

тим, что смесители ТРДД_{см} Д-30, Д-30КП имеют $z=16$, а у двигателей НК-8, НК-86 $z=18$, т.е. у этих двигателей, имеющих \bar{l}_k _{см}~1,5 потребное число лепестков завышено, а профилирование проточной части их каналов не обеспечивает постоянства температуры по радиусу, т.е. снижает возможный выигрыш в тяге как от смешения, так и от повышенных гидравлических потерь из-за увеличенной поверхности трения смесителя.

Принцип обеспечения постоянства T^* _{см} по радиусу принят при условии полного пе-

рекрытия лепестками входного сечения камеры смешения, т.е. при $\bar{h}_{см}=1,0$, что сопровождается недопустимо большим уровнем потерь. Поэтому при стремлении к T^* _{см} ограничение по $\bar{h}_{см}$ приводит к некоторому отклонению формы проточной части каналов смесителя от секторной. В частности, периферийная ширина лепестка должна быть увеличена, а корневая, соответственно, уменьшена.

УДК 89.25.25

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Белогуров А.И., Колбая Т.Ч., Рачук В.С.

ОАО "Конструкторское бюро химавтоматики", г. Воронеж

PROBLEMS DEVELOPMENT OF NUCLEAR ELECTRIC PROPULSION

Belogurov A.I., Kolbaya T.Ch., Rachuk V.S. This article describes the analysis of the development issues of nuclear electric propulsion system for spacecraft. The options of their principal solutions are considered.

Для решения энергоемких космических задач, таких как пилотируемые экспедиции на Марс, освоение Луны, создание системы защиты Земли от астероидной опасности, а также задач более близкой перспективы, связанных с увеличением полезных грузов, выводимых ракетносителями семейства "Ангара" на геостационарные орбиты (высокоэффективный радиолокационный контроль объектов на земной поверхности, в воздушном и космическом пространстве; глобальные системы связи высокой производительности; межорбитальные буксиры и др.) требуется кардинальное повышение потенциальных возможностей ракетной техники на базе использования ядерной энергии, позволяющей выйти на новый уровень энергообеспечения и обеспечения высоких экономических показателей двигательных и энергетических установок космического аппарата (КА). В соответствии с президентской программой "Модернизация технологического развития экономики России" предсто-

ит создать в течение 2010-2018 гг. прототип ядерной энергетической двигательной установки мегаваттного класса транспортно-энергетического модуля для решения высокоэнергетических задач ближнего и дальнего космоса.

В настоящее время в ракетной технике в качестве мощных разгонных и маршевых выступают двигатели, в которых используется энергия химических реакций, газодинамический принцип преобразования энергии в тягу. Они с успехом выводят КА на околоземную орбиту. Однако, даже для перемещений КА на высокоэнергетические орбиты (например, геостационарные) целесообразно использование электрических ракетных двигателей (ЭРД). ЭРД характеризуются невысокой тяговооруженностью, но, имея удельный импульс тяги на порядок выше, они для достижения заданной скорости позволяют расходовать значительно меньшие объемы рабочего тела, что, в свою очередь, уменьшает общую массу КА.

Использование ядерных источников энергии на КА для питания ЭРД электрической энергией сопряжено с проблемами создания электрогене-рирующей установки и с обеспечением требуемых параметров ресурса работы и безопасности функционирования установки в целом [1]. Преимуществом стендовой базы для отработки ядерной энергетической установки является отсутствие открытого выхлопа (замкнутая схема), что, с учетом современных требований к экологии значительно облегчает решение проблемы создания такой экспериментальной базы.

При решении этих задач может быть использован опыт создания отечественного ядерного ракетного двигателя РД0410 (11Б91). Например, знания в области теплофизических процессов, технологий производства и обработки высокотемпературных конструкционных материалов, накопленные в ходе исследований предприятий-разработчиков могут быть использованы как базовые. Кроме того, может быть использован научно-технический потенциал, накопленный при проектировании камер сгорания, турбонасосных агрегатов, агрегатов управления и регулирования для жидкостных ракетных двигателей. Необходимо определить оптимальные схемные и конструктивные решения при создании ядерной электроракетной двигательной установки (ЯЭРДУ), создать и исследовать опытные образцы некоторых элементов и узлов ЯЭРДУ. Для проведения подобных исследований могут быть использованы стенды для прочностных, гидравлических, газодинамических и огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей, дооборудованные для организации автономных испытаний узлов и агрегатов ЯЭРДУ с учетом специфики и возможностей современных измерительных систем и технологий, позволяющих получать с объекта при испытаниях максимально возможный объем информации. Данная информация в дальнейших исследованиях позволит использовать не только натурный эксперимент, но и численные исследования на математических моделях агрегатов без проведения дорогостоящих промежуточных испытаний.

При создании ЯЭРДУ предстоит решение новых задач, связанных с особенностями ее принципиальной конструкции [2]. В числе наиболее проблемных можно выделить:

- разработку новых материалов для агрегатов ЯЭРДУ, в частности для неохлаждаемой высокотемпературной турбины (1500 К), и отработку технологий их изготовления с обеспечением требований по ресурсу работы, допустимой ползучести и эрозионной стойкости при многократных запусках ЯЭРДУ, решение вопросов теплоизоляции для предотвращения потерь тепла, газоплотности по гелию и т. п.;

- разработку высокоэффективных теплообменников и холодильника-излучателя, систем охлаждения отдельных агрегатов ЯЭРДУ;

- разработку высоресурсных подшипников турбокомпрессора-электрогенератора газодинамического, электромагнитного или комбинированного типов;

- обеспечение высоких характеристик по удельной массе ЯЭРДУ (≤ 4 кг/кВт) и КПД преобразования энергии в целом;

- выбор рациональной принципиальной схемы ЭРД, его типа и системы его электропитания.

Разработка принципиальных и конструктивных схем и эффективных технологий производства агрегатов и узлов перспективных энергодвигательных установок является одной из самых актуальных задач для дальнейшего развития космической техники и обеспечения выполнения насущных задач в Ближнем и Дальнем Космосе.

Библиографический список

1. Квасников, Л.А. Теория и расчет энергосиловых космических летательных аппаратов. Изд. второе, перераб. и доп. / Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной, Д.Д. Севрук, В.Б. Тихонов.– М.: Изд-во МАИ, 2001.

2. Пилотируемая экспедиция на Марс. / Под ред. А.С. Коротева. – М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006, 320 с.