

УДК: 629.7.06

Управление работой двухфазного аммиачного контура с помощью теплового гидроаккумулятора

Ю. М. Лукоянов, Н. Н. Маклаков

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва;
e-mail: maklakov.n@mail.ru

Поступила в редакцию 17.07.2017

Предложен способ регулирования двухфазного аммиачного контура с помощью теплового гидроаккумулятора. Приведены результаты экспериментов с контуром мощностью 3 кВт.

Двухфазный аммиачный контур теплопередачи с механической прокачкой теплоносителя предназначен для отвода избыточного тепла от внутреннего гидравлического контура космического аппарата к радиатору в усовершенствованных перспективных системах теплового контроля космических аппаратов.

Основными теплофизическими характеристиками контура являются мощность, передаваемая теплоносителем внутреннего гидравлического контура в испарителе, и мощность, отводимая в конденсаторе, а также температура теплоносителя, циркулирующего во внутреннем гидравлическом контуре космического аппарата, на выходе из испарителя.

Для наземных испытаний элементов и контура в целом была создана экспериментальная установка с передаваемой тепловой нагрузкой до 3 кВт.

Экспериментальная установка позволила подавать тепловую нагрузку на испаритель, удалять тепло из конденсатора, заполнять контур аммиаком и удалять его. В эксперименте проводились измерения температур, расходов охлаждающей жидкости и давлений в контуре при различных условиях, которые устанавливались вспомогательными системами экспериментальной установки. Контур во время испытаний был расположен горизонтально, все его элементы были теплоизолированы.

Показана возможность поддержания постоянной температуры теплоносителя, циркулирующего во внутреннем гидравлическом контуре космического аппарата, на выходе из испарительного теплообменника с помощью простого алгоритма управления подвода тепла к теплому гидроаккумулятору.

Полученные результаты могут значительно упростить создание двухфазного аммиачного контура с механической прокачкой для систем теплового управления космическими аппаратами.

Ключевые слова: двухфазный аммиачный контур с механической прокачкой, наземные испытания, тепловой гидроаккумулятор, терморегулирование.

Введение

Объектом исследований является двухфазный контур теплопередачи с механической прокачкой теплоносителя, предназначенный для отвода избыточного тепла от внутреннего гидравлического контура (ВГК) космического аппарата (КА) к радиатору. Такой контур прошел наземные испытания и был испытан в летно-экспериментальной установке [1].

Использование двухфазных контуров с механической прокачкой для создаваемых перспективных систем терморегулирования

космических аппаратов связано с решением многих технических вопросов [2–4], в том числе с возможностью регулирования передаваемой мощности и поддержания температуры в жидкостном теплоносителе, циркулирующем в гидравлическом контуре, в заданных пределах.

В статье рассматривается так называемый «гибридный» двухфазный контур с механической прокачкой, использующий в качестве теплоносителя аммиак. Гибридность контура заключается в том, что в данной схеме от одного насоса работают два контура – жидкостной и двухфазный.

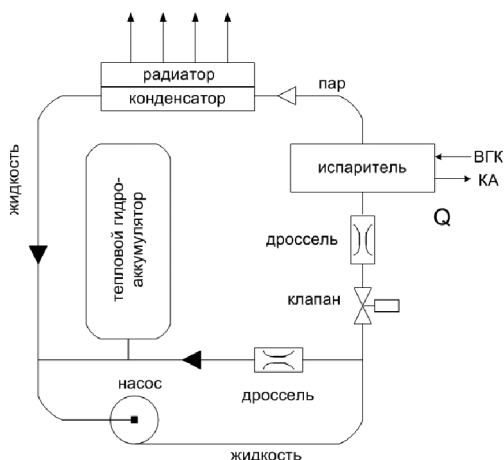


Рис. 1. Принципиальная схема двухфазного контура

Основными теплофизическими характеристиками контура являются величины мощности, передаваемой теплоносителем контуру в испарителе, и мощности, отводимой в конденсаторе, а также температура теплоносителя, циркулирующего в гидравлическом контуре, на выходе из испарителя.

Такой контур обычно регулируется путем изменения расхода аммиака и давления насыщения в испарительном теплообменнике с помощью теплового гидроаккумулятора.

Предлагается использовать гидроаккумулятор для поддержания температуры теплоносителя,

циркулирующего во внутреннем гидравлическом контуре, на выходе из теплообменника в заданных пределах.

2. Описание двухфазного контура и экспериментальной установки

2.1. Описание двухфазного контура

Гибридный двухфазный контур представляет собой замкнутый гидравлический контур, в составе которого организовано жидкостное кольцо, в котором электронасосным агрегатом обеспечивается постоянная циркуляция аммиака в жидкой фазе. Из жидкостного кольца организован отбор аммиака в теплообменник-испаритель, а образовавшийся в нем пар направляется в теплообменник-конденсатор, где пар конденсируется и в виде конденсата возвращается в жидкостное кольцо контура.

Преимущества данной схемы описаны в [5].

Принципиальная схема изображена на рис. 1.

2.2. Экспериментальная установка

Для наземной отработки элементов и контура в целом была создана экспериментальная установка и экспериментальный контур с передаваемой тепловой нагрузкой до 3 кВт (рис. 2).

Экспериментальная установка осуществляет подвод тепловой нагрузки к испарителю, отвод тепла от конденсатора, заправку контура аммиаком и его удаление.

Тепловой гидроаккумулятор представляет собой цилиндрическую емкость, заполненную жидким аммиаком и его насыщенным паром. В корпус встроены электрический нагреватель общей мощностью 40 Вт. На внешнюю поверхность гидроаккумулятора наклеены термометры сопротивления (рис. 3).

Регулятор подачи жидкости представляет собой систему дросселей и управляемых электроклапанов и позволяет регулировать расход жидкого аммиака в испаритель.

Подвод тепла к испарителю осуществлялся жидкост-

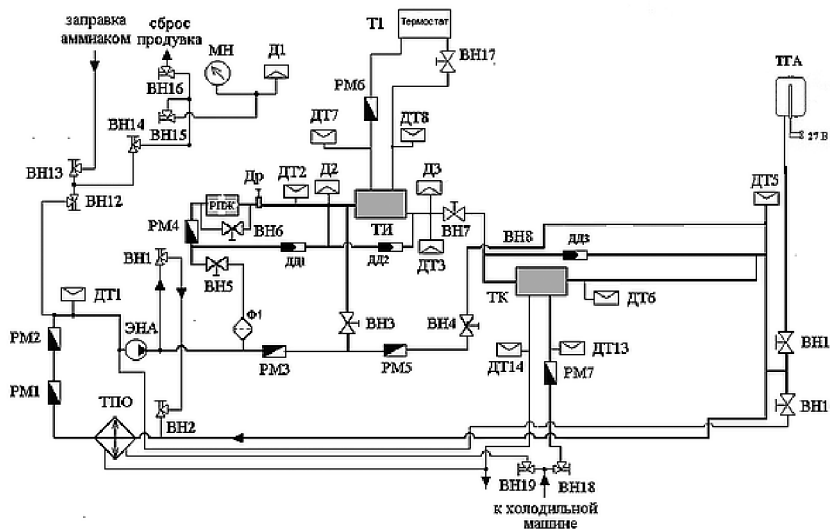


Рис. 2. Схема экспериментальной установки: ВН – вентили запорные; Д – датчики давления; ДД – датчики перепада давления; Др – дроссель регулирующий; ДТ – датчик температуры; МН – манометр; Т – термостат; ТПО – теплообменник-переохладитель; ТИ – теплообменник-испаритель; ТГА – тепловой гидроаккумулятор; ТК – теплообменник-конденсатор; РМ – расходомер; РПЖ – регулятор подачи жидкости; ХМ – холодильная машина; ЭНА – электронасосный агрегат; Ф1 – фильтр

ным контуром, имитирующим внутренний гидравлический контур космического аппарата, заправленным теплоносителем ПМС-1,5Р и управляемым термостатом. Термостат поддерживал заданную температуру теплоносителя и его расход на входе в испаритель.

В испарителе использовался пластинчатый теплообменник.

Отвод тепла в конденсаторе происходит с помощью холодильной машины, заправленной теплоносителем ПМС-1,5 Р.

Управление тепловой нагрузкой осуществлялось заданием необходимой входной температуры и заданного расхода в теплообменниках.

Система управления и измерения установки построена на базе крейтовой системы фирмы National Instruments. Программное обеспечение системы разработано в среде LabView.

3. Проведение испытаний

3.1. Методика испытаний

В экспериментах проводились прямые измерения тепловых мощностей, температур и давлений в контуре при различных режимах, которые задавались вспомогательными системами экспериментальной установки. Контур во время испытаний располагался горизонтально, все его элементы были теплоизолированы.

Подводимая мощность к испарителю определялась как:

$$Q_{ит} = G_{и} \cdot Cp \cdot \rho_{пмс} \cdot (t_8 - t_7), \text{ Вт},$$

где $G_{и}$ – объемный расход теплоносителя через испаритель, м³/с; Cp – теплоемкость теплоносителя; $\rho_{пмс}$ – плотность теплоносителя; t_8 – температура теплоносителя на входе в теплообменник, измеренная датчиком температуры ДТ8; t_7 – температура теплоносителя на выходе из теплообменника, измеренная датчиком температуры ДТ7.

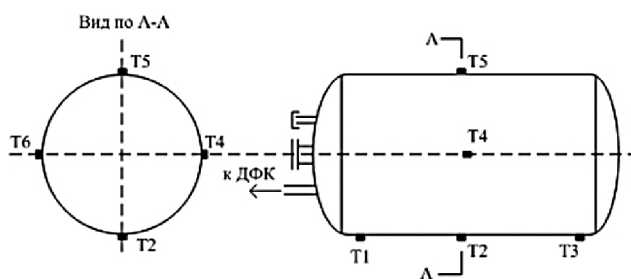


Рис. 3. Схема расположения термодатчиков на корпусе теплового гидроаккумулятора

Отводимая контуром мощность рассчитывалась по формуле:

$$Q_{кт} = G_{к} \cdot Cp \cdot \rho_{пмс} \cdot (t_{14} - t_{13}), \text{ Вт},$$

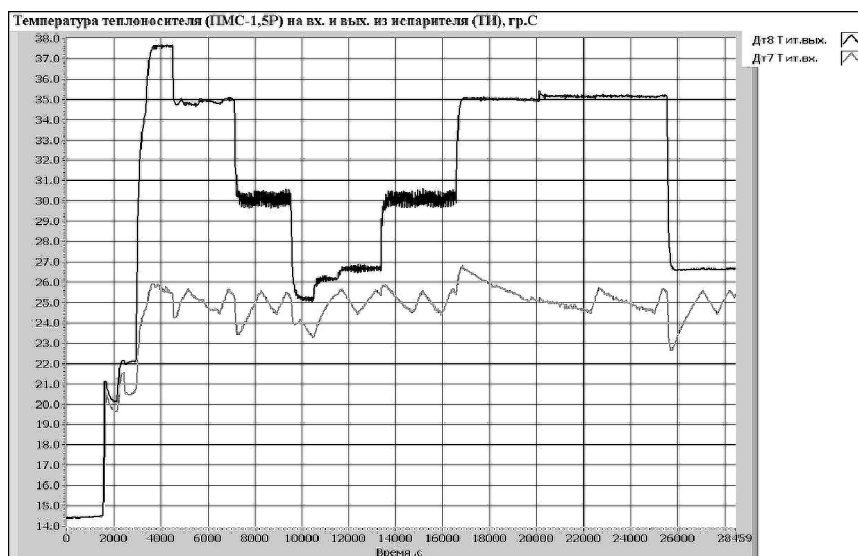


Рис. 4. Температура теплоносителя на входе и выходе теплообменника-испарителя

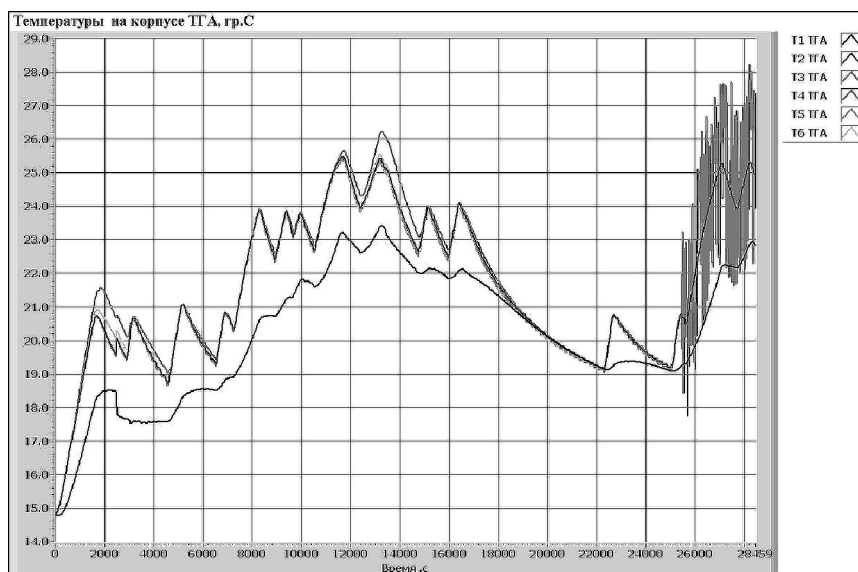


Рис. 5. Температуры корпуса теплового гидроаккумулятора

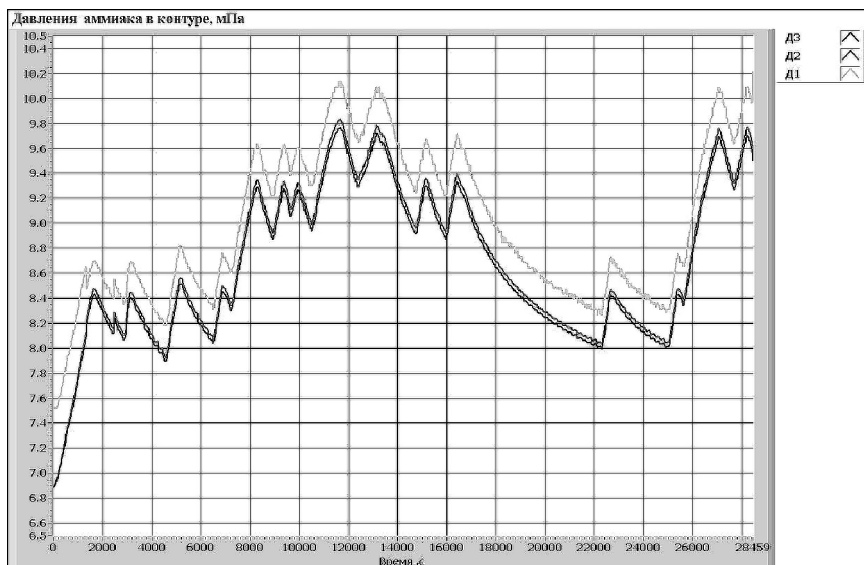


Рис. 6. Давление аммиака в контуре

где G_K – объемный расход теплоносителя через конденсатор, m^3/c ; C_p – теплоемкость теплоносителя; $\rho_{ПМС}$ – плотность теплоносителя; t_{13} – температура теплоносителя на входе в теплообменник, измеренная датчиком температуры ДТ13; t_{14} – температура теплоносителя на выходе из теплообменника, измеренная датчиком температуры ДТ14.

Для теплоносителя ПМС-1,5Р

$$C_p = 1.8 \cdot 10^3 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)},$$

$$\rho_{ПМС} = 884 \text{ кг/м}^3.$$

Целью испытаний была проверка возможности поддержания постоянной температуры

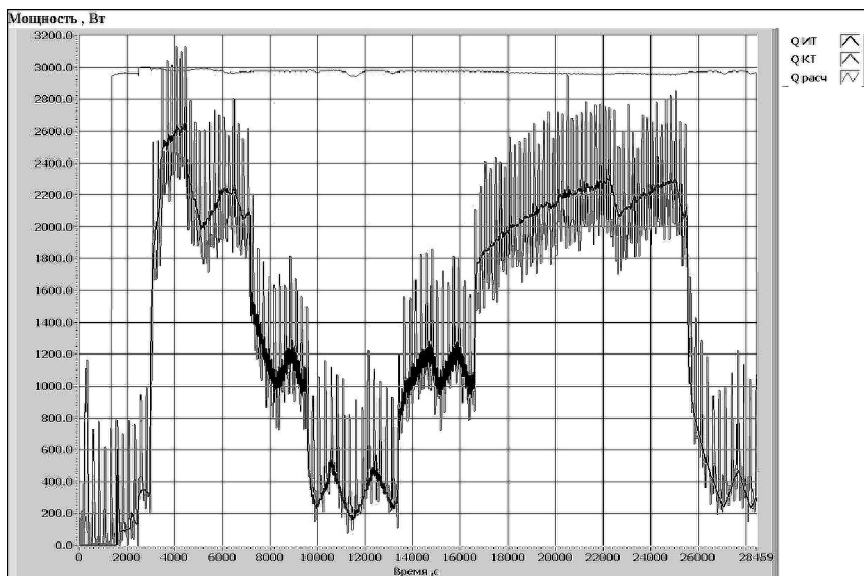


Рис. 7. Зависимость передаваемой тепловой нагрузки (Вт) от времени

теплоносителя на выходе из испарителя (ДТ7) с помощью регулировки теплового гидроаккумулятора.

Гидроаккумулятор управлялся программой автоматически: его нагрев включался и выключался в зависимости от изменения температуры теплоносителя на выходе из испарителя по следующему алгоритму:

при $T_7 \leq (T_{ном.} - \Delta)$ – нагреватель включен,

при $T_7 \geq (T_{ном.} + \Delta)$ – нагреватель выключен.

Расход аммиака по паровой ветви выставлялся максимальным (близким к 3 г/с), т. е. таким, чтобы при полном испарении аммиака достигалась мощность 3 кВт.

Необходимо отметить, что выключенный контур термостабилизируется на экспериментальном стенде при температуре 13–15 °С. Для проверки работоспособности двухфазного контура в других температурных диапазонах (ниже температуры термостабилизации при наземной отработке) необходим управляемый контур охлаждения теплового гидроаккумулятора. Например, такое управление температурой зоны испарения в контуре с капиллярной прокачкой с помощью теплового гидроаккумулятора, показано в [6].

Испытания проводились по следующей программе.

- Задавался расход аммиака, близкий к максимальному, при расходе $G_{амм} = 3$ г/с контур достигает максимальной мощности 3 кВт. В эксперименте расход аммиака оставался постоянным и составил $G_{амм} = 2.5$ г/с.
- Включалась система терморегулирования гидроаккумулятора: $T_{ном.} = 25$ °С, $\Delta = 0.5$ °С.
- Температура теплоносителя на входе в испаритель постепенно повышалась и устанавливалась такой, чтобы

получить передаваемую мощность, близкую к максимальной.

- Затем температура теплоносителя на входе в испаритель ступенчато понижалась и, как следствие, падала передаваемая контуром мощность.
- После достижения минимальной мощности ступенчато увеличивалась температура теплоносителя на входе в испаритель и, как следствие, росла передаваемая контуром мощность.
- В конце эксперимента температура теплоносителя на входе в испаритель задавалась минимальной и контур выключался.

3.2. Результаты испытаний

На рис. 4–7 показаны зависимости температур, давлений и мощностей от времени.

На рис. 7 $Q_{\text{расч}}$ соответствует мощности контура при полном испарении аммиака с заданным расходом (паросодержание 100% на выходе испарителя), $Q_{\text{ИТ}}$ и $Q_{\text{КТ}}$ – экспериментальные значения мощности испарителя и конденсатора.

На рис. 8 изображена циклограмма включения нагревателей гидроаккумулятора.

Проведенные исследования показали, что регулировка температуры теплоносителя на выходе из испарителя двухфазного контура с высокой точностью до $\pm 1.5^\circ\text{C}$ (см. рис. 4) может осуществляться изменением давления в контуре за счет терморегуляции теплового гидроаккумулятора (см. рис. 6). Точность поддержания температуры на выходе из испарителя остается постоянной вне зависимости от передаваемой тепловой нагрузки. При этом давление в контуре колеблется в пределах 0.2 МПа (см. рис. 6).

Заключение

Полученные результаты могут существенно упростить создание двухфазных контуров с ме-

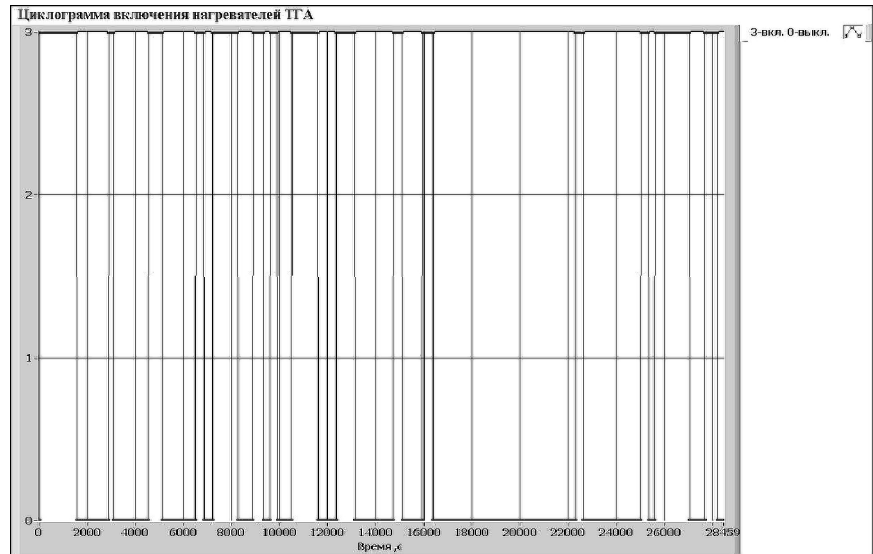


Рис. 8. Циклограмма включения нагревателей теплового гидроаккумулятора

ханической прокачкой для систем терморегулирования космических аппаратов. В частности, отпадает необходимость установки регулятора подачи жидкости с большим количеством клапанов и дросселей, что в свою очередь повысит надежность управления контуром.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семенов Ю.П. Новые российские технологии в ракетно-космической технике последних лет // Вестник Российской академии наук. 2000. Т. 70. № 8. С. 696–709.
2. Edlstein F., Liandris M., Rankin J.G. Thermal test results of the two-phase thermal bus technology demonstration loop // AIAA-1987–1627.
3. Grote M.G., Stark J.A., Butler C.D., McIntosh R. Design and test of a mechanically pumped two-phase thermal control flight experiment // AIAA-1987–1629.
4. Benthem R., van Es J., van Gerner H.J., Lapensee S., Schwaller D. Component developments in Europe for mechanically pumped loop systems (MPLs) for cooling applications in space // ICES-2016–196.
5. Беднов С.М., Вежневцев П.Д., Лукоянов Ю.М., Храмов С.М., Гуля В.М., Копятевич Р.М., Прохоров Ю.М. Гибридная схема системы терморегулирования космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2004. № 3. С.114–117.
6. Маклаков Н.Н., Храмов С.М. Использование теплового гидроаккумулятора для термостабилизации зоны испарения тепловой трубы // ИФЖ. 2003. Т. 76. № 1. С. 3–7.

Controlling two-phase ammonia loop operation by thermal hydraulic accumulator

Yu. M. Lukoyanov, N. N. Maklakov

Keldysh Research Centre, Moscow, Russia
e-mail: maklakov.n@mail.ru

The article proposes a regulation method of a two-phase ammonia loop by thermal hydro accumulator. Experimental results with a 3 kW loop are presented.

The two-phase heat transfer ammonia loop with mechanical pumping is intended for the excess heat removal from the liquid coolant circulating in the internal hydraulic loop of the space vehicle in a spacecraft upgraded perspective thermal control systems.

The heat transfer loop main thermo-physical characteristics are the power transferred by the coolant of the evaporator internal hydraulic loop, and the power drawn-off in the condenser, as well as the temperature of the coolant, circulating in the spacecraft internal hydraulic loop, at the evaporator outlet.

An experimental installation with thermal loading up to 3 kW was developed for the ground testing of components and the loop as a whole.

The experimental installation allowed feeding the thermal load to the evaporator, removing heat from the condenser, filling the loop with ammonia and removing it. At the experiment the temperature, coolant consumption and pressure measurements were performed under various conditions, set by the auxiliary systems of the experimental installation. While the experiment the loop was positioned horizontally, and all its components were thermally insulated.

The possibility of sustaining a constant temperature of the coolant, circulating in the spacecraft internal hydraulic loop and at the evaporating heat exchanger outlet by a simple control algorithm of heat feeding to the thermal hydraulic accumulator was demonstrated.

The obtained results can simplify significantly developing two-phase ammonia loop with mechanical pumping for the space vehicles thermal control systems.

Keywords: two-phase mechanically pumped ammonia loop, ground tests, thermal hydraulic accumulator, spacecraft thermal control system.

REFERENCES

1. **Semenov YU.P.** Novye rossijskie tekhnologii v raketno-kosmicheskoy tekhnike poslednih let [New Russian technologies in rocket and space technology of recent years]. *Vestnik Rossijskoj akademii nauk – Bulletin of the Russian Academy of Sciences*, 2000, vol. 70, no 8, pp. 696–709.
2. **Edelstein F., Liandris M., Rankin J. G.** Thermal test results of the two-phase thermal bus technology demonstration loop. *AIAA-1987–1627*.
3. **Grote M.G., Stark J.A., Butler C.D., McIntosh R.** Design and test of a mechanically pumped two-phase thermal control flight experiment. *AIAA-1987–1629*.
4. **Bentham R., van Es J., van Gerner H.J., Lapensee S., Schwaller D.** Component developments in Europe for mechanically pumped loop systems (MPLs) for cooling applications in space. *ICES-2016–196*, 14 p.
5. **Bednov S.M., Vezhnev P.D., Lukoyanov Yu.M., Hramov S.M., Gulya V.M., Kopyatkevich R.M., Prohorov Yu.M.** Gibrinaya skhema sistemy termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov [Hybrid design of thermal control system for spacecraft]. *Kosmonavtika i raketostroenie – Cosmonautics and rocket engineering*, 2004, no. 3, pp.114–117.
6. **Maklakov N.N., Hramov S.M.** Application of a heat hydraulic accumulator to thermal stabilization of the evaporation zone of a heat pipe. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2003, vol. 76, no. 1, pp. 3–6.