

УДК 621.791:629.81

Д-р техн. наук Л.М. Лобанов, В.С. Волков

КОНСТРУКЦИИ ПРЕОБРАЗУЕМОГО ОБЪЕМА КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Представлены краткий обзор существующих преобразуемых оболочечных конструкций и анализ их эксплуатационных характеристик в условиях воздействия факторов космического пространства.

Подано короткий огляд існуючих перетворюваних оболочкових конструкцій, аналіз їх експлуатаційних характеристик в умовах впливу факторів космічного простору.

The paper provides a brief description of existing transformable shell structures and the analysis of their operating characteristics when exposed to space factors.

Конструкции оболочечного типа являются основным элементом аппаратов космической техники, однако диапазон их применения существенно ограничен противоречием между необходимыми габаритами выводимого на орбиту объекта и возможностями ракеты-носителя. Одним из наиболее удачных путей решения данной проблемы может быть использование преобразуемых оболочечных конструкций, способных многократно изменять один из своих габаритных размеров. Они получили название конструкций преобразуемого объема (КПО).

Работы по созданию преобразуемых конструкций космического назначения были начаты в ИЭС им. Е.О. Патона почти одновременно с началом практического освоения человеком космоса. В конце 1966 г. С.П. Королевым совместно с Б.Е. Патоном была сформулирована задача создания цельносварных металлических оболочек, габариты которых на время доставки на орбиту могут быть уменьшены до размеров транспортных контейнеров ракет-носителей. Прототипами современных КПО стали пространственные преобразуемые конструкции: выдвигаемые (ферменные), параболические и крупногабаритные кольцевые антенны, а также оболочечные конструкции [1]. При их проектировании был использован опыт промышленного применения закономерностей геометрического изгиба и разворачивания поверхностей для создания плоскосворачиваемых труб, сварных ме-

таллических полотнищ резервуаров и других подобных изделий.

Для оптимизации грузопотока наиболее эффективным методом изготовления крупногабаритных конструкций в космосе является их сборка из структурных элементов, доставляемых с Земли в компактном состоянии. Одной из первых преобразуемых конструкций ИЭС была трубчато-тросовая трехгранная ферма с расчетной длиной до 100 м, складываемая в компактный пакет высотой 650 мм. Продольные трубчатые элементы фермы (лонжероны), образованные из незамкнутого профиля типа STEM, формировались в специальных устройствах из сматываемой с рулона ленты непосредственно в процессе раскрытия конструкции, а готовые секции соединялись между собой тремя сварочными устройствами, ориентированными по оси каждого из лонжеронов. Обладая высокой несущей и демпфирующей способностью при минимальной массе, конструкция имела достаточно сложный алгоритм работы формосборочного агрегата. По этой причине для проведения эксперимента на орбите впоследствии была создана менее компактная, но более надежная четырехгранная преобразуемая ферма с шириной грани 450 мм, рабочей длиной до 15 м и длиной в сложенном (компактном) состоянии 500 мм [2]. Эксперименты по раскрытию и складыванию фермы успешно прошли в 1986 г. на орбитальной станции "Салют-7" и подтвердили возможность эксплуатации длинномерных несущих конструкций, изготавли-

ваемых на Земле и разворачиваемых до проектных размеров в космосе. Следует также упомянуть удачное конструктивное решение преобразуемой несущей фермы массой 48 кг для солнечной батареи (СБ), имеющей полную длину 15 м и массу 250 кг. Испытания раскрытия фермы в условиях орбитального полета прошли в 1997 г. при монтаже СБ на модуле "Квант". При создании пространственных конструкций космического назначения были апробированы инженерные решения, используемые в современных КПО. Так, раскрытие кольцевых антенн диаметром 20 м на грузовых кораблях "Прогресс" происходило за счет энергии, накопленной упругими поясами при сворачивании или же проволочными приводами из никелида титана – сплава с эффектом памяти формы; раскрытие острофокусных параболических антенн с диаметрами 1 и 2,5 м осуществлялось пружинным контуром, а оболочечных конструкций всех типов – созданием избыточного давления во внутренней полости.



а

б

Рис. 1. Прототип тороидальной лунной обитаемой станции (Toroidal Lunar Habitat) компании ILC Dover (США) (а) и проект сегмента МКС с мягкой оболочкой компании "Бигелу эйроспейс" (б)

В мировой космической технике класс преобразуемых конструкций развивался по пути создания надувных или складных оболочек, главным недостатком которых может считаться отсутствие достаточной жесткости объекта после трансформации. Использование несущих мягких оболочек стало одним из первых удачных решений снижения массы искусственных спутников Земли. В частности, в США реализованы проекты запуска на околоземную орбиту трех спутников научного назначения и серии коммерческих спутников, представляющих собой различные типы мягких трансформируемых оболочек. Известен

проект обитаемых долговременных лунных баз американской компании ILC Dover и НАСА – прототип тороидальной лунной обитаемой станции (Toroidal Lunar Habitat) [5] на основе преобразуемой воздухоопорной конструкции из армированного вектрана и жесткого цилиндрического основания для размещения энергетического оборудования (рис. 1, а). Наконец, в крупном современном проекте НАСА с привлечением компании "Бигелу эйроспейс" [6] должна быть реализована задача создания сегмента МКС с мягкой оболочкой (рис. 1, б).

Современные материалы с новыми свойствами позволяют создавать космические КПО, коэффициент объемной трансформации которых может достигать 10. Однако задача сочетаемости этих параметров с достаточной прочностью и устойчивостью оболочек остается нерешенной. На основании сравнительного анализа существующих классов КПО можно сделать вывод о том, что сочетание технологически приемлемых прочностных характеристик оболочки со значительными коэффициентами трансформации при одновременной герметичности возможно лишь в жестких несущих оболочках [3]. Важность задачи создания и оптимизации эффективных КПО с металлической оболочкой связана также и с отсутствием эластичных материалов, сочетающих необходимую жесткость со способностью длительное время противостоять воздействию факторов космического пространства. На сегодняшний день ИЭС обладает опытом разработки и внедрения широкого спектра КПО разных форм и назначения с жесткой оболочкой, возможность использования которых в условиях открытого космоса может быть подтверждена экспериментальным путем. Опыт практического применения технических устройств данного класса позволил выделить основные проблемы, устранение которых способно существенно расширить сферу применения КПО в космической технике. Решение этих проблем сводится к обеспечению многократной воспроизводимости геометрических параметров с сохранением герметичности, что связано с созданием технологии вакуум-плотных неразъемных

соединений, а также к обеспечению стабильности прочностных характеристик преобразованной оболочки. Очевидно, что сварка является практически единственным методом построения металлических герметичных оболочечных конструкций, а при создании преобразуемых оболочек крайне важно сочетание прочности, пластичности

и герметичности сварных швов. Следует отметить, что сварочное и вспомогательное оборудование, технологические процессы и методы контроля качества неразъемных соединений, которые используются сегодня при создании преобразуемых оболочек, являются оригинальными разработками ИЭС.



Рис. 2. Конструктивные решения складчатых КПО с оболочкой из аустенитных сталей толщиной 0,1–0,2 мм

Разработанные способы формоизменения оболочечных конструкций с использованием принципов наложения и зеркального отображения позволили создать широкий спектр складчатых КПО на основе пространственных тел вращения – сферы, эллипсоида и т.д., а также периодического профиля прямоугольного сечения. В большинстве случаев практическое решение задачи реализуется замещением поверхности семейством равных сегментов, последовательно складываемых изгибанием по линиям сопряжения вплоть до взаимного наложения с образованием компактного пакета. На рис. 2 показаны различные решения складчатых преобразуемых конструкций со сварной оболочкой из аустенитной стали толщиной 0,1–0,2 мм и коэффициентами трансформации – отношением длины в компактном и преобразованном состоянии, достигающими 10 [1].

Наиболее перспективными с точки зрения надежности, эффективности использования рабочего пространства и простоты изготовления являются конструкции на основе линейчатых поверхностей нулевой гауссовой кривизны, которые могут быть изометрически развернуты в плоскость. Разработанные в ИЭС технологии позволяют осуществлять подобное преобразование конструкций из реальных материалов (листового металла), замещая боковую поверхность цилиндра складчатой поверхностью, а конусы – линейчатой поверхностью, образованной гладкими кривыми в любом осевом сечении. По сути, это отличие двух типов конструкций и определяет технологические и эксплуатационные преимущества конических КПО и делает предпочтительным их использование в аэрокосмической технике.

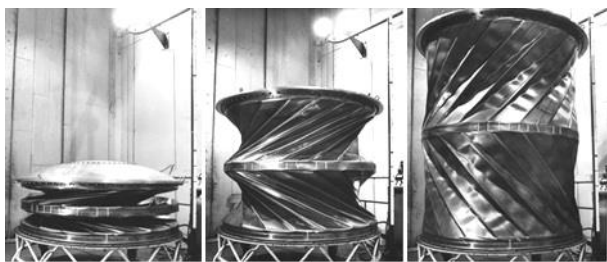


Рис. 3. Стадии преобразования трансформируемой цилиндрической КПО, полученной сопряжением двух гиперболоидных складок с диаметром 2 м (материал – сталь 12Х18Н10Т, толщина 1 мм)

Одним из подходов к созданию преобразуемых конструкций цилиндрического типа является использование гиперболоидных складок, позволяющих преобразовать поверхность оболочки в однополостный гиперболоид и развернуть ее в плоскость. Совместно со специалистами РКК "Энергия" (Россия) был разработан шлюзовой отсек диаметром 2 м и высотой 2,2 м, имеющий в транспортном положении высоту 500 мм, последовательные стадии преобразования которого в процессе проведения стендовых испытаний показаны на рис. 3. К сожалению, установка отсека на станции "Мир" не была осуществлена из-за массогабаритного дефицита станции [1].



Рис. 4. КПО конического типа: длинномерные несущие КПО с коэффициентом трансформации $K_T=40$ (а); КПО резервуарного типа с объемом 40 м³ (б) и двухстенчатые КПО (в)

На рис. 4, а представлена КПО конического типа, полученная объединением в единую структуру с помощью вакуумплотных сварных соединений большого количества равных трансформируемых оболочек, в компактном и преобразованном состоянии. Важно отметить, что избыточное давление во внутренней полости оболочки поддерживается лишь для осуществления процесса трансформации, и после раскрытия конструкции к проектным размерам ее герметичность не является обяза-

тельной. Подобные структуры могут выполнять функции несущих конструкций в условиях орбитального полета, имея коэффициент трансформации до 40 при использовании в качестве конструкционных материалов титана и аустенитных сталей с толщинами не более 0,1–0,2 мм. Появление остаточных кольцевых гофр на поверхности конических оболочечных элементов после раскрытия значительно повышает их жесткость. В частности, масса полезной нагрузки, закрепленной на свободном торце длинномерной многоконусной КПО, может превышать массу самой несущей конструкции, сохраняющей при этом устойчивость. Далее, на рис. 4, б представлена крупногабаритная КПО резервуарного типа с объемом 40 м³, прошедшая успешные испытания в наземных условиях; как известно, идея использования таких конструкций при организации долговременных лунных баз (ДЛБ) была сформулирована еще несколько десятилетий назад.

В последние годы в ИЭС проводятся испытания подобных типов КПО с двойной оболочкой [4] с разделенными функциями несущей и ограждающей поверхности, что существенно повышает надежность конструкции (рис. 4, в), и проведены успешные эксперименты по многократной прямой и обратной трансформации.

Использование КПО в аэрокосмической технике накладывает определенные ограничения на классические подходы при проектировании жестких несущих оболочек. При создании КПО аэрокосмической техники с целью снижения массы используются минимальные толщины конструкционных материалов оболочки, при которых может быть обеспечена необходимая прочность конструкции без потери ее функциональных свойств. Соответственно тепловые процессы в материале при циклическом нагреве характеризуются высокими температурными градиентами, определяющими сложные напряженно-деформированные состояния конструкции. При этом исключается возможность использования защитных покрытий из материалов, устойчивых к

воздействию факторов космического пространства (ФКП). При проектировании КПО также необходимо учитывать тот факт, что заданные термооптические характеристики, определяемые природой используемых конструкционных материалов и их шероховатостью, в процессе орбитального полета подвержены существенным изменениям, главным образом, по причине сублимации металлов в вакууме и воздействия метеорной пыли. При продолжительном соприкосновении между фрагментами поверхности металлической КПО под действием ФКП могут возникать устойчивые неразъемные соединения, образованные диффузной сваркой. Указанный фактор может являться дополнительным аргументом в пользу выбора конструктивной схемы КПО конического (многоконусного) типа – данный тип конструкции представляет собой единственную трансформируемую оболочку, которая в компактном сложном состоянии не имеет взаимных касаний точек поверхности.

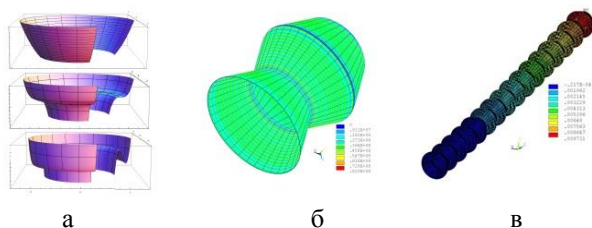


Рис. 5. Математическое моделирование движения поверхности конструкции в процессе раскрытия (а) и полученные на его основе результаты динамического конечно-элементного моделирования напряжений в многоконусной КПО на окончательной стадии раскрытия (б); суперпозиционная модель изополей деформаций в длинномерной КПО с закрепленной на свободном торце полезной нагрузкой, испытывающей влияние характерных факторов космического пространства (в)

Разработанные в ИЭС технологии автоматизированного проектирования КПО конического типа позволяют на базе математической модели движения реальных оболочек (рис. 5, а) определять для них любые геометрические параметры в любой момент процесса преобразования. Созданные суперпозиционные механико-математические модели позволяют при помощи методов конечно-элементного моделирования получать в динамике данные прочностного анализа конических оболочек и конструкции в целом. На рис. 5, б представлен фрагмент динамической конечно-элементной модели многоконусной КПО, иллюстрирующий характер распределения напряжений в оболочке конструкции на окончательной стадии раскрытия; на рис. 5, в – результат моделирования изополей деформаций в длинномерной КПО с закрепленной на свободном торце полезной нагрузкой, испытывающей влияние характерных факторов космического пространства – допустимых ускорений и широкополосной случайной

вибрации с наложением максимальных значений температурных воздействий.

Логическим продолжением работ по созданию несущих конструкций преобразуемого объема должен стать совместный космический эксперимент ИЭС им. Е.О. Патона и РКК "Энергия", который планируется провести на борту РС МКС в 2015 г. Среди других причин – необходимость создания длинномерной КПО для проведения эксперимента по ее раскрытию в условиях космического пространства обусловлена существованием проблемы собственной внешней атмосферы космических аппаратов. В частности, Международная космическая станция представляет собой сложную пространственно-разветвленную конструкцию, модули которой покрыты экранно-вакуумной тепловой изоляцией (ЭВТИ). Под влиянием факторов космического пространства, в первую очередь, вакуума и солнечной радиации, происходит десорбция с поверхности ЭВТИ различных элементов. В связи с этим вакуум на поверхности станции понижается по сравнению с вакуумом космического пространства соответствующей орбиты на несколько порядков; для обеспечения нормальной работы научной аппаратуры различного назначения необходимо ее отнесение от поверхности станции. КПО обеспечивает удаление от поверхности космического аппарата, являясь при этом относительно простым узлом с достаточной жесткостью, который характеризуется легкостью монтажа и раскрытия. Результаты космического эксперимента должны подтвердить возможность эффективной эксплуатации преобразуемых несущих оболочек, подверженных влиянию ФКП, при длительной экспозиции, достигающей периода двух и более лет.

Список использованной литературы

1. Космос: технологии, материаловедение, конструкции: Сб. науч. тр. / Под ред. Б.Е. Патона. – К.: ИЭС им. Е.О. Патона НАН Украины, 2000. – 528 с.
2. Патон Б.Е., Лапчинский В.Ф. Сварка и родственные технологии в космосе. – К.: Наук. думка, 1998. – 183 с.
3. Патон Б.Е., Лобанов Л.М., Волков В.С. Конструкции преобразуемого объема (Обзор) // Автомат. сварка. – 2011. – № 12 (704). – С. 30–39.
4. Лобанов Л.М., Волков В.С. Разработка технологии изготовления двухстенчатой сварной конструкции преобразуемого объема // Автомат. сварка. – 2012. – № 10 (714). – С. 37–42.
5. Воздухоопорные сооружения для военных целей // www.ilcdover.com
6. Модуль BEAM // www.bigelow aerospace.com

Статья поступила 26.06.2013