

Научная статья
УДК 629.7.036.53

ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА КОРРЕКЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ НА ФРЕОНЕ

Ольга Вячеславовна Бабанина¹, Камиль Ниязович Гасанбеков²✉, Иван Сергеевич Прохоренко³

^{1, 2, 3} Специальный технологический центр (СТЦ),

Санкт-Петербург, Россия

¹ obabanina@stc-spb.ru

² kgasanbekov@stc-spb.ru✉

³ iprokhorenko@stc-spb.ru

Аннотация. Для слаженного функционирования всей орбитальной группировки необходимо точное позиционирование аппаратов на орбите в течение всего времени их эксплуатации, что может быть достигнуто применением на бортах двигательных установок коррекции. Статья посвящена разработке двигательных установок коррекции двух типоразмеров для наноспутников форматов CubeSat 3U и 12U на основе двигателей малой тяги, работающих на фреоне. Обосновывается выбор фреонов в качестве рабочего тела, рассмотрен технический облик разработанных двигательных установок коррекции, описано их функционирование.

Согласно оценке по результатам расчетов, суммарный импульс тяги разрабатываемых двигательных установок составит: для наноспутников формата CubeSat 3U около 138 Н·с, номинальная тяга 15 мН, при этом общие размеры двигательной установки не превышают формата CubeSat 1U, а общая масса — не более 1,4 кг; для наноспутников формата CubeSat 12U около 1250 Н·с, номинальная тяга 15 мН, при этом общие размеры двигательной установки не превышают формата CubeSat 4U, а общая масса — не более 5,0 кг.

Ключевые слова: двигательная установка коррекции, хладон, фреон, наноспутник

Для цитирования: Бабанина О.В., Гасанбеков К.Н., Прохоренко И.С. Двигательная установка коррекции для наноспутников на фреоне // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 136–146.

Original article

CORRECTING PROPULSION UNIT FOR FREON RUNNING NANO-SATELLITES

Ol'ga V. Babanina¹, Kamil' N. Gasanbekov²✉, Ivan S. Prokhorenko³

^{1, 2, 3} Special Technology Center (STC),

Saint-Petersburg, Russia

¹ obabanina@stc-spb.ru

² kgasanbekov@stc-spb.ru✉

³ iprokhorenko@stc-spb.ru

Abstract

The article presents the results of the correcting propulsion unit development of two nominal sizes for nano-satellites of CubeSat 3U and 12U format based on a low-thrust Freon-running thruster.

Working medium selection analysis for the engine type being developed is presented. Freon R-236fa, R-227ea and RC-318 are being considered as a working medium. This Freon special feature consist in the possibility of its storage in the saturated state under the pressure less than 1 MPa (10 atm). The average specific impulse and thrust of the engine being developed are of no less than 392 m/s (40 s) and 0,015 N respectively at the temperature of the Freon being considered of $T = 293$ K.

In the course of these propulsion units development, the following elements were newly developed, namely tanks, small-sized low-pressure control valve, small-size feeding device, receiver and a low-thrust engine, representing gas-dynamic nozzle. Application of Freon as a working medium allowed abnegating the high-pressure fittings. The pressure in the saturated state Freon, considered in the article, is no more than 1 MPa within the temperature range from 273 to 313 K.

The overall dimension of the developed propulsion unit are of no more than 1U. Its weight is about 1.4 kg for the CubeSat 3U format nano-satellite with the propulsion unit peak energy consumption of no more than 17 W. Based on the estimation, the total thrust impulse of the unit will be about 138 N · s. Characteristic velocity margin will be of 24 m/s with the tank volume of 0.25 liters for the satellite of the 5.6 kg total mass.

The overall dimension of the developed propulsion unit are of no more than 4U. Its weight is about 5.0 kg for the CubeSat 12U format nano-satellite with the propulsion unit peak energy consumption of no more than 10 W. Based on the estimation, the total thrust impulse of the unit will be about 1250 N · s. Characteristic velocity margin will be of 24 m/s with the tank volume of 2.2 liters for the satellite of the 20 kg total mass.

The result of the presented consists in the development of the propulsion units of two different standard sizes based on Freon propellant, which allow performing such maneuvers as satellite position on its orbit correction, and correction of the parameters of the orbit itself, as well as the satellite de-orbiting.

Keywords: correcting propulsion unit, halocarbon, Freon, nano-satellite

For citation: Babanina O.V., Gasanbekov K.N., Prokhorekno I. S. Correcting Propulsion Unit for Freon Running Nano-Satellites. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 136-146.

Введение

В настоящее время наблюдается возрастающий спрос на орбитальные группировки малых космических аппаратов (МКА), обусловленный необходимостью решения таких задач, как картографирование гравитационного поля, отслеживание лесных пожаров, обнаружение водных источников болезней на Земле [1], развертывание системы автоматической идентификации морских судов [2] и т. п. Значительную часть запущенных малых космических аппаратов составляют наноспутники формата CubeSat – 1897 единиц по состоянию на 01.08.2022, из которых более 1000 единиц размером в три юнита – 3U [3]. Формирование орбитальных группировок на основе наноспутников формата CubeSat позволяет существенно снизить их стоимость и сократить время развертывания, прежде всего за счет накопленного массива стандартизированных решений и возможности за один пуск ракетносителя выводить большое количество аппаратов, являющихся как целевой, так и попутной нагрузкой.

Для слаженного функционирования всей орбитальной группировки необходимо точное позиционирование аппаратов на орбите в течение всего времени их эксплуатации, что может быть достигнуто применением на бортах двигательных установок (ДУ) коррекции.

По состоянию на 01.08.2022 всего около 6,5% наноспутников оснащено двигательными системами [3], что обусловлено трудностями разработки универсальных устройств с оптимальными соотношениями массы, тяги, формируемого импульса и энергопотребления [4].

В статье представлены результаты разработки ДУ коррекции двух типоразмеров для наноспутников форматов CubeSat 3U и 12U на основе двигателей малой тяги, работающих на фреоне.

ДУ должны обеспечивать выдачу регламентированных импульсов для корректировки положения аппарата относительно других в орбитальной группировке, для поддержания требуемой высоты орбиты в течение заданного срока активного существования аппаратов и для их схода с орбиты.

Уменьшенный вариант двигательной установки (далее ДУБК) разработан для наноспутников формата CubeSat 3U. Масса заправленной установки не более 1,4 кг при габаритах в пределах 1U, пиковое энергопотребление не более 17 Вт. ДУБК должна обеспечить суммарный импульс тяги порядка 138 Н · с при номинальной тяге 15 мН.

Увеличенный вариант двигательной установки (далее РДУГ) разработан для наноспутников формата CubeSat 12U. Масса заправленной установки не более 5,0 кг при габаритах в пределах 4U, пиковое энергопотребление не более 10 Вт. РДУГ должна

обеспечить суммарный импульс тяги порядка 1250 Н · с при номинальной тяге 15 мН.

Благодаря высокой плотности заправки рабочего тела (РТ), двигательные установки, работающие на фреонах 236fa, 227ea и 318-ц, в пересчете могут обеспечить сопоставимые либо более высокие значения характеристической скорости орбитального маневра МКА ΔV в сравнении с аналогами [4–8].

При массе МКА формата 3U не более 5,6 кг ΔV составит 23 м/с.

При массе МКА формата 12U не более 20 кг ΔV составит 65 м/с.

В процессе выполнения работы разработаны металлические баки для хранения рабочего тела, управляющий клапан, ресивер-испаритель, двигатели малой тяги.

В статье обосновывается выбор фреонов в качестве рабочего тела (РТ), рассмотрен технический облик разработанных ДУ коррекции и описано их функционирование.

Обоснование выбора рабочего тела

Основным критерием при выборе рабочего тела ДУ являлось обеспечение наибольшей ΔV при минимальных объемах баков, значения которых определялись исходя из конструктивных ограничений, связанных с габаритами МКА форматов CubeSat 3U и 12U, а также с размерами различных систем, входящих в МКА. Характеристическая скорость определялась по формуле Циолковского. Предполагая, что газовый двигатель работает на расчетном режиме, можно заключить, что удельный импульс $I_{уд}$ равен скорости истечения газа из сопла $V_{ист}$ (сверхзвуковой режим), определяемой из термодинамических соотношений [9]

$$V_{ист} = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0 T}{\mu} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}, \quad (1)$$

где γ – показатель адиабаты;

$R_0 = 8,31$ Дж/(моль · К) – универсальная газовая постоянная;

T – температура истекающего газа, К;

μ – молярная масса, кг/моль;

p_2 – давление на выходе сопла, Па;

p_1 – давление на входе сопла, Па.

Скорость истечения в вакуум из сопла – функция двух переменных: $V_{ист} = V_{ист}(\gamma, T)$. В этом случае ΔV есть функция, зависящая от трех переменных: $\Delta V = (\gamma, T, \rho)$:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0 T}{\mu} \ln \left(\frac{M_{КА}}{M_{КА} - \rho V_6} \right)}, \quad (2)$$

где $M_{КА}$ – масса МКА, кг;

ρ – плотность РТ, кг/м³;

V_6 – объем бака, м³.

Из анализа выражения (2) следует, что при фиксированных объеме бака и массе МКА увеличение ΔV возможно при увеличении плотности ρ РТ в баке, температуры истекающего газа T из сопла и уменьшении показателя адиабаты γ до значений, близких к единице.

Классическими РТ для ДУ являются сжатый воздух, азот, гелий, аммиак, ксенон, аргон [10]. При этом в [10] показано, что, если РТ хранится в виде сжатого газа, воздух и азот позволяют достичь лучших энергомассовых характеристик ДУ. Однако при использовании РТ в виде сжатого газа давление в баке может составлять десятки или сотни мегапаскалей, что диктует высокие требования к прочности конструкции баков и других агрегатов пневматической системы подачи РТ.

Избежать данных трудностей можно, если РТ хранится в жидком состоянии или в состоянии насыщения, для которого давление заправки окажется значительно ниже, чем для сжатого воздуха или азота, а плотность заправки, наоборот, существенно выше. Стоит отметить, что для некоторых веществ невозможно сжижение только за счет увеличения давления, требуется также температура ниже критической. Недостатком при хранении РТ в жидком состоянии или в состоянии насыщения является то, что необходимо предусмотреть в пневмогидравлической системе подачи РТ подогреваемый испаритель для полного перехода РТ в состояние газа, а это требует дополнительных затрат электрической энергии и может оказаться критичным для МКА.

На основе вышеизложенных требований и отмеченных особенностей были сформированы критерии для выбора РТ (табл. 1).

Не менее важными критериями, не указанными отдельно в табл. 1, но учитываемыми при выборе вещества в качестве РТ, являются: безопасность при эксплуатации, хранении и проведении испытаний, экологичность, низкая стоимость и доступность.

С учетом этих критериев и условий обеспечения наибольшей ΔV при фиксированном объеме бака на основе теоретических расчетов и сравнения с другими веществами были выбраны хладоны (другое название – фреоны).

Схожие критерии применялись в работе [11], в которой на основе анализа большого количества возможных веществ в качестве РТ были отобраны девять кандидатов: H₂O, SO₂, N₂H₄, N₂O, NH₃, C₄H₁₀, SF₆, фреоны R-134a, R-236fa. В результате сравнения по всем критериям оптимальными кандидатами были признаны R-134a и R-236fa.

Таблица 1

Критерии выбора вещества в качестве рабочего тела

| Критерий | Обоснование |
|---|---|
| Повышенное значение плотности ρ заправки РТ | Увеличение запасаемой массы РТ и, следовательно, величины ΔV при неизменном объеме |
| Пониженное значение теплоты парообразования | Уменьшение потребляемой нагревателем электрической мощности |
| Уменьшенное значение γ | Увеличение $V_{ист}$ и ΔV |
| Критическая температура $T_{кр} > 313$ К | Сохранение жидкой фазы запасенного РТ в диапазоне 273 ... 313 К |
| Низкая точка замерзания | Сохранение жидкой фазы запасенного РТ в диапазоне 273 ... 313 К |
| Химическая инертность и малое коррозионное воздействие на используемые материалы во внутренней полости пневмогидравлической системы подачи РТ | Отсутствие необходимости в нанесении дополнительных защитных покрытий или поиска совместимых конструкционных материалов |

В работе [5] приводится сравнение получаемых значений различных параметров при использовании данных фреонов. Так, удельный импульс тяги ДУ, работающих на R-236fa, меньше, чем удельный импульс тяги ДУ, работающих на R-134a (60 и 75 с соответственно). Однако из-за большей плотности заправки R-236fa при его использовании достигаются сравнимые значения величины $\rho \cdot I_{уд}$ ($H \cdot c/m^3$), которая представляет собой удельный объемный суммарный импульс тяги. Данная величина позволяет сравнить получаемые значения суммарного импульса тяги при использовании различных веществ без привязки к располагаемому объему хранения, оценить эффективность конкретного РТ и достичь приемлемого значения I_{Σ} .

Кроме того, использование R-236fa позволяет снизить рабочее давление в баке, что существенно упрощает систему хранения.

В работе [12] показано преимущество фреонов R-134a и R-123 по сравнению с некоторыми другими веществами: CO₂, C₄H₁₀, NH₃, SF₆, Xe, Ar, Ne, He и N₂. Использование выбранных фреонов позволяет существенно повысить ΔV , хотя удельный импульс оказывается меньше, чем при использовании большинства других сравниваемых веществ. Связано это с тем, что фреоны при достаточно высокой молекулярной массе обладают повышенной плотностью в жидком состоянии. Данное обстоятельство позволяет существенно увеличить количество запасаемого РТ и, следовательно, ΔV даже при меньшем значении удельного импульса.

Стоит отметить, что существуют летные и инженерные образцы ДУ на фреонах с габаритными размерами от 0,5U до 2U [6, 13, 14]. Указанные ДУ были применены в МКА MarCO [15].

Предварительно, перед определением ΔV при выборе в качестве РТ какого-либо фреона необходимо определить для него давление заправки.

Предполагается хранение в насыщенном состоянии, при котором сосуществуют одновременно две фазы – жидкая и газовая.

Ограничения, которые накладывались при определении давления заправки $p_{зап}$: при термостатировании от плюс 10 до плюс 40°С нежелательно превышение давления насыщенных паров более 1 МПа; $p_{зап}$ должно быть больше давления на входе в сопло p_1 ; жидкость не должна занимать абсолютно весь объем бака, иначе возможно резкое увеличение давления при нагреве, поэтому необходимо при заправке оставить некоторую «воздушную подушку», занимаемую паром [16].

Проводился последовательный итерационный расчет по определению объема «воздушной подушки», при котором давление насыщенных паров не превысило бы 1 МПа и весь пар не сконденсировался бы. После уточнения этой величины определялась масса заправляемого РТ $M_{РТ}$.

Из большого числа фреонов, были выбраны те из них, которые обеспечивали наиболее оптимальные характеристики ДУ. В табл. 2 представлены результаты расчетов.

Таблица 2

Результаты теоретических расчетов параметров для выбранных фреонов

| Рабочее тело | $p_{зап}$, МПа | $I_{уд}$, с | $M_{РТ}$, кг | ΔV , м/с |
|--------------|-----------------|--------------|---------------|------------------|
| R-236fa | 0,23 | 105 | 2,82 | 150 |
| R-227ea | 0,39 | 106 | 2,86 | 159 |
| RC-318 | 0,26 | 140 | 3,08 | 230 |

При расчетах предполагается, что температура РТ в сопле $T_{РТ} = 293$ К, объем бака $V_6 = 2,2$ л, масса МКА $M_{МКА} = 20$ кг. Необходимые при расчетах значения параметров (γ , ρ) для выбранных веществ были определены с использованием программы REFPROP [17].

Полученные значения являются теоретическими. На практике можно ожидать снижения ΔV , например за счет неполного использования всей запасаемой массы РТ (до 10% [12]) или снижения величины $V_{ист}$.

При расчетах была выявлена сильная зависимость скорости истечения, а значит, и ΔV от давления на выходе сопла p_2 для выбранных фреонов. Предположительно это связано с тем, что фреоны обладают малым показателем адиабаты.

При фиксированных значениях T , μ , p_1 и γ скорость истечения есть функция p_2 . На рис. 1 приведен график функции $V_{ист}(p_2)$ при значении $\gamma = 1,096$, соответствующем $T = 293$ К и $p_1 = 160$ кПа. Из рисунка видно, что при малом изменении давления p_2 , скорость истечения существенно уменьшается при значениях γ , близких к единице. Так, при изменении p_2 от 0 до 1 Па скорость истечения уменьшается примерно в 1,3 раза.

Основные рабочие орбиты для МКА формата CubeSat – низкие околоземные орбиты (НОО). На высоте $h = 500$ км над уровнем земли давление окружающей среды составляет $\sim 10^{-6} \dots 10^{-7}$ Па [18]. Кроме того, при движении КА выше плотных

слоев атмосферы, а также при использовании двигательной установки вокруг него образуется облако собственной внешней атмосферы (СВА) [19].

При этом давление на выходе сопла в основном зависит от его геометрии [9]. По выполненному расчету, для спроектированного сопла p_2 составит порядка 200 Па. В табл. 3 представлены уточненные значения ΔV для выбранных фреонов. Также для сравнения приводятся значения ΔV для других веществ, используемых в качестве РТ ДУ. Расчет проводился при $T = 293$ К, $p_1 = 160$ кПа и $M_{КА} = 20$ кг.

Из табл. 3 видно, что при использовании выбранных фреонов удается при относительно низких давлениях заправки получить большую запасаемую массу РТ и, как результат, большее значение ΔV в сравнении с другими РТ. Повышенное значение ΔV для фреонов удается получить также благодаря пониженным значениям γ .

В табл. 4 приведены расчетные значения некоторых параметров для трех выбранных фреонов для МКА формата CubeSat размером 3U и полученные при эксплуатации существующих ДУ на МКА формата CubeSat.

Полученные расчетные значения $I_{уд}$ для разрабатываемых ДУ будут уточняться при последующем проведении наземной и летной экспериментальной обработки.

В табл. 5 и 6, сравниваются расчетные значения ΔV разрабатываемой ДУБк с ΔV других образцов ДУ. Сравнение осуществлено при условии равенства у ДУБк и аналогов V_6 и $M_{МКА}$, которые приведены к одному значению. При этом принимается допущение о линейной зависимости МРТ от V_6 при малом изменении последнего.

Из табл. 5 видно, что при прочих равных условиях использование фреонов в проектируемой ДУБк позволяет получить значение ΔV выше, чем у сравниваемых аналогов на других РТ.

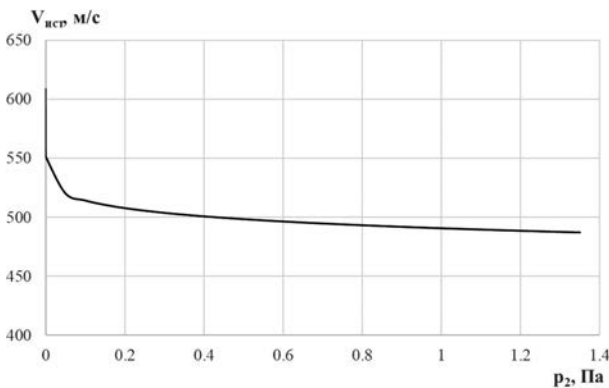


Рис. 1. Зависимость $V_{ист}$ от p_2 при $\gamma = 1,096$ для R-236fa

Таблица 3

Уточненные результаты теоретических расчетов для выбранных фреонов в сравнении с другими применяемыми РТ

| РТ | $p_{зап}$, МПа | I_{Σ} , Н · с | $I_{уд}$, с | $M_{РТ}$, кг | ΔV , м/с |
|------------------|-----------------|----------------------|--------------|---------------|------------------|
| R-236fa | 0,23 | 1250 | 44 | 2,82 | 65 |
| R-227ea | 0,39 | 1200 | 42 | 2,86 | 66 |
| RC-318 | 0,26 | 1230 | 40 | 3,08 | 66 |
| NH3 (аммиак) | 0,61 | 1260 | 99 | 1,32 | 66 |
| N2 (сжатый азот) | 24,5 | 420 | 73 | 0,59 | 22 |
| N2 (жидкий азот) | 0,46 | 1080 | 73 | 1,5 | 56 |
| SF6 (элегаз) | 1,63 | 1210 | 42 | 2,97 | 65 |
| Хе (ксенон) | 2,61 | 1320 | 30 | 4,51 | 75 |

Таблица 4

Значения параметров для разрабатываемой ДУБк и эксплуатирующихся ДУ

| МКА | РТ | $I_{\Sigma}, \text{Н} \cdot \text{с}$ | $I_{уд}, \text{с}$ | $V_6, \text{л}$ | $M_{\text{МКА}}/M_{\text{РТ}}, \text{кг}$ | $\Delta V, \text{м/с}$ |
|------------------|--------------------------------|---------------------------------------|--------------------|-----------------|---|------------------------|
| CubSat-3U с ДУБк | R-236fa | 138 | 44 | 0,25 | 5,6/0,32 | 24 |
| CubSat-3U с ДУБк | R-227ea | 136 | 42 | 0,25 | 5,6/0,33 | 23 |
| CubSat-3U с ДУБк | RC-318 | 138 | 40 | 0,25 | 5,6/0,35 | 24 |
| CHIPs [5] | R-236fa | 296 | 40 | 0,63 | 4/0,75 | 82 |
| VACCO MiPS [6] | R-236fa | 219 | 40 | 0,46 | 4/0,56 | 59 |
| SNAP-1 [7] | C ₄ H ₁₀ | 13,5 | 43 | 0,06 | 6,5/0,032 | 2 |
| CanX-2 [20] | SF ₆ | 8 | 45 | 0,01 | 3,5/0,018 | 2 |
| CanX-4,-5 [8] | SF ₆ | 115 | 45 | 0,15 | 6/0,26 | 18 |
| CubeSat-3U [4] | N ₂ | 65 | 74 | 0,25 | 5 / 0,09 | 12,5 |

Примечание. CanX-4,-5 являются масштабируемыми версиями МКА CanX-2.

Таблица 5

Сравнение значений ΔV разрабатываемой ДУБк и ДУ на других РТ

| МКА | РТ | $V_6, \text{л}$ | $M_{\text{МКА}}/M_{\text{РТ}}, \text{кг}$ | $\Delta V, \text{м/с}$ |
|------------------|--------------------------------|-----------------|---|------------------------|
| CubSat-3U с ДУБк | R-236fa | 0,25 | 6 / 0,32 | 23 |
| CubSat-3U с ДУБк | R-227ea | 0,25 | 6 / 0,33 | 22 |
| CubSat-3U с ДУБк | RC-318 | 0,25 | 6 / 0,35 | 23 |
| SNAP-1 [7] | C ₄ H ₁₀ | 0,25 | 6 / 0,13 | 9 |
| VACCO MiPS [6] | SF ₆ | 0,25 | 6 / 0,43 | 33 |
| SNAP-1 [7] | N ₂ | 0,25 | 6 / 0,090 | 11 |

Таблица 6

Сравнение значений ΔV разрабатываемой ДУБк и аналогов на РТ R-236fa

| МКА | РТ | $V_6, \text{л}$ | $M_{\text{МКА}}/M_{\text{РТ}}, \text{кг}$ | $\Delta V, \text{м/с}$ |
|------------------|---------|-----------------|---|------------------------|
| CubSat-3U с ДУБк | R-236fa | 0,25 | 6 / 0,32 | 23 |
| CHIPs [5] | R-236fa | 0,25 | 6 / 0,32 | 21,5 |
| VACCO MiPS [6] | R-236fa | 0,25 | 6 / 0,32 | 21,5 |
| CubSat-3U с ДУБк | R-236fa | 0,63 | 4 / 0,75 | 89 |
| CHIPs [5] | R-236fa | 0,63 | 4 / 0,75 | 82 |
| VACCO MiPS [6] | R-236fa | 0,63 | 4 / 0,75 | 82 |

Из табл. 6 видно, что при прочих равных условиях проектируемая ДУБк позволяет достичь значения ΔV выше, чем у аналогов. Однако отметим, что это требует экспериментальной проверки.

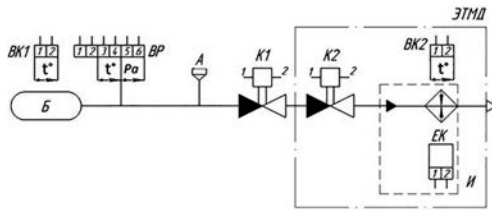
Технический облик двигательных установок на фреоне

Схема ДУБк электропневмогидравлическая принципиальная приведена на рис. 2, ее внешний вид представлен на рис. 3.

ДУБк выполнена в виде моноблока. Благодаря применению в качестве рабочего тела сжиженного фреона и компактного ступенчатого цилиндрического бака для его хранения установка умещается в габариты 1U.

В состав ДУБк входят:

- один бак для хранения рабочего тела;
 - преобразователь для контроля давления в баке;
 - заправочное устройство для заправки бака рабочим телом;
 - управляющий клапан для отсечения рабочего тела;
 - двигатель малой тяги, работающий в импульсных и непрерывных режимах, являющийся исполнительным органом создания импульсов тяги ДУ.
- В состав двигателя также входят нагреватель (для полного испарения рабочего тела) и термопары для контроля температуры.



| Поз. обозначение | Наименование | Кол. |
|------------------|--|------|
| А | Устройство заправочное | 1 |
| Б | Бак | 1 |
| ВК1 | Датчик температуры | 1 |
| ВР | Преобразователь абсолютного давления и температуры | 1 |
| К1 | Клапан управляющий | 1 |
| ЭТМД | Двигатель малой тяги | 1 |
| ВК2 | Датчик температуры | 1 |
| К2 | Клапан управляющий | 1 |
| И | Газификатор | 1 |
| ЕК | Нагреватель | 1 |

Рис. 2. Схема ДУБк электропневмогидравлическая принципиальная

Конструктивно ДУБк имеет один фланец для крепления к раме наноспутника (рис. 4).

Элементы пневмогидравлической системы подачи РТ (датчик давления, заправочное устройство, управляющий клапан, двигатель малой тяги) крепятся на бак с помощью фрезерованного кронштейна.

Схема РДУГ электропневмогидравлическая принципиальная приведена на рис. 5, внешний вид представлен на рис. 6.

РДУГ выполнена в виде моноблока и имеет габариты 4U.

В состав РДУГ входят:

- два бака для хранения рабочего тела, в состав баков также входят полиимидные нагреватели для термостатирования и датчики давления;
- преобразователь для контроля давления в баках;
- заправочное устройство для заправки баков рабочим телом;
- два управляющих клапана для отсечения рабочего тела и поддержания давления в ресивере-испарителе в установленном рабочем диапазоне;

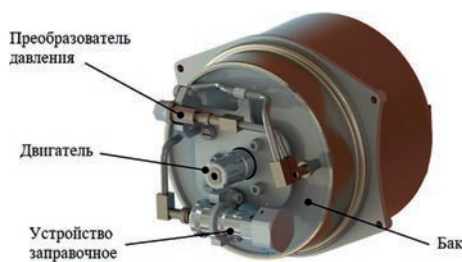


Рис. 3. Внешний вид ДУБк

- ресивер-испаритель для изменения агрегатного состояния рабочего тела с жидкого на газовое;
- два функциональных преобразователя для контроля давления в ресивере-испарителе с целью обеспечения управления включением-отключением управляющих клапанов;

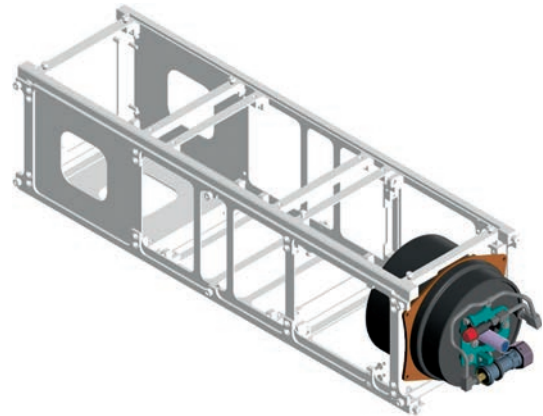
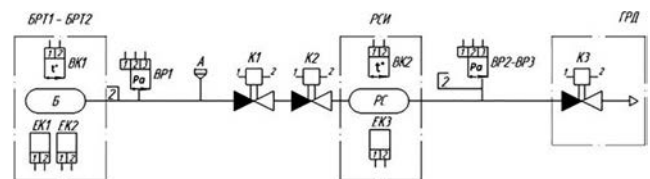


Рис. 4. ДУБк в раме наноспутника формата CubeSat 3U



| Поз. обозначение | Наименование | Кол. |
|------------------|--------------------------------------|------|
| А | Устройство заправочное | 1 |
| ВР2, ВР3 | Преобразователь абсолютного давления | 2 |
| К1, К2 | Клапан управляющий | 2 |
| РСИ | Ресивер-испаритель | 1 |
| ВК2 | Датчик температуры | 1 |
| ЕК3 | Нагреватель | 1 |
| РС | Ресивер | 1 |
| БРТ1, БРТ2 | Бак рабочего тела | 2 |
| Б | Бак | 1 |
| ВК1 | Датчик температуры | 1 |
| ЕК1, ЕК2 | Нагреватель | 2 |
| ГРД | Двигатель малой тяги | 1 |
| К3 | Клапан управляющий | 1 |

Рис. 5. Схема РДУГ электропневмогидравлическая принципиальная

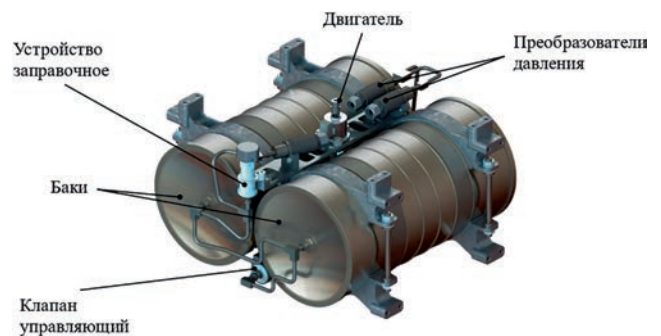


Рис. 6. Внешний вид РДУГ

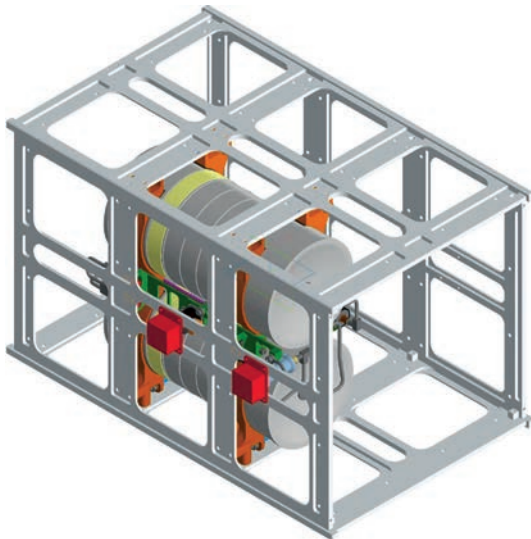


Рис. 7. РДУГ в раме наноспутника формата CubeSat 12U

– двигатель малой тяги, работающий в импульсных и непрерывных режимах, являющийся исполнительным органом создания импульсов тяги ДУ.

РДУГ имеет четыре хомута для крепления к раме наноспутника (рис. 7).

Элементы пневмогидравлической системы подачи РТ (датчики давления, заправочное устройство, управляющие клапаны, ресивер-испаритель, двигатель малой тяги) крепятся на баки с помощью фрезерованных кронштейнов.

Функционирование двигательных установок на фреоне

Режим начальной подготовки двигательной установки к функционированию заключается в подаче напряжения на нагреватель двигателя (ДУБк) и ресивера-испарителя (РДУГ) в течение не более чем 5 мин для их прогрева до 303 К. Напряжения не подается, если температура конструкции изначально не менее 303 К.

Функционирование ДУБк заключается в подаче напряжения открытия клапана двигателя с переходом на напряжение удержания, в подаче напряжения на нагреватель двигателя (для недопущения захлаживания и неполной газификации РТ). Рабочее тело подается из баков в двигатель путем управления длительностью команды включения управляющего клапана.

Функционирование РДУГ заключается в подаче напряжения открытия клапана двигателя с переходом на напряжение удержания, в подаче напряжения на нагреватель ресивера-испарителя (для недопущения захлаживания и неполной газификации РТ) и поддержания в рабочем диапазоне давления на входе в двигатель, которое осуществля-

ется дозированной подачей рабочего тела из баков в ресивер путем управления длительностью команды включения управляющего клапана.

В зависимости от того, на какое время включается двигатель (открывается клапан), различают импульсный и непрерывный режимы работы двигательной установки. Как правило, при импульсном режиме включение двигателя осуществляется на время от 0,1 до 4 с, а при непрерывном – на время более 4 с [4].

Эффективность двигателя зависит от условия полного изменения агрегатного состояния РТ с жидкого на газовое перед входом в сопло. Например, в конструкции ДУБк это предлагается осуществить оптимальным подбором величин скважности импульсов включений обоих клапанов в линии подачи РТ на сопло двигателя (см. рис. 2). Под скважностью подразумевается отношение периода импульсов включения регулирующих клапанов к длительности их питания за период. Под оптимальным подбором скважности подразумевается определение таких значений периода импульсов включения и длительности питания регулирующих клапанов, чтобы проходящая через первый клапан парожидкостная смесь РТ, в которой доля жидкой фазы больше газовой, успевала перейти полностью в газообразное состояние в межклапанном объеме, а затем стравиться через сопло при открытом втором клапане.

Энергопотребление ДУБк:

- в режиме начальной подготовки – не более 14 Вт;

- при функционировании двигательной установки – не более 17 Вт.

Энергопотребление РДУГ:

- в режиме начальной подготовки – не более 8 Вт;

- при функционировании двигательной установки – не более 10 Вт.

По результатам разработки геометрические размеры ДУБк (рис. 8) – не более 109,5 × 96 × 88 мм, масса – не более 1,4 кг.

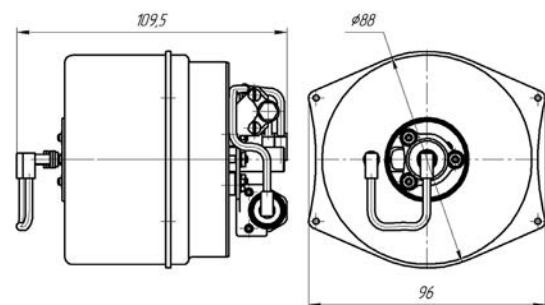


Рис. 8. Габаритные размеры ДУБк

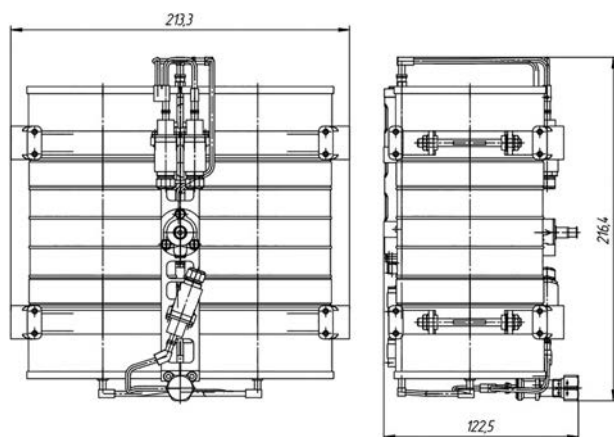


Рис. 9. Габаритные размеры РДУГ

По результатам разработки геометрические размеры РДУГ (см. рис. 9) – не более $213,3 \times 216,4 \times 122,5$ мм, масса – не более 5,0 кг.

В предлагаемой компоновочной схеме ДУБК коррекции суммарный объем бака равен 250 см^3 (0,25 л), масса фреона (236fa, 227ea или 318-ц), заправляемого в бак под давлением 0,25 ... 0,4 МПа, – 0,32 ... 0,35 кг. Таким образом, суммарный импульс тяги ДУБК составит около $138 \text{ Н} \cdot \text{с}$. При массе космического аппарата или наноспутника 5,6 кг изменение характеристической скорости составит 24 м/с.

В предлагаемой компоновочной схеме РДУГ коррекции суммарный объем бака равен 2200 см^3 (2,2 л), масса фреона (236fa, 227ea или 318-ц), заправляемого в бак под давлением 0,25 ... 0,4 МПа, – 2,8 ... 3,1 кг. Таким образом, суммарный импульс тяги РДУГ составит около $1250 \text{ Н} \cdot \text{с}$. При массе космического аппарата или наноспутника 20 кг изменение характеристической скорости составит 65 м/с.

Выводы

Разработаны варианты малогабаритных двигательных установок на фреоне, предназначенных для корректировки положения аппаратов относительно других в орбитальной группировке, для поддержания требуемой высоты орбиты в течение заданного срока активного существования аппаратов и для их схода с орбиты.

Суммарный импульс тяги разработанной двигательной установки для наноспутников формата CubeSat 3U составит около $138 \text{ Н} \cdot \text{с}$, номинальная тяга 15 мН, при этом общие размеры ДУ не превышают формата CubeSat 1U, а общая масса – не более 1,4 кг. При массе космического аппарата или наноспутника 5,6 кг изменение характеристической скорости составит 24 м/с. Пиковое энергопотребление разработанной ДУБК – не более 17 Вт.

Суммарный импульс тяги разработанной двигательной установки для наноспутников формата CubeSat 12U составит около $1250 \text{ Н} \cdot \text{с}$, номинальная тяга 15 мН, при этом общие размеры ДУ не превышают формата CubeSat 4U, а общая масса – не более 5,0 кг. При массе космического аппарата или наноспутника 20 кг изменение характеристической скорости составит 65 м/с. Пиковое энергопотребление разработанной РДУГ составит не более 10 Вт.

В процессе выполнения работы были вновь разработаны следующие элементы пневмогидравлической системы двигательной установки:

- баки;
- управляющий клапан;
- малогабаритное заправочное устройство;
- ресивер-испаритель;
- двигатели малой тяги.

В течение 2022–2023 гг. планируется изготовление и проведение наземной и летно-экспериментальной отработки ДУБК и РДУГ.

Список источников

1. Кара О., Берклэнд Р., Чжан Л., Кайтац У. Революционный вызов роев CUBESAT // Воздушно-космическая сфера. 2018. №2(95). С. 58–65. DOI: 10.30981/2587-7992-2018-95-2-58-65
2. Игнатьев Б. Как устроены «Кубсаты» (CubeSat). URL: <https://nlo-mir.ru/kosmos/47906-kubsaty.html>
3. Kulu E. Nanosats Database. URL: <https://www.nanosats.eu>
4. Прохоренко И.С., Каташов А.В., Каташова М.И. Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 152–165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
5. Hejmanowski N.J., Woodruff C.A., Burton R.L. et al. CubeSat High Impulse Propulsion System (CHIPS) Design and Performance // 63rd JANNAF Propulsion Meeting / 8th Spacecraft Propulsion (5–9 December 2016; Phoenix, AZ, USA). URL: https://www.researchgate.net/publication/323225650_CubeSat_High_Impulse_Propulsion_System_CHIPS_Design_and_Performance
6. Standard Propulsion System // VACCO. Engineered Fluid Controls and Etched Products. URL: <https://cubesat-propulsion.com/standard-propulsion-system/>
7. Gibbon D., Underwood C. Low cost butane propulsion systems for small spacecraft // 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session XI: Orbital Manuevering. SCC01-XI-1. 2001. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2001/All2001/76>
8. Bonin G., Roth N., Armitage S. et al. CanX-4 and CanX-5 Precision Formation Flight: Mission Accomplished! // 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session I: All Systems Go! SCC15-I-4. 2015. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/3>

9. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник / Под. ред. Д.А. Ягодникова. – 3-е изд., доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 461 с.
10. Беляев Н.М., Велик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.
11. Hejmanowski N.J., Woodruff C.A., Burton R.L. et al. CubeSat High Impulse Propulsion System (CHIPS) // 62nd JANNAF Propulsion Meeting / 7th Spacecraft Propulsion (1–5 June 2015; Nashville, TN, USA). URL: https://www.researchgate.net/publication/323225725_CubeSat_High_Impulse_Propulsion_System_CHIPS
12. Seubert C.R., Miller S., Siebert J. et al. Feasibility of Developing a Refrigerant-Based Propulsion System for Small Spacecraft // 21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session III: Launch and Propulsion Systems. SCC07-III-4. 2007. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2007/all2007/22>
13. NASA C-POD Micro CubeSat Propulsion System // VACCO. Engineered Fluid Controls and Etched Products. URL: <https://cubesat-propulsion.com/reaction-control-propulsion-module/>
14. JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System // VACCO. Engineered Fluid Controls and Etched Products. URL: <https://cubesat-propulsion.com/jpl-marco-micro-propulsion-system/>
15. Klesh A.T., Baker J., Krajewski J. MarCO: Flight Review and Lessons Learned // 19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session III: Year in Review I. SCC19-III-4. 2019. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2019/all2019/276>
16. Шаганов В.Ш., Юмагулова Ю.А. Динамика роста давления жидкости в замкнутом объеме при ее нагревании // Вестник УГАТУ. 2013. Т. 17. № 1(54). С. 68–72.
17. Lemmon E.W., Bell I.H., Huber M.L., McLinden M.O. NIST Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties Database (REFPROP): Version 10. - National Institute of Standards and Technology, Standard Reference Data Program, Gaithersburg, 2018. DOI: 10.18434/T4/1502528
18. Нусинов М.Д. Космический вакуум и надежность космической техники. – М.: Знание, 1986. – 64 с.
19. Данилкин В.А. Собственная внешняя атмосфера космических аппаратов и ее влияние на параметры радиосигналов бортовых радиотехнических систем // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15. № 1. С. 75–78.
20. Mauthe S., Pranajaya F., Zee. R.E. The design and test of a compact propulsion system for CanX nanosatellite formation flying // 19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session VI: University Programs. SCC05-VI-5. 2005. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2005/all2005/32>

References

1. Kara O., Birkeland R., Zhang L., Kaytaz U. Future Cubesat Swarms Pose Significant Communications Challenges. *Aerospace Sphere Journal*. 2018, no. 2(95), pp. 58-65. DOI: 10.30981/2587-7992-2018-95-2-58-65
2. Ignat'ev V. *Kak ustroyeny "Kubsaty" (CubeSat)*. URL: <https://nlo-mir.ru/kosmos/47906-kubsaty.html>
3. Kulu E. *Nanosats Database*. URL: <https://www.nanosats.eu>
4. Prokhorenko I.S., Katashov A.V., Katashova M.I. Gas propulsion correcting unit for nanosatellites. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no 2, pp. 152-165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
5. Hejmanowski N.J., Woodruff C.A., Burton R.L. et al. CubeSat High Impulse Propulsion System (CHIPS) Design and Performance. *63rd JANNAF Propulsion Meeting / 8th Spacecraft Propulsion (5–9 December 2016; Phoenix, AZ, USA)*. URL: https://www.researchgate.net/publication/323225650_CubeSat_High_Impulse_Propulsion_System_CHIPS_Design_and_Performance
6. *Standard Propulsion System*. VACCO. Engineered Fluid Controls and Etched Products. URL: <https://cubesat-propulsion.com/standard-propulsion-system/>
7. Gibbon D., Underwood C. Low cost butane propulsion systems for small spacecraft. *15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session XI: Orbital Manuevering. SCC01-XI-1*, 2001. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2001/All2001/76>
8. Bonin G., Roth N., Armitage S. et al. CanX-4 and CanX-5 Precision Formation Flight: Mission Accomplished! *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session I: All Systems Go! SCC15-I-4*, 2015. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/3>
9. Dobvol'skii M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* (Liquid rocket engines. Fundamentals of design), 3rd ed. Moscow, MG TU im. N.E. Bauman, 2016, 461 p.
10. Belyaev N.M., Velik N.P., Uvarov E.I. *Reaktivnyye sistemy upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* (Reactive control systems of spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 232 p.
11. Hejmanowski N.J., Woodruff C.A., Burton R.L. et al. CubeSat High Impulse Propulsion System (CHIPS). *62nd JANNAF Propulsion Meeting / 7th Spacecraft Propulsion (1–5 June 2015; Nashville, TN, USA)*. URL: https://www.researchgate.net/publication/323225725_CubeSat_High_Impulse_Propulsion_System_CHIPS

12. Seubert C.R., Miller S., Siebert J. et al. Feasibility of Developing a Refrigerant-Based Propulsion System for Small Spacecraft. *21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session III: Launch and Propulsion Systems. SCC07-III-4*. 2007. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2007/all2007/22>
13. *NASA C-POD Micro CubeSat Propulsion System*. VACCO. Engineered Fluid Controls and Etched Products. URL: <https://cubesat-propulsion.com/reaction-control-propulsion-module/>
14. *JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System*. VACCO. Engineered Fluid Controls and Etched Products. URL: <https://cubesat-propulsion.com/jpl-marco-micro-propulsion-system/>
15. Klesh A.T., Baker J., Krajewski J. MarCO: Flight Review and Lessons Learned. *19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session III: Year in Review I. SCC19-III-4*. 2019. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2019/all2019/276>
16. Shagapov V.Sh., Yumagulova Yu.A. *Vestnik UGATU*, 2013, vol. 17, no. 1(54), pp. 68-72.
17. Lemmon E.W., Bell I.H., Huber M.L., McLinden M.O. *NIST Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties Database (REFPROP): Version 10*. National Institute of Standards and Technology, Standard Reference Data Program, Gaithersburg, 2018. DOI: 10.18434/T4/1502528
18. Nusinov M.D. *Kosmicheskii vakuum i nadezhnost' kosmicheskoi tekhniki* (Space vacuum and reliability of space technology), Moscow, Znanie, 1986, 64 p.
19. Danilkin V.A. *Teplofizika i aeromekhanika*, 2008, vol. 15, no. 1, pp. 75-78.
20. Mauthe S., Pranajaya F., Zee R.E. The design and test of a compact propulsion system for CanX nanosatellite formation flying. *19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session VI: University Programs. SCC05-VI-5*. 2005. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2005/all2005/32>

Статья поступила в редакцию 16.05.2023; одобрена после рецензирования 14.08.2023; принята к публикации 22.08.2023.

The article was submitted on 16.05.2023; approved after reviewing on 14.08.2023; accepted for publication on 22.08.2023.