



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) UA

(11) 104841

(13) C2

(51) МПК

F02K 9/42 (2006.01)

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(21) Номер заявки:	u 2012 09694	(72) Винахідник(и):	Горбунцов В'ячеслав Васильович (UA), Заволока Олександр Миколайович (UA), Свириденко Микола Федорович (UA), Башлій Інна Дмитрівна (UA), Ніколаєв Олексій Дмитрович (UA)
(22) Дата подання заявки:	10.08.2012	(73) Власник(и):	ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ І НАЦІОНАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО АГЕНТСТВА УКРАЇНИ, вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпропетровськ, 49005 (UA)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід:	11.03.2014	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:	RU 2033840 C1; 30.04.1995 GB 1395813 A; 29.05.1975 GB 1467810 A; 23.03.1977 RU 2171907 C2; 10.08.2001 RU 2315646 C1; 27.01.2008 UA 74420 C2; 15.12.2005 US 3982399 A; 28.09.1976
(41) Публікація відомостей про заяву:	27.08.2013, Бюл.№ 16		
(46) Публікація відомостей про видачу патенту:	11.03.2014, Бюл.№ 5		

(54) СПОСІБ І ПРИСТРІЙ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СТІЙКОСТІ РОБОТИ ДВИГУНА РАКЕТИ-НОСІЯ НА РІДКИХ ГАЗОНАСИЧЕНИХ КОМПОНЕНТАХ ПАЛИВА

(57) Реферат:

Запропоновані спосіб і пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива. Стійкість роботи двигуна забезпечується за рахунок створення в паливних баках умов, що запобігають можливості формування і подальшого надходження до забірних пристроїв вільних газових включень з розчиненого в компонентах палива газу шляхом виявлення в процесі польоту зон можливої "випрямленої газової дифузії" в газові зародки, певних умов виникнення їх опускового руху, використовуючи результати вимірювання амплітуд пульсацій тиску в компоненті палива, і запобігання вказаним явищам регулюванням тиску у вільному газовому об'ємі паливного бака. Пристрій для забезпечення стійкості роботи двигуна включає встановлені на різній висоті в стовпі компонента палива датчики тиску, пристрій посилення і перетворення їх сигналів у сигнал управління і орган управління тиском у вільному газовому об'ємі бака у вигляді регулятора витрати газу, що подається на наддув паливного бака, з приводом.

UA 104841 C2

Винахід належить до ракетної техніки і може бути використаний для забезпечення стійкої роботи двигуна ракети-носія (РН) на рідких газонасичених компонентах палива (КП) в умовах польотних навантажень, які дестабілізують гідродинамічну обстановку в паливних баках (ПБ), ініціюють формування вільних газових включень у КП, їх скупчування в районі забірних пристроїв (ЗП) паливних баків з можливістю подальшого проникання в паливні магістралі двигуна і далі в насоси, що може призводити до нерозрахункової зміни співвідношення компонентів палива, питомої тяги і тяги (див. статтю Mah C. S. Gas in propellants-Its affection on rocket engine operation / C S. Mah // AIAA-1999-2910. - AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 35th, Los Angeles, CA, June 20-24, 1999 / www.aiaa.org) і навіть до зриву стійкої роботи двигуна (див. с. 33 у кн. Чебаевский В. Ф. Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов / В. Ф. Чебаевский, В. И. Петров. - М.: Машиностроение, 1973. - 192 с.).

Є відомий спосіб видалення вільних газових включень з КП шляхом управління орієнтацією космічного апарату, що рухається в атмосфері, при якій забезпечується скупчування газових включень біля забірної пристрою ПБ і їх подальше видалення у навколишнє середовище через двигуни управління орієнтацією, що входять до складу двигунної установки апарату (див. Патент на винахід № 2171907. РФ, МПК F02K 9/42 Способ дегазации жидкого топлива в баке двигательной установки космического аппарата / Луговой Ю. С, Комарова Л. И., Климанов С. И. Патентообладатель: ОАО "РКК "Энергия" им. С.П.Королева" №99121829/6: Заявл. 18.10.99; Опубл. 10.08.01.). Проте його застосування пов'язане з необхідністю виключення двигуна у польоті на проміжок часу, що визначається відношенням об'єму скупчення до витрати газу через двигуни управління.

Є відомий пристрій для запобігання прониканню вільних газових включень у паливні магістралі двигуна, виконаний у вигляді різного роду профільованих тарілей, що встановлюються в ПБ над входом у паливну магістраль двигуна і забезпечують зменшення критичної висоти рівня КП над таріллю, при якому відбувається прорив газу наддуву в магістраль (див. с. 76-81 у кн. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / Под ред. В. Н. Челомея. -М.: Машиностроение, 1978.- 240 с.). Проте наявність коливань рідкого КП у ПБ, обумовлена дією польотних навантажень, в окремих випадках призводить до прориву газу наддуву в паливну магістраль при рівні заповнення ПБ, що перевищує рівень, відповідний випадку відсутності коливань рідини (див. с. 241 і мал. 7.3 і 7.4 на с. 239-240 у кн. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет / Н. М. Беляев. - М.: Машиностроение, 1979.-336 с), у неприпустимій, з погляду стійкості роботи двигуна, кількості.

Найближчим аналогом способу, що заявляється, є спосіб забезпечення стійкої роботи двигуна, що полягає в профілюванні гідралічного тракту входу в паливну магістраль, яке забезпечує вирівнювання поля швидкостей КП на вході в магістраль з одночасним зменшенням його швидкості на підході до входу, що забезпечує плавне підтискання прохідних перетинів у каналі ЗП, запобігання закручуванню потоку і недопущення прориву газу наддуву в паливну магістраль (див. с. 76 у кн. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / Под ред. В. Н. Челомея. - М.: Машиностроение, 1978 и с. 238-241 у кн. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет / Н. М. Беляев. - М.: Машиностроение, 1970.).

Загальними істотними ознаками відомого способу-найближчого аналогу і того, що заявляється, є створення в КП на вході в паливну магістраль умов, що запобігають формуванню і прониканню до неї вільних газових включень у кількості, здатній привести до зриву розрахункового режиму роботи насоса і двигуна в цілому.

У способі - найближчому аналозі це досягається шляхом відповідного профілювання гідралічного тракту входу в паливну магістраль, що запобігає прониканню до неї газу наддуву.

У той же час потенційним джерелом вільних газових включень у КП, разом з газом наддуву, є сорбційні процеси, які можуть за певних умов протікати в газонасичених КП у процесі польоту РН.

Дія на ПБ РН польотних навантажень і, зокрема, обумовлених роботою двигуна інтенсивних вібрацій викликає періодичні пульсації тиску в стовпі газонасиченого рідкого КП. При цьому в окремих зонах тиск у КП може знижуватися до рівня, відповідного інтенсивному виділенню (десорбції) розчиненого газу з пересиченого розчину (див. с. 76-78 у кн. Покровский В. Н. Очистка сточных вод тепловых электростанций / В. Н. Покровский, Е. П. Аракчеев. - М.: Энергия, 1980.-256 с.) з утворенням вільних газових включень з середнім діаметром $d_f \approx 60-90$ мкм (див. рис. 2.20 на с. 78 там же). Вільні газові включення, що утворилися, у подальшому періоді підвищення тиску в рідині, у коливальному циклі його зміни розчиняються і не впливають

на стійкість роботи двигуна. У полі змінного тиску в газонасиченому КП при амплітуді пульсацій тиску

$$A_p^{ВД} \geq \sqrt{\frac{6\sigma P_H}{d_n}} \approx 0,3 \cdot 10^3 \sqrt{\sigma P_H},$$

де σ - поверхнєве натягнення КП, Па/м;

5 P_H - тиск насичення КП, Па,

відбувається безперервне зростання діаметрів газових включень, обумовлене процесом "випрямленої газової дифузії" (див. с. 81-82 у кн. Ермашкевич В. Н. Гидро- и термодинамика насосных систем энергоустановок на четырехокиси азота. - Минск: Наука и техника, 1987.- 287 с).

10 Швидке виділення розчиненого в КП газу, разом із зростанням діаметрів вільних газових включень призводить до утворення в місці десорбції спіненої зони у вигляді "рою" бульбочок газу в масі КП (див. с. 208 у кн. Чертков Я. Б. Современные и перспективные углеводородные реактивные и дизельные топлива. - М.: Химия, 1968 і рис. 8 на с. 120 у ст. Хасимото Х. Разрушение поверхности и образование пузырьков в столбе жидкости при вертикальных колебаниях /Х. Хасимото, С. Судо//Ракетная техника и космонавтика.-1980. - Т. 18, № 5. - С. 116-124.).

15 Вільні газові включення, які знаходяться в стовпі КП, що піддається дії польотних вібрацій, при певних співвідношеннях між характерними параметрами вібрацій здійснюють опускний рух до забірною пристрою ПБ з можливістю подальшого проникання в паливну магістраль двигуна, що може призвести до зриву його робочого процесу.

20 Пульсації тиску, відповідні початку опускного руху вільних газових включень, визначаються амплітудою пульсацій A_p і її градієнтом $\frac{dA_p}{dz}$ у точці, де знаходиться вільне газове включення на глибині $z=h$, і називаються критичними ($A_p^{кр}$).

Відповідний аналітичний вираз для визначення $A_p^{кр}$ має вигляд (див. с. 14 у ст. Кузнецов В. И. Обобщенные условия равновесия газовых пузырей в жидкости / В. И. Кузнецов, Н. Ф. Свириденко // Многофазные потоки в энергоустановках. - Харьков, ХАИ, 1988. - С. 10-18).

$$A_p^{кр}|_{z=h} = \frac{2n_z \rho g (P_a + \rho g n_z \cdot h) \cdot \left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h}}{(\rho g n_z)^2 + \left(\left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h} \right)^2},$$

де n - показник політропи газу насичення;

n_z - осьове перевантаження;

30 ρ - густина КП;

g - прискорення вільного падіння;

P_a - тиск у вільному газовому об'ємі ПБ;

h - глибина.

35 Найближчим аналогом пристрою, що заявляється, вибраним як найближчий аналог, є пристрій дегазації рідини, яка містить вільні газові включення, виконаний у вигляді встановлюваних на вході у насос перед шнеком конічних забірників, за якими в процесі їх обтікання утворюються стійкі газонаповнені зони (каверни), з яких по спеціальних трубопроводах здійснюється безперервне відведення вільних газових включень в ємність з нижчим, ніж у кавернах, тиском (див. Патент на винахід № 2033840, РФ, МПК ВО ID 19/00, Устройство для дегазации жидкости / Васильев Ю. Н., Курочкин С. Н., Тихомиров В. И. Патентообладатель: Главное КБ НПО "Энергия"- 4858870/26: Заявл. 03.05.90; Опубл. 30.04.95.).

40 Загальною істотною ознакою відомого пристрою і того, що заявляється, є наявність в їх складі пристрою для запобігання попаданню вільних газових включень, що формуються в КП, на вхід у насос.

45 У пристрої - найближчому аналозі це досягається установкою на вході насоса перед шнеком спеціальних забірників, що формують приєднану до них газонаповнювальну зону, в якій встановлені газовідвідні трубопроводи.

Указаний пристрій, хоча й забезпечує ефективну дегазацію рідини, що містить вільні газові включення, але заважає вхід у насос двигуна РН і збільшує гідравлічні втрати потоку КП. Крім того, його застосування зв'язане з утратами КП, що видаляється разом з евакуйованими з потоку газовими включеннями. Указані втрати можуть складати 0,4-3,0 % від перекачуваної насосом витрати КП (див. ст. Васильєв Ю. Н. Устройства для дегазации жидкого топлива перед насосами ракетного двигателя / Ю. Н. Васильев, В. И. Тихомиров // Известия РАН. Энергетика. - 2003. - № 4. - С. 51-57.), що, у свою чергу, призводить до зниження енергетичної ефективності РН у цілому.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення способу забезпечення стійкості робочого процесу двигуна РН на рідких газонасичених компонентах палива шляхом організації нового способу запобігання можливості формування вільних газових включень з розчиненого в КП газу і їх опускного руху до забірної пристрою ПБ на основі вимірювання поточних значень амплітуд пульсацій тиску по глибині стовпа КП у процесі польоту РН, що об'єктивно і інтегрально відображають дію всіх дестабілізуючих гідродинамічну обстановку в ПБ чинників, відновлення за даними цих вимірювань виду залежності $A_p = f(z)$ і визначення з її використанням зон можливого виникнення "випрямленої газової дифузії" і умов для виникнення опускного руху вільних газових включень, що формуються. Це забезпечить можливість вироблення і здійснення ефективних заходів щодо запобігання вказаним явищам і дозволить підвищити як стійкість роботи двигуна, так і повноту використання бортових енергетичних ресурсів РН.

В основу винаходу поставлена також задача удосконалення пристрою для запобігання прониканню вільних газових включень у паливні магістралі двигуна РН, в якому шляхом введення нових конструктивних елементів і зв'язків між ними буде забезпечено визначення можливості виникнення в процесі польоту умов для "випрямленої газової дифузії" і подальшого опускного руху вільних газових включень, які формуються в КП, що дозволить реалізувати ефективні заходи щодо запобігання цим явищам.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі забезпечення стійкості робочого процесу двигуна РН на рідких газонасичених КП у процесі польоту вимірюють поточні значення осьового перевантаження, тиску газу у вільному газовому об'ємі паливного бака і амплітуд пульсацій тиску A_p по глибині z стовпа рідини в паливному баку, відновлюють за цими даними вид залежності $A_p = f(z)$ і з її використанням визначають глибину $z = h$, на якій перенасичення КП відповідає виникненню процесу "випрямленої газової дифузії" розчиненого в КП газу насичення у вільні газові включення, що утворюються, за співвідношенням

$$A_p|_{z=h} > 0,3 \cdot 10^3 \sqrt{\sigma P_H},$$

визначають на цій глибині градієнт пульсацій тиску $\left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h}$ і значення амплітуди пульсації тиску, відповідне початку опускного руху вільних газових включень, що утворилися, за співвідношенням

$$A_p^{kp}|_{z=h} = \frac{2n n_z \rho g (P_a + \rho g n_z \cdot h) \cdot \left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h}}{(\rho g n_z)^2 + \left(\left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h} \right)^2},$$

порівнюють їх з дійсними значеннями $\left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h}$ і формують на основі цих даних сигнал на приводи органу управління для запобігання утворенню вільних газових включень та їх опускного руху шляхом підвищення тиску P_a у вільному газовому об'ємі.

Поставлена задача розв'язується також тим, що в пристрої для забезпечення стійкості робочого процесу двигуна РН на рідких газонасичених КП, що містить пристрої для вимірювання поточних значень пульсації тиску в стовпі КП, тиску у вільному газовому об'ємі паливного бака, осьового перевантаження, пристрої для посилення і перетворення їх сигналів у сигнал управління і орган управління з приводом, пристрій для вимірювання поточних значень пульсацій тиску в КП виконаний у вигляді датчиків тиску (див., наприклад, с. 230-231 у кн. Вибрации в технике / Под ред. М. Д. Генкина. - М: Машиностроение, 1981.-496 с.), встановлених

на внутрішньобакових конструктивних елементах уздовж подовжньої осі ПБ на різній висоті, а орган управління виконаний у вигляді регулятора витрати газу, що подається на наддув вільного газового об'єму паливного бака, забезпеченого приводом.

Порівняльний аналіз з найближчими аналогами показує, що спосіб, що заявляється, і пристрій забезпечення стійкості робочого процесу двигуна РН на рідких газонасичених КП відрізняються тим, що при їх здійсненні:

1) вимірюють поточні значення осьового перевантаження, тиску газу у вільному газовому об'ємі ПБ і амплітуд пульсацій тиску по глибині стовпа КП у ПБ і відновлюють за даними вимірювань амплітуд пульсації тиску від залежності $A_p = f(z)$;

2) з використанням залежності $A_p = f(z)$ визначають глибину, на якій перенасичення газонасиченого КП відповідає початку процесу "випрямленої газової дифузії";

3) визначають градієнт пульсацій тиску на цій глибині і критичні значення їх амплітуд;

4) порівнюють критичні значення амплітуд пульсацій тиску з дійсними на глибині початку "випрямленої газової дифузії";

5) виробляють управляючий сигнал на привід органу управління при $A_p|_{z=h} \geq A_p^{kp}|_{z=h}$ і збільшують тиск у вільному газовому об'ємі ПБ до виконання умови $A_p|_{z=h} < A_p^{kp}|_{z=h}$ шляхом збільшення витрати газу на наддув вільного газового об'єму ПБ;

6) використовується пристрій для вимірювання поточних значень амплітуд пульсацій тиску, виконаний у вигляді датчиків, встановлених на внутрішньобакових конструктивних елементах уздовж подовжньої осі бака на різній висоті;

7) орган управління виконують у вигляді регулятора витрати газу, що подається на наддув вільного газового об'єму ПБ, забезпеченого приводом.

Сукупність вказаних відмітних ознак 1) - 7) є достатньою в усіх випадках, на які поширюється обсяг правового захисту.

Спосіб і пристрій реалізуються таким чином.

Вимірювання в процесі польоту бортовими засобами поточних значень осьового перевантаження, тиску газу у вільному газовому об'ємі ПБ і амплітуд пульсацій тиску по глибині стовпа КП дозволяє визначити на основі одержаних даних глибину, це перенасичення КП може привести до виникнення "випрямленої газової дифузії", наслідком якої є утворення та інтенсивне зростання вільних газових включень розчиненого в КП газу в умовах діючих польотних навантажень, а також встановити умову виникнення їх опускного руху до забірної пристрою ПБ.

Формування на цій основі управляючого сигналу на привід органу управління дозволить запобігти вказаним впливам і забезпечити стійкість робочого процесу двигуна протягом усього польоту, а також зменшити непродуктивні витрати бортових запасів КП.

Виконання пристрою забезпечення стійкості робочого процесу двигуна таким, що включає пристрій для вимірювання значень амплітуд пульсацій тиску в стовпі КП у вигляді датчиків, встановлених на внутрішньобакових конструктивних елементах на різній висоті уздовж подовжньої осі ПБ, дозволить визначати поточні значення амплітуд пульсацій тиску по глибині стовпа КП і виробляти на цій основі управляючий сигнал на привід органу управління, а використання, як органа управління, регулятора витрати газу, що подається на наддув ПБ, забезпеченого приводом, дозволить здійснювати ефективне придушення можливості формування і надходження вільних газових включень на входи в паливні магістралі двигуна в кількостях, здатних призвести до зриву його стійкої роботи (див. мал. 2.1 у ст. Кузнецов В. И. Критические уровни виброперегрузок и пульсаций давления для пузырей, движущихся в идеальной жидкости / В. И. Кузнецов // Аэро-газодинамика и нестационарный тепломассообмен. Сб. науч. тр. - К.: Наук. думка, 1983. - С. 71-76.).

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Спосіб забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива, що полягає в створенні в паливних баках умов, які запобігають можливості формування і подальшого надходження до забірних пристроїв паливних баків вільних газових включень з розчиненого в компонентах палива газу, який відрізняється тим, що вимірюють поточні значення осьового перевантаження, тиску газу у вільному газовому об'ємі паливного бака і амплітуд пульсації тиску A_p по глибині z стовпа рідкого компонента палива в паливному баку, за даними вимірювань пульсацій тиску відновлюють вид залежності $A_p = f(z)$ і визначають

з її використанням глибини $z=h$, на якій перенасичення компонента палива відповідає виникненню "випрямленої газової дифузії" розчиненого в компоненті палива газу у вільні газові включення, що утворюються, за співвідношенням

$$A_p|_{z=h} > 0,3 \cdot 10^3 \sqrt{\sigma P_H},$$

5 де P_H - тиск насичення;

σ - поверхнєве натягнення компонента палива,

визначають на глибині $z=h$ градієнт пульсацій тиску $\left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h}$ і значення амплітуди пульсацій

тиску $A_p^{kp}|_{z=h}$, відповідне початку опускного руху вільних газових включень, що утворилися, за співвідношенням

$$10 \quad A_p^{kp}|_{z=h} = \frac{2n_z \rho g (P_a + \rho g n_z \cdot h) \cdot \left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h}}{(\rho g n_z)^2 + \left(\left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h} \right)^2},$$

де n - показник політропи газу насичення;

n_z - осьове перевантаження;

P_a - тиск у вільному газовому об'ємі паливного бака;

ρ - густина компоненту палива;

15 g - прискорення вільного падіння;

h - глибина,

порівнюють A_p і A_p^{kp} на глибині $z=h$ і при $A_p \geq A_p^{kp}$ збільшують тиск у вільному газовому об'ємі паливного бака шляхом збільшення витрати газу на його наддув до виконання умови $A_p < A_p^{kp}$ при $z=h$.

20 2. Пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива, що містить пристрої для вимірювання у польоті осьового перевантаження, тиску у вільному газовому об'ємі паливного бака, поточних значень пульсацій тиску в стовпі компонента палива по його глибині та пристрої для посилення і перетворення їх сигналів у сигнал управління і орган управління з приводом, який **відрізняється** тим, що пристрій для

25 вимірювання поточних значень пульсацій тиску в компоненті палива виконаний у вигляді датчиків тиску, встановлених на внутрішньобакових конструктивних елементах уздовж подовжньої осі паливного бака на різній висоті, а орган управління виконаний у вигляді регулятора витрати газу, що подається на наддув паливного бака, забезпеченого приводом.