

**С.А. Тимашев,
Ю.П. Похабов**

**ПРОБЛЕМЫ КОМПЛЕКСНОГО АНАЛИЗА
И ОЦЕНКИ ИНДИВИДУАЛЬНОЙ
КОНСТРУКЦИОННОЙ НАДЁЖНОСТИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**
(на примере поворотных конструкций)



Екатеринбург



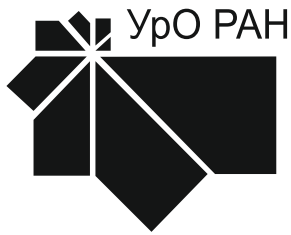
**Российская академия наук
Уральское отделение
Научно-инженерный центр
«Надежность и ресурс больших систем и машин»
Уральский федеральный университет**

С.А. Тимашев, Ю.П. Похабов

**ПРОБЛЕМЫ КОМПЛЕКСНОГО АНАЛИЗА
И ОЦЕНКИ ИНДИВИДУАЛЬНОЙ
КОНСТРУКЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
(на примере поворотных конструкций)**

Препринт

Екатеринбург, 2018



**Russian Academy of Sciences
Ural Branch
Science and Engineering Center
«Reliability and Safety of Large Systems and Machines»
Ural Federal University**

S.A. Timashev, Yu.P. Pokhabov

**INTEGRATED ANALYSIS AND ASSESSMENT
PROBLEMS OF INDIVIDUAL STRUCTURAL
RELIABILITY OF SPACECRAFT
*(Case of Deployable Structures)***

Preprint

Ekaterinburg, 2018

УДК 519.673+62-192+629.78

ББК 22.193+3-022+39.62

T41

Препринт издается по решению Ученого Совета Научно-инженерного центра «Надежность и ресурс больших систем и машин» УрО РАН от 14 июня 2018 года (Протокол № 6).

T41 Тимашев С.А., Похабов Ю.П.

Проблемы комплексного анализа и оценки индивидуальной конструкционной надёжности космических аппаратов (на примере поворотных конструкций): препринт / С.А. Тимашев, Ю.П. Похабов; Екатеринбург, 2018. – 38 с.

Integrated Analysis and Assessment Problems of Individual Structural Reliability of Spacecraft (Case of Deployable Structures) / S.A. Timashev, Yu.P. Pokhabov. Yekaterinburg, 2018. – 38 p.

ISBN 978-5-8057-0999-0

Рассматривается оригинальная методология количественной оценки надёжности чрезвычайно дорогих наукоёмких объектов, уникальных изделий/устройств/систем – компонент критических/стратегических инфраструктур, изготавливаемых малыми сериями или даже в единичном экземпляре, которая получила название *теория индивидуальной конструкционной надёжности*. Эта теория сопоставляется с качественной методикой конструкторско-технологического анализа надёжности КТАН в контексте создания высоконадёжных космических аппаратов.

Доля уникальных изделий во всех отраслях современного машиностроения и смежных секторах промышленности (судо-, авиастроении) с развитием современных цифровых 3D технологий непрерывно растёт. Этот класс технических объектов, как правило, невозстанавливаемых устройств/систем, в данной статье представлен, главным образом, автоматическими космическими аппаратами различного назначения в виде складных робототехнических комплексов одноразового раскрытия на орбите, предназначенных для бесперебойной работы в течение не менее 12–15 лет в условиях ближнего космоса.

The preprint describes an original methodology of quantitative reliability assessment of extremely expensive science-based objects/unique structures that are components of critical/strategic infrastructures, which are manufactured in smallest batches or even as single structures. This theory got the name of *individual structural reliability* (TISR) and is compared with the qualitative methodology of design & technology reliability analysis (DTRA) as related to the design of high reliability spacecraft.

With the development of the 3D digital technology, the share of unique products in all sectors of contemporary machine-building and adjacent sectors of industry (ship-building, aircraft building) is growing non-stop. In this preprint this class of technical objects, usually, non-renewable systems, is represented as folding one-time-deployment-when-on-orbit robotic technological complexes, designed to serve without interruption for 12–15 years in the near-space environment.

УДК 519.673+62-192+629.78

ББК 22.193+3-022+39.62

T41

© С.А. Тимашев, 2018

© Ю.П. Похабов, 2018

© Российская академия наук, Уральское отделение, Научно-инженерный центр «Надежность и ресурс больших систем и машин», Уральский федеральный университет, 2018

ISBN 978-5-8057-0999-0

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список принятых сокращений	5
Введение. Современное состояние вопроса	6
Основные положения теории индивидуальной конструкционной надёжности	12
Основные схемы расчёта индивидуальной конструкционной надёжности деформируемых систем	14
Применение теории индивидуальной конструкционной надёжности к анализу надёжности поворотной штанги КА	20
Особенности построения ФПС и ДО в рамках теории индивидуальной конструкционной надёжности	24
Технология применения методологии индивидуальной конструкционной надёжности	24
Общий алгоритм применения процедуры оценки индивидуальной конструкционной надёжности КА на этапе его эксплуатации	33
Заключение	35
Список литературы	36

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

ГС	– генеральная совокупность;
ДО	– допустимая область;
КА	– космический аппарат;
КТАН	– конструкторско-технологический анализ надёжности;
НИЦ	– научно-инженерный центр;
РН	– ракета-носитель;
СВ	– случайные величины;
СФ	– случайные функции;
ТЗ	– техническое задание;
ТИКН	– теория индивидуальной конструкционной надёжности;
УрО РАН	– Уральское отделение Российской академии наук;
ФПВ	– функция плотности вероятностей;
ФПС	– функция предельных состояний;
ЭРИ	– электрорадиоизделия.

Введение. Современное состояние вопроса

Современная концепция проектирования космических аппаратов (КА) основана на создании технических объектов с управляемым в полёте корпусом (герметичным или негерметичным), который оснащён бортовым оборудованием и приборами, и присоединёнными к нему гибкими консольными конструкциями (панелями солнечных батарей, радиотехническими антеннами, штангами приборов) [1]. Консольные конструкции обеспечивают выполнение требуемых функциональных задач в течение заданного срока службы: создают условия для энергообеспечения работы бортового оборудования и приборов, производят приём–передачу радиосигналов для связи с Землёй, делают возможным осуществление ориентации и стабилизации аппарата на орбите и т. п. Пространственная конфигурация и линейные размеры консольных конструкций позволяют визуализировать модельную линейку уникальных КА, изготавливаемых в единичных экземплярах или малыми сериями (рис. 1).

Для выполнения заданного служебного назначения, консольные конструкции должны, как правило, *обеспечивать требуемую точность позиционирования* рабочих поверхностей (например, с фотопреобразующим или радиоотражающим оборудованием), и *необходимую жёсткость*, исключая нежелательные деформации на орбите, что позволяет бортовым системам спутника выполнять предписанные им функции. Соответственно, задачей проектирования консольных конструкций является достижение заданных значений параметров точности и жёсткости в рабочем положении и сохранение допустимых значений этих параметров (обеспечение надёжности) до конца срока службы КА на орбите (12–15 лет) в условиях космического пространства. Следует отметить, что условия среды, в которых функционирует космический аппарат, резко отличаются от условий работы любых технических объектов на Земле и не могут быть воспроизведены при наземных испытаниях в своей природной совокупности и идентичности (невесомость, вакуум, нестационарные тепловые потоки, отсутствие конвекционного теплообмена, радиационное воздействие, солнечный ветер и т. п.). Это создаёт дополнительные трудности при обеспечении надёжности КА в части получения исчерпывающей статистической информации об их работе, что по факту переводит изделия, работающие в таких условиях, в разряд уникальных технических объектов.

Однако, как показывает практика, факторы космического пространства хорошо поддаются изучению и исследованию [2], а методы проведения наземной экспериментальной отработки строят на имитации условий внешних воздействий «в запас». Тем не менее необычность условий эксплуатации в значительной степени усложняет методики экспериментального подтверждения и контроля надёжности консольных конструкций и КА в целом. И хотя в технических заданиях (ТЗ) на разработку современных космических аппаратов требования к надёжности крупногабаритных консольных конструкций на конец срока службы устанавливают на уровне 0,995, приходится констатировать, что в настоящий момент в России *не существует* нормативных методик анализа и оценки надёжности консольных конструкций, а есть лишь частные подходы к решению данного вопроса [3]. Мало того, в отличие от классических методик расчёта прочностной надёжности, при оценках надёжности консольных конструкций, помимо прочности, необходимо учитывать ряд дополнительных параметров, например, точности и жёсткости.

Сложность в решение задачи надёжности консольных конструкций добавляет тот факт, что для их доставки на орбиту в подавляющем большинстве случаев используют ракеты-носители (РН), конструктивные возможности которых строго лимитируют массу и объём выводимого полезного груза [4].

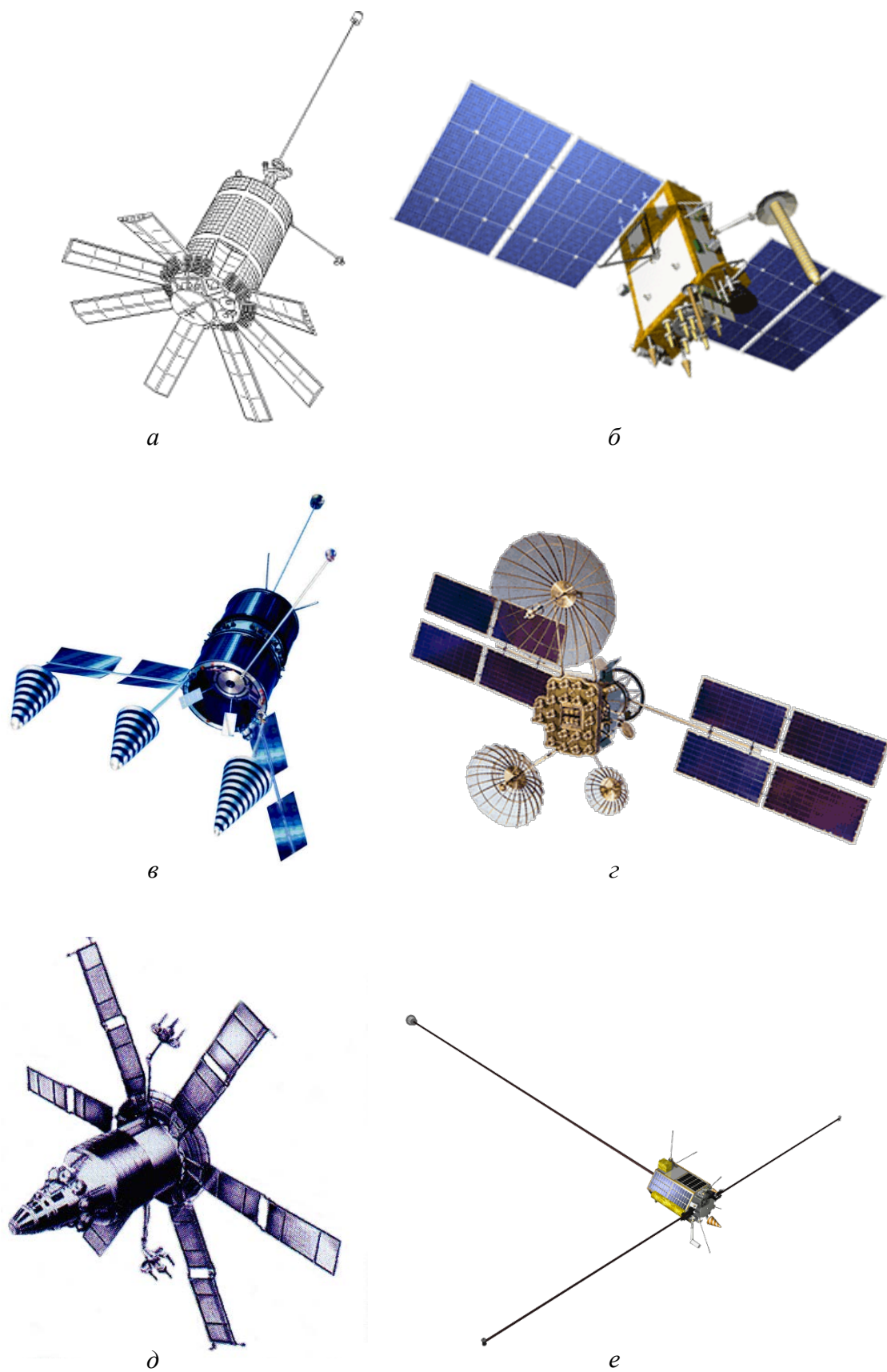


Рис. 1. Космические аппараты: *a* – Гео-ИК; *б* – Глонасс-К; *в* – Гонец; *z* – Луч; *д* – Молния-1; *e* – МиР

В результате ограничений по объёму полезного груза, консольные конструкции, которые для минимизации взаимных помех в рабочем положении имеют развёрнутое пространственное взаиморасположение, на период доставки на орбиту должны быть упакованы в форме цилиндра с минимальными размерами и максимальной плотностью. Ограничения по массе требуют, чтобы лёгкие и ажурные консольные конструкции, запроектированные для работы в невесомости, при полёте в составе РН имели дополнительные точки крепления, позволяющие им выдерживать стартовые перегрузки. Причём дополнительные крепёжные устройства должны быть конструктивно выполнены так, чтобы была возможность освобождать закрепляемые конструкции от механических связей перед развёртыванием, например, с помощью замков зачековки.

На рис. 2 показан один из современных КА в сложенном (*а*) и в рабочем (*б*) положениях. В сложенном положении аппарат занимает объём описанного цилиндра с диаметром 3800 мм и высотой 2168 мм, а в рабочем положении его размеры по трём ортогональным координатным осям достигают величин $2825 \times 8840 \times 26800$ мм [3].

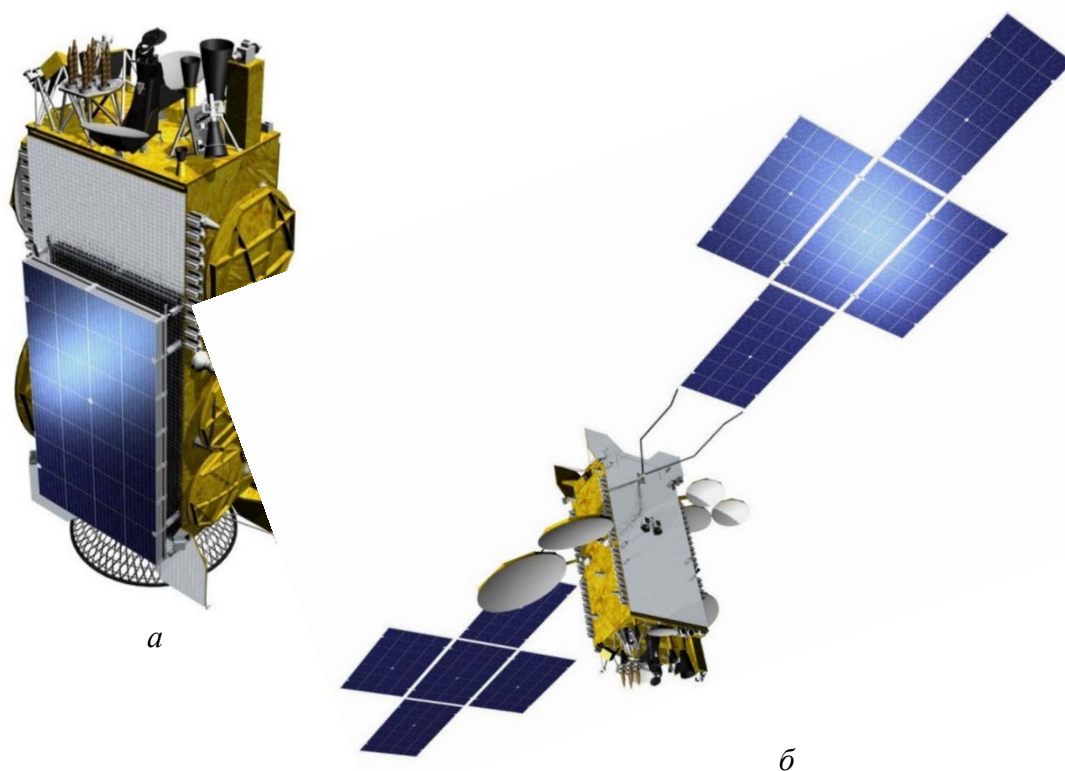


Рис. 2. КА «Экспресс-АМ6»: *а* – сложенное положение; *б* – рабочее положение

Укладку КА в зоне полезного груза РН производят, применяя большое количество различного рода устройств и механизмов (избыточных, с точки зрения работы на орбите), которые в общем случае позволяют:

- складывать консольные конструкции в заданный объём;
- удерживать сложенные конструкции при эксплуатации КА как в автономном режиме (при хранении, наземном транспортировании, испытаниях, инженерно-техническом обслуживании), так и при полёте в составе РН;
- освобождать сложенные конструкции для развёртывания по достижению заданной орбиты;

- раскрывать конструкции на заданный угол в рабочее положение;
- фиксировать конструкции в рабочем положении;
- выбирать люфты в шарнирах консольных конструкций в рабочем положении;
- осуществлять перепозиционирование (подстройку) угловых положений консольных конструкций или их элементов в рабочем положении.

Таким образом, с учётом эксплуатации КА в сложенном положении и процессов раскрытия в рабочее положение, задача обеспечения надёжности консольных конструкций резко усложняется из-за наличия дополнительных механических устройств и возможных повреждений в кинематических соединениях и конструкциях в процессе успешного раскрытия на орбите.

С учётом сказанного, число случайных факторов, влияющих на точность и жёсткость консольных конструкций в рабочем положении, резко возрастает. Однако они хорошо поддаются систематизации, и их можно разделить на следующие группы:

1) **факторы изготовления** – разбросы физических характеристик материалов, погрешности изготовления и контроля, погрешности измерительных средств и методов измерения, деформации от действия силы тяжести и атмосферной влаги, ошибки компенсации весовой деформации;

2) **факторы запуска** – вибрации при транспортировании и выведении КА на орбиту, пластические деформации элементов конструкции в результате раскрытия и пр.;

3) **эксплуатационные факторы**, проявляющиеся в процессе и после раскрытия КА в рабочее положение и изменяющиеся в течение всего срока его активного существования на орбите – тепловые воздействия, включающие термоциклирование (множественные циклы изменения температуры между заданными экстремальными значениями), тепловые удары (резкие изменения температур при переходе из зоны солнечного облучения в тень Земли), вибрационные воздействия от двигателей системы ориентации и стабилизации, деградация свойств материалов из-за космического излучения, циклических тепловых деформаций, включая старение и десорбцию влаги, и пр.

Особенности доставки КА в составе РН и его развёртывания на орбите в рабочую конфигурацию приводят, помимо решения задачи надёжности в рабочем положении, к необходимости решать задачу надёжности при раскрытии консольных конструкций. В отличие от задачи надёжности длительно эксплуатируемых консольных конструкций, задача надёжности при раскрытии может быть решена приёмами классической механики с учётом методов общей теории надёжности механических систем [5] и надёжности механических частей поворотной конструкции летательных аппаратов в частности [6]. Важно отметить, что процессы раскрытия в условиях факторов космического пространства осуществляются лишь один раз и, как правило, скоротечны (от секунд до минут в течение нескольких часов после выведения КА на заданную орбиту), что не способно привести к существенному накоплению повреждений в критичных элементах. Поэтому процесс раскрытия можно рассматривать как выполнение разовой операции, успешность которой делает возможной работу космического аппарата в течение всего расчётного срока службы. В противном случае ставится под сомнение сама целесообразность запуска спутников, поскольку ущерб от неразвёртывания панелей солнечных батарей или антенн, например тяжёлого спутника (вместе со стоимостью самого запуска) в среднем превышает \$300 млн ($> \square 18$ млрд), не считая потери драгоценных темпов достижения необходимого уровня стратегической готовности страны, престижа и конкурентоспособности на международном рынке запусков. Поэтому вероятность безотказного осуществления сверхкритичной операции раскрытия должна на практике приближаться к единице ($\approx 0,999$). Так, для

раскрывающихся конструкций короткоживущих спутников требования к надёжности установлены нормативно и составляют не менее 0,999 при доверительной вероятности 0,9 [7]. Для космических аппаратов длительного функционирования требования к надёжности раскрытия конструкций современных аппаратов начинаются уже от 0,9995 и выше [8]. На деле же, исходя из средней частоты отказов раскрывающихся конструкций на орбите, фактическая безотказность находится на уровне всего 0,99 [3].

В итоге полная надёжность R консольных конструкций может быть вычислена по формуле

$$R = R_1 \cdot R_2,$$

где R_1 – надёжность раскрытия консольных конструкций; R_2 – надёжность консольных конструкций в рабочем положении на конец срока службы КА.

На практике, как правило, нет необходимости вычислять полную надёжность R , поскольку удобнее назначать, обеспечивать и контролировать требования к надёжности консольных конструкций при их раскрытии и в рабочем положении по отдельности.

Существует давно назревшая потребность в разработке методик, позволяющих с единых исходных позиций оценивать надёжность консольных конструкций на всех стадиях их жизненного цикла, включая конструкторско-технологические факторы производства. Представляется, что в перспективе такие методики оценки надёжности должны стать универсальными и применяться ко всем компонентам (консольным конструкциям и механизмам их раскрытия, электромеханическим устройствам и электронным сборкам, включая электрорадиоизделия (ЭРИ)), а также к КА в целом. Причём очевидно, что задача надёжности консольных конструкций при раскрытии является наиболее сложной (безотказность, близкая к единице; множество факторов, одновременно влияющих на надёжность; ограниченные возможности по резервированию критичных элементов; изменяемая конфигурация в процессе эксплуатации).

В настоящее время требуемые значения параметров работоспособности консольных конструкций, включая механизмы их раскрытия и фиксации, достигаются методами конструирования, главным образом за счёт правильного/научно-обоснованного выбора конструкционных материалов и соединений, конструктивно-компоновочных, конструктивно-силовых схем и применения принципов рационального проектирования [3; 9–10]. Для обеспечения надёжности КА на всех этапах их жизненного цикла необходимо спрогнозировать поведение конструкции с учётом: условий хранения и транспортирования на предпусковом этапе; деградации её исходных параметров в заданных режимах и при выведении на орбиту в составе РН; после развёртывания на орбите; при перемещении спутника с опорной орбиты на рабочую; и применения по назначению в течение срока активного существования [1].

В этом контексте одним из наиболее перспективных подходов к решению задачи надёжности консольных конструкций КА в рабочем положении, а также их раскрытия, может служить методика конструкторско-технологического анализа надёжности (КТАН), которая даёт возможность производить полную параметризацию свойств конструкций в зависимости от заданной функциональности и наихудших (с точки зрения конструктора) сочетаний внешних условий и режимов эксплуатации. Оценка надёжности при этом оказывается качественной и производится с учётом расчётно-экспериментального выбора параметров функционирования на основе детерминированных подходов и выполнения определённых конструкторско-технологических процедур [3; 11–16].

При расчётах надёжности изделий, которые могут отказывать по разным критериям качества (например, по критериям прочности, функционирования при

раскрытии, точности и жёсткости в рабочем положении и т.п.), представляется перспективным использовать *метод фиктивных элементов* [17], позволяющий учитывать виды отказов, зависимость по надёжности между элементами и способы соединения элементов, которые находятся в разных предельных состояниях. Фиктивным называется реальный элемент, который рассматривается только в одном из возможных для него предельных состояний. Число фиктивных элементов соответствует числу предельных состояний, по которым может отказать реальный элемент. Все фиктивные элементы, на которые разлагается реальный элемент, соединены последовательно, поскольку отказ любого фиктивного элемента приводит к отказу реального элемента.

Несмотря на императивную важность проблемы, оценка надёжности единичных изделий остаётся одной из нерешённых задач современной теории конструкционной надёжности.

Во многом это объясняется тем, что среди проектировщиков таких систем и специалистов в области их надёжности сформировалось устойчивое (но глубоко ошибочное) мнение о том, что современная теория конструкционной надёжности принципиально не способна решить эту проблему [18].

Логика таких конструкторов уникальных КА считающих, что современная теория надёжности неприемлема для оценки прогнозных значений параметров конструкций единичного изготовления, зиждется на том, что не понятно, как построить соответствующую генеральную совокупность (ГС) таких параметров [19]. Если ГС для нагрузок, воздействий и материалов сами по себе вполне доступны для построения и изучения, то для параметров уникальных конструкций такие совокупности принципиально не существуют, и нет адекватных способов их построения. Предложения [3] построить виртуальные множества таких систем, основанные на институциональном знании, экспертных оценках и здравом смысле, или результатах компьютерного моделирования натываются на необходимость учёта эпистемной и алеаторной составляющих (которые в данном случае сами по себе являются *terra incognita*) таких сугубо эмпирических моделей. Поэтому построение виртуального множества таких конструкций неизбежно приводит к неприемлемо расплывчатым, нечётким и во многом умозрительным значениям их возможных стохастических свойств, по которым невозможно получить требуемые робастные (т.е., нечувствительные к малым возмущениям) оценки качества *высоконадёжных систем*.

Специфика КА, которая должна быть учтена при проектировании, помимо их уникальности и невозстановиваемости, заключается в первую очередь в том, что они:

1) изначально должны удовлетворять некоторым безусловным массогабаритным и иным требованиям заказчика;

2) должны рассматриваться как многокомпонентные структурные системы/инфраструктуры;

3) могут, в общем случае, отказать по множеству разнородных критериев отказа;

4) испытывают воздействие сочетания и комбинации различных, возможно взаимозависимых, специфических нагрузок и воздействий в виде стохастических функций времени, характерных для ближнего космоса (при этом часть воздействий на систему генерируется внутри самой системы);

5) изготовлены из большого числа разнородных по своим свойствам конструкционных материалов и конструктивных элементов;

6) komponуются из агрегатов, комплектующих, узлов и деталей от производителей с разными уровнями культуры производства, которые поступают к месту сборки уникального изделия разными средствами транспорта;

7) на всех этапах проектирования, изготовления, сборки, тестирования и отладки испытывают воздействие разнородного по своим компетенциям и умениям человеческого фактора.

Используемый в практике проектирования и конструирования уникальных систем консерватизм конструкторско-технологических решений позволяет давать лишь качественные оценки их (якобы высокой) надёжности и не даёт необходимой гарантии качества. Ниже приводятся основы *теории индивидуальной конструкционной надёжности* (ТИКН), разработанной изначально для проектирования многокомпонентных систем в виде стальных и железобетонных многопролётных и многоэтажных рам и их элементов на сочетания случайных нагрузок марковского типа [20–23]. Впоследствии эта методология была использована для оценки индивидуальной конструкционной надёжности магистральных трубопроводов различного назначения [24–25], а также при конструировании каркасов атомных реакторов. В данном препринте она изложена применительно к КА, и в частности, на примере поворотных конструкций.

Основные положения теории индивидуальной конструкционной надёжности

Для понимания дальнейшего изложения приведём вкратце основные положения теории индивидуальной конструкционной надёжности [20–23]. Отметим сначала, что проблема учёта различных *врождённых неопределённостей*, стоящая перед всеми научно-инженерными дисциплинами, получила своё первоначальное разрешение в строительной механике, где было выработано понятие *предельного состояния* системы. Разработанная при этом концепция получила название *расчёт по схеме «нагрузка–сопротивление/прочность»*.

Со временем оказалось, что эта концепция является *универсальной* и может с успехом применяться не только при оценке *конструкционной надёжности* любых инженерно-технических сооружений и инфраструктур, изделий машино-судо-авиастроения и космической техники, но и при оценке их *функциональной надёжности*, а также для решения ряда важных технико-экономических задач [23]. При этом идиома «нагрузка–сопротивление» заменяется соответственно на «спрос–предложение» (в задачах экономики), «спрос–запас» (в транспортно-логистических задачах производства, складирования и хранения), «потребность (необходимость)–возможность её удовлетворения» (в задачах живучести, безопасности и стратегической готовности инфраструктур, предоставления социальных услуг). Отметим также, что стохастическая идиома «спрос–предложение» в экономике может рассматриваться как вероятностный аналог уравнений равновесия и совместности деформаций в механике деформируемых систем. Таким образом, в общем случае под нагрузкой (спросом, потребностью и т. п.) понимается воздействие на систему любой природы (физической, экономической, логистической, социальной и т. п.), которое может привести к отказу или влиять на её выходной эффект. Соответственно под сопротивлением (прочностью, предложением, запасом, удовлетворением спроса и т. п.) следует понимать свойство (условие) системы противостоять действующей на него нагрузке [23].

Для дальнейшего изложения понадобится также понимание природы генеральной совокупности для индивидуального изделия, которая, как уже упоминалось выше, проектировщиками КА и специалистами в области надёжности до сих пор считается отсутствующей, поскольку, именно в силу своей уникальности, не принадлежит какой-

либо реально существующей генеральной совокупности однородных изделий, и для него невозможно *достоверно* построить какую-либо адекватную виртуальную ГС – математическую модель.

Тем не менее, и для единичной конструкции возможно построить её ГС, которая, однако, будет иметь совсем другую природу и смысл. Для построения такой генеральной совокупности необходимо эту единичную конструкцию всесторонне и многократно измерить и продиагностировать на каждом этапе её изготовления, комплектации, сборки и отладки. Поскольку из теории измерений известно, что истинные размеры и любые другие показатели объекта принципиально неизмеримы (в том смысле, что все измерения неизбежно содержат ошибки измерения), то имея такие наборы измерений (свойств материала фактически использованном в уникальном изделии с помощью неразрушающих методов контроля, геометрии и размеров его деталей, размерных цепей, и т. д.) можно построить гистограммы, а по ним и функции плотности вероятностей (ФПВ) ошибок измерений всех критически важных для оценки надёжности параметров системы.

Эти ФПВ могут иметь различный вид (см. рис. 3–7), в зависимости от точности и прецизионности измерений. Чем точнее измерения, тем уже кривая функции плотности вероятностей (см. рис. 4–6). При этом следует иметь в виду, что изменчивость свойств материалов и критичных параметров таких конструкций должна быть минимальна (рис. 5–7) и определяется не разбросом свойств реального или виртуального множества однотипных изделий, а исключительно точностью и прецизионностью измерения этих свойств и параметров на всех этапах создания данного *уникального* образца изделия. При таком подходе все необходимые для решения задачи надёжности статистические данные оказываются *в принципе доступными* и могут быть собраны в ходе проектирования, конструирования, изготовления, сборки, испытаний, отладки устройства и последующей их интерпретации. Однако это знание (и сама возможность применения теории индивидуальной конструкционной надёжности) требует соответствующих организационных усилий и культуры производства (как правило, значительно выше существующих).

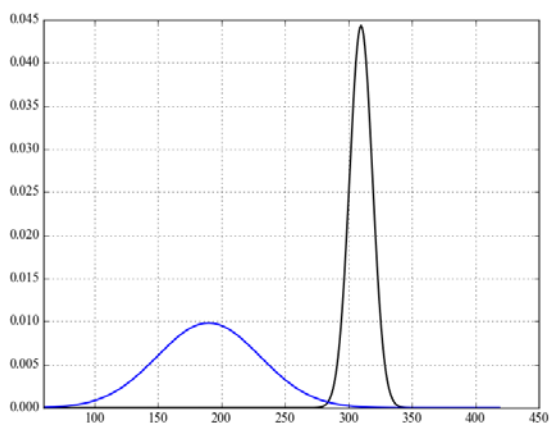


Рис. 3. Визуализация классической задачи конструкционной надёжности по схеме «нагрузка-сопротивление»

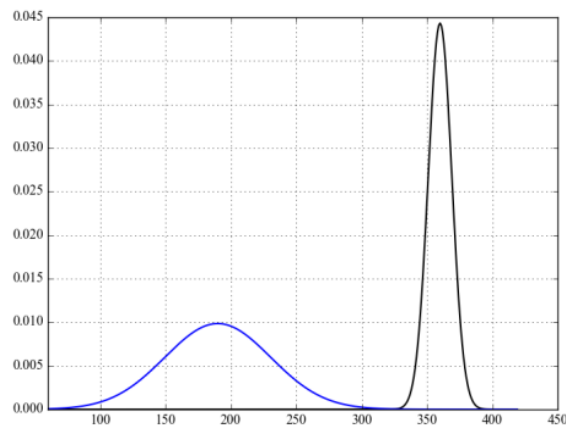


Рис. 4. Разнесение ФПВ нагрузки и сопротивления для увеличения надёжности изделия

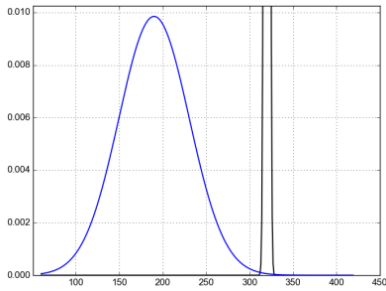


Рис. 5. Классическая задача индивидуальной надёжности (ФПВ сопротивления получено за счёт измерений и диагностики)

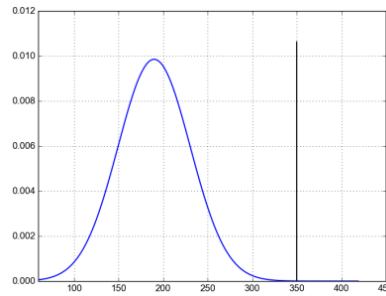


Рис. 6. Решение задачи индивидуальной надёжности с использованием одной реализации (одного квантиля сопротивления)

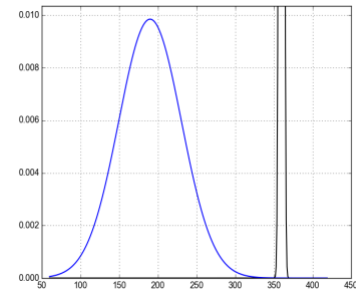


Рис. 7. Разнесение ФПВ нагрузки и сопротивления в задаче индивидуальной надёжности (в том числе за счёт конструкторских и технологических решений)

Основные схемы расчёта индивидуальной конструкционной надёжности деформируемых систем

Перейдём к описанию *основных схем расчёта индивидуальной конструкционной надёжности деформируемых систем.*

Первая, базовая схема расчёта кардинально решает проблему проклятия размерности задачи надёжности многокомпонентной системы, подверженной действию сочетания нагрузок и воздействий различной природы с учётом физических, технических, технологических и эксплуатационных аспектов. При классическом подходе размерность задачи конструкционной надёжности равна произведению числа структурных элементов системы на число нагрузок и воздействий на неё. В описываемой ниже схеме расчёта эта размерность равна или меньше числу нагрузок на систему, что может быть в $10-10^4$ (10^5) раз меньше, чем в классическом случае [20–23]. Эта схема идеально подходит для основных случаев расчёта КА, когда на конструкцию действует сочетание случайных нагрузок и воздействий, либо когда внутренние или внешние воздействия более адекватно описываются ступенчатыми (недифференцируемыми) процессами времени, или когда задача требует вычисления вероятностей невыхода случайного процесса за невысокие уровни [20–23]. Она складывается из четырёх этапов.

На первом этапе производится схематизация системы, т. е. выбор пространства Q входных параметров q и пространства U выходных параметров u . Тем самым вводится оператор системы L :

$$Lu = q; u \in U; q \in Q. \quad (1)$$

Выбор математического оператора L производится на основании технико-экономических соображений с учётом технологических, эксплуатационных требований, а также возможностей доступных вычислительных средств.

На втором этапе в операторе L выделяются элементы k, k_0, k_c , где k, k_0 – соответственно элементы из пространства K детерминированных свойств системы, которые не подлежат (k) и подлежат оптимизации (k_0); k_c – элементы пространства K_c тех свойств системы, которые считаются случайными.

На третьем этапе из решения *обратной задачи механики* в пространстве U определяется подпространство качества $V \subseteq U$, а по нему – допустимая область (ДО) $\Omega_0(k_c)$ в пространстве Q . В настоящее время выбор пространства V не

алгоритмизирован и в значительной степени зависит от интуиции и опыта конструктора (и/или расчётчика).

На четвертом этапе отыскивается условная надёжность системы:

$$R_y(t) = P[q(\tau) \in \Omega_0(\kappa_c), 0 \leq \tau \leq t], \quad (2)$$

а по ней – полная надёжность:

$$R(t) = \int \dots \int_{\kappa_c} R_y(t) f(\kappa_c) d\kappa_c. \quad (3)$$

Таким образом, по данной схеме задача индивидуальной конструкционной надёжности решается всегда в пространстве нагрузок или, как будет показано ниже, в пространстве *критичных конструктивных параметров системы*. Использование этой схемы максимально упрощает стохастическую задачу и снижает размерность задачи на один-два и более порядков.

В описанной выше схеме допустимая область строится согласно уравнению

$$v_* = H(q, \kappa_c),$$

где v_* – предельно допустимое значение вектора качества системы; H – оператор, обратный оператору L .

Операторы L , H отражают уровень сложности постановки детерминированной задачи (поскольку значение вектора κ_c при этом фиксируется. Это означает, что каждый раз рассматривается надёжность конкретной (индивидуальной) конструкции), которая решается с учётом современных достижений механики деформируемых сред и возможностей доступных вычислительных ресурсов. Такой подход позволяет строить в пространстве Q частные допустимые области по каждому i -му критерию качества (рис. 8, а.) Их пересечение даёт допустимую область по всем критериям качества одновременно

$$\Omega_0 = \bigcap_{i=1}^N \Omega_0^{(i)} \quad (N - \text{число критериев качества}). \quad (4)$$

Этим способом нетрудно найти области, где происходят какие-либо один, два, три и т. д. типа отказа одновременно. Например, согласно рис. 8, а:

$$\bar{\Omega}_i = \Omega_0^{(i+1)} - \Omega_0^{(i)} \bigcap \Omega_0^{(i+1)}; \bar{\Omega}_{(i+1, i+2)} = \Omega_0^{(i)} - \Omega_0^{(i)} \bigcap \Omega_0^{(i+2)} \quad \text{и т. д.} \quad (5)$$

Если для многоэлементной системы (инженерной структуры) можно построить допустимую область для каждого элемента по какому-либо критерию (рис. 8, б), их пересечение даст допустимую область для системы в целом по этому же критерию. Прodelывая эту процедуру для всех критериев качества, можно свести задачу отыскания допустимой области для системы по всем критериям качества к схеме рис. 8, а.

Достоинствами изложенного подхода являются наглядность и простота интерпретации существа задачи. Действительно, ещё до начала вычисления функции надёжности конструктору ясно, какие критерии качества наиболее жёсткие (на рис. 8, а, это критерии i и $i+1$), какие элементы не участвуют в формировании допустимой области (например, на рис. 8, б – элементы 3, 5 и 6). Это позволяет выделить элементы с избыточной надёжностью и наметить конструктивные мероприятия по снижению их надёжности (и, соответственно, массы КА) до уровня, не влияющего на общую надёжность системы.

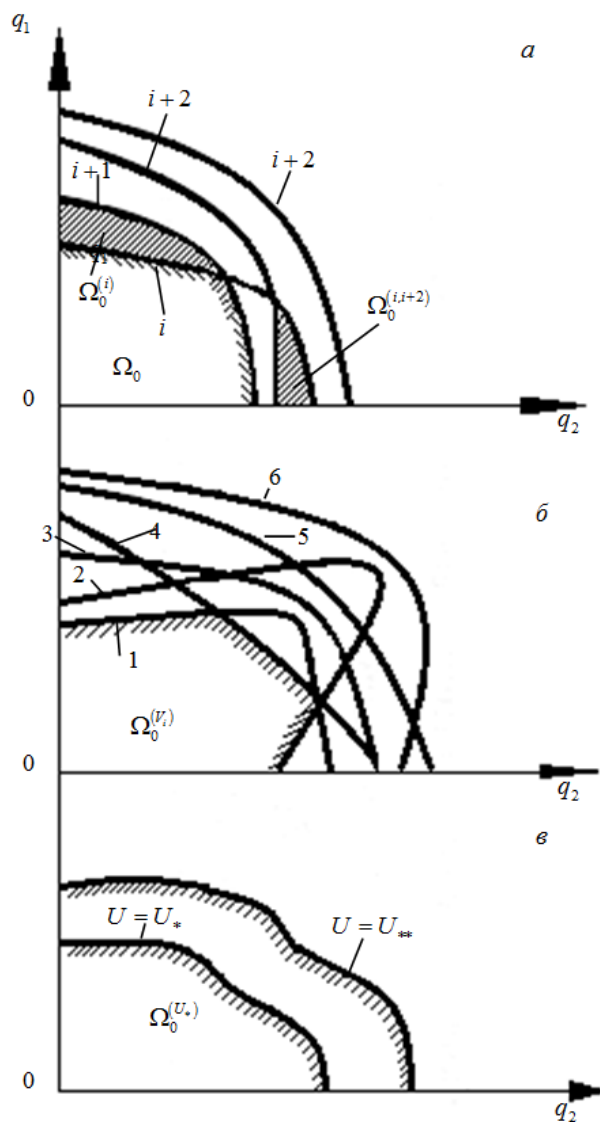


Рис. 8. Допустимые области в пространстве нагрузок

Если рассматривается задача управления надёжностью КА в классе двухуровневой политики управления, то учитывается предупреждающий U_* и физический U_{**} отказы (рис. 8, в).

Под *предупреждающим* отказом понимается некоторое состояние системы, сигнализирующее о возможном нарушении её функционирования в ближайшем будущем, или отказ, вызывающий небольшой ущерб. Допустимые области для каждого отказа представлены на рис. 8, в, из которого видно, что $U_* \in U_{**}$ и $\Omega(U_{**}) > \Omega(U_*)$.

Задача теперь состоит в том, чтобы не допустить выход вектора нагрузок из области $\Omega(U_*)$ или, если он всё же вышел, не допустить возникновение физического отказа – выход $q(\tau)$ из области $\Omega(U_{**})$. Для этого необходимо знать, сколько времени понадобится $q(\tau)$ чтобы преодолеть расстояние от границы $\Gamma(U_*)$ до границы $\Gamma(U_{**})$, и какой метод и средство управления применить, чтобы реализовать эту политику. В данном препринте эти задачи не рассматриваются, но они могут оказаться необходимыми при оценке надёжности КА нового поколения (снабженные подсистемами самодиагностики и мониторинга) на стадии их эксплуатации на орбите.

Поскольку допустимые области строятся для *фиксированного значения* случайного вектора κ_c , получаемая с их помощью функция надёжности является

условной. Интегрирование её с весом (долевым соотношением значимости) $f(\kappa_c)$ даёт безусловную функцию надёжности. Таким образом, вся случайность сосредоточена в допустимой области (её форме и величине). Функция плотности вероятностей $f(\kappa_c)$ строится в процессе изготовления индивидуального изделия.

Под влиянием физических и химических воздействий качество конструкций изменяется во времени. В этом случае используется **вторая схема оценки надёжности** механического устройства. Первые два этапа оценки остаются при этом прежними, а условная функция надёжности запишется как

$$R_y(t) = P[q(\tau) \in \Omega_0(\tau|\kappa_c), 0 \leq \tau \leq t], \quad (6)$$

т. е. она определяется в каждый момент времени с учётом эффекта «съёживания» допустимой области (рис. 9).

Если произвести консервативную ступенчатую аппроксимацию допустимой области во времени (см. рис. 9), то

$$R_y(t) = \prod_{i=1}^n P_{yi} \left[q(\tau) \in \Omega_0^{(i)}(\tau_i|\kappa_c), \right. \\ \left. \tau_{i-1} \leq \tau \leq \tau_i \mid q(\tau) \in \Omega_0^{(k)}(\tau_k|\kappa_c), \tau_{k-1} \leq \tau \leq \tau_k, \right. \\ \left. k = i - 1, \dots, 1, \tau_0 = 0, \right] \quad (7)$$

поскольку надёжность стареющей таким образом системы должна вычисляться по схеме последовательного соединения. Правило вычисления полной надёжности (3) остаётся при этом без изменений.

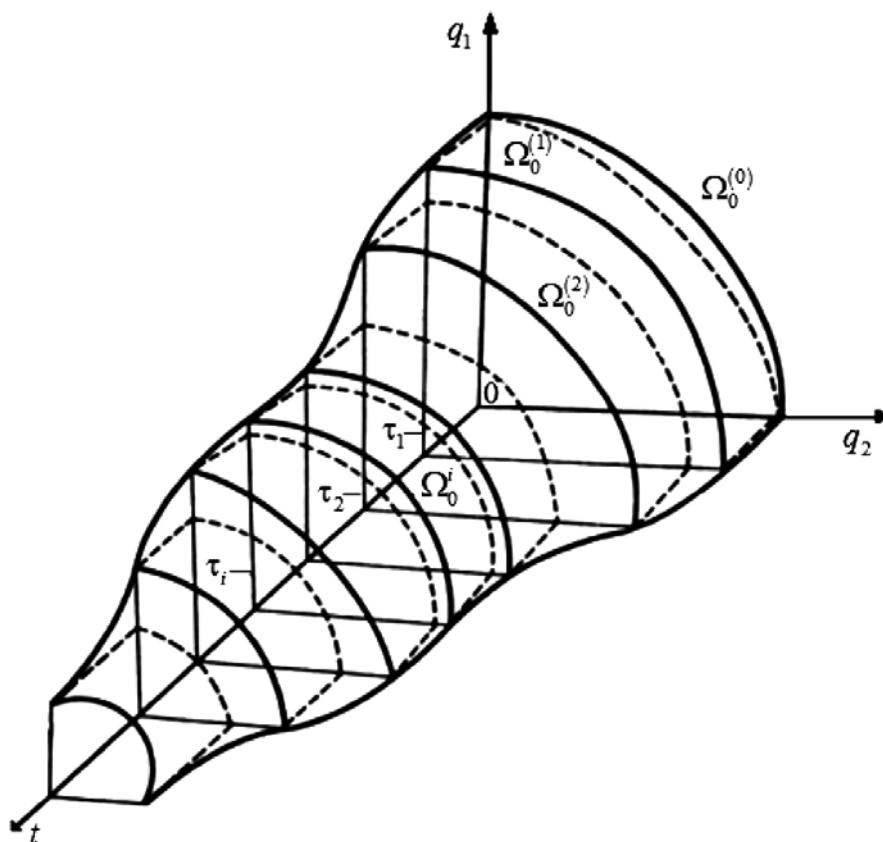


Рис. 9. Допустимая область, изменяющаяся во времени

В некоторых случаях задача с самого начала ставится как задача долговечности, например при рассмотрении длительной и малоцикловой прочности, многоцикловой усталости, устойчивости при ползучести и т. п. Здесь используется **третья схема вычисления надёжности** системы, согласно которой на первом этапе вычисляется детерминированная долговечность

$$T = L(q, \kappa_c), \quad (8)$$

где q – вектор внешнего воздействия; L – оператор.

При выборе оператора L автоматически назначается пространство качества и область допустимых состояний, так как без решения этих вопросов не удастся однозначно определить оператор. На втором этапе в операторе L выделяются элементы κ_c , являющиеся носителями случайности.

На третьем этапе методом условных функций ищется плотность вероятности долговечности

$$f(T) = \int_{\Psi(\kappa_c) < T} f(\kappa_c) d\kappa_c, \quad (9)$$

где $f(\kappa_c)$ – совместная плотность параметров κ_c ; $\Psi(\kappa_c)$ определяется уравнением (8).

В некоторых случаях можно сразу определить моменты стохастической долговечности. Тогда плотность распределения долговечности строится с помощью разложения в ряды Грама–Шарлье или Эджворта, а также с помощью метода максимума энтропии.

На четвертом этапе ищется надёжность системы

$$R(t) = \int_0^t f(T) dT. \quad (10)$$

Изложенные схемы расчёта надёжности уникальных механических систем КА дополняют друг друга и позволяют давать оценку надёжности для всех встречающихся на практике случаев.

Во всех схемах функция надёжности $R(t)$ определяется как результат учёта важнейших факторов внешней среды, свойств системы, технологических и эксплуатационных требований.

В случае прогнозирования надёжности единичной функционирующей системы можно воспользоваться **следующей схемой расчёта**. На основе уравнений (1) и (4) строится допустимая область $\Omega_q(t)$ в пространстве Q размерности m на момент t и определяются координаты изображающей точки $d(x_q)$. В этом пространстве под изображающей точкой $x_q = \{x_1, x_2, \dots, x_m\}$ понимается точка, координаты которой суть нагрузки и воздействия, действующие на систему в момент анализа t . Если $d(x_q) \in \Omega_q$, то надёжность системы $R(t) \equiv 1$, если $d(x_q) \notin \Omega_q$, то $R(t) \equiv 0$.

На основе кинетических уравнений, полученных по данным измерений и наблюдений за параметрами x системы за время t , определяется уравнение эволюции допустимой области

$$\Omega_q(\tau) = \Omega_q(x, \tau), \quad (11)$$

где x – вектор параметров, определяющих конфигурацию и размер допустимой области.

По априорным данным о нагрузках и процессах потери качества системы $q(\tau)$ с помощью Байесовского подхода строятся апостериорные характеристики этих же процессов $q^{(a)}(\tau)$, а по ним ищется вероятность

$$P(\tau, x) = P[q^{(a)}(\tau) \in \Omega_q(\tau|x), t < \tau \leq T] \quad (12)$$

и *прогнозируемая* надёжность

$$R_p(\tau) = \int P(\tau, x) f(x) dx, \quad (13)$$

где $f(x)$ – совместная плотность распределения величин x (интеграл берётся по области существования x).

Другим способом вычисления функции надёжности является следующий:

$$R_p(\tau) = P \left\{ \int_t^T v_d^{(a)}(\tau) d\tau < r_t \right\}, \quad (14)$$

где r_t – расстояние до границы допустимой области в момент t , $v_d^{(a)}(\tau)$ – апостериорная относительная скорость сближения изображающей точки и границы допустимой области, полученная по результатам измерений за время $[0, t]$.

Если после прогнозирования получаются неудовлетворительные результаты, то необходимо скорректировать модели наблюдаемых случайных процессов, уменьшить время между моментами измерений, увеличить глубину контроля. Обычно глубина прогноза $(T - t) \leq t/10$.

Владея описанными выше схемами расчёта, конструктор может так распорядиться этим знанием, чтобы обеспечить необходимый уровень надёжности для каждой допустимой области (см. рис. 5, 7). Если стоимость многократных измерений неподъёмна, то можно остановиться на малой выборке ($< 25-30$) и применить к ней процедуру бутстреп/перевыборки, что позволит получить искомые вероятности с необходимой состоятельностью. Можно также выбрать какой-то квантиль (скажем порядка 0,001) прочности материала и решить задачу надёжности с его помощью (см. рис. 6). Таким образом, в рамках излагаемой методологии индивидуальная конструкционная надёжность суть особая разновидность общей теории конструкционной надёжности. Как уже было отмечено выше, для её использования на практике необходимо иметь в наличии технологию и культуру производства, позволяющие собирать, на каждом переделе, всю необходимую, достаточную и состоятельную статистическую информацию о параметрах создаваемой единичной конструкции. Эти расходы на изменение технологической культуры производства быстро окупаются, поскольку составляют не более 5–10 % от стоимости одного неудачного запуска КА. Следует отметить, что концепция такой технологии, разработанная в НИЦ «Надёжность и ресурс больших систем и машин» УрО РАН, для оценки надёжности, вероятности отказа и остаточного ресурса отдельных участков магистральных нефте-газопроводов получила признание в мировой трубопроводной промышленности [24–25].

Применение теории индивидуальной конструкционной надёжности к анализу надёжности поворотной штанги КА

Для наглядного представления возможностей ТИКН применительно к космическим аппаратам, продемонстрируем их на реальном примере оценки комплексной индивидуальной конструкционной надёжности поворотной однозвенной штанги магнитометра КА «Глонасс» (см.рис. 10) [3; 6; 17; 26].

Конструктивная схема штанги без магнитометра приведена на рис. 11. В общем случае на свободном конце штанги могут размещаться приборы и оборудование различного назначения, например антенны, панели солнечной батареи, устройства ориентации, стабилизации и пр., необходимые для работы бортовых систем КА, а также научная аппаратура.

В сложенном положении φ_n штанга (1) закреплена на опорном основании КА с помощью замка зачекочки (2). После расчеховки замок (2) освобождает штангу (1), которая под действием толкателя (3) и пружины кручения (на рис. 11 не показана), установленной в шарнире (4), поворачивается и фиксируется в конечном угловом положении φ_k с помощью защёлки (5) (на рис. 11 не показана).

Решение задачи в стохастической постановке с применением классической теории надёжности [6; 19] сводит задачу надёжности поворота штанги к обеспечению двух условий:

- прочности – сопротивления нагрузкам в сложенном положении и при фиксации в рабочем положении;
- функционирования при повороте штанги – превышения движущего момента на приводе над моментом сил сопротивления (шарнира и защёлки конечного положения) как на всем пути движения, так и в самом его конце.

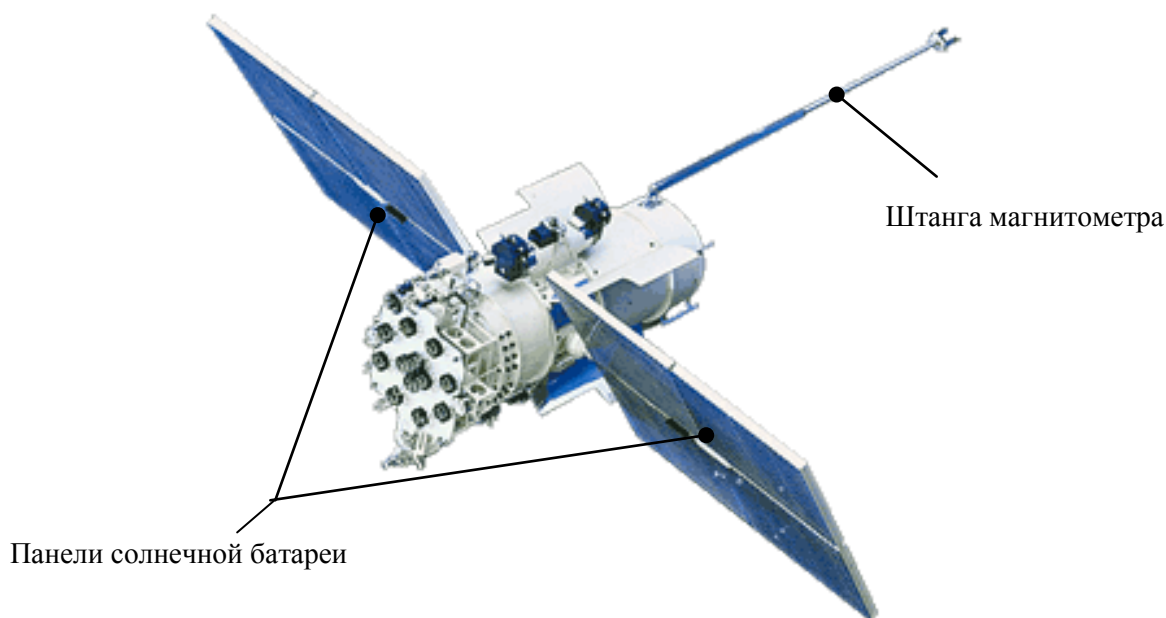


Рис. 10. КА «Глонасс» с раскрытыми панелями солнечной батареи и штангой магнитометра

Такое решение задачи имеет определяющее значение при выборе параметров работоспособности штанги на этапе проектирования, однако не учитывает

конструкторских и технологических факторов при конструировании, технологической подготовке и производстве.

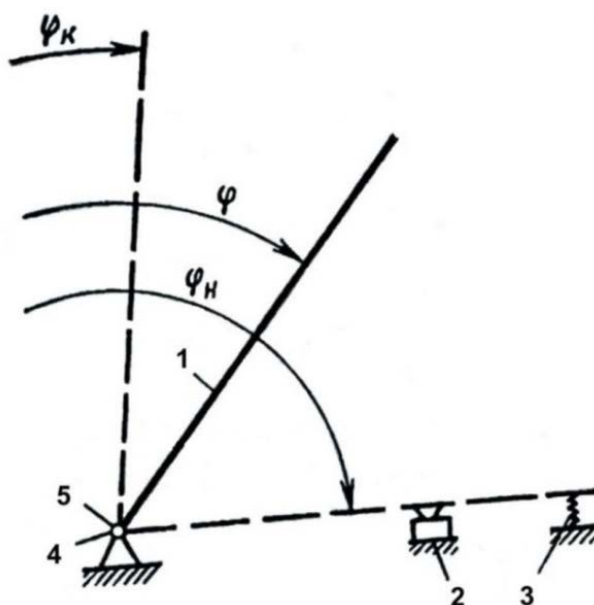


Рис. 11. Схема поворота штанги из сложенного положения в рабочее

Методы КТАН позволяют выявить более широкий спектр условий работоспособности поворотной штанги [3]. В частности, безотказная работа штанги обеспечивается за счёт последовательного выполнения её конструктивными элементами следующих функций (условий):

- сохранение прочности/целостности штанги от нагрузок в сложенном положении;
- недопущение несанкционированного снятия механических связей в замке;
- прохождение электрического сигнала на электрозапал пиропатрона по заданной команде;
- срабатывание пироустройства;
- разделение механических связей в замке;
- отделение штанги от опорного основания (КА);
- поворот штанги на заданный угол;
- фиксация штанги в рабочем положении;
- обеспечение заданных параметров в рабочем положении.

Таким образом, для данного примера существует, как минимум, *девять* условий, которые должны быть *безусловно* выполнены для успешного разворота штанги. Любое из условий может быть разбито на ряд подусловий (как разветвлений возможных причин отказов критичных элементов, в рамках главного функционального условия), каждое из которых должно быть отражено в технической (конструкторской и технологической) документации путём установления определённых требований к изготовлению и техническому контролю. Причём отказ по каждому из условий (подусловий) определяется не только генезисом причин отказов (принятыми конструкторскими и технологическими решениями на предэксплуатационных стадиях жизненного цикла), но и условиями режимов эксплуатации, что должно быть учтено при анализе и оценке их надёжности.

Для поворотной штанги выполнение каждого из перечисленных условий возможно при отсутствии причин отказов критических элементов её конструкции, причём набор таких причин зависит от конкретного (индивидуального) конструктивного исполнения штанги и выявляется методами КТАН. Приведём набор возможных причин отказов для каждого из условий поворота штанги.

1. Условие обеспечения прочности/целостности штанги от нагрузок в сложенном положении.

Причинами отказа при раскрытии штанги вследствие невыполнения данного условия могут быть разрушения элементов конструкции замков и механизмов раскрытия (потеря несущей способности), пластические деформации в исполнительных органах и сопряжениях механизмов раскрытия, ухудшающие их работу (недопустимые деформации), изменения взаимоположения деталей механизма при вибрациях (недостаточная вибростойкость), недопустимое утонение толщины твёрдого смазывающего слоя в трибосопряжениях (нарушения условий смазки), недопустимые амплитуды виброперемещений, приводящие к попаданию в механизм раскрытия посторонних предметов (блокировка раскрытия); нарушение подвижности в высоконагруженных элементах конструкции механизмов в вакууме (холодная сварка).

2. Условие недопущения несанкционированного снятия механических связей в замке.

Помимо разрушения замков, причинами отказа могут быть следующие явления: электростатический пробой, приводящий к самосрабатыванию (самораскрытию) замка-инициатора раскрытия; недопустимые деформации в механизмах замков зачекочки (недопустимая деформация).

3. Условие прохождения электрического сигнала на электрозапал пиропатрона по заданной команде.

Причинами отказа могут быть: механический обрыв питающего провода или окисление контакта (разрыв электрической цепи).

4. Условие срабатывания пироприбора.

Причинами отказа могут быть: несрабатывание пирочеки, неразрушение чеки, неосвобождение механической связи между пироприбором и замком (например из-за попадания клея).

5. Условие неразделения механических связей в замке.

Причинами отказа могут быть: недостаточный ход исполнительных механизмов; недостаточная энергия приводных пружин замка; попадание в механизм замка обособленных частиц; неправильная регулировка элементов механизма замка (неучёт возможных перемещений под действием гравитации) и т. п.

6. Условие отделения штанги от опорного основания.

Причинами отказа могут быть: заклинивание подвижных элементов замка вследствие монтажных и тепловых деформаций; возникновение помех на пути движения отделяемых частей замка при выходе из зоны сопряжения с неподвижными частями; недостаточная энергия приводов раскрытия для преодоления трения покоя.

7. Условие поворота штанги на заданный угол.

Причинами отказа при выполнении данного условия могут быть: невключение или сбой в работе привода (невключение), отсутствие необходимых запасов движущего момента (торможение), исчезновение радиального зазора в шарнире вращения (запрессовка), исчезновение осевого зазора в шарнирном узле (заклинивание), возникновение внезапных препятствий на пути движения штанги (зацепление).

8. Условие фиксации штанги в рабочем положении.

Причина отказов – недостаточная энергия приводов для защёлкивания фиксаторов конечного положения штанги, расфиксация конечного положения штанги при действии внешней нагрузки.

9. Условия обеспечения заданных параметров штанги в рабочем положении.

Причинами отказов при выполнении данного условия могут быть разрушения и деформации элементов конструкции штанги при мгновенном наложении механических связей в момент фиксации штанги, недостаточная жёсткость штанги, наличие люфтов в шарнирах, недостаточная точность позиционирования штанги в рабочем положении, недостаточная точность формы рабочей поверхности оборудования, размещённого на штанге в течение срока активного существования, недостаточная локальная прочность элементов конструкции штанги при работе двигательной установки коррекции орбиты или ориентации аппарата.

Перечисленные условия (подусловия) можно разбить на группы по физическим принципам проявления:

- условия *конструкционной прочности* штанги на различных этапах её функционирования (в момент предшествующий развороту штанги в рабочее положение, при фиксации в конечном положении и т. п.);
- условия *временные* (недопустимость *преждевременной* расчеховки замка в стартовом положении штанги; обеспечение инициирования процесса раскрытия штанги *в заданный момент времени*; снятие кинематических связей штанги с опорным основанием *в заданный момент времени* и т. п.);
- условия *кинематические* (обеспечение свободы *вращения* в шарнире в любом угловом положении штанги, и беспрепятственного *движения* штанги по заданной траектории и т. п.);
- условия *трибологические* (наличие разделительного смазывающего слоя в местах контактного взаимодействия подвижных узлов, стойкость смазки к истиранию при вибрационном воздействии нагрузок активного участка, стойкость смазки после проведения проверок функционирования механизмов раскрытия при наземных испытаниях и т. п.);
- условия *энергетические* (преодоление трения покоя в шарнире штанги при начальном страгивании и обеспечение энергетической достаточности для поворота штанги на полный угол разворота, в том числе для фиксации в рабочем положении, и т. п.);
- условия *точности позиционирования* (отсутствие люфтов в шарнирах после установки в рабочее положение, отсутствие необратимых деформаций и разрушений, отсутствие геометрических искажений вследствие процессов старения и т. п.).

Все эти условия завязаны строгой последовательностью или синхронностью выполнения. Для решения поставленной задачи необходимо выполнение всех девяти условий с одинаковой, очень высокой вероятностью. При реализации успешного запуска все эти вероятности становятся равными единице.

Таким образом, рассматриваемая задача сводится к оценке *функциональной надёжности* механизма одноразового действия, что гораздо сложнее обычного расчёта надёжности механической системы на прочность.

Представим теперь изложенную процедуру более подробно для случая оценки надёжности процесса безошибочного поворота штанги (рис. 11). Для этого рассмотрим алгоритмы построения допустимых областей (ДО) и функций предельных состояний (ФПС) для каждого из девяти видов отказа разворота штанги. Перед этим рассмотрим основные способы и специфику построения ДО в пространстве нагрузок, физико-

механических и конструкционных параметров *конкретного запроектированного* изделия.

Особенности построения ФПС и ДО в рамках теории индивидуальной конструкционной надёжности

Построение ФПС и ДО являются *определяющими этапами* оценки индивидуальной конструкционной надёжности. При формулировке функций предельных состояний для *уже запроектированной* по существующим канонам конструкции используются уравнения и алгоритмы, связывающие её параметрические свойства с нагрузками и воздействиями, для выполнения которых она и была создана. При этом предполагается, что проект конструкции удовлетворяет всем массогабаритным, стоимостным и функциональным требованиям ТЗ.

По записанной таким образом ФПС, строится соответствующая ей ДО. Для этого необходимо решать соответствующие *обратные задачи* механики и тех разделов знаний к которым относятся её проектные функции. В контексте конструкционной надёжности ищутся такие величины нагрузок и воздействий, при которых в элементах системы возникают те или иные предельные состояния (пределы текучести, прочности, малоциклового прочности, многоциклового усталости, потеря устойчивости, выпучивание, предельно допустимые прогибы, деформации и т. п.). Здесь необходимо также рассматривать такие обобщённые характеристики изделия как предельно допустимая жёсткость и точность позиционирования (как отдельных узлов – шарниров, штанг, рефлекторов, так и КА в целом).

Кроме классической расчётной схемы «нагрузка–сопротивление» при комплексной оценке надёжности космического аппарата необходимо использовать обобщённые варианты этой схемы, когда в роли нагрузки и сопротивления выступают некоторые параметры самой конструкции, опосредованно зависящие от внешних или внутренних нагрузок и воздействий. К таким случаям относятся все задачи, связанные с зазорами в шарнирах. Для решения такого типа задач необходимо использовать метод многокритериальной стохастической оптимизации многомерных систем.

Здесь отметим, что вопросы жёсткости изделий прямым образом зависят от точности изготовления деталей и сборочных узлов. Эта задача впервые была поставлена в [20] и решена применительно к технологии изготовления и *оценке собираемости и начальной надёжности* стальных строительных конструкций в работах [27–29]. Результаты этих исследований получили полную реализацию на Челябинском заводе металлических конструкций в 1978–1979 гг. и использованы при составлении Государственного стандарта СССР «Предельные отклонения геометрических параметров стальных строительных конструкций» в 1986 г. Этот подход был также использован НИЦ УрО РАН при оценке собираемости конструкций атомных реакторов.

Технология применения методологии индивидуальной конструкционной надёжности

При применении методологии индивидуальной конструкционной надёжности используется следующая технология.

На *первом этапе* конструктор, руководствуясь утверждённым ТЗ, и используя весь обязательный арсенал нормативных документов всех уровней на проектирование

КА, свой личный опыт и видение, создает детерминированную версию объекта, все параметры которого известны.

На *втором этапе* для уже запроектированного объекта строят функции предельных состояний, используя все известные расчётные предельные состояния для материалов (пределы текучести, прочности и т. п.), а также для элементов, узлов, агрегатов и системы в целом, беря их в том числе, из утверждённого ТЗ на его проектирование.

На *третьем этапе* для каждой ФПС строят свою допустимую область в пространстве тех параметров функции предельных состояний, которые определяют качество функционирования элемента или системы в целом. При этом, в зависимости от качества исходной статистики, границы ДО могут быть детерминированными, представлять собой квантили или иметь свою ФПВ.

На *четвертом этапе* решают задачу оценки вероятности выхода вектора качества элемента или системы в целом из своей(-их) ДО.

Второй и третий этапы оценки надёжности КА с использованием *теории индивидуальной конструкционной надёжности* являются *площадкой взаимодействия* конструктора и специалиста расчётчика индивидуальной надёжности, поскольку они могут синергетически дополнять друг друга, работая с одним и тем же материалом, но рассматривая его с разных, взаимодополняющих, точек зрения.

Поскольку формат препринта не позволяет рассмотреть детально все девять условий функционирования штанги, для демонстрации возможностей методики индивидуальной конструкционной надёжности ограничимся анализом выполнения **условия поворота штанги на заданный угол**. Выбор данного условия обусловлен, с одной стороны, наличием природы отказов, которые позволяют в полной мере показать основные принципы получения *оценки индивидуальной конструкционной надёжности*, а с другой стороны, причины отказов, характеризующие невыполнение данного условия, являются универсальными, не зависящими от конструктивного исполнения поворотной штанги.

1. Отказ по типу «невключение привода»

Этот тип отказа относится к структурной надёжности. Отказ (внезапный, невозстановливаемый) может быть вызван поломкой привода на участке выведения КА на орбиту, например, из-за механического разрушения пружины раскрытия или нарушения электрических контактов электромеханического привода (мотор-редуктора) от вибраций на активном участке запуска. Обычно приводы имеют унифицированную модульную конструкцию и используются в однородных условиях внешнего воздействия. Поэтому для них возможно получение экспериментальной функции наработки

$$R_N = n/N, \quad (15)$$

где n – число неотказавших приводов при наземной экспериментальной отработке и лётной практике; N – общее число приводов в выборке.

Условие надёжности для привода с учётом (15) записывается в виде

$$R_N > P_{lim}, \quad (16)$$

где P_{lim} – вероятность безотказной работы привода в соответствии с заданным проектным требованием показателя надёжности штанги.

В случае несоблюдения условия (16), требуемая надёжность привода обеспечивается за счёт m -ой кратности дублирования его критичных элементов (структурного либо функционального) по формуле

$$R_d = 1 - (1 - R_N)^{m+1}. \quad (17)$$

2.Отказ по типу «торможение штанги»

Этот отказ $Q(\tau)$ может возникнуть, если величина движущего момента $M_0(\tau)$ по каким-то причинам окажется меньше момента сил сопротивления $M_r(\tau)$

$$Q(\tau) = \{[M_0(\tau) - M_r(\tau)] < 0; 0 \leq \tau \leq t_0\},$$

где t_0 – момент отказа.

В инженерной практике принято, чтобы условие $M_0 > M_r$ соблюдалось в любой точке траектории движения штанги при условии нулевой кинетической энергии. Визуализация этого процесса представлена на рис. 12. В нём ФПС – плоскость $OO'B'B$, ДО – область $OABV'A'O'$ (верхний трехгранный параллелепипед), где отрезок OO' – расчётное время раскрытия штанги. Нижний трехгранный параллелепипед представляет область отказов.

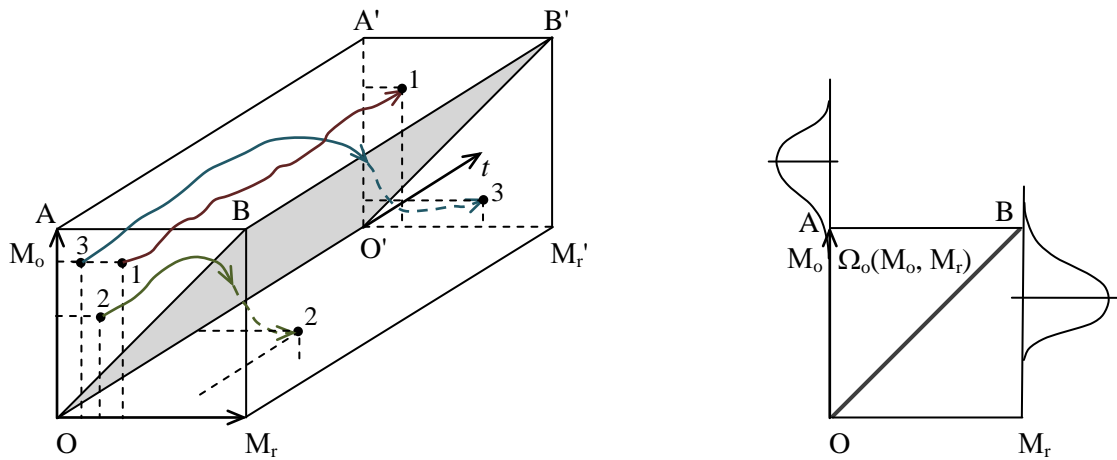


Рис. 12. Визуализация: успешного разворота штанги, левый рисунок (кривая 1); функционального отказа раскрытия штанги (кривые 2, 3); на правом рисунке показаны ФПВ движущего момента (вверху слева) и момента сил сопротивления(справа)

Кривая 1 описывает успешное раскрытие штанги; кривые 2 и 3 – фатальный отказ (развёртывание штанги не произошло).

Задача конструктора состоит в том, чтобы за счёт *практически абсолютно надёжных* (многократно проверенных) конструктивно-технологических приёмов обеспечить условие страгивания (18)

$$P[M_0(\tau) > M_r(\tau), \tau = 0] \rightarrow 1,0 \quad (18)$$

и условие полного раскрытия (19)

$$\begin{cases} P[M_0(\tau) > M_r(\tau), 0 < \tau < t_r] \rightarrow 1,0 \\ P[\varphi = \varphi_k | \tau = t_r] \rightarrow 1,0, \end{cases} \quad (19)$$

где t_r – время завершения разворота штанги.

Величина движущего момента $M_0(\tau)$ зависит от типа привода и его рабочих параметров. Для механических приводов (торсионов, пружин кручения, часовых пружин, пружин растяжения) движущий момент определяется следующими параметрами:

- размерами пружины (в общем случае диаметры проволоки и пружины, длина пружины);
- материалами пружины (параметрами прочности и жёсткости);

- способом создания вращающего момента («чистым» вращением или парой сил: в последнем случае, например, если в качестве привода используется пружина растяжения, на значение движущего момента оказывает влияние плечо действия вектора силы, которое в общем случае имеет разброс за счёт геометрического размера между точкой приложения силы и осью вращения и само по себе меняется в процессе движения поворотной конструкции);
- настройкой (установкой) пружины на начальный момент при сборке поворотной конструкции;
- углом раскрытия конструкции.

Все вышеприведённые факторы определяются технологическими допусками.

В общем виде движущий момент для механического привода как функцию времени можно выразить формулой

$$M_0(\varphi, \tau) = f\{\vartheta_p(T_{en}), \vartheta_c(T_{en}), \varphi(\tau), \tau\}, \quad (20)$$

где ϑ_p – обобщённый конструктивный параметр пружины; ϑ_c – обобщённые конструктивные характеристики пружины в сборке поворотной конструкции; T_{en} – температура окружающей среды; φ – угол поворота конструкции до момента фиксации (соприкосновения с фиксатором конечного положения поворотной конструкции).

Момент сил сопротивления на пути движения штанги определяется силами трения в шарнире и сопротивлением изгибу (кручения) жгута межпанельных кабелей (в общем случае: электрических, слаботочных, коаксиальных).

В общем виде момент сил сопротивления $M_r(\tau)$ как функцию времени можно выразить формулой

$$M_r(\varphi, \tau) = f\{N(\varphi), \mu(T_{en}), r, k[T_{en}, v, l, \varphi(\tau), \tau]\}, \quad (21)$$

где N – поперечная сила, действующая на ось, которая определяется в зависимости от способа создания движущего момента; μ – коэффициент трения скольжения в шарнире; r – радиус шарнира; k – жёсткость жгута кабеля (как правило, для снижения жёсткости жгут кабеля в межпанельной зоне «распушают», т. е. создают возможность каждому проводу в жгуте деформироваться независимо); v – параметр, зависящий от положения жгута между неподвижными точками крепления по отношению к оси шарнира (обычно стремятся сделать промежуточную вращающуюся опору жгута соосной с осью вращения шарнира); l – длина жгута между неподвижными точками крепления на конструкции.

Функция надёжности осуществления поворота штанги в зависимости от угла с учётом (20) и (21) равна

$$R_0(\tau) = P\{[M_0(\varphi, \tau) - M_r(\varphi, \tau)] > 0; 0 \leq \varphi \leq \varphi_k; 0 \leq \tau \leq t_r\}. \quad (22)$$

Формула (22) использует модель надёжности «нагрузка–сопротивление», в которой момент сил сопротивления M_r выступает как «нагрузка», а движущий момент M_0 является «сопротивлением». Допустимой областью является область значений движущих моментов M_0 , развиваемых приводом на угле поворота штанги, больших чем M_r во все моменты времени $0 \leq \tau \leq t_r$ (см. рис. 11).

Для вычисления $R_0(\tau)$ необходимо уметь строить случайные функции (СФ) M_0 и M_r (или знать их характеристики – матожидание, дисперсию, корреляционную функцию, спектральную плотность), или построить её ФПВ, если они представлены в виде случайных величин (СВ). Это требует применения аппарата статистической динамики и теории случайных функций.

Значения параметров в формулах (20)–(21) могут быть получены с помощью измерений величин движущих моментов и моментов сил сопротивления при

проведении наземной экспериментальной отработки с учётом имитации тепловых условий космического пространства [3; 30].

3. Отказ по типу «запрессовка шарнира»

Отказ (внезапный, восстанавливаемый или невосстанавливаемый) может быть вызван внезапным исчезновением радиального зазора в шарнире за счёт изменения толщины слоя твёрдого смазывающего покрытия и температурных деформаций (рис. 13). Условие работоспособности по радиальному зазору определяется формулой

$$\Delta_0(\tau, T) = \delta(\tau, T) - 2\delta_n(\tau, T) - \delta_{pr}(\tau, T) > 0; 0 \leq \tau \leq t_3, \quad (23)$$

где Δ_0 – радиальный зазор в шарнире; δ – минимальный расчётный зазор в сопряжении между охватываемой и охватывающей деталями шарнира без учёта слоя смазки между ними; $\delta_n(\tau)$ – максимальная толщина твёрдой смазки с учётом её возможных изменений в процессе эксплуатации от притирания и температуры; δ_{pr} – максимальное значение тепловых деформаций конструктивных элементов шарнира в радиальном зазоре при объёмном расширении (сжатии) охватываемой (охватывающей) детали; T – температура в сопряжении деталей шарнира; t_3 – время (продолжительность) эксплуатации.

Из формулы (23) следует, что надёжность штанги по радиальному зазору в шарнире тоже можно рассчитывать, используя модель «нагрузка–сопротивление», если под *нагрузкой* понимать меняющиеся во времени параметры радиального зазора δ_r вследствие возможных изменений размеров сопрягаемых деталей в процессе эксплуатации КА из-за тепловых деформаций $\delta_r = 2\delta_n + \delta_{pr}$, а под *сопротивлением* – параметр δ , противостоящий изменению нагрузки. В этом случае функцию надёжности по условию сохранения ненулевого радиального зазора в подшипнике с учётом приведённых выше выражений δ и δ_r можно представить формулой

$$R_r(\tau) = P\{\delta(\tau, T) - \delta_r(\tau, T) > 0; 0 \leq \tau \leq t_3\}. \quad (24)$$

Допустимой областью в пространстве качества в случае запрессовки шарнира является область изменений начального (проектного) зазора Δ_0 (см. рис. 13).

Следует отметить, что условие надёжности (24) означает, что в течение всего срока службы КА его суммарное температурное поле не должно быть способным сделать первоначальный проектный зазор меньшим, чем зазор $\delta_r(\tau, T)$.

Значения параметров радиального зазора как случайной функции времени и температуры для оценки надёжности могут быть получены в результате расчётов размерных цепей (для параметра δ), проведения измерений толщины слоя твёрдой смазки и использования конструкционных ограничений (для параметра δ_n), а также расчётов температурных деформаций (для параметра δ_{pr}) [3].

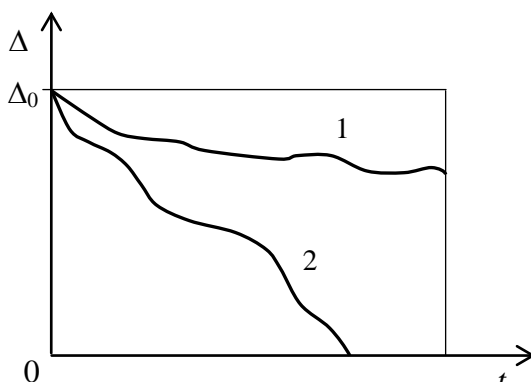


Рис. 13. Изменение радиального зазора Δ : 1 – работоспособный шарнир; 2 – отказавший (запрессованный) шарнир

4. Отказ по типу «заклинивание в шарнирном узле»

Этот вид отказа (внезапный, восстанавливаемый или невосстанавливаемый) может быть вызван исчезновением осевого зазора в шарнирном узле за счёт температурных деформаций. Условие работоспособности по осевому зазору определяется формулой

$$\Delta_{sh}(\tau, T) > \Delta l(\tau, T), \quad (25)$$

где Δ_{sh} – фактический осевой зазор в шарнирном узле, рассматриваемый как проектная (квази)детерминированная величина, которая всегда должна быть больше нуля (рис. 14); Δl – тепловая деформация как случайная функция температуры и времени, способная вызвать распорные усилия в конструкции шарнирного узла в случае, если $\Delta_{sh} < \Delta l$.

Тепловая деформация определяется по формуле:

$$\Delta l = l \cdot \varepsilon, \quad (26)$$

где $\varepsilon = \Delta t(\alpha_1 - \alpha_2)$; l – расстояние между шарнирами; ε – относительное удлинение между шарнирами; Δt – расчётная разница температур между рабочей температурой в условиях космоса и температурой сборки штанги на заводе-изготовителе; α_1, α_2 – коэффициенты линейного температурного расширения материала штанги и корпуса КА.

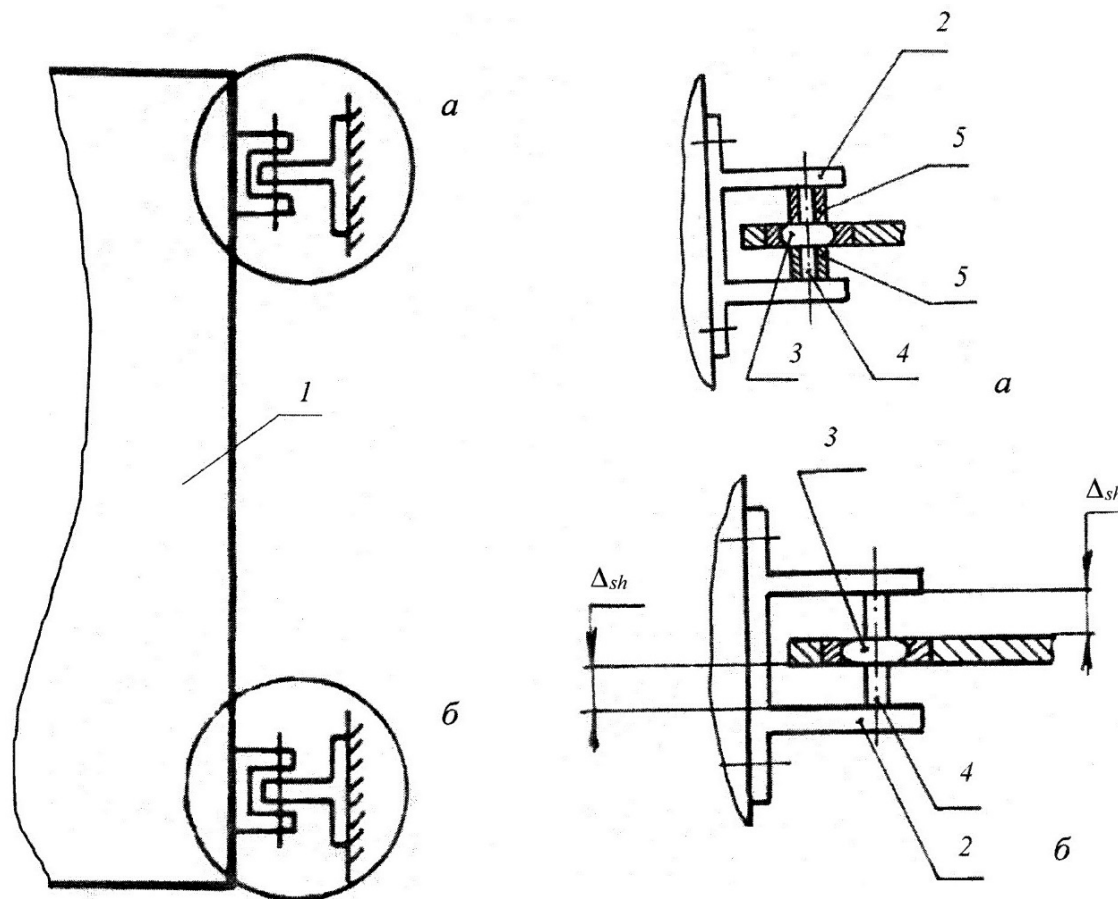


Рис. 14. Шарнирный узел штанги, образованный двумя сферическими шарнирами с шарнирными подшипниками (например, по ГОСТ 3635–78): *a* – шарнир без тепловой развязки; *б* – шарнир с тепловой развязкой; 1 – корневая часть штанги; 2 – проушина шарнира; 3 – вилка шарнира с подшипником; 4 – ось шарнира; 5 – распорные втулки

Как следует из формулы (25), надёжность штанги по осевому зазору в шарнирном узле также подчиняется модели «нагрузка–сопротивление», если под *нагрузкой* понимать меняющиеся параметры осевого зазора вследствие тепловых деформаций Δl , а под *сопротивлением* – параметр Δ_{sh} , противостоящий изменению нагрузки. В этом случае функцию надёжности по условию сохранения осевого зазора с учётом (9) и (10) можно представить выражением

$$R_{sh}(\tau) = P\{\Delta_{sh}(\tau, T) - \Delta l(\tau, T) > 0; 0 \leq \tau \leq t_3\}. \quad (27)$$

Допустимой областью для случая заклинивания в шарнирном узле является одномерное пространство зазора Δ_{sh} в виде от нулевого отрезка на оси абсцисс, равного по величине проектному зазору.

Изменения величины осевого зазора во времени для расчёта надёжности (27) могут быть получены в результате расчётов размерных цепей как функций температуры (для параметра Δ_{sh}) и температурных деформаций (для параметра Δl) (26). Здесь мы имеем случай, когда величина зазора Δ_{sh} сама является квазислучайной величиной, зависящей от температуры, которая всегда должна быть больше Δl .

Следует заметить, что отказы по типу «запрессовка шарнира» и «заклинивание в шарнирном узле» являются наиболее часто встречающимися отказами при раскрытии конструкций КА и в зарубежной практике объединяются в отказы типа «потеря зазоров». Как следует из отчёта Aerospace Corporation за 2008 г., анализы аномальных инцидентов с подвижными механическими узлами космических аппаратов показали, что из 164 наземных и 24 орбитальных случаев отказов большинство из них (до 47 % от общего числа) были связаны именно с «потерей зазоров» [31].

5. Отказ по типу «зацепление штанги»

Такой отказ (внезапный, невосстанавливаемый) может быть вызван возникновением случайных непредвиденных помех на пути движения штанги, вызванных неучтёнными условиями невесомости, вибрации, кинематикой движения или неудачной компоновкой смежных конструкций, а также неправильными действиями и грубыми ошибками рабочих-монтажников изделия. Отказы этого типа всегда неожиданны, и являются следствием отсутствия алгоритма проверки изделия, готового к отправке на пусковой стол, на его готовность к раскрытию на орбите. Тем не менее, практическая космонавтика периодически сталкивается с подобного рода отказами. Например, на космическом корабле «Союз-1» произошло зацепление одного из крыльев солнечной батареи за маты экранно-вакуумной теплоизоляции, на автоматическом КА «Telstar 14R» попадание в механизм раскрытия ослабшего жгута электрокабеля также привело к неполному развёртыванию крыла солнечной батареи [3].

Алгоритм выявления подобного рода отказов предполагает построение полной группы последовательностей проверок действий по подготовке КА к безупречному раскрытию на орбите. Расчёт надёжности штанги по этому критерию не подпадает под схему «нагрузка–сопротивление». Эту надёжность можно оценить за счёт построения, по возможности, *полной группы «событий–проверок»* с последующим компьютерным моделированием этих цепочек на предмет вероятности упущения какой-либо проверки и оценке её последствий. Для реализации данного подхода необходимо иметь статистические данные о вероятности человеческих ошибок рабочих-монтажников.

Часто приходится компоновать КА так, что трехмерные зоны беспрепятственного раскрытия конструкций образуют узкий коридор. Здесь для обеспечения надёжности раскрытия необходимо использовать схемы организованного движения, которые бы позволили исключить зацепления с учётом случайных разбросов

траекторий движения. В этом случае используют устройства для синхронизации движения, но при этом всегда нужно убедиться, что в данном случае зацепление не произойдет. Оценку успешности раскрытия можно получить путём многократного компьютерного моделирования этих траекторий, с учётом поведения межпанельных кабелей, которые при вибрациях или под действием невесомости могут попасть в механизм раскрытия.

В общем случае, смыслом всех процедур по исключению отказа типа «зацепление» является оценка вероятности выполнения условия:

$$Q_{st} \rightarrow 0,$$

где Q_{st} – вероятность зацепления штанги.

Соответственно, надёжность по незацеплению определяется выражением

$$R_{st}(t) = 1 - Q_{st}. \quad (28)$$

Таким образом, с учётом (17), (22), (24), (27) и (28) надёжность выполнения условия поворота штанги на заданный угол при выполнении процедур методики индивидуальной конструкционной надёжности может быть вычислена по формуле (3), и, в случае независимости отказов, путём перемножения вероятностей:

$$R(t) = R_d \cdot R_0(t) \cdot R_r(t) \cdot R_{sh}(t) \cdot R_{st}(t). \quad (29)$$

Для оценки полной надёжности поворота штанги следует вычислить надёжность выполнения каждого из девяти условий поворота штанги, и общую надёжность по формуле (3) или методом структурной надёжности.

Оценка надёжности обеспечения заданных параметров консольных конструкций КА в рабочем положении

Исходя из физики процессов раскрытия штанги, условие обеспечения её заданных параметров в рабочем положении может включать штатное выполнение финальной фазы раскрытия – срабатывание защёлки конечного положения, если при этом могут возникнуть недопустимой величины остаточные деформации элементов конструкций штанги от динамических нагрузок раскрытия (возникающих при переходе кинетической энергии раскрытия в потенциальную энергию деформации штанги в момент мгновенного наложения механических связей).

Такие деформации могут быть вызваны, например, смятием контактных поверхностей защёлок или упоров, либо пластическими деформациями силовых узлов.

Данное условие включает также обеспечение (под)условий: точности пространственного положения и жёсткости консольных конструкций КА, и должно выполняться в течение всего срока службы, в том числе, при многократном включении двигательных установок ориентации и коррекции КА. Эта задача всё ещё ждёт своего адекватного решения. Но принципы и технология применения метода индивидуальной конструкционной надёжности при обеспечении данного условия остаются неизменными.

Приведём, напоследок, пример применения КТАН для выявления подусловий обеспечения надёжности консольной конструкции по точности и жёсткости на примере многосекционной штанги рефлектора [3].

Для выполнения заданных условий точности штанги рефлектора в рабочем положении требуется обеспечить выполнение следующих подусловий:

- максимальную точность позиционирования с помощью регулировочных элементов в конструкции штанги (при начальной установке штанги на КА);
- максимальную компенсацию весовых деформаций штанги при обезвешивании на стенде во время проведения сборочных и юстировочных работ (в невесомости нескомпенсированные весовые погрешности приведут к отклонениям от проектного геометрического профиля штанги);
- максимальную точность средств и методов измерения при юстировочных работах на стендах обезвешивания (погрешности средств измерения приведут к неопределённости истинного положения штанги в невесомости);
- геометрическую стабильность после изготовления элементов конструкций из конструкционных материалов чувствительных к технологическим режимам изготовления (например, за счёт снижения разбросов технологических процессов при намотке углепластиковых конструкций, повышения температуры стеклования клея в клееных соединениях и т. п.);
- снижение вероятности смятия контактных поверхностей деталей в шарнирных узлах;
- условие прочности по текучести в силовых узлах;
- безлюфтовость шарнирных соединений;
- стабильность позиционирования кинематических пар при вибрациях или термоциклировании на орбите (главным образом за счёт изменения угла трения в шарнирах);
- неподвижность клееных соединений при эксплуатационных нагрузках на орбите в течение срока службы (в данном случае речь идёт о сохранении функционального ресурса клея в условиях длительного радиационного воздействия и термоциклирования);
- геометрическую стабильность композиционных материалов при длительном пребывании в условиях космического пространства;
- минимальную тепловую деформацию конструкции.

Для обеспечения заданных *условий жёсткости* штанги рефлектора в рабочем положении требуется гарантировать стабильность:

- размеров поперечных сечений штанги при изготовлении;
- механических характеристик конструкций из композиционных материалов, влияющих на жёсткость (в первую очередь их модуля упругости композиции материалов), при изготовлении и длительном пребывании в условиях космического пространства.

Очевидно, что эффективность применения методики индивидуальной оценки надёжности зависит от полноты списка условий (подусловий) безотказной работы изделий. Построить такой список можно с помощью методов КТАН. Для этого:

- проводят *функциональный анализ* изделия, в результате которого определяются дерево функций и дерево отказов, как событий, делающих невозможными выполнение соответствующих функций;
- выявляют причины возникновения каждого вида отказа. При этом рассматриваются *худшие сочетания состояния изготовления изделия* (с учётом допусков), а также условий и режимов его эксплуатации. Учитывается, что для каждого вида отказа может быть несколько причин (метод анализа худшего случая);
- для каждой причины отказа определяют такие свойства (отношения вещей во взаиморасположении, взаимосвязи, взаимодействии) критичных элементов,

при которых изделие способно безусловно обеспечить свою работоспособность (метод парирования возможных отказов).

Найденные, таким образом, свойства критичных элементов фактически являются искомыми условиями (подусловиями) безотказной работы изделий. После этого становится возможным применение процедур методики индивидуальной надёжности, учитывающей индивидуальные условия разработки и изготовления уникальных изделий.

Установление условий (подусловий) безотказной работы изделий методами КТАН является формализованной процедурой и не зависит от их физической природы, и их сложности. Соответственно, рассмотренный в препринте пример консольной конструкции штанги может быть применён для любого другого бортового оборудования КА, как то: конструкций и агрегатов, ретранслятора, бортового комплекса управления, систем электропитания, ориентации и стабилизации, коррекции и терморегулирования.

Общий алгоритм применения процедуры оценки индивидуальной конструкционной надёжности КА на этапе его эксплуатации

Проблема оценки надёжности успешно запущенного на орбиту уникального спутника представляет собой более сложную задачу, чем обеспечение функциональной надёжности запуска КА и его развёртывания, поскольку требует знания стоха-/статистических характеристик всех основных деградиционных процессов как функций времени, произошедших во время всех циклов существования КА (до, во время и после запуска космического аппарата на орбиту) во всех его структурных компонентах.

Точность и жёсткость консольных конструкций в рабочем положении обеспечиваются жёсткостью и стабильностью размеров углепластиковых элементов конструкций КА и стабильностью их взаиморасположения в шарнирах. Разработка и изготовление одноразовых крупногабаритных космических конструкций осуществляется на предприятиях с индивидуальными особенностями технологических процессов, имеющих повторяющиеся характеристики при производстве однотипных изделий. Это позволяет использовать подход, основанный на концепции и расчётах индивидуальной надёжности [20–25; 27–29; 32].

В рамках этого подхода необходимо выполнить следующие процедуры.

- Записать ФПС для каждого элемента конструкции и КА в целом для всех возможных видов отказа;
- Формализовать количественные условия надёжности (или отказа) для каждой ФПС;
- Записать общее условие функциональной надёжности изделия в целом;
- Представить все участвующие в расчётах свойства используемых в рассматриваемых изделиях материалов в виде детерминированных величин, СВ или СФ времени, используя для этого всю доступную информацию, оценить количественные значения их параметров, и уровень достоверности этих значений;
- Построить количественные модели всех нагрузок и воздействий на консольную конструкцию (в виде веерных процессов, линий регрессии, марковских процессов чистой гибели/рождения и диффузионных марковских процессов, процессов Леви и т. п.), и найти количественные значения её параметров, оценить уровень достоверности этих значений;

- Для тех параметров свойств материалов, нагрузок и воздействий, у которых в настоящее время статистическая база скудна, использовать нетрадиционные методы теории вероятности и математической статистики (Байесовский подход, бутстреп, метод перевыборки, интервальные оценки, нечёткую логику, нейронные сети, генетические алгоритмы и т. п.);
- Найти статистические показатели заводской точности изготовления каждого элемента КА (погрешности) и стапельной собираемости каждого узла и системы в целом. Для этого необходимо провести соответствующие массовые измерения после каждого передела исходных полуфабрикатов, элементов и сборки всего единичного изделия;
- Получить статистические характеристики воспроизводимости и повторяемости измерений и выполнения технологических операций, что позволит оценить качество как технологии изготовления и сборки, так и качество/надёжность человеческого фактора (токаря, фрезеровщика, слесаря, сборщика, диагноста, управленцев и т. д.);
- Построить допустимые области в пространстве нагрузок, воздействий и критичных параметров изделия для каждого элемента и системы в целом, с учётом возможной деградации свойств и параметров консольных конструкций;
- Используя формулы из [20–25; 27–29; 32], найти вероятности пребывания вектора статических, динамических нагрузок и кинематических воздействий и функциональных параметров изделия в допустимой области по всем критичным элементам, системы в целом и всем возможным видам её отказа;
- Для оценки надёжности различных комплектующих массового изготовления, входящих в состав КА, можно использовать методы ускоренных испытаний на надёжность, подобно тому, как это делается для авиационных двигателей [33];
- Оценить уровень надёжности, который фактически закладывается в создаваемую уникальную конструкцию при использовании существующих норм, правил, и конструкторско-технологических приёмов проектировщика;
- Сопоставить полученные результаты с заданными требованиями на проектирование в ТЗ и, в случае несоответствия, изменить конструкцию и сделать итерационный перерасчёт системы, до безусловного выполнения задания.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По мнению авторов, единственный путь к обеспечению высокой надёжности уникальных КА состоит в поднятии на следующий уровень технологии их проектирования, изготовления и отладки, используя, в параллель, конструкторско-технологические приёмы обеспечения безотказности КА для создания проекта изделия (применение принципов и правил рационального проектирования, методик конструкторско-технологического анализа и обеспечения надёжности и т. п), и методологию высокоточного расчёта индивидуальной конструкционной надёжности (на основе статистики, собранной в новых технологических условиях), для анализа и синтеза его надёжности.

В этом случае появляются два *независимых* метода оценки надёжности изделия, но построенные на одном и том же исходном материале.

Представляется, что *первоочередными задачами* практической теории индивидуальной конструкционной надёжности КА являются:

1) построение моделей нагрузок, воздействий и физико-механических свойств материалов и конструкций КА как случайных функций/процессов (СФ) времени или СВ;

2) построение корректных и адекватных ФПС и ДО для типовых отказов КА и его критичных компонент;

3) оценка начальной надёжности КА $R(0)$ и её эволюции $R(t)$ на всех последующих циклах существования аппарата;

4) организационные мероприятия для реализации данного проекта;

5) выявление «врожденного уровня надёжности», стихийно заложенного в существующие нормы расчёта и проектирования КА при их разработке (для *независимого подтверждения приемлемости* конструкторско-технологического подхода к проектированию высоконадёжных КА);

6) разработка практической орбитальной диагностики и мониторинга;

7) оценка живучести КА при их отладке и эксплуатации;

8) применение описанной выше методологии индивидуальной конструкционной надёжности для обеспечения безынцидентного развёртывания КА и численного подтверждения необходимого высокого уровня надёжности при его проектировании.

Представленные в *препринте* материалы являются многолетними результатами практической деятельности авторов, каждого в своей области. В данной работе они совмещены для создания синергетического эффекта и выработки концептуального подхода к решению задачи надёжности уникальных высокоответственных систем – бортового оборудования, конструкций и приборов КА, методология создания которых испытывает определённый кризис и требует новых идей для повышения качества, надёжности и безопасности и стратегической готовности космических инфраструктур.

Авторы надеются, что теория индивидуальной конструкционной надёжности в комбинации с инженерными методами обеспечения работоспособности будет в ближайшем будущем использована для обеспечения высочайшей надёжности консольных конструкций и КА в целом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Hedgepeth J.M. Critical Requirements for the Design of Large Space Structures / NASA CR-3484. – Carpinteria: Astro Research Corporation, 1981. – 48 p.
2. Модели космоса: науч.-информ. издание в 2 т. / под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. – Т. 1: Физические условия в космическом пространстве. – М.: КДУ, 2007. – 872 с.
3. Похабов Ю.П. Теория и практика обеспечения надёжности механических устройств одноразового срабатывания. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2018. – 340 с.
4. Безопасность России. Правовые, социально-экономические и научно-технические аспекты. Космические системы и технологии повышения безопасности и снижения рисков / науч. рук. Махутов Н.А. – М.: МГОФ «Знание», 2017. – 608 с.
5. Болотин В.В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1984. – 312 с.
6. Кузнецов А.А., Золотов А.А., Комягин В.А. и др. Надёжность механических частей конструкции летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 144 с.
7. ОСТ 92-4339–80. Механизмы раскрытия и фиксации элементов конструкций. Общие технические требования. Методы контроля и испытаний. – М.: Изд-во стандартов. – 25 с.
8. Патраев В.Е. Методы обеспечения и оценки надёжности космических аппаратов с длительным сроком активного существования. – Красноярск: СибГАУ, 2010. – 136 с.
9. Space Vehicle Mechanisms – Elements of Successful Design, Edited by Peter L. Conley. – NJ.: John Wiley & Sons, 1998. – 794 p.
10. Медзмариашвили Э.В. Трансформируемые конструкции в космосе и на земле. – Тбилиси: Самшобло, 1995. – 446 с.
11. Похабов Ю.П. О методе конструкторско-технологического анализа надёжности // Решетнёвские чтения: матер. XIX Межд. науч. конф. (10–14 ноября 2015, г. Красноярск). – Красноярск: СибГАУ, 2015. – Ч. 1. – С. 126–128.
12. Похабов Ю.П. Подход к обеспечению надёжности уникальных высокоответственных систем на примере крупногабаритных трансформируемых конструкций // Надёжность. – 2016. – № 1. – С. 24–36.
13. Горн И.А., Иванцов Н.Ю., Скрыбин В.В., Похабов Ю.П. О результатах проведения анализа надёжности механических устройств раскрытия панелей солнечных батарей МКА НТ-100 // Решетнёвские чтения: матер. XX Юбилейной Межд. науч. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М.Ф. Решетнёва (9–12 ноября 2016, г. Красноярск). – Красноярск: СибГАУ, 2016. – Ч. 1. – С. 620–621.
14. Похабов Ю.П. Технология разработки изделий одноразового срабатывания с малой вероятностью отказов // Наука и технологии: матер. XXXVII Всерос. конф., посвящ. 70-летию Гос. ракет. центра им. акад. В.П. Макеева (13–15 июня 2017, г. Миасс). – М.: РАН, 2017. – Т. 3. – С. 43–50.
15. Похабов Ю.П. Обеспечение надёжности уникальных высокоответственных систем // Надёжность. – 2017. – Т. 17. – № 3. – С. 17–23.
16. Похабов Ю.П. Проблемы обеспечения надёжности раскрытия трансформируемых конструкций // Решетнёвские чтения [эл. ресурс]: матер. XXI Межд. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М.Ф. Решетнёва (08–11 нояб. 2017, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. – Эл. текст. дан. (1 файл: 24,75 МБ). – Красноярск, 2017. – Ч. 1. – С. 162–163. – Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialy-konferentsii>.

17. Кузнецов А.А. Надёжность конструкции баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1978. – 256 с.
18. Половко А.М., Гуров С.В. Основы теории надёжности. – СПб.: БХВ-Петербург, 2006. – 704 с.
19. Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьёв А.Д. Математические методы в теории надёжности. Основные характеристики надёжности и их статистический анализ.– М.: Наука, 1965.– 524 с.
20. Тимашев С.А. Системный подход к оценке надёжности механических систем. Исследования в области инженерных сооружений. Сб. тр. – Л: Ленпромстройпроект, 1979. – С. 5–24.
21. Тимашев С.А. Надёжность больших механических систем. – М.: Наука, 1982. – 182 с.
22. Timashev S.A. Reliability of Large Mechanical Systems. – SEAG, Pavia, Italy, 1984. – 155 p.
23. Тимашев С.А. Инфраструктуры: в 2 т. – Т. 1: Надёжность и долговечность. – Екатеринбург: Изд-во НИСО УрО РАН, 2016. –530 с.
24. Тимашев С.А., Бушинская А.В., Малюкова М.Г., Полуян Л.В. Целостность и безопасность трубопроводных систем. – Екатеринбург: АМБ, 2013. – 590 с.
25. Timashev S.A., Bushinskaya A.V. Diagnostics and Reliability of Pipeline Systems. – Springer Int. Publ. Switzerland, 2016. – 408 p.
26. Похабов Ю.П., Ушаков И.А. О безаварийности функционирования уникальных высокоответственных систем // Методы менеджмента качества. – 2014. – № 11. – С. 50–56.
27. Тимашев С.А. Рекомендации по оценке надёжности строительных конструкций. – Свердловск: УралпромстройНИИпроект, 1974. – 102 с.
28. Тимашев С.А. Основные положения комплексной системы управления качеством изготовления и исходной надёжностью стальных строительных конструкций. – Свердловск: УралпромстройНИИпроект, Челябинский ЗМК, 1974.–35 с.
29. Тимашев С.А. Оптимизация механических систем по критериям надёжности / Автоматизированная оптимизация проектирования конструкций. Сб. тр. – Хабаровск: Хабаровский ПИ, 1977. – С. 152–159.
30. Пат. 2198387 Российская Федерация. МПК G 01L 3/00, 5/00. Способ выбора привода для поворота конструкции в шарнирном узле / Похабов Ю.П. – №2000129330/28; заявл. 23.11.2000; опубл. 10.02.2003. Бюл. № 4.
31. ATR-2009(9369)-1. Critical Clearances in Space Vehicles / Brian W. Gore. The Aerospace Corporation. – 2008. – 31 October. – 41 p.
32. Тимашев С.А., Зильбер Я.М., Лившиц Л.В. Указания по организации системы контроля и управлению качеством изготовления и начальной надёжностью стальных строительных конструкций. – Свердловск: УралпромстройНИИпроект, Челябинский ЗМК, 1979. –57 с.
33. Гишваров А.С., Тимашев С.А. Теоретические основы ускоренной оценки и прогнозирования надёжности технических систем. – Екатеринбург: УрО РАН, 2012.– 180 с.

Препринт

Святослав Анатольевич **Тимашев**
Юрий Павлович **Похабов**

**ПРОБЛЕМЫ КОМПЛЕКСНОГО АНАЛИЗА И ОЦЕНКИ ИНДИВИДУАЛЬНОЙ
КОНСТРУКЦИОННОЙ НАДЁЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**
(на примере поворотных конструкций)

Рекомендовано к изданию
ученым советом НИЦ «Надежность и ресурс
больших систем и машин» УрО РАН 14 июня 2018 года (Протокол № 6)

Компьютерная верстка Никулина И.Г., Ковальчук Т.Г.

Сдано в набор 10.08.2018. Подписано в печать 15.08.2018.
Формат 70x100/16. Бумага типографская.
Печать ризографическая/цифровая.
Усл. печ. 6,8 л. Уч.–изд. 2,13 л.
Тираж 60. Заказ № 522.

Отпечатано с готового оригинал-макета в типографии АМБ (ООО «АМБ.ПРИНТИНФОРМ»)
620026, г. Екатеринбург, ул. Красноармейская, 92а
Тел.: (343) 229-03-19, e-mail: amb@amb.ur.ru

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ:



Тимашев Святослав Анатольевич.

Екатеринбург (НИЦ УрО РАН).

Инженер-строитель (промышленное и гражданское строительство).

Доктор технических наук (специальность 01.02.03), профессор, заслуженный деятель науки РФ, заслуженный работник просвещения РСФСР, со-лауреат Нобелевской премии Мира 2007 г.

Специалист в области стохастической динамики, устойчивости, диагностики, мониторинга, остаточного ресурса, мейнтенанса, живучести, надёжности и безопасности критических инфраструктур и их компонент.

Автор и соавтор 31 книги, более 450 научных статей и 16 изобретений.

Автор теории индивидуальной конструкционной надёжности.



Похабов Юрий Павлович.

Железногорск, Красноярский край.

Инженер-механик (производство летательных аппаратов).

Кандидат технических наук (специальность 05.07.02).

Специалист в области проектирования, конструирования и обеспечения надёжности раскрывающихся конструкций КА.

Автор и соавтор 2 монографий, более 30 научных статей и 27 изобретений.

Разработчик методики конструкторско-технологического анализа надёжности (КТАН).