

ОСОБЕННОСТИ КОМПЛЕКТУЮЩИХ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. В. Двирный^{1,2}, Г. Г. Крушенко³, Г. В. Двирный⁴,

А. А. Шевчук^{1,2} ✉, М. В. Елфимова⁵, М. С. Кузнецова²

¹АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

³Институт вычислительного моделирования СО РАН, ФИЦ КНЦ СО РАН,
г. Красноярск, Российская Федерация

⁴Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

⁵Сибирская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Основными показателями качества космических аппаратов являются их надёжность и срок активного существования на орбите, и существенную роль в этом играет их температурный режим. Одна из основных задач системы терморегулирования заключается в обеспечении заданного теплового режима, при котором обеспечивается стабильная работа всех систем внутри объёма космического аппарата. Это требует применения специальных агрегатов – насосов, подающих по заданному контуру теплоноситель, вентиляторов и других, регулирующих сбор, передачу и перераспределение тепла. Как к системе терморегулирования в целом, так и ко всем составляющим её агрегатам, предъявляются высокие требования, в том числе по массогабаритным характеристикам, гарантированному сроку службы, ресурсу и надёжности. Предложен параметр совершенства комплектующих системы терморегулирования. Показаны основные этапы проектирования, разработки и экспериментальной отработки агрегатов космических аппаратов. Подробно рассмотрены принципы работы и состав систем терморегулирования, основные параметры и устройство составляющих их агрегатов – различных типов нагнетателей жидкости и малорасходных вентиляторов газа малой мощности, обеспечивающих заданные малые величины расходов и напоров с высокой надёжностью в пределах установленного срока непрерывной работы, в том числе с применением резервирования. В результате совершенствования системы терморегулирования, наряду с совершенствованием других систем жизнеобеспечения, срок активного существования спутников к настоящему времени достигает 15 лет.

Ключевые слова: система терморегулирования, комплектующие агрегаты, малорасходные вентиляторы, резервирование, геометрические характеристики лопастей.

Введение

Создание в СССР и России информационных космических систем и комплексов прикладного назначения послужило обеспечению миллионов наземных потребителей всеми видами связи и иных информационных услуг, удовлетворению потребностей страны в областях как её обороноспособности, так и комплексного социально-эко-

номического развития, а также международного сотрудничества в рамках развития мирового информационного сообщества [1].

В настоящее время наиболее динамично развивающимися направлениями мирового космического рынка считаются телекоммуникация, навигация, а также мониторинг и дистанционное зондирование Земли. Данные космического мониторинга используются в сельском хозяйстве и во многих областях экономической деятельности, для решения самых разнообразных производственных задач и для научных исследований. Одним из приоритетных направлений космического мониторинга в России является ликвидация

✉ expert-zh24@yandex.ru

© Двирный В. В., Крушенко Г. Г., Двирный Г. В., Шевчук А. А., Елфимова М. В., Кузнецова М. С., 2019

последствий чрезвычайных ситуаций. Сейчас космическая группировка МЧС России насчитывает двенадцать спутников, в том числе восемь – отечественного производства, обработка информации которых происходит в пяти наземных комплексах.

С развитием космических систем и космических комплексов телекоммуникационного и координатометрического назначения возрастают требования и к комплектующим всех систем космических аппаратов (КА). Срок активного существования (САС) современных КА достигает 15 лет, а, например, изготовленного в АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва телекоммуникационного спутника «SESAT», где при гарантированном 10-летнем САС для быстровращающихся центробежных насосов и вентиляторов необходимо было доказать возможность двукратного ресурса [2], фактически достиг 18 лет.

В зависимости от орбиты КА предъявляются требования к системе терморегулирования (СТР) и, соответственно, к ее комплектующим – таким агрегатам, как вентиляторы, электронасосные агрегаты (ЭНА), клапаны-регуляторы, терморегуляторы, клапаны перепускные, теплообменники, тепловые трубы (ТТ), клапаны обратные, муфты гидравлические, клапаны заправочные, вентили заправочные [3; 4]. Например, высокий ресурс вентилятора КА «SESAT» достигнут за счёт подпитки смазки в подшипники.

Надёжное функционирование высокоресурсных машин, особенно сложных информационных систем в авиации, электропромышленности, космической и вычислительной технике и т.д., определяется бесперебойной работой входящих в конструкцию агрегатов. Агрегаты, работающие с газовыми и жидкостными рабочими средами, представляют собой механические, пневматические, гидравлические, электромеханические и электромагнитные устройства, иногда объединяемые общим названием «устройства исполнительной автоматики», которые обеспечивают работу систем охлаждения, термостатирования, ориента-

ции, наведения, питания и т. п. Вопросы их проектирования, конструирования, особенности экспериментальной отработки, обеспечение надёжности, актуальны и в настоящее время.

Очень важны рекомендации по обеспечению длительного, до 15 лет, ресурса с перспективой дальнейшего увеличения. Решение проблемы длительного ресурса работы в автономных условиях с учётом высоких требований к надёжности агрегатов возможно при комплексном сочетании методов теории механизмов и машин, метрологии и теории вероятностей, поэтому крайне важно учитывать особенности создания агрегатов, работающих в экстремальных условиях по температурным перепадам, динамическим нагрузкам, давлению и времени воздействия. Также важно, чтобы конструкции агрегатов были рациональны по массогабаритным характеристикам.

На первом простейшем спутнике Земли в СТР применялись такие комплектующие, как вентилятор, заправочный клапан, а также заправочный вентиль, который использовался для заправки системы азотом на Земле. Однако, например, из-за неблагоприятного стечения допусков в вентиле для отжатия заправочного клапана на полигоне однажды возникла необходимость при подготовке к запуску КА «Молния» применить на штоке втулку-удлинитель. В дальнейшем конструкция вентилей была усовершенствована.

Для оценки совершенства комплектующих СТР, которые вносят весомый вклад в степень совершенства СТР в целом, нами предложен параметр:

$$K_k = \frac{\tau_k}{m_k},$$

где τ_k – ресурс непрерывной работы на орбите, m_k – масса комплектующего аппарата. Вместо ресурса непрерывной работы τ_k можно использовать вероятность безотказной работы на данный ресурс.

В табл. 1 приведены значения K_k некоторых агрегатов СТР КА [3; 4].

Таблица 1

Технические параметры некоторых агрегатов СТР КА

Агрегат СТР КА	Вероятность безотказной работы на назначенный ресурс	Масса, кг	K_k
Клапан заправочный	0,9999	0,4	2,4998
Клапан обратный	0,9999	0,3	3,333
Терморегулятор	0,99	1,8	0,55
Тепловая труба	0,995	1	0,995
Дублированный малорасходный вентилятор	0,993	1	0,993
Малорасходный насос	0,996	2,4	0,415

Специфические требования, которым должен отвечать данный конкретный тип агрегата, должны соответствовать техническому заданию.

Требования к гидравлическим и пневматическим агрегатам должны предусматривать:

- чистоту рабочего тела (газ, жидкость) по содержанию в нём механических примесей, масел, воды и др.;
- отсутствие в конструкции карманов, застойных зон;
- совместимость применённых конструктивных материалов и рабочих сред.

Конструкция любого агрегата КА должна обеспечивать минимальные массу и габариты. Конструкция посадочных и крепёжных мест агрегата выполняется с учётом необходимой жёсткости и рационального размещения в нём сборок и деталей. В конструкции агрегата также необходимо предусмотреть:

- удобный доступ к местам регулировки, юстировки датчиков;
- легкосъёмность кожухов, крышек;
- защиту от внешних воздействующих факторов.

При компоновке агрегатов следует стремиться к тому, чтобы они занимали минимум места в системе, не нарушали тепловые режимы, безопасность эксплуатации и не снижали надёжность систем КА.

Таким образом, при создании агрегатов КА к ним предъявляются повышенные требования по массогабаритным характеристикам, надёжности, гарантированному сроку службы, межрегламентному обслуживанию, точности отработки сигналов управления и ресурсу.

Этапы проектирования и разработки

Исходя из условий и задач, разработка и создание агрегатов КА ведётся поэтапно (рис. 1) [5; 6].

На стадии эскизного проекта разрабатывается техническая документация, дающая общее представление об устройстве и принципе агрегата, содержащая принципиальные конструктивные решения и позволяющая определить основные технические характеристики, габаритно-присоединительные размеры и назначение создаваемого агрегата в составе КА. На стадии рабочего проектирования разработчик создаёт комплект конструкторской документации, включающей ра-

бочие чертежи агрегата, чертежи сборочных единиц, деталей, спецификации, а также чертежи кинематических схем, монтажные, габаритные чертежи, электрические схемы, ведомости покупных комплектующих.

Конструктивные, эксплуатационные, технологические и экономические требования к создаваемой конструкции агрегата часто носят противоречивый характер, и задача конструктора-разработчика заключается в том, чтобы из множества возможных технических решений выбрать наилучшее, полностью отвечающее своему комплексу требований, изложенных в техническом задании.

Учитывая, что надёжность и качество создаваемого агрегата закладывается на стадии проектирования, при выполнении поставленной задачи конструктор-разработчик должен:

– обосновать применение и конструктивное решение агрегата, каждого его механизма и элемента, исходя из эксплуатационных и специальных требований, технологии изготовления на данном производстве, экономичного расходования материалов при обеспечении требуемых тактико-технических характеристик и прочности изделия;

– обеспечить простоту изготовления изделий, удобство сборки, разборки и регулировки, исключая при этом подбор и подготовку деталей, выверку и регулирование их при сборке агрегата;

– предусмотреть в необходимых случаях надёжную автоматическую смазку трущихся поверхностей, исключив применение периодической связи;

– разработать мероприятия по предупреждению коррозии деталей, исходя из условий эксплуатации и применяемых материалов;

– избегать открытых механизмов и передач, исключать попадание грязи, влаги и пыли на трущиеся и вращающиеся поверхности;

– предотвращать самопроизвольное отвинчивание крепёжных деталей;

– предусмотреть блокирующие и предохранительные устройства, исключающие возможность поломок и аварий в результате неумелого обращения или экспериментальных условий эксплуатации;

– обеспечить удобство испытаний и проверки выходных параметров.

По созданной разработчиком документации завод-изготовитель изготавливает агрегат.

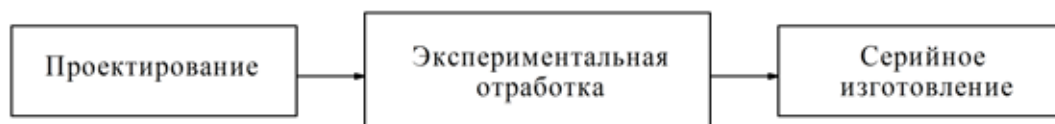


Рис. 1. Этапность создания агрегатов КА

В настоящее время на этапе опытно-конструкторских работ по созданию агрегата в процессе экспериментальной отработки проводится комплекс испытаний по оценке работоспособности агрегата и подтверждению технических и эксплуатационных характеристик создаваемых механизмов. Учитывая, что качество и надёжность спроектированного агрегата подтверждаются на

этапе его экспериментальной отработки (ЭО), принятая методология ЭО агрегата включает этапы: лабораторно-отработочные испытания (ЛОИ), конструкторско-доводочные испытания (КДИ), чистовые доводочные испытания (ЧДИ) или приемочные испытания (ПРИ), ресурсные испытания (РИ), испытания в составе систем и отработочных изделий (рис. 2).



Рис. 2. Блок-схема экспериментальной отработки агрегатов КА на этапе опытно-конструкторских работ

ЛОИ проводятся разработчиком по составленной им программе на своей испытательной базе с целью экспериментальной проверки принципиальной возможности создания агрегата с требуемыми техническими характеристиками. По результатам ЛОИ разработчик составляет технический отчет, проводит необходимую корректировку конструкторской документации (КД) и дает заключение о допуске агрегата к КДИ. На этапе КДИ экспериментально проверяются заложенные в конструкцию агрегата КА технические решения, соответствие созданной конструкции требованиям технического задания (ТЗ), проводится отработка конструкторской документации, её полноты и достаточности, методик испытаний, заложенных в технических условиях (ТУ), технологических процессов изготовления, сборки, регулировки и испытаний агрегатов. На этапе КДИ производится определение границ работоспособности при различных воздействующих факторах и отработка испытательных средств с целью получения опытного образца агрегата КА, изготовленного в соответствии с требованиями ТЗ, при последующей проверке качества изготовления и сборки агрегата представителем отдела технического контроля (ОТК). По результатам КДИ разработчик вносит необходимые коррективы в КД и даёт заключение о допуске агрегата к этапу ЧДИ, который проводится под контролем представителей заказчика и ОТК с целью экспериментального подтверждения соответствия созданной конструкции агрегата требованиям ТЗ и ТУ с одновременным контролем отработанности технологических процессов изготовления, сборки и испытаний вновь разработанной конструкции агрегата. На данном этапе проводится оценка качества КД, ЭД, их полноты и достаточности, проверка правиль-

ности применения ПКИ, метрологического обеспечения, уровня стандартизации и унификации, определение готовности агрегата к испытаниям в составе системы и отработочных изделий, а также готовность к серийному производству агрегата КА. При положительных результатах ЧДИ (ПРИ) принимается решение о полном соответствии как конструктивного решения агрегата, так и качества технологического обеспечения его изготовления требованиям ТЗ и ТУ. Кроме того, на каждом из вышеназванных этапов агрегаты испытывают на воздействие возмущающих факторов в условиях, адекватных условиям эксплуатации, при этом на каждом последующем этапе проводится проверка правильности технических решений, принятых по результатам испытаний на более раннем этапе. После завершения КДИ и ЧДИ агрегаты устанавливаются на ресурсные испытания с целью экспериментального подтверждения величины заданной гарантийной наработки и оценки запасов агрегата по ресурсу.

В процессе испытаний систем и отработочных изделий, для которых были созданы агрегаты, проверяются и подтверждаются их работоспособность и тактико-технические характеристики. По результатам изложенного комплекса отработочных испытаний разработчиком агрегата составляется итоговый отчет, в котором даётся заключение о передаче агрегата в серийное производство и допуск на протолётную модель.

Агрегаты СТР КА

Состав системы и основные параметры агрегатов.

Состав КА «SESAT» представлен в [7]. Выбор типа и конструкция нагнетателя опреде-

ляются параметрами системы, в которой он выполняет заданные функции, основная из которых – обеспечение подачи рабочего тела с заданным расходом Q_{PT} и напором H . В замкнутой автономной теплоэнергетической системе выделяется тепловой поток $Q_{вн}$, извне подводится тепловой поток $Q_{нар}$, сам объект излучает в окружающее пространство тепловой поток $Q_{изл}$. Тогда уравнение теплового баланса будет иметь вид:

$$\sum_{i=1}^m m_i C_i dT_i = (Q_{нар} - Q_{вн}) dt - Q_{изл} dt, \quad (1)$$

где m_i , C_i , T_i – масса, удельная теплоёмкость и температура i -го элемента.

Величина внутреннего теплового потока оценивается по затратам мощности в узлах агрегата и зависит от программы работы оборудования, энергоустановок и системы управления объектом. Наибольшее количество тепла выделяется радиоэлектронной аппаратурой, элементами энергетических и двигательных установок.

Отвод тепла излучением от поверхности площадью F , степенью черноты ϵ можно оценить в первом приближении по уравнению Стефана-Больцмана:

$$Q_{изл} = F \epsilon \sigma T^4, \quad (2)$$

где σ – универсальная постоянная, равная $5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/м²К⁴, T – температура излучаемой поверхности, К [3; 4; 8; 9].

Исходя из основных требований к системе (точности поддержания температуры, экономичности и ресурса работы), выбирается способ охлаждения, при котором тепло отводится за пределы объекта с помощью газообразных или жидких теплоносителей. При этом заданный

температурный режим поддерживается при помощи специальных агрегатов, регулирующих перенос, сбор, перераспределение и передачу тепла, а распределение тепловых потоков внутри объекта обеспечивается насосами, подающими по заданному контуру теплоноситель, или вентиляторами [5].

Определим основные параметры нагнетателей, рассмотрев работу газожидкостной системы терморегулирования (рис. 3). Нагнетатели жидкости, центробежные или шестеренчатые насосы 2, как правило, дублированы, объединены с клапаном перепуска 3 в единый корпус и носят название гидроблока. Насосом 2 жидкость подаётся в теплообменник, откуда уносится тепло, снятое с прибора 6. Снятое тепло подводится в радиатор-излучатель 5 и сбрасывается за пределы охлаждаемого контура. В системе отвода тепла из газового тракта системы охлаждения работает вентилятор 7, подающий воздух через контейнер с прибора 6 на газожидкостный теплообменник 8. Регулирование расхода жидкостей по всей системе осуществляется с помощью датчиков, регуляторов и клапанов. Для стабилизации объёма жидкости в системе из-за её теплового расширения предусмотрен компенсационный бачок 1. По тактико-техническим характеристикам проектируемой системы определяется расход рабочего тела Q_{PT} , потребный напор нагнетателя H и применяемый теплоноситель, выбор которого производится с учетом эксплуатационных характеристик объекта.

Применение насосов и вентиляторов (рис. 3) позволяет создать систему терморегулирования с расходами рабочего тела Q_{PT} у вентилятора до 0,2 м³/с и у насоса до $2,5 \cdot 10^{-4}$ м³/с. Величина напора зависит от компоновки системы подачи, её гидравлического сопротивления и определяется как приращение механической энергии единицы массы рабочего тела, проходящего через нагнетатель:

$$H = H_2 - H_1, \quad (3)$$

где H_2 – полный напор на выходе из нагнетателя; H_1 – напор на входе в нагнетатель.

Уравнение (3) представлено в виде статической $\frac{P_2 - P_1}{\rho}$ и динамической $\frac{C_2^2 - C_1^2}{2}$ составляющих величин напора [3; 4]:

$$H = \frac{P_2 - P_1}{\rho} + \frac{C_2^2 - C_1^2}{2}. \quad (4)$$

Данную величину на входе в насос выбирают исходя из необходимого кавитационного запаса:

$$P_1 = \Delta h_{зан} \rho + P_n - \frac{\rho C_1^2}{2} \geq P_{св\beta}. \quad (5)$$

Величину $\Delta h_{зан}$ находят из условия обеспечения работы насоса без кавитации при любых заданных отклонениях параметров системы. Эта

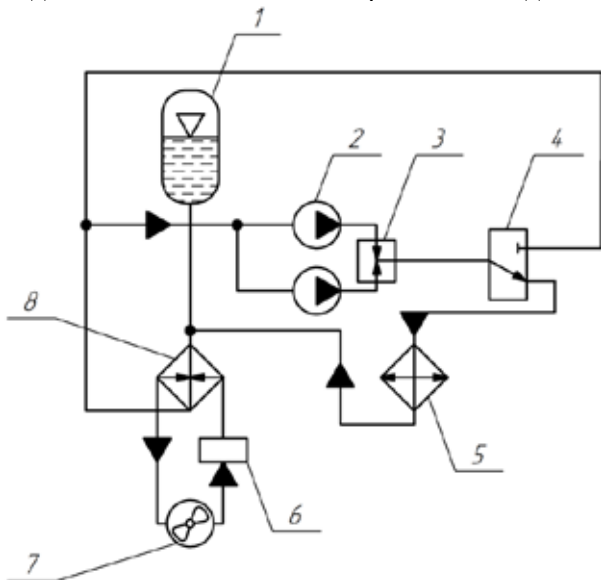


Рис. 3. Принципиальная схема газожидкостной СТР: 1 – компенсационный бачок; 2 – насос; 3, 4 – клапаны; 5 – радиатор-излучатель; 6 – охлаждаемый прибор; 7 – вентилятор; 8 – теплообменник

величина представляет собой требуемое превышение напора на входе над величиной удельной энергии жидкости, соответствующей давлению упругости насыщенных паров данной жидкости.

Величина давления на выходе:

$$\Delta P_c = \sum_{i=1}^n \Delta P_i. \quad (6)$$

где ΔP_c – гидравлическое сопротивление замкнутой системы нагнетателя до его входного сечения, которое включает сумму сопротивлений всех элементов системы, кроме нагнетателя:

$$\Delta P_c = \sum_{i=1}^n \Delta P_i. \quad (7)$$

Величину ΔP_c стремятся получить минимальной, обеспечивая течение рабочего тела по контуру с малыми потерями, исключая по возможности регулируемую арматуру и участки с высокими сопротивлениями. Для нагнетателей газа (вентиляторов) величина ΔP_c составляет 5–10 кг/м² (50–100 Па), для насосов – 0,05–0,1 МПа.

Малые напоры малорасходных нагнетателей обуславливают и низкий уровень потребляемой мощности:

$$N = \frac{Q_{PT} \Delta P_c}{\eta_n}, \quad (8)$$

где η_n – КПД нагнетателя, значение которого изменяется в широких пределах от 0,3 до 0,6. Тогда величина потребляемой мощности в рассмотренной системе составит 5–100 Вт.

Общие требования к агрегатам проектируемой системы в полной мере относятся и к нагнетателям. Кроме этого, к автономным нагнетателям установлены специальные требования:

- высокая надёжность в пределах установленного срока непрерывной работы с возможностью резервирования блоками;
- полная герметичность нагнетателя, привода и всей системы в целом, особенно при работе с высоким ресурсом, когда трудно, а порой и невозможно восполнить потери рабочей среды;
- высокий уровень гидравлических и энергетических параметров;
- минимальные габариты, либо осевые, либо радиальные;
- минимально возможная масса;
- технологичность и себестоимость, которые оцениваются в совокупности для всей проектируемой системы.

Следовательно, возможно применение различных типов нагнетателей жидкости, обеспечивающих заданные малые величины расходов и напоров, имеющих различный принцип действия и конструктивное оформление. На рис. 4 представлены массовые характеристики двух видов электронасосных агрегатов (ЭНА) [3; 4].

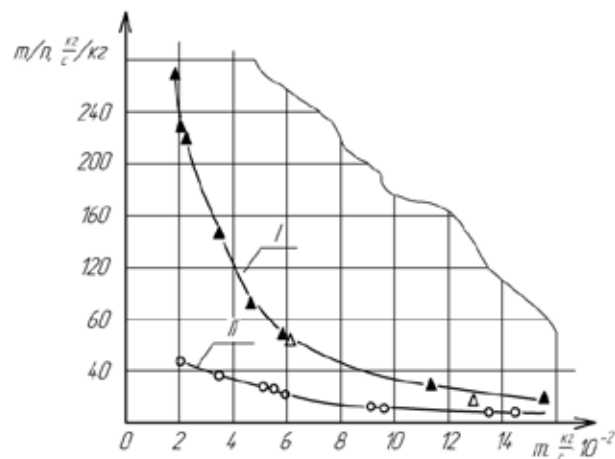


Рис. 4. Массовые характеристики объёмных (I) и лопаточных (II) электронасосных агрегатов (ЭНА)

В качестве нагнетателей газа, обладающих высокими эксплуатационными характеристиками в заданном диапазоне напора и расхода рабочего тела, в автономных системах нашли широкое применение осевые насосы-вентиляторы.

Малорасходные вентиляторы (МВ).

Малорасходные вентиляторы газа – вентиляторы малой мощности (ВММ) нашли широкое применение в системах кондиционирования и терморегулирования, обеспечивая заданный режим устройств, автономных систем, блоков, приборов и т. п. (рис. 5). Например, для вентиляции орбитальной станции «Салют-6» было установлено несколько десятков различных маломощных вентиляторов с величиной напора в диапазоне 5–100 Па при расходе $Q_{PT} = (1-20) \cdot 10^{-2}$ м³/с и потребляемой мощностью 1–100 Вт.

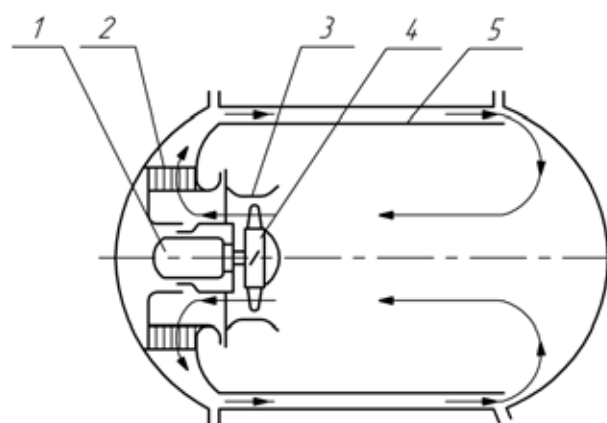


Рис. 5. Схема размещения нерезервированного вентилятора внутри гермоконтейнера:
1 – электродвигатель; 2 – газожидкостный теплообменник; 3 – вентилятор; 4 – крыльчатка; 5 – газовод

Схемы последовательного и параллельного резервирования МВ показаны на рис. 6.

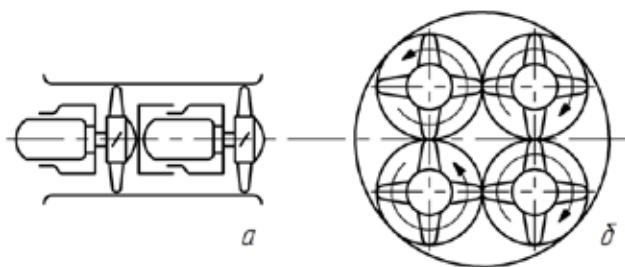


Рис. 6. Схемы последовательного (а) и параллельного (б) резервирования малорасходных вентиляторов

Вентиляторы с флюгерными лопастями отличаются от вентиляторов со складывающимися лопастями существенно меньшими основными габаритами, при этом появляется возможность использовать лопасти резервного вентилятора в качестве направляющего (спрямляющего) агрегата и расширяются возможности по регулированию характеристик МВ за счет поворота лопастей на больший угол.

При установке более двух вентиляторов вдоль общей оси выбирают МВ со складывающимися лопастями, которые в сложенном положении освобождают проточную часть и не создают аэродинамического сопротивления. МВ последовательного типа с жёстким креплением лопастей из-за высокого аэродинамического сопротивления, оказываемого резервным рабочим колесом, были заменены на МВ с шарнирными креплениями лопастей. Для некоторых лопастей и втулок относительно больших диаметров, например с торцевыми электродвигателями, имеющими минимальный осевой габарит, можно использовать конструкцию МВ с лопастями, выстреливающими под действием центробежных сил из ступицы рабочего колеса в прочную часть по радиальному направлению.

МВ параллельного типа подразделяются на МВ с закрывающимися стволами и открытыми отводами. Последние нашли применение при совмещении всех вентиляторов. В случае отказа одного работают остальные (при этом резко ухудшаются суммарные аэродинамические характеристики МВ). Срок непрерывной работы таких МВ достигает 110000 часов. МВ параллельного типа с закрывающимися отводами имеют осевые габариты и регулируют режим работы в зависимости от числа включаемых вентиляторов. В МВ со стволами, закрывающимися лопастями рабочей крыльчатки, применяются плоские профили без закрутки с низким КПД. Закрывающиеся лопасти направляющего (спрямляющего) агрегата из-за сложной кинематической схемы механизма закрытия характеризуются пониженной надёжностью. Возможен вариант управления поворотом данных лопастей аэродинамическими силами и др. Из МВ

со стволами, закрывающимися заслонкой, наиболее перспективны МВ с параллельной компоновкой, поскольку они дают широкие возможности многократного дублирования и регулирования входных параметров в процессе работы с минимальными осевыми размерами. Различают МВ с аэродинамической заслонкой и с заслонкой, имеющей привод. Аэродинамическая заслонка шарнирно установлена между смежными стволами. Поток работающего вентилятора перебрасывает заслонку на резервный и тем самым закрывает его. Устойчивая работа заслонки достигается использованием специального канала, обеспечивающего осевое направление потока на выходе стволов.

Для регулирования расхода газа в зависимости от его температуры применяют ВММ с лопастями из сплава, обладающего эффектом «памяти», например, из никелида титана и т. п. [10; 11]. При повышенной температуре окружающей среды, близкой к значению упругости восстановления материала лопастей, изменяются углы её закрутки и установки профиля. Расход воздуха через вентилятор повышается, а энергопотребление оптимизируется в соответствии с расходом благодаря оптимальному аэродинамическому качеству лопастей при расчётном числе оборотов привода. При понижении температуры лопасти возвращаются в исходное состояние. Расход воздуха через вентилятор уменьшается, аэродинамическое качество лопастей остается высоким при меньшей нагрузке. Промежуточным значениям температуры соответствуют промежуточные геометрические характеристики лопастей, которые изменяются по линейному закону в зависимости от температуры. Таким образом, лопасти рабочего колеса вентилятора из сплавов с эффектом «памяти формы» позволяют повысить надёжность и экономичность вентилятора при изменении температуры окружающей среды.

В МВ с муфтами, соединяющими электродвигатели с рабочими колесами при наличии свободного места вдоль оси (для осевого перемещения рабочего колеса примерно на половину его ширины), выполняется «холодное» резервирование без дополнительных опор.

Заключение

Анализ требований как к системе терморегулирования в целом, так и ко всем составляющим агрегатам с учётом особенностей их проектирования, разработки и экспериментальной отработки, а также достигнутые результаты надёжности, в частности, КА «SESAT», в котором МВ проработал непрерывно 18 лет, позволяют сделать вывод о возможности разработки агрегатов системы терморегулирования на любой требуемый ресурс с обеспечением их надёжной работы в составе КА.

Полученные данные могут быть полезны при проектировании систем жизнеобеспечения орбитальных станций и космических аппаратов для межпланетных пилотируемых полетов, а также использованы для обеспечения необходимой

надёжности агрегатов аналогичного назначения в наземной технике, автономно работающей в экстремальных условиях, например, при предотвращении и ликвидации чрезвычайных ситуаций.

Список литературы

- [1] История развития отечественных автоматических космических аппаратов. М. : ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2015. 752 с.
- [2] SESAT (спутник) [Электронный ресурс]. URL: <http://fakty-o.ru/sesat#> (дата обращения 24.07.2014).
- [3] Агрегаты автономных энергетических систем : учеб. пособие / Е. Н. Головёнкин [и др.] под ред. К. Г. Смирнова-Васильева ; КрПИ. Красноярск, 1986. 89 с.
- [4] Двирный В. В., Краев М. В. Малорасходные автономные нагреватели. Изд-во Краснояр. ун-та, 1985. 152 с.
- [5] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [6] Патраев В. Е., Максимов Ю. В. Методы поэтапного обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов со сроками активного действия 10–15 лет / Космические вехи : сб. науч. тр. Красноярск : ИП Суходольская Ю. П., 2009. С. 445–457.
- [7] Технология производства космических аппаратов : учеб. для вузов / Н. А. Тестоедов [и др.] ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.
- [8] Королёв С. И. Системы обеспечения теплового режима космического аппарата : учеб. пособие. СПб. : Балтийский гос. техн. ун-т, 2006. 91 с.
- [9] Атамасов В. Д., Ермолаев В. И., Кукушкин И. О. Система обеспечения теплового режима космического аппарата : учеб. пособие. СПб. : Изд-во МО РФ, 2003. 71 с.
- [10] Jani J. M., Leary M., Subic A., Gibson M. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities // *Materials & Design*, 2014, vol. 56, pp. 1078–1113.
- [11] Qidwai M. A., Lagoudas D. C. On thermomechanics and transformation surfaces of polycrystalline NiTi shape memory alloy material // *International Journal of Plasticity*, 2000, vol. 16, issue 10–11, pp. 1309–1343.

FEATURES OF COMPONENTS OF SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEMS

V. V. Dvirniy^{1,2}, G. G. Krushenko³, G. V. Dvirniy⁴, A. A. Shevchuk^{1,2},
M. V. Elfimova⁵, M. S. Kuznetsova²

¹JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

³Institute of Computational Modelling SB RAS, FRC KSC SB RAS, Krasnoyarsk, Russian Federation

⁴Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation

⁵Siberian Fire and Rescue Academy EMERCOM of Russia,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The main indicators of the spacecraft quality are their reliability and the period of active existence at orbit, and their temperature regime plays a significant role in this. One of the main tasks of the thermal control system is to ensure a given thermal regime, which ensures the stable operation of all systems within the spacecraft volume. For this, special aggregates are required: pumps for feeding a coolant along a given circuit, fans and others that regulate the collection, transfer and redistribution of heat. Both the thermal control system as a whole and all its aggregates that make it up are subject to high requirements, including in terms of weight and dimensions, guaranteed service life and reliability. We proposed the parameter of perfection of the thermal control system components. The main stages of design, development and experimental testing of spacecraft units are shown. We considered in details the principles of operation and the composition of thermal control systems, especially the basic parameters

and the structure of their components which are various types of liquid pumps and low-flow gas fans with low power consumption that provide specified small flow rates and pressures with high reliability within the established period of continuous operation, including using redundancy. As a result of the improvement of the thermal regulation system, along with the improvement of other life support systems, the duration of the active existence of satellites currently reaches 15 years.

Keywords: thermal control system, complementary aggregates, low-flow fans, redundancy, geometric characteristics of blades.

References

- [1] *Istoriya razvitiya otechestvennykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [The history of the development of domestic automatic spacecraft]. Moscow, ООО «Izdatel'skiy dom «Stolichnaya entsiklopediya»», 2015. 752 p. (In Russian)
- [2] SESAT (satellite). Available at: <http://fakty-o.ru/sesat#> (accessed 24.07.2014)
- [3] Golovenkin E. N., Dvirnyy V. V., Kovalev N. A., Kraev M. V., Ruzanov V. P., Smirnov-Vasil'yev K. G. *Agregaty avtonomnykh energeticheskikh sistem : ucheb.posobiye* [Assemblies of autonomous energy systems]. Krasnoyarsk, KrPI Publ, 1986. 89 p. (In Russian)
- [4] Dvirnyy V. V., Kraev M. V. *Maloraskhodnyye avtonomnyye nagnetateli* [Low consumption self-contained blowers]. Krasnoyarsk, KSU Publ., 1985. 152 p. (In Russian)
- [5] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
- [6] Patraev V. E., Maksimov Ju. V. *Metody pojetapnogo obespecheniya nadezhnosti bortovoj apparatury kosmicheskikh apparatov so srokami aktivnogo dejstviya 10-15 let* [Methods for the phased reliability procuring of on-board equipment of the spacecraft with the terms active steps 10-15 years] / *Kosmicheskie vehi: sbornik nauchnykh trudov* [Space milestone: collection of scientific works]. Krasnoyarsk, IP Suhodol'skaja Ju. Publ., 2009, pp. 445–457. (In Russian)
- [7] Testoyedov N. A., Mihnev M. M., Miheev A. E. *Tehnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Production technology of spacecraft]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2009, 352 p. (In Russian)
- [8] Korolev S. I. *Sistemy obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata* [System for thermal regime of the spacecraft]. St. Petersburg, BSTU Publ., 2006, 91 p. (In Russian)
- [9] Atamasov V. D., Ermolaev V. I., Kukushkin I. O. *Sistema obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata* [System for thermal regime of the spacecraft]. St. Petersburg, MO RF Publ., 2003, 71 p. (In Russian)
- [10] Jani J. M., Leary M., Subic A., Gibson M. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities // *Materials & Design*, 2014, vol. 56, pp. 1078–1113.
- [11] Qidwai M. A., Lagoudas D. C. On thermomechanics and transformation surfaces of polycrystalline NiTi shape memory alloy material // *International Journal of Plasticity*, 2000, vol. 16, issue 10–11, pp. 1309–1343.