



ОНУФРИЕВ

Александр Валерьевич
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

ONUFRIEV

Aleksandr Valer'evich
(Moscow, Russian Federation,
Bauman Moscow State
Technical University)



ДМИТРИЕВ

Сергей Николаевич
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

DMITRIEV

Sergey Nikolaevich
(Moscow, Russian Federation,
Bauman Moscow State
Technical University)



ОНУФРИЕВ

Валерий Валентинович
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

ONUFRIEV

Valeriy Valentinovich
(Moscow, Russian Federation,
Bauman Moscow State
Technical University)

Об особенностях проектирования технического облика космического аппарата для транспортировки радиоактивных отходов

А.В. Онуфриев, С.Н. Дмитриев, В.В. Онуфриев

Актуальность темы исследования обусловлена отсутствием на сегодняшний день глубоких проектных проработок перспективных космических аппаратов (КА), результатов проектных работ по техническому облику КА, транспортирующего радиоактивные отходы (РАО) в режиме «самодоставка», когда радиоактивные отходы являются первичным источником энергии. В статье рассмотрены проблемы, связанные с космическим способом захоронения РАО. Для оптимального решения указанной задачи целесообразно оценить возможности технической реализации этого способа. Предложенный авторами подход к проектированию КА такого класса предопределяет разработку новой системы многоуровневого проектирования КА для космического захоронения РАО: внешнее проектирование; формирование проектного облика КА; внутреннее проектирование; формирование технических решений КА. Разработана система многоуровневого проектирования, позволяющая исследовать технический облик КА (для транспортировки РАО в режиме «самодоставка») и его отдельных агрегатов с учетом многофакторности (режимов работы, нагрузок, используемых материалов и т.д.). Предложена единая электронная модель для системы многоуровневого проектирования, связывающая внешнее и внутреннее проектирование КА с учетом параметров рабочего процесса его агрегатов, что позволяет сформировать требования к энергодвигательной установке КА, его конструктивно-компоновочной схеме, массогабаритным характеристикам, теплофизическому состоянию его узлов и агрегатов.

Ключевые слова: космический аппарат, радиоактивные отходы, энергобаллистические характеристики, массоэнергетические характеристики, энергоустановка, электроракетный двигатель, конструктивно-компоновочная схема, конструктивно-силовая схема, режим «самодоставка».

Technical aspects of designing a spacecraft for transporting radioactive waste

A.V. Onufriev, S.N. Dmitriev, V.V. Onufriev

The topic of research is relevant due to the lack of intensive design studies of advanced nuclear waste spacecrafts when the nuclear waste is the primary source of energy. This paper deals with the problem of nuclear waste disposal in

outer space. To find an optimal solution to this problem, it is necessary to discuss engineering aspects of nuclear waste spacecraft design. An approach to designing a spacecraft for transporting nuclear waste in outer space is presented. It implies the development of a new system of multi-level design of a nuclear waste spacecraft, which comprises external design, developing spacecraft configuration, interior design, and solving technical problems. The developed multi-level design system makes it possible to investigate the technical configuration of the nuclear waste spacecraft and its individual units taking into account operation modes, acting loads, materials used, etc. This system is supplemented by a united electronic model that combines the internal and external designs with due regard for the operation modes of its units. It allows us to formulate requirements for the electric propulsion, its design arrangement, mass and dimensional characteristics, and thermal state of its components and devices. The results of research will be useful in the design of future spacecrafts with powerful propulsion systems based on nuclear power plants and nuclear waste apparatus.

Keywords: spacecraft, nuclear waste, ballistic properties, mass properties, power plant, electric propulsion, design arrangement, structural frame, self-delivery.

Особенности космического способа захоронения радиоактивных отходов. Вопросам захоронения радиоактивных отходов (РАО) в настоящее время уделяется достаточно много внимания. К началу 2013 г. в мире функционировало около 430 энергетических ядерных реакторов, в том числе: в США — 104, Франции — 50, Англии — 133, России — 18, Германии — 11, суммарная мощность которых составляет около 400 ГВт [1]. Данный уровень производства электроэнергии на атомных электростанциях (АЭС) позволяет оценить величину накопления массы осколков реакции — РАО в отработанных тепловыделяющих сборках порядка 475 т/г. Содержание долгоживущих осколков деления и продуктов трансурановых радиационных цепочек, являющихся наиболее опасными, составляет несколько процентов от общей массы

продуктов деления. Однако их утилизация является сложной проблемой, поскольку существование и накопление РАО в биосфере несет в себе потенциальную, плохо прогнозируемую угрозу для будущих поколений. Поэтому методы захоронения РАО АЭС, применяемые в настоящее время, постоянно критикуют, поскольку все они не являются абсолютно безопасными и надежными.

Особую озабоченность вызывают так называемые особо опасные отходы (ООО) — осколочные ядра, обладающие неблагоприятными значениями периода полураспада (достаточно большими, чтобы радиоактивность оставалось существенной в течение нескольких сотен лет) и склонностью к усвоению их живыми организмами, а также трансурановые элементы, отсутствующие в природе, являющиеся источником «неизвестных» живой природе воздействий. Наиболее опасными с точки зрения надежного хранения ООО в условиях земли являются актиниды (америций — Am, кюрий — Cm, нептуний — Np), образующиеся в процессе облучения нейтронами изотопа ^{238}U — альфа-активные радионуклиды с сопутствующим нейтронным излучением и достаточно большим удельным радиационным тепловыделением. К числу ООО относятся также технеций ^{99}Tc и йод J, которые тоже имеют неблагоприятный период полураспада, и, кроме того, склонны к накоплению в растениях и живых организмах. По оценкам в 2015 г. будет нарабатываться 10.....17, а к 2025 г. — до 33 т/г названных особо опасных РАО. Локализация (захоронение) рассмотренных особо опасных РАО АЭС и атомной промышленности в настоящее время возможно тремя способами:

- 1) захоронение РАО на период почти полного распада (превращения в стабильные изотопы) в литосфере Земли и глубинах океана;
- 2) перевод ООО и РАО в стабильные элементы или короткоживущие, т. е. процесс трансмутации;
- 3) удаление (без возможности возврата на Землю) в космическое пространство или на другие необитаемые космические объекты.

Актуальность работы в области создания новых методик проектирования космических аппаратов (КА) для транспортировки РАО на орбиты захоронения, в первую очередь, обусловлена:

- проведением в настоящее время работ по разработке новых КА с ядерными энергетическими установками (ЯЭУ) повышенной мощностью (100...1 000 кВт), которые после вывода из эксплуатации становятся радиоактивными объектами. Их необходимо удалять с околоземных орбит с целью предотвращения возможных радиационных аварий при столкновении с метеоритными потоками и космическим мусором;

- отсутствием на сегодняшний день глубоких проектных проработок, включающих уровни внешнего и внутреннего проектирования (конструктивно-компоновочная схема, конструктивно-силовая схема, теплонапряженное состояние узлов и агрегатов, динамические характеристики) перспективных КА с мощными ЯЭУ;

- отсутствием результатов проектных работ по техническому облику КА, транспортирующего РАО в режиме «самодоставка», когда РАО являются первичным источником энергии;

- необходимостью баллистического исследования задачи транспортировки в режиме «самодоставка», создания проектного облика КА, определения его массоэнергетических, массогабаритных и динамических характеристик, разработки конструктивно-силовой схемы, моделей теплонапряженного состояния его узлов и агрегатов;

- необходимостью создания современного программного обеспечения для проведения расчетов внешнего и внутреннего проектирования в рамках единой электронной модели, позволяющей исследовать на каждом этапе проектирования массогабаритные и динамические характеристики КА с учетом теплонапряженного состояния его узлов для режима «самодоставка» и оптимизировать его конструкцию.

В этой связи космическое захоронение РАО представляет собой способ, благодаря которому возможна «очистка» Земли от особо опас-

ных РАО. Идея космического захоронения РАО не нова. Автором идеи удаления РАО в космическое пространство является наш выдающийся соотечественник П.Л. Капица: «Единственное практическое значение, которое я вижу в космических ракетах, состоит в использовании их для удаления отходов атомных реакторов. Транспортировка отходов в космическое пространство будет совершенно безопасной для человечества. Избавление от РАО таким путем является очень практичным решением данной проблемы» [2].

Космические аппараты для транспортировки РАО могут выводиться на гелиоцентрическую орбиту вблизи Солнца (орбита как у Меркурия), либо во внешний космос (за пояс астероидов, на орбиты, соизмеримые с орбитами Нептуна, Плутона, за пределы Солнечной системы). В первом случае предполагается испарение и рассеяние РАО в космическом пространстве без угрозы для Земли, во втором — захоронение на стационарных гелиоцентрических орбитах внешнего космоса [2]. Такой подход позволит избежать накопления РАО на Земле и избавит от проблем, присущих традиционному способу захоронения.

Для вывода РАО на орбиту захоронения можно использовать два варианта разгонного блока (РБ) [2, 3]:

- 1) специализированный РБ на основе жидкостных ракетных двигателей максимальной надежности и повышенной грузоподъемности;

- 2) РБ на основе ядерного ракетного двигателя (ЯРД) с большой тягой или на основе ядерной электроракетной двигательной установки (ЯЭРДУ) с малой тягой.

Основным преимуществом РБ на основе ЯЭРДУ является то, что исключается возврат контейнера с РАО на поверхность Земли в случае формирования импульса ошибочного вектора тяги [3]. Вместе с тем использование РБ с малой тягой позволяет обойтись без дополнительных систем обеспечения безопасности и транспортировать на орбиту захоронения только полезный груз (контейнер с РАО).

Конструктивно КА представляет собой последовательность узлов: контейнер, окруженный радиационной защитой, устройство отвода тепла от контейнера с РАО, энергодвигательная установка (ЭДУ) — химическая, ядерная, солнечная и т. п., система хранения и подачи рабочего тела для двигательного блока, двигательный блок, система управления, отсек с бортовой аппаратурой [3—5].

Для поиска оптимального решения указанной задачи целесообразно провести оценки массовой доли РАО, которую можно вывести на орбиту захоронения. Это позволит сформировать требования к ЭДУ КА, его конструктивно-компоновочной схеме, массогабаритным характеристикам, теплофизическому состоянию его узлов и агрегатов, так как именно эти параметры КА определяют его прочностные и динамические характеристики, проектный облик, позволяют сформировать конструктивно-компоновочную схему и создать конструктивно-силовую схему всего КА [5]. Такой подход предопределяет формирование системы многоуровневого проектирования КА для космического захоронения РАО:

- внешнее проектирование (баллистическое и массоэнергетическое, определяющее требования к характеристикам ЭДУ КА, обеспечивающей выполнение задачи);
- формирование технического облика КА и построение трехмерной твердотельной модели конструктивно-компоновочной схемы КА с учетом полученных результатов исследования баллистической задачи и параметров элементов ЭДУ, используемых в конструктивном варианте);
- внутреннее проектирование (создание конструктивно-силовой схемы КА);
- формирование технических решений по созданию трехмерной конечно-элементной (КЭ) модели конструктивно-силовой схемы КА на основе данных предыдущих уровней проектирования и исследование прочностных и жесткостных характеристик вариантов проектных решений с учетом теплонапряженного состояния агрегатов и узлов.

Особенностью транспортировки РАО на орбиты захоронения является и то, что РАО — это источник первичной тепловой энергии, кото-

рая может быть использована для ЭРД: можно снизить массу наиболее тяжелого агрегата КА — энергоустановку, либо обойтись без нее. В этой связи баллистическая задача проектирования КА становится оптимизационной и требует необходимости рассмотрения различных вариантов транспортировки РАО:

- с использованием ЭДУ классической схемы (источник энергии — электро-ракетная двигательная установка (ЭРДУ));
- с использованием тепла транспортируемых РАО в качестве источника первичной тепловой энергии (режим «самодоставка»).

Таким образом, КА для транспортировки РАО на орбиты захоронения в режиме «самодоставка» в конструктивно-компоновочном плане становится аналогичен КА с ЯЭУ, которые прошли летно-космические испытания и проектируются в настоящее время [5].

Система многоуровневого проектирования в рамках единой электронной модели технического облика КА для транспортировки РАО. Система многоуровневого проектирования КА в рамках единой электронной модели связывает:

- уровень внешнего проектирования с формированием рационального технического облика КА и построением трехмерной твердотельной модели конструктивно-компоновочной схемы;
- уровень внутреннего проектирования (создание трехмерной модели конструктивно-силовой схемы с учетом теплонапряженного состояния агрегатов и узлов КА).

Это означает, что в рамках единой электронной модели необходимо осуществить исследование энергобаллистической и массоэнергетической задачи [5], теплонапряженного состояния [6] и динамики конструкции аппарата с переходом на массогабаритный анализ КА.

На основании этого была разработана новая система многоуровневого проектирования в рамках единой электронной модели проектирования КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка», представленная на рисунке. Проектирование КА начинается с внешнего уровня — баллистического исследования и исследования массоэнергетических характеристик [5].

Внешний уровень проектирования включает следующие этапы:

- энергобаллистическое проектирование;
- массоэнергетическое проектирование;
- формирование проектного облика;
- исследование массогабаритных и массоцентровочных характеристик агрегатов;
- исследование и проектирование геометрических характеристик агрегатов КА с учетом их теплового состояния (ампулы с РАО — источника первичной энергии);
- построение трехмерной твердотельной модели конструктивно-компоновочной схемы КА.

Все этапы соединены в единую цепочку, имеющую обратные связи (уточнение удельных масс агрегатов на трех последних этапах). Наличие обратной связи этапов позволяет совершать итерации по изменению массогеометрических характеристик (МГХ) КА уже на уровне внешнего проектирования (так как проектирование ведется с учетом температурного режима агрегатов).

Входными данными для этапа энергобаллистического проектирования являются следующие величины: H_0 , H_k — начальная и конечная высота орбиты; i_0 , i_k — начальный и конечный угол наклона орбиты; t_p — время перелета (работы ЭРДУ); $\gamma_{эл}$ — удельные массы агрегатов КА (γ_k — конструкции, $\gamma_{конт}$ — контейнера с РАО; $\gamma_{р.з}$ — радиационной защиты, $\gamma_{х.и}$ — холодильника излучателя; $\gamma_{ТЭГ}$ — термоэлектрического генератора; $\gamma_{ЭРД}$ — электроракетных двигателей; $\gamma_{т.а}$ — теплового аккумулятора). Массоэнергетическая модель энергобаллистического проектирования представляет собой систему уравнений, связывающих параметры орбиты, ЭДУ, конструктивных особенностей аппарата, характера и времени перелета. Выходными данными являются варианты энерго-массовых решений: массовой доли РАО как функции удельного импульса $\alpha_{РАО} = f(J_{уд}, \Delta V_x, t_p)$, мощности ЭРДУ — $N_{ЭРДУ}$, силы тяги — P_t , массового расхода топлива — \dot{m} . Входными данными для этапа массоэнергетического проектирования КА являются результаты предыдущего этапа внешнего проектирования: варианты энерго-массовых решений энергобаллисти-

ческой задачи и стартовая масса КА — M_0 ; выходными данными — варианты проектных решений величин масс элементов КА — $M_{эл}$, массы ЭДУ — $M_{ЭДУ}$, а также мощностей $N_{эл}$ и массы топлива — M_t для КА при заданной энергетике перелета и заданной начальной массе КА в первом приближении. Исходя из значения начальной массы КА, выбираются варианты, позволяющие осуществить транспортную операцию. В результате формируются требования к величинам удельной массы агрегатов КА — $\gamma_{эл}$, при которых сумма масс агрегатов не превышает значение заданной начальной массы КА [3, 4].

Формирование проектного облика КА — исследование вариантов массоэнергетического проектирования по различным критериям (конструкторским, технологическим, стоимостным и так далее) и выбор оптимальных значений из вариантов полей полученных решений. В результате формируется проектный облик КА с необходимым составом агрегатов и их масс (в первом приближении) для режима «самодоставка». После выбора требуемых выходных параметров уточняются полученные результаты на этапе энергобаллистического проектирования.

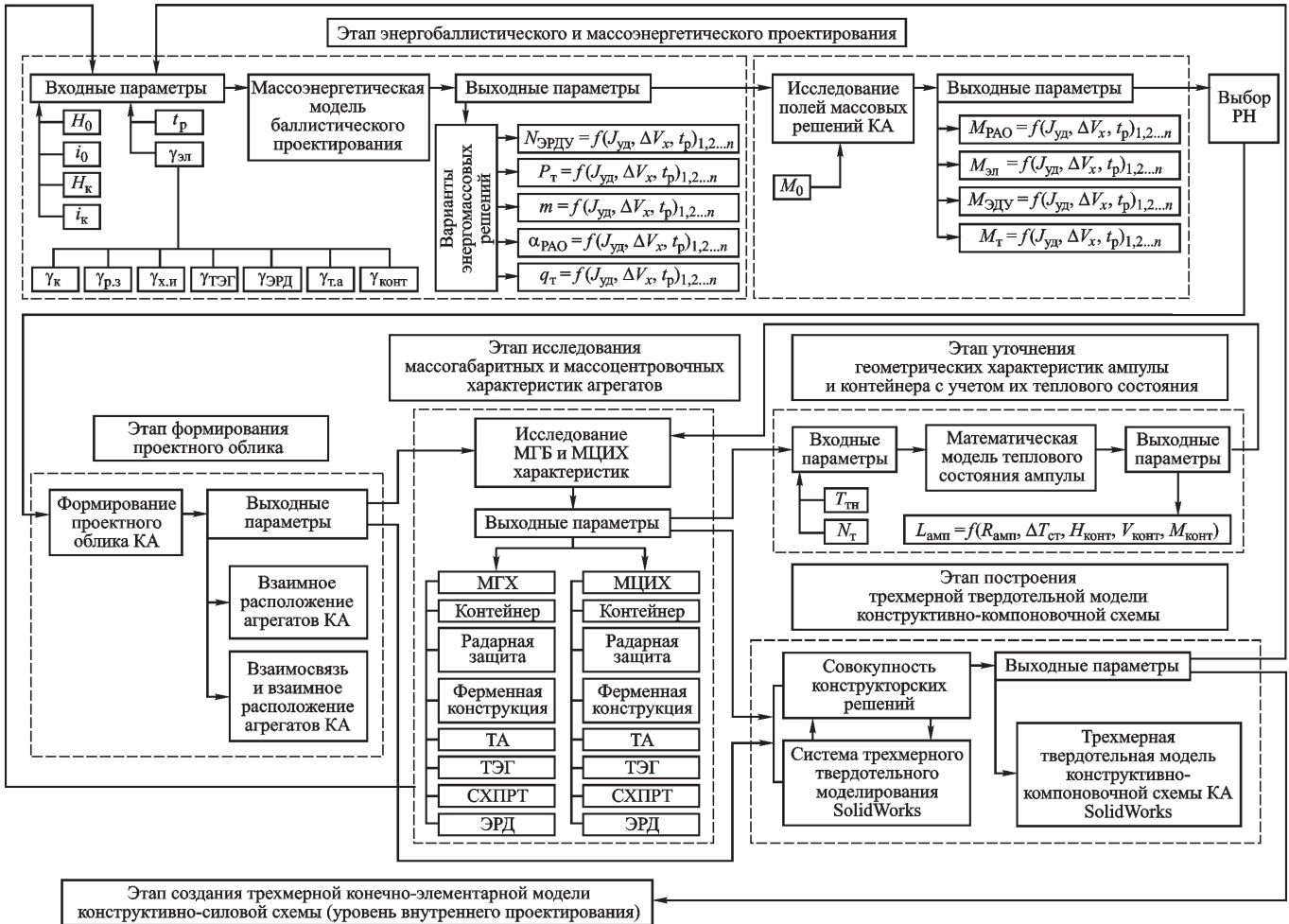
Входными данными этапа проектирования массогабаритных и массоцентровочных характеристик являются массы агрегатов КА, полученные на этапе формирования проектного облика, а выходными данными — МГХ и массоцентровочные характеристики (МЦХ) этих же агрегатов: контейнера, радиационной защиты, термоэлектрического генератора, теплового аккумулятора, холодильника излучателя, системы хранения и подачи рабочего тела (СХиПРТ), ЭРД. В результате проводится исследование МГХ и МЦХ силовой ферменной конструкции КА для различной геометрии агрегатов. По выходным МГХ и МЦХ уточняются удельная масса ферменной конструкции (возможно и других агрегатов) и выполняется следующая итерация этапа энергобаллистического проектирования.

Цель этапа исследования и проектирования геометрических характеристик агрегатов КА с учетом их теплового состояния — изучение полей проектных решений геометрических ха-

рактических ампулы с учетом ее теплового состояния, которое в значительной степени влияет на конструктивно-компоновочную схему КА. В рамках данной работы рассмотрены особенности теплогеометрического проектирования ампулы с РАО как источника первичной энергии. Входными данными для исследования являются следующие величины: тепловая мощность РАО N_T ; температура теплоносителя, омывающего ампулу $T_{тн}$; геометрия ампулы — толщина стенки, наружный радиус; теплофизические характеристики теплоносителя и материала ампулы, а выходными — длина ампулы $L_{амп} = f(R_{амп}, \Delta T_{ст})$, как функция радиуса ампулы $R_{амп}$ и температурного перепада на стенке $\Delta T_{ст}$

высота $H_{конт}$, объем $V_{конт}$ и масса $M_{конт}$ контейнера соответственно. В результате исследования теплового состояния ампулы уточняются ее МГЦ и МЦХ по этапу проектирования МГХ и МЦХ.

В качестве входных данных для построения трехмерной твердотельной модели конструктивно-компоновочной схемы КА используются результаты предыдущих этапов внешнего проектирования: величины МГХ, МЦХ агрегатов и проектный облик КА. Конструктивно-компоновочная схема КА представляет собой совокупность конструкторских решений, полученных на предыдущих этапах внешнего проектирования и реализованных в трехмерной твердотельной модели, построенной в пакете трехмерного моделирования SolidWorks [7, 8]



a

Рисунок. Система многоуровневого проектирования в рамках единой электронной модели проектирования КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка» (Начало)

(ProIngener, Unigaficks). Результатом проектирования является трехмерная твердотельная модель конструктивно-компоновочной схемы КА, построенная в пакете SolidWorks. При построении конструктивно-компоновочной схемы уточняются удельные массы агрегатов за счет обратной связи величины $\gamma_{эл}$ вводятся в этап энергобаллистического проектирования и осуществляется очередная итерация уровня внешнего проектирования.

Внутреннее проектирование подразумевает формирование технических решений по созданию трехмерной КЭ модели конструктивно-силовой схемы КА на основе результатов предыдущих уровней внешнего проектирования и исследование прочностных и жесткостных характеристик вариантов проектных решений

трехмерной твердотельной модели конструктивно-компоновочной схемы с учетом теплонапряженного состояния узлов и агрегатов КА.

Для создания КЭ модели КА на этапе внутреннего проектирования используется пакет трехмерного конечно-элементного моделирования MSC.Patran [9–13] (универсальная интегрирующая среда для системного анализа, моделирования и проектирования). Решение тепловых, прочностных и динамических задач проводится в пакете MSC.Nastran — комплексный пакет линейного и нелинейного анализа конструкций для решения тепловых, прочностных и динамических расчетов [14–17].

Внутренний уровень проектирования включает следующие этапы:

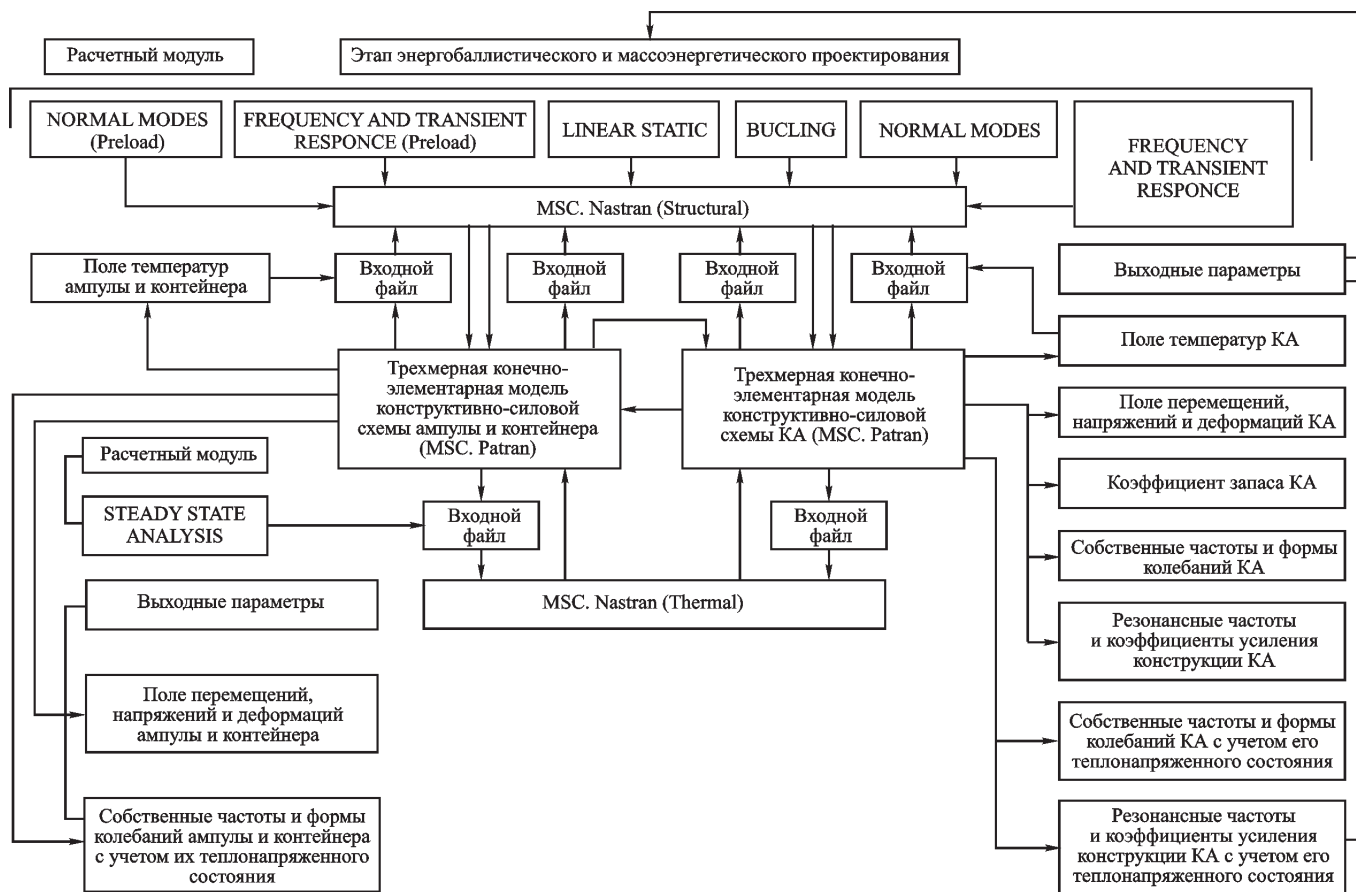


Рисунок. Система многоуровневого проектирования в рамках единой электронной модели проектирования КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка» (Окончание)

- создание трехмерной КЭ конструктивно-силовой схемы КА;
- исследование прочностных и жесткостных характеристик «холодного» состояния КА;
- исследование прочностных и жесткостных характеристик ампулы и контейнера КА при рабочих температурах;
- исследование прочностных и жесткостных характеристик в рамках полноценной электронной КЭ модели КА.

Входными данными для создания трехмерной КЭ модели конструктивно-силовой схемы являются: трехмерная твердотельная модель конструктивно-компоновочной схемы (созданной в системе твердотельного моделирования SolidWorks), значение МГХ и МЦХ характеристик агрегатов КА, сформированные на уровне внешнего проектирования. Конструктивно-силовая схема КА проектируется следующим методом: проводится экспортирование модели конструктивно-компоновочной схемы из системы твердотельного моделирования SolidWorks в систему КЭ моделирования MSC.Patran. В системе КЭ моделирования MSC.Patran, являющейся пре- и постпроцессором, происходит создание КЭ сетки с учетом правильности передачи силовых факторов и моментных составляющих, а также наложение граничных условий. На элементы конструкции, узлы и агрегаты КА накладываются характеристики свойств материалов. Проводится сравнение МГХ и МЦИХ КЭ модели (обратная связь на этап внешнего проектирования). Для выполнения расчетов к КЭ модели прикладывается модель воздействия (модель нагрузок).

В пакете MSC.Patran КЭ модель КА состоит из групп, т. е. элементы конструкции, агрегаты и узлы КА находятся в одной модели, но разделены на группы. Это означает, что расчет может проводиться как всей модели целиком, так и ее узлов и агрегатов в отдельности, что очень удобно для подобного рода задач.

Для расчета прочностных и жесткостных характеристик «холодного» состояния КА используется пакет MSC.Nastran. Входными данными для расчета прочностных и жесткостных характеристик КА с РАО является трехмерная КЭ модель конструктивно-силовой схемы КА,

созданная в пакете MSC.Patran на предыдущем этапе внутреннего проектирования. Данные из пакета MSC.Patran с помощью файла с расширением bdf (формирование файла происходит с учетом расчетного модуля) передаются в пакет MSC.Nastran. Файл включает в себя КЭ модель, модель воздействия, условия закрепления и свойства материалов.

Пакет MSC.Nastran содержит два приложения:

- 1) тепловой анализ — MSC.Nastran (Thermal);
- 2) прочностной и динамический анализ — MSC.Nastran (Structural).

Поскольку КА рассчитывается без учета тепловых нагрузок, то используют приложение MSC.Nastran (Structural).

Так как в КА для транспортировки РАО в режиме «самодоставка» одним из главных элементов является контейнер, то необходимо исследовать его прочностные и жесткостные характеристики (т. е. только группы, в которой находится контейнер), но в рамках полноценной КЭ модели конструктивно-силовой схемы КА. По результатам исследования необходимо провести оптимизацию МГХ контейнера и учесть их влияние на аппарат в целом — в рамках полноценной КЭ модели конструктивно-силовой схемы КА.

Входными данными для исследования прочностных и жесткостных характеристик ампулы и контейнера с учетом их теплонапряженного состояния являются трехмерные КЭ модели ампулы и контейнера [6], которые включены в общую КЭ модель конструктивно-силовой схемы КА. Механизм формирования входного файла, визуализации и анализ результатов идентичен механизму, представленному выше. Исследование прочностных и жесткостных характеристик ампулы и контейнера КА с учетом их теплонапряженного состояния проходит в два этапа:

- 1) решение тепловой задачи с помощью модуля STEADY STATE ANALYSIS в пакете MSC.Nastran (Thermal), выходными данными является поле температур ампулы и контейнера;
- 2) расчет прочностных (модуль LINEAR STATIC) и жесткостных (модуль NORMAL MODES (Preload)) характеристик ампулы и контейнера в пакете MSC.Nastran (Structural)

с учетом поля температур, полученного на первом этапе при решении тепловой задачи. Выходными данными являются: поле перемещений, напряжений и деформаций, а также собственные частоты и формы колебаний ампулы и контейнера с учетом их теплонапряженного состояния. Результаты позволяют уточнить массы и совершить еще одну итерацию внешнего проектирования.

Совокупность этапов исследования прочностных и жесткостных характеристик «холодного» состояния КА, а также ампулы и контейнера с учетом их теплонапряженного состояния (уровня внутреннего проектирования) позволяет сформировать единый алгоритм исследования прочностных и жесткостных характеристик КА в целом в рамках полноценной электронной КЭ модели.

Входными данными для исследования прочностных и жесткостных характеристик КА с учетом его теплонапряженного состояния является трехмерная КЭ модель конструктивно-силовой схемы КА, состоящая из групп, в которые входят агрегаты и узлы КА. Задача является связанной и решается в несколько этапов:

1) исследуются прочностные и жесткостные характеристики «холодного» состояния КА в пакете MSC.Nastran (Structural). При этом для создания входного файла производится подключение всех групп (в которых находятся агрегаты и узлы КА), из которых состоит КЭ модель конструктивно-силовой схемы КА;

2) исследуются прочностные и жесткостные характеристики ампулы и контейнера с учетом их теплонапряженного состояния в пакетах MSC.Nastran (MSC.Nastran (Structural) и MSC.Nastran (Thermal)), определяются их МГХ, т. е. для расчета и создания входного файла в пакете MSC.Patran производится подключение только тех групп, в которых находятся ампула и контейнер в составе полноценной КЭ модели конструктивно-силовой схемы КА;

3) в пакетах MSC.Nastran (MSC.Nastran (Structural) и MSC.Nastran (Thermal)) исследуются прочностные и жесткостные характеристики КА в целом с учетом его теплонапряженного состояния.

При этом выходными данными являются поля перемещений, деформаций, а также соб-

ственные частоты и формы колебаний КА с учетом его теплонапряженного состояния.

По полученным результатам уточняются удельные массы агрегатов и узлов КА, за счет обратной связи величины $\gamma_{эл}$ вводятся в этап энергобаллистического проектирования, осуществляется очередная итерация уровня внешнего проектирования.

Выводы

1. Показана актуальность проблемы разработки КА для удаления РАО.
2. Разработана система многоуровневого проектирования с выходом на массогабаритный анализ в рамках единой электронной модели технического облика КА для транспортировки РАО в режиме «самодоставка».
3. Разработаны уровни внешнего и внутреннего проектирования КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка».

Литература

- [1] Семенов Ю.П., Филлин В.М., Соколов Б.А., Клиппа В.П., Лакеев В.Н., Рогов А.В., Синявский В.В., Юдицкий В.Д. О космическом захоронении особо опасных радиоактивных отходов атомной энергетики. *Известия академии наук. Энергетика*, 2003, № 3, с. 6–14.
- [2] Миненко В.Е. Исследование принципов и экологических аспектов создания системы удаления радиоактивных отходов в космос. *Космос, время, энергия. Сб. ст., посвященных 100-летию Д.Д. Иваненко*. Москва, «Белка», 2004. 415 с.
- [3] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Онуфриев В.В. Об особенностях транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок. *Известия РАН. Энергетика*, 2011, № 3, с. 129–138.
- [4] Онуфриев А.В., Онуфриев В.В., Ивашкин А.Б. Проектный облик космического аппарата с энергодвигательной установкой для транспортировки радиоактивных отходов в дальний космос. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*. Спец. вып. Ионно-плазменные технологии, 2011, с. 64–69.
- [5] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Алиев И.Н., Онуфриев В.В. О преимуществах транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок. *21-я Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий. Казань, 12–14 мая 2009*. «Отечество», ч. 2, 2009, с. 177–178.
- [6] Онуфриев А.В., Онуфриев В.В., Дмитриев С.Н. Анализ поля температур ампулы контейнера с радиоактивными отходами. *XXXIV акад. чт. по космонавтике «Актуальные проблемы Российской космонавтики»*. Москва, 2012, с. 66–67.
- [7] *Основные элементы Solidworks*. Solidworks Russia, 2012. 550 с.

[8] Большаков В., Бочков А., Сергеев А. *3D-моделирование в AutoCAD*. КОМПАС-3D, SolidWorks, Inventor, T-Flex, 2011. 328 с.

[9] Рыбников Е.К., Володин С.В., Соболев Р.Ю. *Инженерные расчеты механических конструкций в системе MSC.Patran/Nastran*. Москва, В 2 ч. Ч. 1. 2003. 129 с.

[10] Рыбников Е.К., Володин С.В., Соболев Р.Ю. *Инженерные расчеты механических конструкций в системе MSC.Patran/Nastran*. Москва, В 2 ч. Ч. 2. 2003. 87 с.

[11] *Руководство пользователя по MSC.Patran*. 2008. 162 с.

[12] *MSC.Patran 2008 r1. Thermal User's Guide*. Available at: http://web.msccsoft.com/support/prod_support/patran/documentation/patran_2008r1_doc_install.pdf (accessed 1 March 2014). 2008. 802 p.

[13] *MSC.PATRAN for Advanced User's*. 2009. 112 с.

[14] *MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis*. 2008. 321 с.

[15] *MSC/NASTRAN Dynamic Analysis. Seminar notes*. 2010. 148 с.

[16] *MSC/NASTRAN Quick Reference Guide*. 2008. 2666 с.

[17] *MSC/NASTRAN Linear Static Analysis. User's guide*. 2003. 792 с.

References

[1] Semenov Iu.P., Filin V.M., Sokolov B.A. Klippa V.P., Lakeev V.N., Rogov A.V., Siniavskii V.V., Iuditskii V.D. O kosmicheskom zakhoronenii osobo opasnykh radioaktivnykh otkhodov atomnoi energetiki [Space-based burial of especially hazardous radioactive waste of nuclear power engineering]. *Izvestiia akademii nauk. Energetika* [Journal of the Russian academy of sciences. Energy]. 2003, no. 3, pp. 6–14.

[2] Minenko V.E. *Issledovanie printsipov i ekologicheskikh aspektov sozdaniia sistemy udaleniia radioaktivnykh otkhodov v kosmos* [Investigation principles and environmental aspects of the creation of radioactive waste into space]. *Sbornik Kosmos, vremia, energiya. Sbornik statei, posviashchennykh 100-letiiu D.D.Ivanenko* [Collection Space, time, energy. Collection of articles dedicated to the 100th anniversary D.D.Ivanenko]. Moscow, Belka publ., 2004. 415 p.

[3] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Onufriev V.V. Ob osobennostiakh transportirovki radioaktivnykh otkhodov na orbity zakhoroneniiia s pomoshch'iu elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok [About the features of the transport of radioactive waste disposal orbit using electric propulsion systems]. *Izvestiia Rossiiskoi Akademii Nauk. Energetika* [Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Energy]. 2011, no. 3, pp. 129–138.

[4] Onufriev A.V., Onufriev V.V., Ivashkin A.B. *Proektnyi oblik kosmicheskogo apparata s energodvigatel'noi ustanovkoi dlia transportirovki radioaktivnykh otkhodov v dal'nii kosmos* [Project appearance spacecraft power propulsion systems for the transport of radioactive waste in deep space]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow

State Technical University. Mechanical Engineering], *spetsial'nyi vypusk Ionno-plazmennye tekhnologii* [special issue of Ion-plasma technology], 2011, pp. 64–69.

[5] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Aliev I.N., Onufriev V.V. *O preimushchestvakh transportirovki radioaktivnykh otkhodov na orbity zakhoroneniiia s pomoshch'iu elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok* [On the advantages of the transport of radioactive waste disposal orbit using electric propulsion systems]. *21-ia Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Elektromekhanicheskie i vnutrikamernye protsessy v energeticheskikh ustanovkakh, struinaia akustika i diagnostika, pribory i metody kontroliia prirodnoi sredy, veshchestv, materialov i izdelii» Kazan', 12-14 maia, 2009* [21st National Interuniversity Scientific Conference «Electromechanical and intrachamber processes in power plants, jet and acoustic diagnostics, devices and methods of control environment, substances, materials and products» Kazan, 12–14 May 2009]. Kazan, Otechestvo publ., pt. 2, 2009, pp. 177–178.

[6] Onufriev A.V., Onufriev V.V., Dmitriev S.N. *Analiz polia temperatur ampuly konteynera s radioaktivnymi otkhodami* [Analysis of temperature field vial container with radioactive waste]. *34 akademicheskie chteniia po kosmonavtike «Aktual'nye problemy Rossiiskoi kosmonavtiki»* [34 academic readings on space «Actual problems of the Russian Space»]. Moscow, 2012, pp. 66–67.

[7] *Osnovnye elementy Solid works* [Basic elements Solid works]. Dassault Systems SolidWorks Corporation publ., 2012. 550 p.

[8] Bol'shakov V., Bochkov A., Sergeev A. *3D-modelirovanie v AutoCAD* [3D-modeling in AutoCAD]. КОМПАС-3D, SolidWorks, Inventor, T-Flex publ., 2011. 328 p.

[9] Rybnikov E.K., Volodin S.V., Sobolev R.Iu. *Inzhenernye raschety mekhanicheskikh konstruktii v sisteme MSC.Patran/Nastran* [Engineering calculations of mechanical structures in the system MSC.Patran/Nastran]. Moscow, V 2 ch. Ch. 1. 2003. 129 p.

[10] Rybnikov E.K., Volodin S.V., Sobolev R.Iu. *Inzhenernye raschety mekhanicheskikh konstruktii v sisteme MSC.Patran/Nastran* [Engineering calculations of mechanical structures in the system MSC.Patran/Nastran]. Moscow, v 2 ch. Ch. 2. 2003. 87 p.

[11] *Rukovodstvo pol'zovatel'ia po MSC.Patran* [User Guide MSC.Patran]. 2008. 162 p.

[12] *MSC.Patran 2008 r1. Thermal User's Guide*. Available at: http://web.msccsoft.com/support/prod_support/patran/documentation/patran_2008r1_doc_install.pdf (accessed 1 March 2014). 2008. 802 p.

[13] *MSC.PATRAN for Advanced Users*. 2009. 112 p.

[14] *MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis*. 2008. 321 p.

[15] *MSC/NASTRAN Dynamic Analysis. Seminar notes*. 2010. 148 p.

[16] *MSC/NASTRAN Quick Reference Guide*. 2008. 2666 p.

[17] *MSC/NASTRAN Linear Static Analysis. User's guide*. 2003. 792 p.

Статья поступила в редакцию 14.03.2014

Информация об авторах

ОНУФРИЕВ Александр Валерьевич (Москва) — аспирант кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: alexandr7@yandex.ru).

ДМИТРИЕВ Сергей Николаевич (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: dmitrievsn@mail.ru).

ОНУФРИЕВ Валерий Валентинович (Москва) — доктор технических наук, профессор кафедры «Плазменные энергетические установки». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: onufriyev@bmstu.ru).

Information about the authors

ONUFRIEV Aleksandr Valer'evich (Moscow) — Post-Graduate of «Aerospace Systems» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: alexandr7@yandex.ru).

DMITRIEV Sergey Nikolaevich (Moscow) — Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of «Aerospace Systems» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: dmitrievsn@mail.ru).

ONUFRIEV Valeriy Valentinovich (Moscow) — Dr. Sc. (Eng.), Professor of «Plasma Power Plants» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: onufriyev@bmstu.ru).