

УДК 681.128: 629.7.063.6

В. Б. Мазуренко

*ГП «КБ “Южное” имени М.К. Янгеля»*

## **ОБЗОР ПРИМЕНЯЕМЫХ МЕТОДОВ ИЗМЕРЕНИЯ УРОВНЯ ЖИДКОГО ТОПЛИВА В БАКАХ НИЖНИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

У статті зібрано інформацію про методи, які застосовуються для вимірювання рівня рідких компонентів палива в баках нижніх ступенів сучасних і найбільш відомих ракет-носіїв минулих поколінь. Огляд охоплює ракетно-космічні системи США, Європи, СРСР, України та Росії і становить практичний інтерес для розробників бортових систем вимірювання рівня палива.

*Ключові слова:* ракета-носій, вимірювання рівня, система контролю заправки, система управління витрачанням палива.

В статье собрана информация о методах, применяемых для измерения уровня жидких компонентов топлива в баках нижних ступеней современных и наиболее известных ракет-носителей прошлых поколений. Обзор охватывает ракетно-космические системы США, Европы, СССР, Украины и России и представляет практический интерес для разработчиков бортовых систем измерения уровня топлива.

*Ключевые слова:* ракета-носитель, измерение уровня, система контроля заправки, система управления расходом топлива.

The article collects information about methods used for level measuring of the liquid propellant in tanks of lower stages of the modern launch vehicles and the most famous ones of the past. The review covers the space-rocket systems of the USA, Europe, the Soviet Union, Ukraine and Russia and it is interesting for practice of designers of on-board fuel level measuring systems.

*Keywords:* launch vehicle, level measurement, level monitoring system, propellant utilization control system.

### **Введение**

Задача измерения уровня топлива в баках изделия возникает перед разработчиками практически всех ракет-носителей (РН). Это вызвано необходимостью определения уровня компонентов топлива (КТ) как в процессе предстартовой подготовки для проведения дозирования и подпитки баков ракеты, так и в процессе полета ракеты-носителя в целях оптимизации расходования топлива и определения момента окончания выработки компонентов. В некоторых случаях требуется получить экспериментальные данные о параметрах колебаний поверхности жидкого топлива в баках, для чего должны быть организованы соответствующие измерения.

Несмотря на наличие достаточно большого объема задач и характерной для ракетной техники специфики их решения, вопросы проектирования систем измерения уровня для ракет-носителей практически не находят своего отражения в научно-технической литературе и периодических изданиях. Объяснением этому, по всей видимости, могут служить два обстоятельства. Во-первых, традиционная «закрытость» ракетной тематики, стремление избежать раскрытия деталей. И, во-вторых, высокая доля прикладной составляющей в решении указанных задач, их преимущественно инженерная направленность в сравнении, например, с разработкой высокоэффективных двигательных установок.

В то же время, потребность в информации о применяемых в ракетной технике системах измерения уровня существует, ее обобщение и представление является весьма актуальной задачей. Разработкой подобных систем занимается ограниченное число лабораторий, которые по своему направлению работ давно уже превратились в своеобразные «школы». Обмен информацией между ними практически отсутствует. Поэтому сведения об уровнемерных системах, применяемых в ракетной технике других стран и других компаний, предоставляют собой важную информацию для этих лабораторий, необходимую при выборе направлений исследовательских работ.

В настоящей статье впервые производится попытка собрать и обобщить данные открытых источников о бортовых системах измерения уровня компонентов топлива ракет-носителей. В силу отсутствия, как отмечено ранее, развернутой информации об этих системах статья в большинстве случаев ограничивается указанием метода измерения и условий измерений, в частности: тип компонента, его объем (масса), а также характерные размеры топливной емкости. В статье рассматриваются задачи измерения уровня исключительно в применении к нижним ступеням ракет-носителей. Верхние ступени РН не являются предметом данной статьи, так как заправка этих ступеней в основном производится высококипящими компонентами топлива, без применения бортовых измерителей уровня, а измерение объема (массы) жидкого топлива в процессе полета верхних ступеней производится при низких значениях продольной перегрузки, что является отдельной, значительно отличающейся от случая нижних ступеней, задачей. Ее решение не всегда производится уровнемерными методами, поскольку измерение уровня в подобных условиях сопряжено с целым рядом технических трудностей. Данное направление работ в большей степени связано с решением задачи измерения объема (массы) жидкого топлива в топливных емкостях космических аппаратов – задачи, которая в последнее время активно исследуется, результаты работ публикуются в научно-технической периодической печати.

Объектом рассмотрения настоящей статьи являются современные ракеты-носители, находящиеся в эксплуатации. В то же время в статье приведены определенные сведения о системах измерения уровня некоторых, наиболее известных носителей прошлых поколений, таких систем: Saturn-V, Space Shuttle и «Энергия-Буран». Необходимо отметить, что информацию по рассматриваемому вопросу в отношении азиатских ракет-носителей, таких как

японские ракеты семейства Н-2, китайские семейства LM, индийские PSLV и GSLV, – в открытых источниках выявить не удалось, вследствие чего настоящий обзор нельзя признать полным. Также отсутствует информация о ракете-носителе Falcon частной американской компании Space-X.

### **Методы измерения уровня жидкости**

Известно достаточно большое количество методов измерения уровня жидкости. Все они основаны на различии свойств вещества жидкой среды и свойств вещества газообразной среды. Каждый метод использует различие в каком-либо свойстве, как правило – в одном, например, плотности или проводимости. Название метода в большинстве случаев отражает название свойства вещества, положенного в основу измерений. Наибольшее распространение получили такие методы измерения уровня, как визуальные, гидростатические, емкостные, поплавковые, кондуктометрические, высокочастотные, сверхвысокочастотные, акустические (в том числе ультразвуковые), вибрационные, радиоизотопные, тепловые, оптические, волоконно-оптические. Все эти методы измерений описаны в работе [1].

Имеются три типа первичных измерительных преобразователей:

Сигнализаторы уровня – устройство для фиксации прохождения уровнем жидкости заданной точки.

Дискретные датчики уровня – устройство, формирующее информацию об уровне жидкости по показаниям в отдельных точках, расположенных по высоте емкости.

Непрерывные датчики уровня – устройства для непрерывного (по высоте емкости) измерения уровня жидкости.

В связи с наличием на борту РН специфичных условий и ограничений, далеко не все перечисленные выше методы могут быть использованы для построения бортовых систем измерения уровня. Если в обычных условиях к уровнемерам предъявляются такие требования, как высокая избирательность и высокая чувствительность показаний при достаточных показателях надежности, то для применения на борту ракеты-носителя уровнемер должен обладать способностью к работе в агрессивных и взрывоопасных средах, способностью к работе в условиях криогенных температур, отвечать повышенным требованиям по надежности, обладать минимальными габаритами и весом, а также обеспечивать высокую точность измерений. Существуют и другие, специальные требования, среди которых можно назвать способность к проведению измерений в условиях колебаний зеркала жидкости, выполнение требований по обеспечению чистоты внутритакового пространства, электромагнитная совместимость и ряд других.

Таким образом, представляет большой практический интерес информация о том, какие методы измерения получили распространение в бортовых системах измерения уровня КТ ракет-носителей разных стран и производителей. Эта информация представлена в следующем разделе.

## Измерения уровня жидкого топлива в баках ракет-носителей

### Saturn-V

На борту ракеты-носителя Saturn-V устанавливались следующие средства измерения уровня жидкости: датчики контроля заправки, датчики уровня КТ в баках и датчики колебаний поверхности жидкого топлива; также устанавливались сигнализаторы окончания компонентов топлива. Сигнализаторы окончания КТ разрабатывались компанией Pioneer-Central Div. Датчики уровня разработаны компанией Trans-Sonic Inc. и построены на емкостном методе. Описание способа измерения, примененного разработчиками датчиков уровня, изложены в работе [2].

Приведенные в настоящей статье сведения о РН Saturn V, а также данные об устройстве ее составных частей и узлов, представлены в документах [3] и [4].

### Saturn-V, первая ступень S-IC

Разработчик ступени: Boeing

Горючее: керосин RP-1

Количество: 635 т

Окислитель: жидкий кислород

Количество: 1440 т

Диаметр ступени (баков): 10 м.

*Таблица*

Топливная система горючего					
Датчик	Расположение	Количество	Метод	Тип	Потребитель информации
Датчик контроля заправки	В верхней части бака	1	Емкостной	Непрерывный	Система заправки горючего <sup>1</sup>
Датчик окончания горючего	На нижнем днище	4 <sup>2</sup>	Оптический	Сигнализатор	Система управления РН
Датчик уровня горючего	По высоте бака	1	Емкостной	Непрерывный	Система телеметрических измерений <sup>3</sup>
Датчик колебаний	По высоте бака	4	Емкостной	Непрерывный	Система телеметрических измерений <sup>3</sup>
Топливная система окислителя					
Датчик контроля заправки	В верхней части бака	1	Емкостной	Непрерывный	Система заправки окислителя
Датчик окончания окислителя	В расходной магистрали	5 <sup>4</sup>	Оптический	Сигнализатор	Система управления РН
Датчик уровня окислителя	По длине бака	4	Емкостной	Непрерывно-дискретный <sup>5</sup>	Система телеметрических измерений <sup>3</sup>
Фотокамера	В спасаемой капсуле на передней юбке, оптические линзы – в люке верхнего днища	2	Оптический	Непрерывный по высоте бака, дискретный по времени	Информация возвращается на Землю

**Примечания к таблице:** <sup>1</sup> – для расчета и назначения уровня заправки в системе используются показания девяти датчиков температуры, расположенных в трех поясах по три датчика в каждом: первый пояс – в

зоне нижнего днища, второй – в средней по высоте части бака и третий – в зоне верхнего днища; по датчикам определяется среднемаховая температура горючего и, соответственно, его плотность;

<sup>2</sup> – дублирующий канал формирования команды на выключение двигателей; срабатывание по схеме 2 из 4-х;

<sup>3</sup> – первая ступень РН Saturn-V не оснащалась системой опорожнения баков;

<sup>4</sup> – основной канал формирования команды на выключение двигателей; срабатывание по схеме 2 из 5-х;

<sup>5</sup> – датчики в своей совокупности обеспечивают измерение уровня окислителя по всей высоте бака и составляют набор из 4-х секций непрерывного измерения, разделенных сигнализаторами уровня.

Особенностью заправки РН Saturn V являлось существенное разделение по времени заправки РН керосином и жидким кислородом. Заправка горючим начиналась за 30 дней до пуска и занимала около 100 часов. Заправка производилась до уровня 102%, а за час до пуска осуществлялась корректировка до требуемого уровня путем слива излишнего количества компонента. Заправка окислителем – скоростная, начиналась за 6 часов до пуска, занимала около часа и оставшееся до пуска время производилась подпитка бака.

### **Saturn-V, вторая ступень S-II**

Разработчик ступени: North American

Горючее: жидкий водород

Количество: 69,4 т

Окислитель: жидкий кислород

Количество: 358 т

Диаметр ступени (баков): 10 м.

Измерения уровня в каждом баке второй ступени РН Saturn-V производились единым комплектом датчиков, а показания этих датчиков использовались для решения всех задач, за исключением задачи определения окончания топлива. В каждом баке имелось по два датчика уровня, установленных рядом, параллельно друг другу. Один из них производил непрерывные измерения, другой являлся набором из 14-ти сигнализаторов уровня, распределенных по высоте. Датчики использовали емкостный метод измерения. Информация об уровне компонентов во время предстартовой подготовки поступала в наземное технологическое оборудование, во время полета она поступала в систему управления и систему телеметрических измерений. Таким образом, одни и те же датчики уровня использовались как для управления заправкой, так и для управления полетом РН.

Следует отметить, что информация от датчиков уровня в процессе полета не использовалась напрямую для управления расходом топлива. Соотношение компонентов топлива изменялось по заранее заданной программе. Информация от датчиков использовалась для определения системой управления массы топлива на борту РН [3].





Информация о ступени Common Centaur системы Atlas V приводится по документу [8].

В качестве датчиков уровня заправки используются такие же тепловые датчики уровня, что и на ступени Centaur. Отличие состоит в том, что измерения производятся в режиме постоянного тока (cold wire).

В системе регулирования соотношения компонентов используется гидростатический метод измерения уровня компонентов топлива. При модернизации ступени Centaur для ее применения в составе РН Atlas V емкостные датчики уровня были заменены на дифференциальные датчики давления. Датчики давления устанавливаются снаружи баков в количестве 3 штук, дублируя друг друга. По показаниям датчиков рассчитывается масса водорода и кислорода, а также величина рассогласования между массами компонентов в баках ступени.

На ступени также устанавливаются датчики окончания горючего и окончания окислителя, сигналы от которых используются для формирования команды на выключение двигателя. Данные о методе измерения, количестве и местах установки датчиков в открытой печати не приводятся.

### **Atlas III, Atlas V – Первая ступень**

Разработчик ступени: Lockheed Martin Space Systems

Горючее: керосин RP-1

Окислитель: жидкий кислород

	<i>Atlas-3</i>	<i>Atlas-5</i>
Суммарное количество топлива	183 т	284 т
Диаметр ступени (баков):	3,05 м	3,81 м

Для определения в процессе полета количества компонентов топлива в баках первой ступени ракет-носителей Atlas III и Atlas V применяется гидростатический метод измерения уровня [9], для чего на ступени устанавливаются дифференциальные датчики давления.

В качестве датчика окончания окислителя используется оптический сигнализатор уровня.

### **Delta IV**

Разработчик: Boeing

Горючее: жидкий водород

Окислитель: жидкий кислород

	<i>Первая ступень</i>	<i>Вторая ступень</i>	
Суммарное количество топлива	200 т	20 т	27 т
Диаметр ступени (баков):	5 м	4 м	5 м

Двигатели первой (RS-68A) и второй ступеней (RL10B-2) РН Delta IV не имеют в своем составе средств управления соотношением компонентов топлива в процессе работы двигателя, в связи с чем на борту РН Delta IV отсутствуют системы опорожнения баков. Измерения уровня топлива на первой ступени проводятся в целях контроля заправки и выполняются тепловыми датчиками уровня, аналогичными тем, что применялись для этих целей в подвесном топливном баке системы Space Shuttle. На второй ступени в нижней части баков



устанавливаются дифференциальные датчики давления, которые проводят измерение уровня компонентов топлива гидростатическим методом, для чего датчики через измерительную трубку, проложенную внутри бака, также замеряют давление в свободном газовом объеме бака. Данные поступают в систему телеметрических измерений для проведения послеполетного анализа, в ходе которого на основе показаний датчиков давления и текущих значений продольной перегрузки определяются значения массы компонентов топлива в полете [9].

В настоящее время проводятся работы по созданию нового двигателя RL10C-1, который будет установлен на второй ступени ракеты-носителя Delta IV. Данный двигатель позволит производить управление соотношением компонентов топлива. Предусматривается, что после замены двигателя в состав второй ступени будет введена система опорожнения баков [10].

### **Arian 5**

Разработчик: Astrium

Горючее: жидкий водород

Окислитель: жидкий кислород

	<i>Первая ступень (EPC)</i>	<i>Вторая ступень (ESC-A)</i>
Суммарное количество топлива	158 т	14,9 т
Диаметр ступени (баков):	5,4 м	5,4 м

Для измерения уровня компонентов топлива в баках РН Ariane 5 используются емкостные датчики уровня разработки и изготовления компании Air Liquide.

В описании [11] указывается, что первая ступень оснащена сигнализаторами окончания КТ, однако тип сигнализаторов не приводится.

### **Союз, Союз-2**

Разработчик: ЦСКБ «Прогресс»

Горючее: керосин

Окислитель: жидкий кислород

<i>Количество топлива</i>	<i>Блоки Б, В, Г, Д</i>	<i>Блок А</i>	<i>Блок И</i>
Горючее:	11,3 т	26,3 т	7,6 т
Окислитель:	27,9 т	63,8 т	17,8 т
Диаметр ступени (баков):	2,68 м	2,95 м	2,66 м

Технические данные ракеты-носителя приводятся по документу [12].

Блоки первой и второй ступеней (А, Б, В, Г, Д) оснащены датчиками уровня системы СОБИС – системы регулирования опорожнения баков и синхронизации ракетных блоков. Датчики установлены в каждом топливном баке каждого блока. Они представляют собой дискретные датчики емкостного типа с 32-мя чувствительными элементами, распределенными по высоте датчика [13]. Высота пластин конденсаторов чувствительных элементов составляет 5 – 9 мм [14]. В баках третьей ступени (Блок И) установлены датчики уровня системы СОБ, которые также представляют собой емкостные дискретные датчики уровня.

В качестве датчиков системы измерения уровня заправки на всех нижних ступенях ракеты используются емкостные непрерывные датчики уровня высотой 500 – 700 мм [14]. Точность измерения уровня составляет  $\pm 0,5\%$  [15].

## Протон-М

Разработчик: КБ «Салют»

Горючее: несимметричный диметилгидразин

Окислитель: азотный тетраксид

	<i>1-я ступень</i>	<i>2-я ступень</i>	<i>3-я ступень</i>
Суммарное количество топлива:	428 т	157 т	46,6 т
Диаметр баков горючего:	1,7 м (4 шт.)	4,1 м	4,1 м
Диаметр баков окислителя:	4,1 м	4,1 м	4,1 м

Технические данные ракеты-носителя приводятся по документу [16].

Ракеты-носители семейства «Протон» изначально оснащались поплавковыми индуктивными датчиками уровня дискретного типа системы контроля заправки и емкостными дискретными датчиками уровня системы СОБ, которая с внедрением на РН «Протон-М» цифровой системы управления была преобразована в систему управления расходом топлива (СУРТ). Достаточно подробное описание этих датчиков представлено в книге [17].

В ходе проведенных модернизаций ракеты-носителя «Протон» замена датчиков указанных систем не проводилась.

## Энергия

Разработчик: РКК «Энергия»

Разработчик блока А: КБ «Южное»

	<i>Первая ступень</i>	<i>Вторая ступень</i>
	<i>Блок А (4 шт.)</i>	<i>Блок Ц</i>
Горючее:	керосин	жидкий водород
Окислитель:	жидкий кислород	

*Количество топлива*

Горючее:	85,3 т	101 т
Окислитель:	221	603 т
Диаметр ступени (баков):	3,9 м	7,75 м

Измерения уровня компонентов жидкого топлива проводились на РН «Энергия» для целей заправки, управления расходом топлива (блоки А), определения окончания компонентов топлива (блок Ц), а также в целях сбора данных для послеполетного анализа (блок Ц).

Система контроля заправки (СКЗ) РН «Энергия» представляла собой единую систему, которая передавала в автоматизированную систему управления подготовкой и пуском (АСУ ПП) информацию об уровнях компонентов топлива во всех баках первой и второй ступеней. Данная информация использовалась как для решения собственно задачи дозирования, так и для обеспечения синхронности заполнения топливных емкостей блоков в процессе заправки. Соответственно, в баках всех ступеней были установлены емкостные датчики уровня двух типов: непрерывные и дискретные. Непрерывные датчики с электрической емкостью 500–600 пФ обеспечивали

измерение уровня в ограниченном переделами доз заправки диапазоне, находящемся в верхней части баков. Дискретные датчики содержали набор чувствительных элементов (ЧЭ), распределенных по всей высоте баков, и давали информацию о достижении зеркалом жидкости определенного фиксированного уровня. Для определения текущего значения высоты уровня компонента топлива в баках ракеты в дополнение к информации от дискретных датчиков уровня в АСУ ПП использовалась информация от датчиков давления в дренажных и заправочных магистралях: промежуточное количество топлива между фиксированными точками определялось по разности показаний указанных датчиков. И непрерывные, и дискретные датчики уровня были дублированы, имея в своем составе основной и дублирующий каналы. Каждому каналу каждого датчика в системе контроля заправки был выделен отдельный канал измерения. Точность заправки топливных отсеков второй ступени составила  $\pm 0,6$  % по баку окислителя и  $\pm 0,7$  % по баку горючего. Все датчики контроля уровня заправки, как и СКЗ в целом, были разработаны РКК «Энергия». Детальное описание СКЗ приведено в работе [18].

В системе СУРТ первой ступени (блоки А) использовались те же поплавковые датчики уровня дискретного типа с индуктивной связью поплавок с измерительной схемой, что и на первой ступени РН «Зенит».

Управление расходом топлива во время работы двигательной установки второй ступени сводилось к поддержанию предварительно заданного постоянного соотношения расходов компонентов топлива, в связи с чем датчики уровня в этой системе не использовались. С другой стороны, отключение двигателей второй ступени могло быть произведено по выработке одного из компонентов топлива, для чего в нижней части бака горючего были установлены пять сигнализаторов уровня и еще пять датчиков, регистрирующих появление газовой фазы в жидкости, устанавливались на входе в каждый двигатель. Метод измерения, применяемый в этих датчиках, не указывается.

В составе средств телеметрических измерений второй ступени предусматривались следующие измерители уровня.

По оси баков, в качестве средства измерения действительного уровня жидкого водорода (кислорода) при заправке, опорожнении и окончании выработки горючего (окислителя), располагались штанги тепловых датчиков уровней компонентов топлива. Тепловые датчики уровней являлись дискретными датчиками с чувствительными элементами в виде термометров сопротивления, выдающих сигнал, по величине, зависящий от того, находится ли чувствительный элемент в жидкости или же ЧЭ находится в газовой среде. Каждый из двух баков оснащался тепловым датчиком уровня с десятью дискретными точками. По два датчика, но только с одним чувствительным элементом этого же типа, устанавливались в нижней части каждого бака для проведения измерений при начальных уровнях заправки и при окончании топлива в баках.

Дополнительно, на первых образцах ракет-носителей для определения характеристик процесса колебаний зеркала жидкости по образующей баков

располагалась сеть датчиков колебаний. Используемый в датчиках метод измерения не указывается.

Данные о РН «Энергия» приведены по материалам [19].

### **Зенит**

Разработчик: КБ «Южное».

Горючее: керосин.

Окислитель: жидкий кислород.

	<i>Первая ступень</i>	<i>Вторая ступень</i>
Горючее:	88,8 т	22,8 т
Окислитель:	234 т	58,9 т
Диаметр ступени (баков):	3,9 м	3,9 м

Технические данные ракеты-носителя приводятся по документу [20].

Первая и вторая ступени ракеты-носителя «Зенит» оснащены поплавковыми датчиками уровня дискретного типа с индуктивной связью поплавка с измерительной схемой. Датчики установлены в каждом баке, при этом датчики системы СУРТ и датчики системы контроля заправки представляют собой отдельные, не связанные конструктивные узлы. Датчики СУРТ установлены вдоль оси баков, их чувствительные элементы распределены по высоте бака. Датчики СКЗ установлены в верхней части бака и охватывают диапазон заправки.

### **KSLV, первая ступень**

Разработчик: КБ «Салют».

Горючее: керосин.

Окислитель: жидкий кислород.

Суммарное количество топлива: до 127 т.

Диаметр ступени (баков): 2,9 м.

Первая ступень корейской РН KSLV разработана и изготовлена российским ГКНПЦ им. Хруничева и, по существу, представляет собой универсальный ракетный модуль УРМ-1 ракеты-носителя «Ангара», находящейся в настоящее время в разработке. Известно, что ступень оснащается приборами системы контроля заправки и уровнемером системы управления расходом топлива [21], однако тип датчиков этих систем не раскрывается.

### **Выводы**

Собранные данные о системах измерения уровня жидкого топлива в баках нижних ступеней ракет-носителей показывают следующее.

1. Для датчиков систем контроля заправки используются емкостный, тепловой и поплавковый методы измерения уровня. Емкостные датчики – непрерывного типа, тепловые и поплавковые – дискретного.

2. Для датчиков систем опорожнения баков и управления расходом топлива используются емкостный, гидростатический и поплавковый методы. Датчики на основе емкостного и поплавкового методов измерений являются датчиками дискретного типа.

3. В поплавковых датчиках используется индуктивная связь поплавка с измерительной схемой.

4. Для измерений уровня жидкого водорода поплавковый метод не применяется.

5. Просматривается определенный консерватизм в выборе методов измерения уровня для построения бортовых систем ракет-носителей, состоящий в том, что для новых разработок компании обычно продолжают использовать тот же метод измерения, что и для предыдущих разработок. Учитывая, что ни один из методов не обладает неоспоримыми преимуществами по отношению к другим, данный подход реализует стратегию минимизации затрат при создании новых ракетно-космических комплексов, одновременно обеспечивая высокие показатели надежности, в основе чего лежит накопленный разработчиком опыт создания и эксплуатации систем измерения уровня в одном, постоянно развиваемом направлении.

6. Для определения окончания топлива используются тепловые, оптические датчики, датчики давления, магнитострикционные и, очевидно, другие типы датчиков, о которых информация в открытых источниках не представлена. В целом, информация по этим датчикам не может быть классифицирована и обобщена в силу ее недостаточного объема.

## **БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ**

1. Бобровников Г. Н. Методы измерения уровня / Г. Н. Бобровников, А. Г. Катков. – М.: Машиностроение, 1977. – 167 с.
2. Blanchard Robert L. Digital Capacitance System for Mass, Volume, and Level Measurements of Liquid Propellants / Robert L. Blanchard, Robert E. Sherburne // AIAA JOURNAL, 1963. – Т. 1, № 11. – P. 2590–2596. – ISSN 0001-1452.
3. Saturn-V Flight Manual SA-507 / National Aeronautics and Space Administration NASA, 1969. – 246 p. – MSFC-MAN-507.
4. Saturn V News Reference / National Aeronautics and Space Administration NASA, 1968. – 137 p.
5. STS-114 Engine Cut-off Sensor Anomaly: Technical Consultation Report // NASA Engineering and Safety Center National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 2009. – 28 p. – NASA/TM-2009-215567, NESC-RP-05-125/05-045-E.
6. Martinez, Hugo E. Lessons Learned from the Space Shuttle Engine Cutoff System (ECO) Anomalies / Hugo E. Martinez, Ken Welzyn // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit: 31 July 2011 – 03 August 2011, San Diego, California / AIAA PAPERS, 2011. – 14 p. AIAA 2011-5836.
7. Postflight Evaluation of ATLAS-CENTAUR AC-6 / Lewis Research Center NASA, 1965. – 229 p. – NASA TM X-1280.
8. Atlas V Launch Services User's Guide, Revision 11 / United Launch Alliance ULA, 2010. – 420 p.

9. Dodge, Franklin T. Propellant Mass Gauging: Database of Vehicle Applications and Research and Development Studies [*электронный ресурс*] / Franklin T Dodge // NASA Technical Reports Server (NTRS), 2008. – 43 p. – *Режим доступа*: [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080034885\\_2008035423.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080034885_2008035423.pdf). NASA/CR-2008-215281 E-16547.
10. Delta IV Launch Services User's Guide / United Launch Alliance – ULA, 2013. – 293 p.
11. Ariane 5 User's Manual Issue 5 Revision 1 / Airanespace. – Airanespace, 2011. – 271 p.
12. Soyuz at the Guiana Space Centre. User's Manual. Issue 2 – Revision 0 / Arianespace. – Arianespace, 2012. – 244 p.
13. Андриенко А. Я. Модели нештатных ситуаций в работе бортовых систем управления: частный опыт использования моделей при оценивании надежности выведения на орбиту / А. Я. Андриенко, Е. И. Тропова // Управление Большими Системами. – М.: Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова. – РАН, 2008. – Вып. 22. – С. 223–231.
14. Пат. 2445584 Российская Федерация: МПК G 01 F 23/26. Устройство для измерения уровня диэлектрического вещества / В. М. Кутовой, М. И. Заплатин, В. В. Нечаев, С. А. Казаков; патентообладатель ФГУП "НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова". – №2010149827/28; заявл. 03.12.2010; опубл. 20.03.2012, Бюл. № 8. – 13 с.
15. Пат. 2456552 Российская Федерация: МПК G 01 F 23/26, G 01 R 17/10. Способ определения уровня диэлектрического вещества / Б. К. Долгов, С. В. Балакин; патентообладатель ОАО "РКК "Энергия" имени С. П. Королева". – № 2010151714/28; заявл. 15.12.2010; опубл. 20.07.2012, Бюл. № 20. – 12 с.
16. Proton Launch System Mission Planner's Guide, Revision 7 / International Launch Services. – ILS, 2009. – 395 p. – LKEB-9812-1990, Rev. 7.
17. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / [В. Н. Челомей, Д. А. Полухин, Н. Н. Миркин и др.]; *под ред. В. Н. Челомея*. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
18. Балакин С. В. Опыт эксплуатации системы контроля заправки жидкостных ракет как основа создания системы нового поколения / С. В. Балакин, Б. К. Долгов, В. М. Филин // Датчики и системы. – М.: Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, 2005. – Вып. 7. – С. 10–17.
19. Губанов Б. И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления Главного конструктора / Б. И. Губанов. – Нижний Новгород: Изд-во Нижегородского института экономического развития, 1998. – Т. 3. – ISBN 5-93320-002-6.
20. User's Guide, Revision C / Sea Launch Company, LLC. – Boeing Launch Services, 2003. – D688-10009-1.
21. Протокол к Соглашению между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях: 17 октября 2006 г. [*Электронный ресурс*] /

Сайт Федерального космического агентства Российской Федерации. –  
*Режим доступа:* <http://www.federspace.ru/main.php?id=280&did=1084>.

*Надійшла до редколегії 31.10.2013*

УДК 678.02:621.365

Т. А. Манько

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ОСНАСТКА ДЛЯ ТЕРМОМАГНИТНОЙ ОБРАБОТКИ ВО ВРАЩАЮЩЕМСЯ МАГНИТНОМ ПОЛЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК И МОДЕЛЬНЫХ КОРПУСОВ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Дослідження міцнісних показників виробів циліндричної форми із органопластику, затверджених у магнітному полі, що обертається, дозволили розробити способи термодинамічної обробки намотувальних конструкцій, спроектувати та виготовити пристрої для їх реалізації.

*Ключові слова:* магнітне поле, безконтактна обробка, термомагнітна обробка, модельні корпуси.

Исследования прочностных показателей изделий цилиндрической формы из органопластика, отвержденных во вращающемся магнитном поле, позволили разработать способы термодинамической обработки намоточных конструкций, спроектировать и изготовить устройства для их реализации.

*Ключевые слова:* магнитное поле, бесконтактная обработка, термомагнитная обработка, модельные корпуса.

The research of endurance indicators of organoplastics cylindrical products, which have been hardened in rotating magnetic fields, allowed to develop ways of thermodynamic treatment of reeling constructions design and produce devices for their realization.

*Keywords:* magnetic field, noncontact treatment, thermomagnetic treatment, model casings.

**Введение.** В машиностроении широко применяются конструкции из эпоксиорганопластиков. Использование органопластиков для изготовления высоконагруженных силовых конструкций предъявляет повышенные требования к их физико-механическим характеристикам. Поиски путей