої також зареєстрований вихід теплової енергії, що перевищує споживану двигуном електричну енергію [Grigs J. Fusion Source Book. // Intern. Simpos. on Cold Fusion and Advanced Energy Sources. - Minsk: Belarusian State University, May 1994.]

Такі ж ядерні реакції йдуть і в реакторі Колдамасова, описаному в ["Журнал технической физики", 1991, т. 61, № 2, с. 188-190] і в журналі ["Техника - молодежи", 2000, № 1, с. 13]. У цьому пристрої завихрення води виникає при прокачуванні її через фільтру. А. І. Колдамасов отримав вихід теплової енергії зі свого реактора, набагато перевищуючий споживану ним електроенергію, і зареєстрував народження у воді нейтронів і ядер гелію-3 у великих кількостях.

Таким чином, для реалізації запропонованого способу отримання реактивної тяги можна застосувати не лише теплогенератор Потапова, але й інші відомі пристрої. При цьому необхідну для ініціювання ядерних реакцій орієнтацію спінів ядер атомів водню паралельно один-одному можна здійснювати не тільки шляхом обертання воднемісткої речовини, але й іншими методами. Наприклад, за допомогою магнітних полів, як це робив

І.С. Филимоненко ще в 1962 р. у своєму реакторі з паладієвої труби з важкою водою, що залишився так і не захищеним авторським посвідченням за заявкою на винахід СРСР № 717239/38, незважаючи на те, що тепловий вихід ядерних реакцій у цьому пристрої виявився значним, про що розказано в ["Изобретатель и рационализатор", 1995, №1, с. 8]. Тому операція приведення воднемісткої речовини в обертання як відмінна ознака запропонованого винаходу винесена в другий пункт формули винаходу, а перелік речовин, в яких досягається високий вихід зазначених ядерних реакцій - у третій пункт формули винаходу, зважаючи на те, що були апробовані далеко не всі речовини, у яких можливі такі реакції. Немає сумнівів у тому, що їх коло набагато ширше перерахованого.

При використанні в запропонованому винаході в якості воднемісткої речовини не звичайної води, а «легкої» води чи іншої воднемісткої речовини, що не має домішок дейтерію, ядерна реакція (2) у перші години роботи такого реактивного двигуна взагалі не буде йти через відсутність необхідних для неї дейтронів ^2D . При цьому не відбуватиметься випромінювання γ -квантів, і реактивна тяга створюватиметься тільки спрямованим потоком нейтринів, випромінюваних при ядерній реакції (1). Тому в першому пункті формули запропонованого винаходу вжиті вираження та/або.

Для отримання реактивної тяги запропонованим способом здійснюють наступні операції.

1. Беруть речовину з вмістом водню, наприклад, воду технічної чистоти чи будь-яку вуглеводневу рідину (масло, керосин, дизельне паливо, нафту, тощо), чи будь-який спирт (краще високомолекулярний, такий як етиленгліколь чи гліцерин), чи його суміш з водою в будь-якій пропорції. При цьому чистота воднемісткої речовини практично не відіграє ролі.

2. Заповнюють приготовленою за п.1 робочою рідиною з воднемісткої речовини замкнуту систему реактивного двигуна, розміщеного в космічному літальному апараті, що складається, наприклад, з послідовно з'єднаних відцентрового насоса, вихрової труби Ранке (чи теплогенератора Потапова, описаного в патенті України № 7205), теплообмінника, що слугує для зняття тепла, що виділяється, і посудини (бака) для робочої рідини. При малих (від ~ 1 до ~ 100 кВт) потужностях насоса теплова потужність, яку необхідно знімати теплообмінником, приблизно в 2 рази більше потужності насоса, з чого й слід здійснювати розрахунок теплообмінника. При великих потужностях двигуна необхідні більш точні теплові розрахунки при проектуванні установки. Замість вихрової труби можна використовувати «гідросонну pompу» Гріггса (патент США № 5188090) чи реактор Колдамасова (ЖТФ 1991 р, № 2, , с. 188) або інший пристрій, що приводить воднемістку речовину в обертання.

3. Приводять воднемістку речовину у вищевказаному пристрої в обертання з тангенціальною швидкістю не менше 1 м/сек. Чим вища швидкість обертання, тим інтенсивніше йдуть ядерні реакції, ініційовані у воднемісткій речовині полями обертання. Верхня межа швидкості обертання обмежується тільки технічними можливостями конкретного пристрою (міцністю його деталей, нагріванням робочої рідини від тертя, тощо). Перевага відда-

ється вихровому рухові рідкої воднемісткої речовини, при якому постійно відбувається його прискорення в потоці. Народжуване при ядерних реакціях у воднемісткій речовині нейтринне випромінювання, спрямоване уздовж осі обертання, безперешкодно проходить крізь рідину, металеві конструкції і стінки космічного літального апарата, не заподіюючи шкоди людям. Одночасно народжуване в результаті ядерної реакції (2) жорстке γ -випромінювання летить уздовж осі обертання в той же бік, що й нейтрино, і створювана ним реактивна тяга додається до тяги, створюваної потоком нейтрино. Це жорстке γ -розсіюючись на них. У результаті потужність розсіяного γ -випромінювання і вторинного рентгенівського випромінювання невелика, і створюваний ними радіаційний фон не досягає небезпечних для здоров'я людей величин.

4. Орієнтують вісь обертання воднемісткої речовини уздовж того напрямку в просторі, у якому хочуть мати імпульс тяги реактивного двигуна. Для цього спрямовують вісь обертання у відповідному пристрої (вихровій трубі, циліндрі чи фільєрі) уздовж заданого напрямку. Для спрощення обслуговування цього пристрою рекомендується розташовувати його в заповненому повітрям і доступному космонавту відсіку космічного літального апарата, а генероване ним спрямоване випромінювання випускати в космічний простір крізь стінки космічного літального апарата.

5. За допомогою теплообмінника охолоджують робочу рідину, що виходить із пристрою, у якому здійснюються ядерні реакції, до температури не нижче температури її замерзання чи загустіння і направляють її в бак для робочої рідини, звідки її знову подають насосом у пристрій для здійснення ядерних реакцій, де рідина приводиться в обертання. Тепло, що знімається, можна утилізувати, наприклад, для обігріву космічного літального апарата або для виробництва вторинної електроенергії, що направляється на зарядку акумуляторів.

Приклад 1. Для одержання реактивної тяги для корекції положення на навколосеземній орбіті відносно легких космічних літальних апаратів беруть вихровий теплогенератор Потапова «Юсмар-1М», описаний у патенті України №7205. На нього є сертифікат Росс RU MXO 3 C00039 від 03.01.98 і ТУ У24070270.001-96. Вихрова труба цього теплогенератора, що серійно випускається підприємствами СНД для обігріву жител, має діаметр 54 мм і довжину 600 мм. Її маса в сталевому виконанні 7,5 кг. (Для використання на космічних апаратах вона може бути виготовлена з більш легкого титанового чи алюмінієвого сплаву). Теплогенератор оснащений відцентровим насосом марки ЕЦВ, що має встановлену потужність 2,7 кВт. Вихрову трубу, насос і бак для робочої рідини, що з'єднані трубопроводами, заповнюють звичайною питною водою у кількості 10 літрів. При вмиканні насос розвиває тиск до 5 атм. Вода подається по вхідній завитці вихрової труби в її циліндричну частину, де потік, який обертається у вихорі, рухається від вхідного (холодного) кінця труби до вихідного (гарячого), поступово нагріваючись як від тертя об стінки труби, так і від тепла ядерних реакцій (1) - (3), що протікають у вихровому потоці води під впливом її по-

лів обертання. У результаті вода на виході з вихрової труби має температуру до 90°C і несе в собі до 4,5 кВт теплової енергії, яка виробляється теплогенератором. Це тепло знімають за допомогою теплообмінника-радіатора, що обдувається повітрям, і використовують для обігріву потоком нагрітого повітря відсіків космічного літального апарата. Після теплообмінника вода в системі теплогенератора має температуру 65 - 70°C, при якій знову надходить у насос, що нагнітає її у вихрову трубу по замкнутому контуру. Додаткова теплова потужність, генерована в теплогенераторі за рахунок ядерних реакцій, складає при цьому 1,5-2 кВт. Відповідно до ядерних реакцій (1) - (3) при роботі теплогенератора в його вихровій трубі народжується осьове нейтринне випромінювання, що вилітає з гарячого кінця труби і несе в космічний простір до $3 \cdot 10^6$ Вт енергії ядерних реакцій. Цей спрямований потік нейтрино створює реактивну тягу $F = 0,01$ Н, порівнянну по величині з тягою стандартного іонного двигуна.

Крім того, з гарячого кінця вихрової труби при її роботі вилітає спрямований по осі вихрової труби потік жорсткого γ -випромінювання з енергією фотонів до 5,49 МеВ. Але він несе з собою всього лише $\sim 10^{-10}$ Вт, а тому створювана ним доза іонізуючого випромінювання не перевищує 15 мкр/годину безпосередньо за фланцем гарячого кінця вихрової труби. Це в 4 рази менше гранично допустимої дози для персоналу, який не зв'язаний у своїй професійній діяльності з іонізуючим випромінюванням, обумовленої нормами радіаційної безпеки НРБ - 87.

Зміну напрямку реактивної тяги, що передається космічному літальному апарату таким двигуном, здійснюють шляхом повороту вихрової труби (чи всього теплогенератора) у космічному літальному апараті. При цьому випромінюваний з вихрової труби потік нейтрино пронизує стінки космічного літального апарата без втрат енергії і без розсіювання на них, не ушкоджуючи їх, і летить у космічний простір.

Невибагливість і надійність конструкції теплогенератора, а також можливість обслуговувати і ремонтувати його персоналом космічного корабля, не виходячи у відкритий космос, робить ресурс роботи такого реактивного двигуна практично необмеженим і підвищує безпеку космічного польоту.

Удаванням недоліком пропонованого двигуна для корекції космічних літальних апаратів є більша, ніж у іонного двигуна такої ж тяги 0,01 Н, витрата споживаної електроенергії. Але вся ця електроенергія, перетворившись у теплогенераторі на тепло, може потім використовуватися для обігріву космічного літального апарата, у той час, як в іонному двигуні більша частина споживаної ним електроенергії викидається в космічний простір разом із прискореними іонами.

Приклад 2. Для одержання реактивної тяги для корекції положення на орбіті космічних літальних апаратів, температура в яких опускається нижче температури замерзання води, використовують той же теплогенератор, що й у прикладі 1, але заповнюють його не водою, а антифризом марки А40М, що містить 5% етиленгліколю і 47% води. Він має температуру замерзання - 40°C. Всі інші операції здійснюють так само, як у прикладі 1. У

результаті одержують такий же, як у прикладі 1, вихід тепла і таку ж реактивну тягу 0,01Н.

Приклад 3. Для одержання реактивної тяги для корекції орбіти орбітальних станцій і космічних кораблів середньої маси використовують вихровий теплогенератор «Юсмар-5М» (Сертифікат Рос. RU MX03 C 00039), що має таку ж конструкцію як і теплогенератор, який використовувався у прикладі 1. Тільки його вихрова труба має діаметр 180 мм і довжину 1500 мм при масі без робочої рідини 50 кг. Теплогенератор замість води заповнюють соляровим маслом. Насос теплогенератора споживає до 65 кВт електроенергії і розвиває тиск до 5 атм. Теплогенератор виробляє до 120 кВт теплової потужності, нагріваючи масло до 200°C. При цьому він генерує уздовж осі вихрової труби потік нейтрино, що несе до $1,7 \cdot 10^8$ Вт, які виділяються в результаті ядерних реакцій (1) - (3) у вихровій трубі. Цей потік створює реактивну тягу до 0,5Н. Її можна легко спрямувати у будь-яку сторону від орбітальної станції, повертаючи усередині станції теплогенератор чи його вихрову трубу і направляючи її вісь у цьому напрямку, не виносячи теплогенератор за межі відсіків станції. Тепло, що виділяється при роботі теплогенератора, знімають за допомогою теплообмінника і використовують для кип'ятіння води й одержання водного пару, який обертає турбіну електрогенератора, що виробляє вторинну електроенергію, спрямовану на підзарядку акумуляторних батарей. Оскільки теплової енергії теплогенератор виробляє майже в 2 рази більше, ніж споживає електричної, то ефективність вироблення вторинної електроенергії досить висока, незважаючи на значні втрати тепла, яке йде ще й на обігрів станції.

Приклад 4. Для одержання реактивної тяги для корекції космічних літальних апаратів беруть апарат для підігріву рідини («гідросонну помпу») Гріггса, описаний у патенті США №5188090, що має потужність електродвигуна 20 кВт. Робочу рідину (питну воду) подають у міліметровий зазор між циліндром нерухомого корпусу і сталевим барабаном ротора, що має діаметр 300 мм і приводиться в обертання зазначеним двигуном зі швидкістю 3000 обертів за хвилину. Вода нагрівається в цьому пристрої частково від тертя об стінки ротора і циліндра, частково в результаті протікання в ній ядерних реакцій (1) - (3). При цьому вихід додаткової теплової енергії за рахунок ядерних реакцій досягає 3 кВт. Ядерні реакції супроводжуються випромінюванням нейтрино, потік яких спрямований переважно в одну сторону паралельно осі обертання ротора, несе до 4500 кВт потужності ядерних реакцій. Цей потік створює реактивну тягу $\sim 0,01$ Н, спрямовану уздовж осі ротора. «Гідросонна помпа» Гріггса виробляє меншу питому тягу на одиницю споживаної нею електроенергії, ніж теплогенератор Потапова, тому що воднемістка речовина, у якій можуть протікати ядерні реакції, знаходиться в ній не по осі обертання, а на значній відстані від осі.

Приклад 5. Для одержання реактивної тяги для корекції положення на орбіті важких космічних літальних апаратів використовують реактор Колдамасова, описаний у [«Журнал технической физики», 1991, т. 61, № 2, с. 188-190]. Цей реактор разом з насосом, баком для робочої рідини і з'ед-

нучими їх трубопроводами має масу 50 кг. У якості робочої воднемісткої рідини в ньому використовують воду, очищену від домішок і солей до питомого опору 10^{11} Ом \cdot м. До неї додають 1% важкої (дейтерійової) води. Цю суміш за допомогою шестеренчастого насоса, обладнаного електродвигуном потужністю 10 кВт і розвиваючого тиск до 7 МПа, нагнітають у фільтеру, що має діаметр 2 мм, в ебонітовій вкладці труби, приєднаної до насоса. На вході у фільтеру рідина мимовільно закручується в турбулентний потік, і в ній йдуть ядерні реакції (1) - (3), а також реакції (4), що супроводжуються випромінюванням нейтронів з інтенсивністю $\sim 10^3$ часток за секунду. При цьому вода в трубі нагрівається теплом ядерних реакцій до 90°C і надходить у теплообмінник, звідки повертається в бак для робочої рідини, з якого знову засмоктується насосом, циркулюючи по замкнутому контуру. Теплообмінник знімає до 200 кВт теплової потужності, яку використовують для вироблення вторинної електроенергії й обігріву космічного апарата. Відповідно до рівняння ядерної реакції (4), інтенсивності потоку нейтронів $\sim 10^3$ сек відповідає потужність, виділена за рахунок цієї реакції, всього $\sim 10^{-10}$ Вт. Це говорить про те, що інтенсивність ядерних реакцій (4) на багато порядків величини менша інтенсивності реакцій (1) - (3), що здійснюють основний внесок у тепловиділення реактора. При виробленні до 200 кВт теплової потужності за рахунок ядерних реакцій (1) - (3) генерується потік нейтрино, спрямований уздовж осі фільтери в одну сторону і несе із собою до $3 \cdot 10^8$ Вт потужності ядерних реакцій. У результаті виникає реактивна тяга до 1Н, спрямована уздовж осі фільтери, яку використовують для корекції орбіти космічного літального апарата, повертаючи реактор Колдамасова в космічному апараті на необхідний кут і випускаючи потік нейтрино через тонкі стінки космічного апарата. Виникає в результаті ядерної реакції (4) нейтронне випромінювання, має інтенсивність у $3 \cdot 10^5$ разів меншу, ніж інтенсивність нейтронного випромінювання, генерованого звичайним урановим реактором, що знадобився б у відомому способі-прототипі для створення такої ж реактивної тяги 1Н. Тому при роботі реактора Колдамасова потрібно набагато легший біологічний захист від іонізуючих випромінювань, ніж при роботі звичайного ядерного реактора. Досить простого екрана з нейтронпоглинаючого матеріалу, що відокремлює відсік з реактором від житлових відсіків космічного апарата.

Приклад 6. Для отримання реактивної тяги маршового двигуна космічного корабля для міжпланетних польотів беруть такий же реактор Колдамасова, як і в прикладі 5, але який відрізняється від нього тим, що він має не одну, а 10 фільтер у діелектричній вкладці, які працюють паралельно. Потужність насоса, що подає воду у фільтери - 100 кВт. Реактор разом із насосом, електродвигуном, баком, теплообмінником і з'єднуючими їх трубопроводами має масу 4 тонни і виробляє до 2 МВт теплової потужності. Її використовують для вироблення вторинної електроенергії, якої при такій тепловій потужності з надлишком вистачає для забезпечення електроенергією двигуна насоса реактора і всіх потреб космічного корабля при тривалому його польоті. Реактор розвиває реактивну тя-

гу до 10Н за рахунок нейтринного потоку і потоку жорстких γ -квантів, випромінюваних ним уздовж осей фільєр у результаті протікання в ньому ядерних реакцій (1) - (3). Їх випускають в космічний простір крізь тонку стінку космічного корабля у сторону, протилежну необхідному напрямку реактивної тяги. При цьому в результаті ядерної реакції (4) народжується і нейтронне випромінювання інтенсивністю до 10^4 нейтронів за секунду. Для захисту від нього, а також від вторинного рентгенівського випромінювання, народжуваного при проходженні нейтронів і γ -квантів через метал, між відсіком з реактором і житловими відсіками космічного корабля, встановлюють екран біологічного захисту. Воду, що циркулює по замкнутому контурі реактора, періодично піддають очищенню іонообмінними смолами від забруднюючих домішок. При роботі реактора ядра протію в цій воді частково витрачаються на утворення ядер атомів дейтерію, тритію і

гелію - 3 по ядерних реакціях (1) - (3). Але ця витрата складає всього $\sim 10^{21}$ атомів протію за секунду чи $\sim 1,7 \cdot 10^{-6}$ кг/сек, що відповідає витраті водню води 50 кг за рік при безперервній роботі реактора. Причому більша частина цієї маси перетворюється не в енергію, а в ядра атомів дейтерію, тритію і гелію - 3, що накопичуються на борті космічного корабля і можуть бути потім використані в ядерній енергетиці. Під впливом реактивної тяги в 10Н космічний корабель, що має масу 20 тонн, буде здобувати прискорення $5 \cdot 10^{-4}$ м/сек. За одну годину польоту він збільшить свою швидкість на 1,8 м/сек, а за рік розів'є швидкість 15,7 км/сек. При такому прискоренні космічний корабель долетить до Юпітера за півтора року, а до самої віддаленої планети Сонячної системи - Плутона - всього за 5 років, розвивши за цей час швидкість 78 км/сек.

ДП "Український інститут промислової власності" (Укрпатент)
Україна, 01133, Київ-133, бульв. Лесі Українки, 26
(044) 295-81-42, 295-61-97

Підписано до друку _____ 2001 р. Формат 60x84 1/8.
Обсяг _____ обл.-вид. арк. Тираж 50 прим. Зам. _____

УкрІНТЕІ, 03680, Київ-39 МСП, вул. Горького, 180.
(044) 268-25-22
