



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2006114269/11, 26.04.2006

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.04.2006

(43) Дата публикации заявки: 20.11.2007

(45) Опубликовано: 20.12.2008 Бюл. № 35

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: С.Д.ГРИШИН, Л.В.ЛЕСКОВ, Н.П.КОЗЛОВ.
Электрические ракетные двигатели. М.:
Машиностроение, 1975 г.(с.121, рисунок). RU
2262469 C2, 20.10.2005. RU 2159861 C1,
27.11.2000. GB 2190964 A, 02.12.1987. FR
2648517 A1, 09.06.1992.

Адрес для переписки:

141070, Московская обл., г. Королев, ул.
Ленина, 4а, ОАО "РКК "Энергия" им. С.П.
Королева", отдел интеллектуальной
собственности

(72) Автор(ы):

Калинкин Дмитрий Анатольевич (RU),
Ковтун Владимир Семенович (RU),
Сысоев Денис Вячеславович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

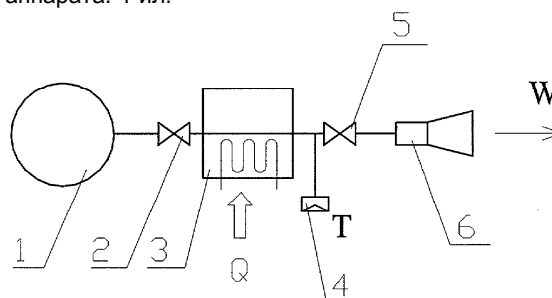
Открытое акционерное общество "Ракетно-
космическая корпорация "Энергия" имени С.П.
Королева" (RU)

(54) СПОСОБ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РАСПОЛОЖЕННЫМИ НА НИХ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ГАЗОВЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

(57) Реферат:

Изобретение относится к терморегулированию космических аппаратов, имеющих в своем составе газовые ракетные двигатели (ГРД). Предлагаемый способ включает в себя измерение, сравнение и поддержание температур в пределах их верхних и нижних допустимых значений в элементах системы подачи рабочего тела, ГРД, в зонах размещения элементов системы подачи и ГРД на элементах конструкции космического аппарата. Данные операции проводят при хранении рабочего тела и при его подаче в работающие ГРД. Перед включением ГРД в случае, если измеренные температуры перед моментом подачи рабочего тела меньше верхних предельных значений, производят разогрев элементов системы подачи и ГРД до достижения указанными температурами верхних предельных значений. При работе ГРД производят поддержание температур в элементах системы подачи и ГРД на уровнях их верхних

допустимых значений. По окончании работы ГРД и к началу режима хранения рабочего тела производят охлаждение элементов системы подачи, ГРД и зон их расположения на элементах конструкции до нижних предельных значений температур. Техническим результатом изобретения является повышение эффективности работы и надежности двигательных установок с ГРД в процессе длительной эксплуатации космического аппарата. 1 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2006114269/11, 26.04.2006**

(24) Effective date for property rights: **26.04.2006**

(43) Application published: **20.11.2007**

(45) Date of publication: **20.12.2008 Bull. 35**

Mail address:
**141070, Moskovskaja obl., g. Korolev, ul.
Lenina, 4a, OAO "RKK "Ehnergija" im. S.P.
Koroleva", otdel intellektual'noj sobstvennosti**

(72) Inventor(s):
**Kalinkin Dmitrij Anatol'evich (RU),
Kovtun Vladimir Semenovich (RU),
Sysoev Denis Vjacheslavovich (RU)**

(73) Proprietor(s):
**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Raketno-
kosmicheskaja korporatsija "Ehnergija" imeni
S.P. Koroleva" (RU)**

(54) **THERMAL CONTROL MODE OF STRUCTURAL ELEMENTS OF SPACECRAFT WITH IN-BUILT STRUCTURAL ELEMENTS OF PROPULSION SYSTEM WITH GAS ROCKET ENGINES**

(57) Abstract:

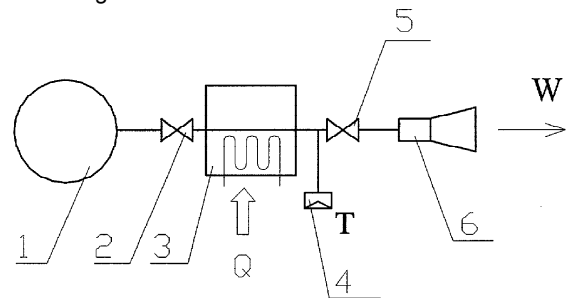
FIELD: heating; transportation.

SUBSTANCE: method includes measurement, comparison and maintenance of temperatures within their upper and lower allowed values in elements of working substance feed system, gas rocket engines (GRE), within areas of elements of feed system and GRE on structural elements of spacecraft. These procedures are carried out while working substance is stored and delivered to operating GRE. Before GRE is turned on, if measured temperatures prior to working substance feed less than upper limit values, elements of feed system and GRE are heated until specified temperatures reaches upper limit values. At operation of GRE temperatures are maintained in elements of feed system and GRE at their upper allowed values. Upon completion of GRE operation

and by starting of working substance storage mode elements of feed system, GRE and areas thereof on structural elements are cooled to lower limit temperatures.

EFFECT: higher performance and reliability of propulsion systems with gas rocket engines during long operation of spacecraft.

1 dwg



RU 2 341 417 C2

RU 2 341 417 C2

Изобретение относится к области космической техники, в частности к эксплуатации космических аппаратов (КА), имеющих в своем составе газовые ракетные двигатели.

Известен способ терморегулирования рабочего тела газового ракетного двигателя для его газификации путем нагрева от электрического или радиоизотопного источника энергии или от более теплых элементов конструкции КА [1], выбранный в качестве аналога и заключающийся в измерении температур в определенных точках конструкции, сравнении их с допустимым диапазоном изменения температур, и в случае выхода текущего значения температуры за пределы допустимого диапазона проведения нагрева или охлаждения данного элемента конструкции.

Газовый ракетный двигатель (ГРД) - это ракетный двигатель, рабочим телом которого является газ [1], поступающий из баллона высокого давления или другого хранилища (ресивера) рабочего тела. ГРД, являющиеся по существу реактивными соплами с управляющими клапанами, просты и надежны в работе, однако их удельный импульс мал (350-700 м/с), что связано с использованием для получения приемлемой массы двигательной установки (ДУ) газов с большой молекулярной массой, таких как азот, аргон, криптон, ксенон. При нагреве рабочего тела удельный импульс возможно значительно повысить. Так, при нагреве до 1100 К удельный импульс ГРД возрастает приблизительно вдвое [1].

Недостатком приведенного способа является то, что после приведения рабочего тела в газообразное состояние его тепловая энергия теряется по пути к двигателю, при этом нагреваются элементы конструкции КА и снижается температура рабочего тела, что приводит к снижению удельного импульса при работе газовых ракетных двигателей. Для уменьшения тепловых потерь требуется подвод дополнительной энергии от источников на КА.

Известен способ терморегулирования элементов конструкции электронагревного газового ракетного двигателя [2] для подготовки рабочего тела непосредственно в камере сгорания, выбранный в качестве прототипа и заключающийся в том, что проводится измерение, сравнение и поддержание температур в пределах верхних и нижних допустимых значений в элементах системы подачи газообразного рабочего тела, в элементах газовых ракетных двигателей, в зонах размещения системы подачи рабочего тела газовых ракетных двигателей на элементах конструкции космического аппарата при хранении рабочего тела и в процессе его подачи при работе газовых ракетных двигателей.

В основе работы электронагревных двигателей (ЭНД) лежит принцип газодинамического ускорения в сопле рабочего вещества, предварительно нагретого за счет подвода к двигателю электрической энергии. Рабочее вещество разогревается, проходя через теплообменник, который разогревается электрическим током. В качестве рабочего вещества в принципе может быть использовано любое вещество. Нагревательному элементу могут быть приданы различные формы: стержневая, пластинчатая, трубчатая.

Схема одного из электронагревных двигателей приведена на рис.4.3 [2]. Рабочий процесс в ЭНД происходит следующим образом. Рабочее вещество, подводимое по системе подачи рабочего тела внутрь двигателя, попадает на нагреватель, который нагревается электрическим током за счет джоулева тепловыделения. Ток поступает по токоподводам, разделенным изолятором. Нагретое рабочее вещество ускоряется в сопле, совмещенном с корпусом, и истекает в пространство, создавая тягу. Тепловые экраны уменьшают потери тепловой энергии.

Недостатком указанного способа терморегулирования элементов конструкции электронагревного газового ракетного двигателя является значительное потребление энергии в процессе работы двигателя и сложность реализации его в конструкции за счет наличия дополнительных теплонапряженных элементов.

Задачей предложенного способа является повышение эффективности работы и надежности двигательных установок, содержащих газовые ракетные двигатели, за счет выхода на верхние предельные температуры рабочего режима до момента включения ГРД и в процессе его работы, а также хранение рабочего тела между включениями ГРД в

герметичных объемах при нижних предельных температурах.

Указанный технический результат достигается тем, что в способе терморегулирования элементов конструкции электронагревного газового ракетного двигателя, включающем в себя измерение, сравнение и поддержание температур в пределах верхних и нижних

5 допустимых значений в элементах системы подачи газообразного рабочего тела, в элементах газовых ракетных двигателей, в зонах размещения элементов системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей на элементах конструкции космического аппарата при хранении рабочего тела и в процессе его подачи при работе газовых ракетных двигателей, в отличие от известного, перед включением газовых ракетных
10 двигателей в случае, если измеренные температуры перед моментом подачи рабочего тела меньше верхних предельных значений, производят разогрев элементов системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей до достижения указанными температурами верхних предельных значений, далее в процессе подачи рабочего тела при работе газовых ракетных двигателей производят поддержание температур в элементах
15 системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей на уровнях верхних допустимых значений, а по окончании работы газовых ракетных двигателей и к началу режима хранения рабочего тела производят охлаждение элементов системы подачи рабочего тела, газовых ракетных двигателей и зон их расположения на элементах конструкции космического аппарата до нижних предельных значений температур.

20 Суть настоящего изобретения поясняется чертежом, на котором приведена принципиальная схема терморегулирования двигательной установки, включающей ГРД. На фиг.1 цифрами обозначены: 1 - емкость с рабочим телом; 2 - управляющий клапан; 3 - элемент конструкции КА; 4 - датчик температуры; 5 - пусковой клапан двигателя; 6 - газовый ракетный двигатель.

25 Способ терморегулирования элементов конструкции космического аппарата с газовыми ракетными двигателями осуществляется следующим образом. В процессе эксплуатации ДУ КА перед включением газовых ракетных двигателей, до подачи рабочего тела проводят измерение и сравнение, с точностью до погрешности применяемых датчиков, температур T с верхним T_{max} и нижним T_{min} пределами допустимых значений в элементах системы
30 подачи газообразного рабочего тела, газовых ракетных двигателей, зонах размещения системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей на элементах конструкции космического аппарата. Из опыта эксплуатации КА известно, что диапазон допустимых значений температур значительно, т.е. более чем в 10 раз, превышает погрешность применяемых датчиков температуры, например датчики типа ТП 012, 018, 062, 198 ТЭП
35 012, 018 (ОСТ 92.4269-74), что позволяет надежно определить область допустимых значений при известной погрешности датчиков. В случае, если измеренные температуры меньше верхних предельных значений $T < T_{max}$, производят разогрев элементов конструкции до достижения указанными температурами верхних предельных значений $T = T_{max}$. Разогрев элементов системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей
40 может осуществляться как непосредственно, например электронагревателем типа ЭН СЛИЮ. 681812.003-04 (Техническое описание системы обеспечения теплового режима космического аппарата "Ямал-200", Королев: РКК Энергия, 2002 г., 70с.), так и посредством нагрева элементов конструкции КА, например, от внешнего теплового источника лучистой энергии (Солнца). Далее, в процессе подачи рабочего тела при
45 работе газовых ракетных двигателей, производят поддержание температур в элементах конструкции на уровнях верхних предельных значений.

Влияние температуры на скорость истечения можно понять из следующих рассуждений. Скорость истечения рабочего вещества из двигателя в вакуум определяется по формуле [3]:

$$50 \quad W = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} \cdot \frac{\mu R}{\mu} T}, \quad (1)$$

где $k=c_p/c_v$ - показатель адиабаты; c_p, c_v - удельные теплоемкости газа при постоянном давлении и объеме соответственно; μ - относительная молекулярная масса рабочего

вещества, г/моль, R - газовая постоянная рабочего тела, [Дж/кг·К]; T - температура рабочего тела в камере двигателя, [К]. Комплекс μR представляет собой универсальную газовую постоянную ($\mu R = 8,314$ Дж/моль·К).

5 При прочих равных условиях с ростом температуры рабочего вещества скорость истечения газа увеличивается, и возможно записать соотношение:

$$W_2 = W_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}}, \quad (2)$$

где W_1, W_2 - скорости истечения рабочего тела при температурах T_1, T_2 соответственно.

10 Тяга двигателя определяется выражением [3]:

$$P = (dm / dt) \cdot W, \quad (3)$$

где (dm/dt) - секундный массовый расход рабочего тела. Отсюда очевидно, что рост скорости истечения W позволит получить ту же тягу при меньшем расходе рабочего тела или, наоборот, при сохранении массового расхода получить большую тягу.

15 По окончании работы газовых ракетных двигателей и к началу режима хранения рабочего тела производят охлаждение элементов системы подачи рабочего тела и зон ее расположения на корпусе космического аппарата до нижних предельных значений температур $T = T_{\min}$.

20 Влияние температуры на величину утечек рабочего тела можно понять из следующих рассуждений. Поток рабочего тела через течи в материале конструкции при молекулярном режиме течения имеет вид [4]

$$Q = k \cdot \left(\frac{T}{M}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot (p_1 - p_0), \quad (4)$$

25 где k - геометрический фактор формы течи, T - температура и M - молекулярная масса рабочего тела, $p_1 > p_0$ - давления с разных сторон течи, для газообразного топлива в ДУ при эксплуатации КА в вакууме $p_0 \approx 0$.

30 Снизить утечки $Q_2 < Q_1$ рабочего тела через имеющуюся течь в вакуум при хранении между включениями ГРД возможно, снижая давление $p_2 < p_1$ или температуру $T_2 < T_1$ рабочего тела в магистралях ДУ

$$\frac{Q_2}{Q_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{p_2}{p_1}\right). \quad (5)$$

35 При постоянной массе рабочего тела в магистрали фиксированного объема из уравнения состояния идеального газа [4] имеем

$$\frac{p}{T} = \text{const} = \frac{p_1}{T_1} = \frac{p_2}{T_2}. \quad (6)$$

Подставляя p_2 из (6) в (4), получим

$$40 \frac{Q_2}{Q_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{3}{2}}. \quad (7)$$

45 В случае хранения рабочего тела между включениями ГРД снижение температуры с 40°C до 5°C (с 313 К до 278 К) приведет к уменьшению течи в $Q_2/Q_1 = 0,831$, что означает снижение течи на 16,3%.

Увеличив в процессе работы двигателей температуру рабочего тела в камере,

например, с $T_{\min} = 273$ К до $T_{\max} = 313$ К, можно увеличить скорость истечения в $\sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = 1,07$

50 раза. Тогда для создания той же тяги, что имела место быть без подогрева рабочего тела, потребуется расход топлива в $(1,07)^{-1} = 0,93$ раза меньше. Иными словами, для проведения аппаратом требуемых маневров в течение всего расчетного срока активного существования потребуется на 7% меньше рабочего тела. Для аппаратов типа "Ямал" с

запасом рабочего тела ~120 кг, рассчитанных на ~12 лет активного существования, подогрев приведет к экономии ~0,84 кг или порядка 10 месяцев работы КА.

1. Энциклопедия "Космонавтика"/Под ред. В.П.Глушко. - М.: Советская энциклопедия, 1985. - 527 с.

5 2. С.Д.Гришин, Л.В.Лесков, Н.П.Козлов. Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1975 г. - 272с. (рис. на 121 с.).

3. В.А.Кириллин, В.В.Сычев, А.Е.Шейндлин. Техническая термодинамика. М.: Энергоатомиздат, 1983 г. - 416 с.

10 4. Вакуумная техника: Справочник/Е.С.Фролов, В.Е.Минайчев, А.Т.Александрова и др.: Под общ. ред. Е.С.Фролова, В.Е.Минайчева. - М.: Машиностроение, 1992. - 480 с.

Формула изобретения

Способ терморегулирования элементов конструкции космического аппарата с расположенными на них элементами конструкции двигательной установки с газовыми ракетными двигателями, включающий в себя измерение, сравнение и поддержание температур в пределах верхних и нижних допустимых значений в элементах системы подачи газообразного рабочего тела, в элементах газовых ракетных двигателей, в зонах размещений элементов системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей на элементах конструкции космического аппарата при хранении рабочего тела и в процессе его подачи при работе газовых ракетных двигателей, отличающийся тем, что перед включением газовых ракетных двигателей в случае, если измеренные температуры перед моментом подачи рабочего тела меньше верхних предельных значений, производят разогрев элементов системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей до достижения указанными температурами верхних предельных значений, далее в процессе подачи рабочего тела при работе газовых ракетных двигателей производят поддержание температур в элементах системы подачи рабочего тела и газовых ракетных двигателей на уровнях верхних допустимых значений, а по окончании работы газовых ракетных двигателей и к началу режима хранения рабочего тела производят охлаждение элементов системы подачи рабочего тела, газовых ракетных двигателей и зон их расположения на элементах конструкции космического аппарата до нижних предельных значений температур.

35

40

45

50