

Таким образом, предварительная оценка эффективности получения холода на уровне температуры криостатирования 80 К в теплоиспользующем термоакустическом охладителе даст весьма оптимистические прогнозы.

Ещё одной важной особенностью теплоиспользующего термоакустического охладителя является наличие четырех температурных уровней, а не трех, как в поршневой теплоиспользующей машине Такониса. То есть "горячий" теплообменник сброса тепла холодного контура может иметь иную температуру, чем холодный теплообменник сброса тепла горячего контура.

Это позволяет работать последнему на более высоких уровнях температуры, что в свою очередь существенно уменьшает массу и габариты радиатора-излучателя, обслуживающего этот контур. Это компенсирует некоторую объективную "громоздкость" термоакустического преобразователя.

Создание криогенных бортовых систем с температурным уровнем 20-40 К и приемлемым ресурсом представляется возможным при условии использования двухступенчатых термоакустических охладителей.

СПИСОК ЦИТИРОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Qiu, L.M. Chen Investigation on a thermoacoustically driven pulse tube cooler working at 80 K / L.M. Qiu, D.M. Sun, W.L. Yan, P. Chen, Z.H. Gan, X.J. Zhang, G.B. // Cryogenics 45. – 2005. – P. 380-385.

2. Radebaugh, R. Development of the pulse tube refrigerator as an efficient and reliable cryocooler. – London: Proc. Inst. Refrigeration 2000. – P. 11-29.

3. Hofler, T.J. Heat driven acoustic power source coupled to an electric generator, US Patent № 5,647,217. – 1997.

УДК 621.486

ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ В БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Некрасова С.О., Довгялло А.И.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С.П. Королева (национальный исследовательский университет)
Самара, Российская Федерация

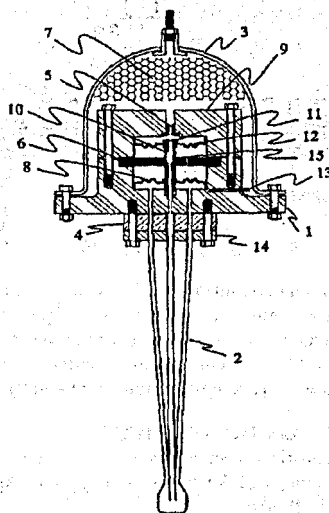
Одной из главных тенденций развития ракетно-космической отрасли является повышение удельных показателей, увеличение ресурса и срока службы космических аппаратов при одновременном снижении их массогабаритных показателей. Перспективным направлением здесь является разработка и внедрение энергетических установок на основе термоакустических двигателей для электропитания космических аппаратов. Термоакустические двигатели имеют множество преимуществ. Во-первых, в данных устройствах может реализовываться внешний подвод тепла, например, от поступающего солнечного излучения или радиоизотопных источников. Во-вторых, данные устройства не содержат каких-либо движущихся частей, за исключением подключенных нагрузок (линейных электрических генераторов). В-третьих, они имеют достаточно высокую

эффективность преобразования тепловой энергии в электрическую. Ряд зарубежных научно-исследовательских центров приводят данные, которые свидетельствуют о принципиальной возможности использования термоакустических двигателей [1,2] и охладителей в составе систем электропитания космических аппаратов, в том числе работающих за счет атомной энергии [3,4]. Они позволяют обеспечить надежную работу энергетических установок без обслуживания, с ресурсом более 6 лет, при КПД преобразования тепловой энергии в электрическую на уровне 20-25 % [2]. В качестве источника тепла могут использоваться радиоизотопные тепловые блоки.

В настоящее время можно выделить следующие основные направления:

- термоакустические двигатели и конвертеры представляют собой тепловые машины с термоакустическим циклом Стирлинга (рис.1). Наиболее интересным и перспективным в этой области является зародившееся в последние годы направление по производству TAR, в которых электрическая часть альтернатора является не просто механической нагрузкой, а составляющей единой колебательной цепи с бегущей волной. Лидер производства MEMS TAR, Fellows Research Group, производит TAR размером от 10 см до нескольких мм, которые изготавливаются по технологии микрочипов, а коэффициент трансформации энергии таких систем достигает 50%;

- термоакустические холодильники холодопроизводительностью от 10 до 1000 Вт на температурном уровне 80 К и ниже.

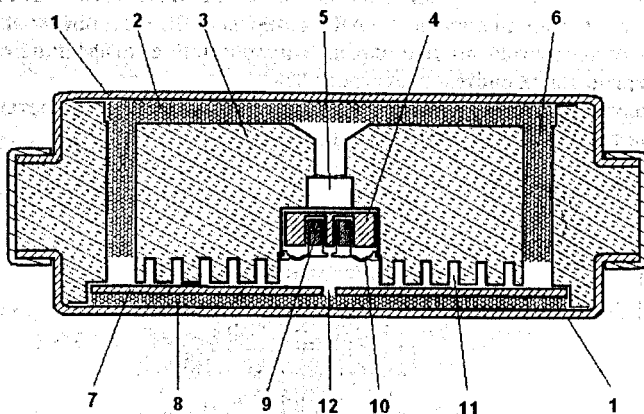


- 1 – корпус двигателя-генератора; 2 – волновод первого теплообменника;
 3 – камера давления; 4 – термический прерыватель; 5 – первый контрольный клапан;
 6 – обмотка возбуждения; 7 – второй теплообменник; 8 – пружинная диафрагма;
 9 – тело генератора; 10 – якорь; 11 – второй контрольный клапан; 12 – теплообменник;
 13 – устройство контроля рабочего потока; 14 – опорная поверхность.

Рисунок 1 – Термоакустический двигатель-генератор

В России сведений по целенаправленным исследованиям в этих направлениях пока не выявлено.

Однако есть несколько основных проблем, сдерживающих их разработку и широкое применение. Прежде всего, это создание адекватной математической модели термоакустического преобразователя и соответствующего метода его расчета. Сложность расчета определяется сложностью описания взаимодействующих между собой термодинамических, гидродинамических, тепло- и массообменных процессов во внутреннем контуре. Еще одна проблема заключается в создании некоторых узлов термоакустического двигателя, сложностях с уплотнениями, регулированием мощности и т.д. Трудности конструктивного исполнения обусловлены применяемыми рабочими телами, в качестве которых используется гелий, азот, водород и воздух. Решение перечисленных проблем позволит создать системы электропитания и термостабилизации космических аппаратов принципиально нового типа и существенно расширить возможности последних.



- 1 – внешняя теплопроводящая поверхность; 2 – горячий теплообменник;
3 – термическая изоляция; 4 – магнит; 5 – устройство генерации волн;
6 – соединительные каналы; 7 – инерционная пластина; 8 – холодный теплообменник;
9 – якорь; 10 – поршень; 11 – каналы с рабочей жидкостью; 12 – дозирующий жиклер
Рисунок 2 – Схематическое представление конструкции МЭМС (ТАР)

СПИСОК ЦИТИРОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Backhaus, S. Thermoacoustic power systems for space applications [Text] / S. Backhaus, E. Tward, M. Petach // Proceedings of Space Technology and Applications International Forum. AIP Press. – New York, 2002. – P. 656.
2. Petach, M. Design of a high efficiency power source (HEPS) based on thermoacoustic technology [Text] / M. Petach, E. Tward, S. Backhaus // Final report. NASA Contract No. NAS3-01103, CDRL 3f, 2004 – P. 40.
3. Martin1, J.L. Low-cost, high-performance cryocoolers for in-situ propellant production / J.L. Martin1, J.A. Corey2, T.A. Peters // ISRU III Technical Interchange Meeting.
4. Marquardt ED, Radebaugh R. Pulse tube oxygen liquefier // Adv Cryo Eng2000:45457–64.