

## ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ АДАПТЕРОВ СОВРЕМЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ\*

А. А. Хахленкова<sup>1</sup>, А. В. Лопатин<sup>2, 3</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,  
г. Железнодорожск, Красноярский край, Российская Федерация

<sup>2</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,  
г. Красноярск, Российская Федерация

<sup>3</sup>Институт вычислительных технологий СО РАН, г. Красноярск, Российская Федерация

Техническим устройством, позволяющим осуществить конструкторскую и функциональную связь космического аппарата и ракеты-носителя, является адаптер. Это устройство воспринимает нагрузки, возникающие при наземной эксплуатации и транспортировании космического аппарата, а также при старте ракеты-носителя, поэтому оно должно обладать высокими жесткостью и прочностью. В России необходимая жесткость определяется разработчиком ракеты-носителя в виде требований к собственным частотам системы «КА + адаптер», закрепленной по стыку с ракетой-носителем. Иностранные производители космической техники накладывают ограничения на массу и положение центра масс космического аппарата, предлагая при этом готовые варианты адаптеров с необходимым интерфейсом.

Существуют различные конструктивные схемы адаптеров, при этом главной задачей каждой является обеспечение необходимой жесткости системы «КА + адаптер». В статье приведен обзор вариантов исполнения адаптера для одиночного запуска у различных зарубежных производителей космической техники. Подробно рассмотрены технология изготовления адаптеров, их несущая способность и габаритные размеры, способы соединения с космическим аппаратом. Приведены также способы группового запуска космических аппаратов и соответствующие им конструкции, дана оценка эффективности применения таких конструкций с точки зрения массы выводимого полезного груза.

*Ключевые слова:* адаптер космического аппарата, адаптер полезной нагрузки, групповой запуск космических аппаратов, полезная нагрузка.

### Введение

Космические аппараты (КА) имеют различную форму и размеры, как правило, не позволяющие устанавливать их непосредственно на ракету-носитель (РН). Чтобы разместить КА на конкретной РН, необходимо либо спроектировать КА таким образом, чтобы он идеально подходил к РН, либо разработать переходную систему, которая обеспечит механический интерфейс между КА и РН. Такая переходная система называется адаптером. В стыке между адаптером и КА располагается устройство отделения (УО).

Адаптер КА – это техническое устройство, часть полезной нагрузки (ПН), предназначенное для конструкторской и функциональной связи космического аппарата с ракетой-носителем или разгонным блоком (РБ) [1]. Это устройство воспринимает нагрузки, возникающие при наземной эксплуатации и транспортировании КА, а также при старте ракеты-носителя, поэтому оно должно обладать высокими жесткостью и прочностью. Необходимая жесткость определяется разработчиком ракеты-носителя в виде требований к собственным частотам блока КА, закрепленного по стыку с РН [2–4]. Для различных средств выведения требования к боковой частоте колеблются в пределах от 8 до 12 Гц, к продольной частоте – от 25 Гц и выше. Существуют различные конструктивные схемы адаптеров, при этом главной задачей каждой является обеспечение необходимой жесткости системы «КА + адаптер». Адаптеры,

© Хахленкова А. А., Лопатин А. В., 2018

\* Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57517X0144

служащие для соединения с РН нескольких КА, в зарубежной практике также называются диспенсерами.

## 1. Адаптеры космических аппаратов для одиночного запуска

В отечественной практике задача создания адаптера ложится на плечи разработчика КА, в то время как зарубежные производители предлагают решения, позволяющие установить на РН полезную нагрузку практически с любым интерфейсом. Для анализа адаптеров были отобраны разработки ведущих зарубежных и отечественных фирм: Arianespace, RUAG, United Launch Alliance, Airbus Defence & Space, SpaceX, АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва», АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» и др.

### 1.1 Falcon 9

Компания SpaceX при использовании ракеты Falcon 9 предлагает потребителю два варианта адаптера (рис. 1): легкий для полезной нагрузки массой до 3,453 т и тяжелый для полезной нагрузки массой до 10,886 т [5]. При этом центр масс полезной нагрузки должен удовлетворять требованиям, представленным на рис. 2. SpaceX не опубликовала подробностей о материалах и габаритных размерах адаптера.



Рис 1. Адаптер полезной нагрузки РН Falcon 9

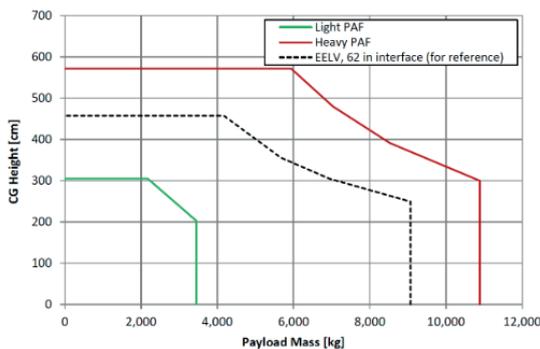


Рис 2. Требования разработчика РН Falcon 9 к полезной нагрузке

### 1.2 Delta II

РН Delta II имеет несколько различных адаптеров, которые используются с двух- и трехступенчатыми версиями ракет-носителей семейства Delta II [6]. Первые две цифры в наименовании адаптера обозначают стыковочный диаметр с ПН в дюймах; вторые две цифры означают его высоту (также в дюймах). Для запуска трехступенчатой версии РН существует четыре стандартных адаптера. Адаптер 3712 (рис. 3) имеет три конфигурации с различными верхними шпангоутами: 3712А, 3712В и 3712С. Масса каждой конфигурации – 45,4 кг. На рис. 4 показано допустимое для адаптера 3712 соотношение массы и положения центра масс КА от плоскости разделения.



Рис 3. Конструкция адаптера 3712

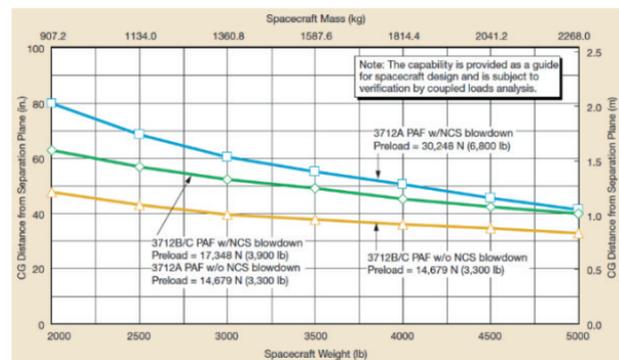


Рис 4. Несущая способность адаптера 3712

United Launch Alliance предлагает также несколько адаптеров для пуска двухступенчатой ракетой. На рис. 5 показан внешний вид адаптеров. В табл. 1 приведена их масса и несущая способность, а также основные размеры ( $d$  – верхний интерфейсный диаметр с КА,  $H$  – высота конструкции). Все адаптеры монолитные (за исключением 4717, состоящего из двух конических оболочек) и изготавливаются фрезерованием из алюминиевого сплава.

В табл. 1 не указан адаптер 3715С, который представляет собой коническую алюминиевую оболочку, подкрепленную стрингерами. Такой адаптер имеет высоту 390 мм и верхний диаметр 959 мм. Масса адаптера равна 86,2 кг. Адаптер 3715С устанавливается на верхний шпангоут вспомогательного интерфейсного кольца высотой 64 мм и затем на вторую ступень РН, либо исполь-

зуется в составе адаптера парной полезной нагрузки (рис. 6).

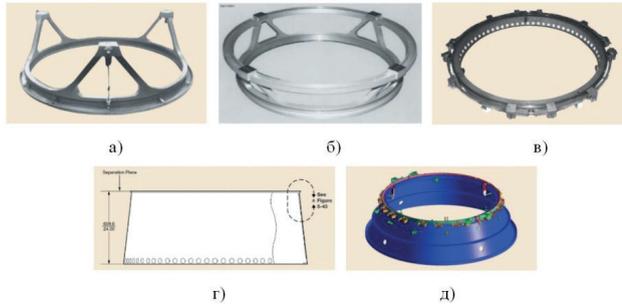


Рис 5. Адаптеры для двухступенчатой РН Delta II

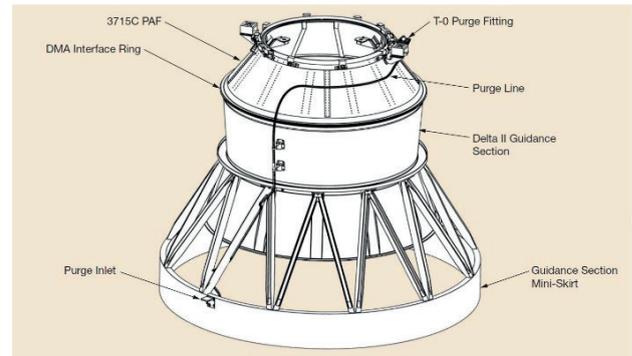


Рис 6. Конструкция адаптера 3715С в составе адаптера для парной полезной нагрузки

Таблица 1

Параметры адаптеров для РН Delta II

Обозначение на рис. 5 и название	$d$ , мм	$H$ , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 6915	1524	483	Три точки на окружности $\text{Ø}1524$ мм	от 1800 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 2,7$ м до 5000 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 1,2$ м	70,3
б) 6915	1743	381	Четыре точки на окружности $\text{Ø}1743$ мм	от 1800 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 2,8$ м до 5000 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 1,3$ м	93,0
в) 6306	1600	152	Устройство отделения типа «Clamp-band» $\text{Ø}1600$ мм	от 1800 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 3,1$ м до 5000 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 1,6$ м	47,6
г) 5624	1422	610	Устройство отделения типа «Clamp-band» $\text{Ø}1422,4$ мм	от 700 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 2,3$ м до 3000 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 1,2$ м	43,1
д) 4717	1215	418	Устройство отделения типа «Clamp-band» $\text{Ø}1215$ мм	от 1400 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 2,7$ м до 5000 кг при $X_{\text{ц.м.}} = 0,8$ м	81,6

### 1.3 Delta IV

Комплекс РН Delta IV (United Launch Alliance) предлагает набор из стандартных и модифицируемых адаптеров, позволяющих размещать ПН с различными характеристиками [7]. Адаптеры Delta IV спроектированы на основе конструкций, прошедших отработку и летные испытания в составе других РН Delta Program. Конструкция адаптеров комплекса РН Delta IV разработана исходя из требований минимальной массы при минимальном количестве деталей, и имеет следующие отличительные черты:

- для конической оболочки используется сэндвич-конструкция с оболочками из высокомо-

дульного углепластика и легким вспененным наполнителем;

- на каждом краю оболочки имеются цельные алюминиевые кольца для обеспечения интерфейса со второй ступенью РН и полезной нагрузкой;

- эффективное неразъемное клепаное соединение в стыке колец с конической оболочкой;

- в качестве перегородки между РБ и ПН, расположенной параллельно плоскости разделения, применяется мембранная сэндвич-конструкция с оболочками из высокомодульного углепластика и легким вспененным наполнителем.

РН Delta IV предлагает несколько адаптеров полезной нагрузки для использования с четырех- и пятиметровыми головными обтекателями

при одиночном запуске ПН (рис. 7). Обозначение каждого адаптера состоит из диаметра интерфейса с ПН (в миллиметрах); через тире указывается размер головного обтекателя (в метрах), с которым адаптер используется. В табл. 2 приведены масса и несущая способность адаптеров, а также основные размеры ( $d$  – верхний интерфейсный диаметр с КА,  $H$  – высота конструкции). По указанному в описании интерфейсу адаптер соединяется с системой отделения заказчика и/или с переходным кольцом. Указанная масса адаптеров включает в себя массу устройства отделения и кабельной сети.

Если основная ПН имеет небольшую массу и не занимает весь объем пространства под головным обтекателем, попутно с ней можно вывести на орбиту еще шесть небольших спутников. Для этого используется конструкция, называемая EELV Secondary Payload Adapter (ESPA), представляющая собой металлическое кольцо диаметром 1,5 м и высотой 61 см и имеющая по окружности 6 посадочных мест для попутной ПН (рис. 8). Разработанный U.S. Air Force и CSA Engineering адаптер ESPA устанавливается на верхний шпан-

гоут адаптера 1575-4/5, затем на ESPA устанавливается КА [8–10]. Адаптер ESPA имеет шесть окружностей диаметром 381 мм, к каждой из которых может присоединяться попутная ПН с массой до 181 кг и габаритами 61,0 см x 71,1 см x 96,5 см. Каждая попутная ПН отделяется только после разделения ESPA и основной ПН. Несущая способность адаптера ESPA показана на рис. 9.

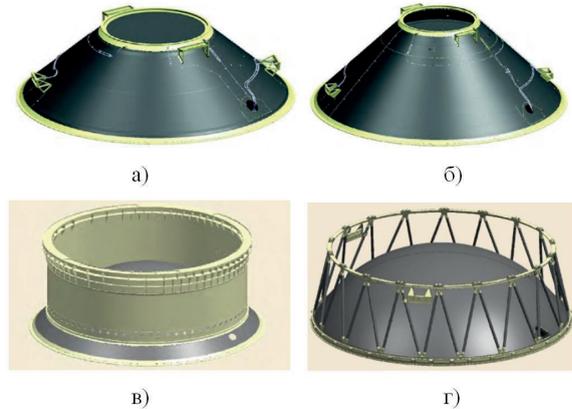


Рис. 7. Адаптеры комплекса РН Delta IV

Таблица 2

Параметры адаптеров для РН Delta IV

Обозначение на рис. 7 и название	$d$ , мм	$H$ , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 1575-4	1575	1105	Болтовое соединение в 120/121 точках на окружности $\varnothing 1575$ мм	от 4000 кг при $X_{ц.м.}=4,5$ м до 9000 кг при $X_{ц.м.}=2,5$ м	240
б) 6915	1575	1807	Болтовое соединение в 120/121 точках на окружности $\varnothing 1575$ мм	от 4000 кг при $X_{ц.м.}=4,5$ м до 9000 кг при $X_{ц.м.}=2,5$ м	480
в) 4293-5	4293	2041	Определяется из требований заказчика	Определяется анализом связанных нагрузок	1221
г) 4294-5	4294	1580	Болтовое соединение в 18 группах по 4 точки в каждой на окружности $\varnothing 4394$ мм	от 5750 кг при $X_{ц.м.}=7,5$ м до 8000 кг при $X_{ц.м.}=3,5$ м	385



Рис. 8. Адаптер для шести малых КА ESPA

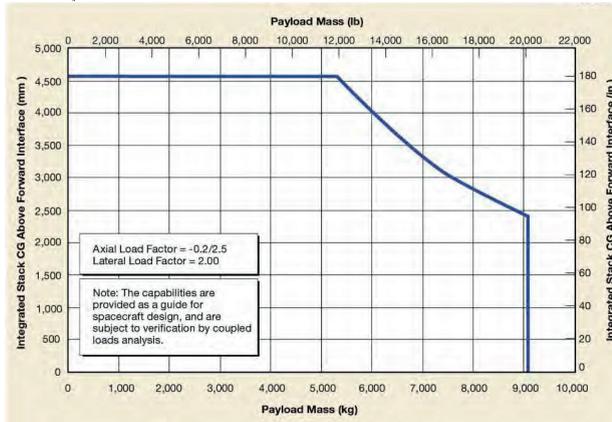
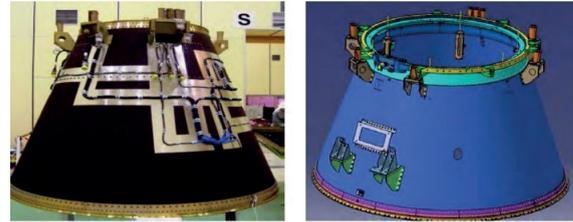


Рис. 9. Несущая способность адаптера ESPA

## 1.4 Vega

РН Vega предлагает несколько стандартных адаптеров и сопутствующего оборудования, совместимого с большинством платформ КА, разработанных на основе адаптеров Arianespace для систем запуска Ariane и Soyuz [11]. Все адаптеры комплектуются устройством отделения и электрическими разъемами. Адаптеры РН Vega конструктивно состоят из конической углепластиковой оболочки, нижнего металлического шпангоута, который соединяется с РН 144 болтами М6, и верхнего металлического шпангоута, соединяемого с ПН устройством отделения (рис. 10). Параметры адаптеров для РН Vega приведены в табл. 3.

На основе адаптеров 937 VG и 1194 VG компания Airbus Defence & Space разрабатывает сетчатый углепластиковый адаптер для РН Vega (рис. 11), изготовленный методом выкладки, который предположительно будет легче на 20–30 % [12]. Сетчатая структура адаптера для РН Vega состоит из 36 пар спиральных ребер (рис. 12), имеющих траекторию в виде локсодромы. Угол наклона спирального ребра относительно горизонтальной плоскости равен  $76^\circ$ . Сетчатая структура изготавливается методом выкладки из материала M40J/977. Семь кольцевых ребер расположены на расстоянии 50 мм от точки пересечения спиральных ребер. Верхнее сечение усилено набором из 72 секторов, изготовленных выкладкой из материала M21/IMA. Нижнее сечение сетчатой структуры имеет аналогичную конфигурацию. Верхний шпангоут адаптера изготовлен из алюминиевого сплава 7075, соединяется с сетчатой структурой с помощью клея и двух рядов заклепок диаметром 8 мм (всего 72 шт). Нижний шпангоут адаптера изготовлен из алюминиевого сплава 7075, соединяется с сетчатой структурой с помощью клея и двух рядов заклепок диаметром 8 мм (всего 108 шт). На нижнем шпангоуте по окружности диаметром 1920 мм расположены 144 отверстия диаметром 6 мм, сгруппированные в пары по 2 шт (рис. 13).



а) б)  
Рис. 10. Несущая способность адаптера ESPA



Рис. 11. Прототип сетчатого конического адаптера для РН Vega



Рис. 12. Сетчатая конструкция конического адаптера для РН Vega



Рис. 13. Сетчатая конструкция конического адаптера для РН Vega

Таблица 3

Параметры адаптеров для РН Vega

Обозначение на рис. 5 и название	$d$ , мм	$H$ , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 937 VG	1575	1105	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	2000 кг при $X_{ц.м.} = 2$ м	77
б) 1194 VG	1575	1807	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	2000 кг при $X_{ц.м.} = 2$ м	78

### 1.5 Ariane 5

Ракета-носитель Ariane 5 обеспечивает стандартные интерфейсы и позволяет легко устанавливать ПН на любую РН, входящую в European Transportation Fleet [13]. КА устанавливается на РН с помощью адаптера, обеспечивающего механические и электрические связи с КА вплоть до его отделения. Линейка стандартных адаптеров РН Ariane 5 включает в себя адаптеры со следующими интерфейсными диаметрами: 937 мм, 1194 мм, 1663 мм, 1666 мм и 2624 мм (рис. 14). Все адаптеры стыкуются с РН на диаметре 2626 мм и включают в себя устройство отделения и электрическую подсистему.

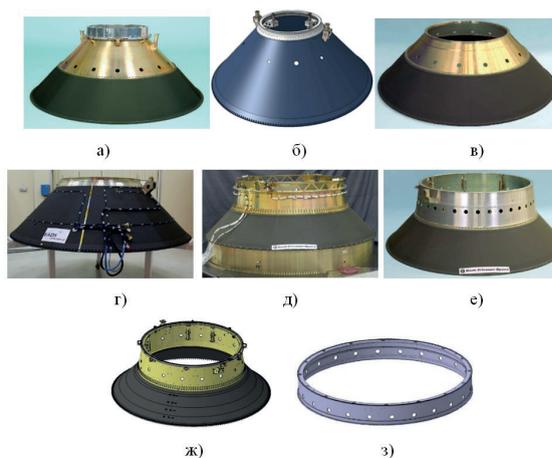


Рис. 14. Адаптеры РН Ariane 5

Таблица 4

Параметры адаптеров для РН Vega

Обозначение на рис. 5 и название	$d$ , мм	$H$ , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 937S	937	883	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	До 4000 кг при $X_{ц.м.} = 1,5$ м	155
б) 937C	937	925	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	До 4000 кг при $X_{ц.м.} = 1,5$ м	175
в) 1194VS	1194	753	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 2,4$ м	150
г) 1194C	1194	790	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 2,4$ м	150/ 180
д) 1663	1663	886	4 пироболта на окружности Ø1666 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 1,7$ м	165

е) 1666MSV	1666	886	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1666 мм	6000 кг при $X_{ц.м.} = 2,0$ м	160
ж) 1666S	1666	886	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1666 мм	9000 кг при $X_{ц.м.} = 2,5$ м	195
з) 2624VS	2624	175/ 325	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø2624 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 3,5$ м	100/ 125

### 1.6 РН «Союз»

РН «Союз» вместе с Ariane 5 и Vega составляют European Space Transportation Union – европейский союз космических перевозок [3]. Эти три РН эксплуатируются компанией Arianespace на космодроме Куру. «Союз» предлагает ряд стандартных готовых адаптеров и соответствующее оборудование, совместимое с большинством платформ КА. Эти адаптеры состоят из адаптера ПН (PAF) и адаптера РН (LVA), который обеспечивает интерфейс диаметром 2000 мм с РБ «Фрегат».

Адаптеры относятся к семейству адаптеров Ariane, которые обеспечивают стандартный интерфейс КА (рис. 15). Их единственное отличие – вместо конической углепластиковой части уста-

навливается переходное кольцо для соединения с РБ «Фрегат». Все адаптеры оснащены системой отделения ПН и кронштейнами для электрических разъемов. Они конструктивно состоят из монолитного алюминиевого верхнего конуса и алюминиевого нижнего конуса, называемого LVA (Launch Vehicle Adapter, адаптер РН).

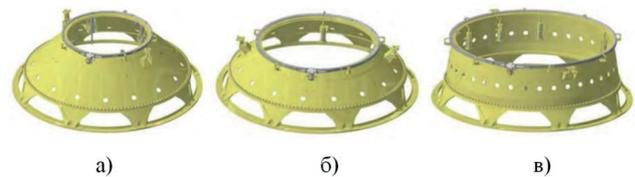


Рис. 15. Адаптеры РН «Союз»

Таблица 5

Параметры адаптеров для РН «Союз»

Обозначение на рис. 5 и название	$d$ , мм	$H$ , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 937S	937	647	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	До 4000 кг до 3500 кг при $X_{ц.м.} = 1,8$ м	110
б) 1194VS	1194	517	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 2,0$ м	115
в) 1666MSV	1666	650	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1666 мм	до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 2,5$ м	135

Приведенные в табл. 1–5 данные показывают, что среди существующих технических решений наибольшей несущей способностью обладают адаптеры, изготовленные из сэндвич-конструкции с оболочками из высокомодульного углепластика и легким вспененным наполнителем для РН Delta IV и Ariane 5. Максимальная допустимая масса космического аппарата, который может быть уста-

новлен на такие адаптеры, достигает 9000 кг при положении центра масс космического аппарата до 2500 мм от стыка с адаптером. При этом масса адаптеров может достигать значения 500 кг, что составляет 5,5 % от массы выводимого КА.

Значительно меньшей массой обладают адаптеры, изготовленные из сплошной углепластиковой оболочки методом непрерывной намот-

ки для РН Vega – 78 кг (3,9 % от массы выводимого КА). При этом несущая способность их также невелика – масса КА не должна превышать 2000 кг при положении центра масс КА до 2 м. На основе этих адаптеров компания Airbus Defence & Space разрабатывает сетчатый углепластиковый адаптер для РН Vega, изготовленный методом выкладки, который предположительно будет легче на 20–30 %, но такой способ изготовления технологически сложен.

Стоит отметить, что интерфейс всех описываемых адаптеров с РН представляет собой болтовое соединение более чем в 100 точках на окружностях диаметром от 2 до 5 м. Разработчиками РН для запуска российских КА предлагается несколько иной интерфейс: например, 40 точек на окружности диаметром 2,5 м («Бриз-М») или 8 зон по 3 точки на окружности диаметром 2 м («14Ф48» на базе блока ДМ). Данное требование разработчика РН приводит к необходимости создания таких адаптеров КА, которые бы обеспечили эти интерфейсы при сохранении своих жестких и прочностных характеристик.

### 1.7 Адаптеры в виде сетчатых оболочек вращения в космической отрасли РФ

В космической отрасли Российской Федерации в качестве частей ступеней ракет-носителей, силовых конструкций космических аппаратов и адаптеров полезной нагрузки, служащих для связи космического аппарата со средствами выведения, применяются цилиндрические и конические сетчатые оболочки, изготовленные из композиционных материалов методом непрерывной намотки [14].

Конические адаптеры, в настоящее время применяемые в АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М.Ф. Решетнёва», проектируются и изготавливаются методом автоматической намотки с траекториями спиральных ребер, ориентированными вдоль геодезических линий, представляющих собой прямые линии на развертке поверхности конуса (рис. 16). Верхний шпангоут для адаптера изготавливается из легкого алюминиевого сплава. Нижний шпангоут и сетчатая структура адаптера создаются из углепластика марки М46JB или М55JB с различными типами связующего.

Соединение такого адаптера с космическим аппаратом осуществляется с помощью устройства отделения, стягивающего шпангоуты адаптера и силовой конструкции корпуса космического аппарата в 12-ти равномерно расположенных по окружности точках (механических замках) [15]. Нижний шпангоут соединяется с РН болтовым со-

единением не более чем в 40 точках (в зависимости от типа РН).

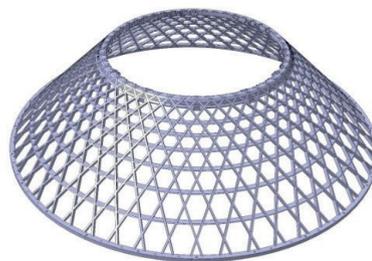


Рис. 16. Конический адаптер для КА производства АО «ИСС»

## 2. Адаптеры космических аппаратов для группового запуска

Некоторые разработчики РН предлагают заказчику конструкции, способные обеспечить запуск нескольких КА одновременно. Такие конструкции называют диспенсерами или несущими конструкциями.

### 2.1 Диспенсер для шести КА Globalstar 2

Диспенсер Globalstar 2 (рис. 17) был разработан компанией Arianespace для транспортирования шести КА Globalstar 2 массой 650 кг каждый во время наземной и летной эксплуатации. Он успешно выполнил свою задачу в 2010 и 2011 годах.

Диспенсер состоит из двух конических конструкций, оборудованных системами разделения и электрической системой. К верхней части крепятся два КА, к нижней – четыре КА. Конструкция верхней части состоит из композитной конической структуры, изготовленной методом непрерывной намотки, и двух соединенных с ней алюминиевых колец. На кольцах расположены устройства отделения КА.



Рис. 17. Диспенсер для шести КА Globalstar

Конструкция нижней части состоит из композитной конической оболочки, изготовленной методом непрерывной намотки, и двух соединенных с ней алюминиевых колец. На кольцах расположены устройства отделения КА. Нижнее кольцо обеспечивает соединение с РБ «Фрегат» по диаметру 2000 мм. Каждый космический аппарат имеет четыре точки крепления к диспенсеру. Масса диспенсера Globalstar 2 составляет 630 кг, высота равна 6690 мм.

## 2.2 Диспенсер для двух КА Galileo

Диспенсер Galileo (рис. 18) был разработан Arianespace для транспортирования двух КА Galileo массой 630 кг каждый во время наземной и летной эксплуатации. Он успешно выполнил свою задачу в 2011 году. Диспенсер Galileo состоит из силовой конструкции, системы отделения и электрической подсистемы. Он обеспечивает электрические и механические интерфейсы между спутниками Galileo и РБ «Фрегат». Силовая конструкция диспенсера представляет собой набор панелей, соединенных между собой, и набора труб, обеспечивающего соединение диспенсера с РБ «Фрегат». Высота диспенсера Galileo равна 2760 мм, максимальная масса составляет 180 кг.

## 2.3 ASAP-S

Несущая конструкция, предназначенная для небольших попутных ПН (ASAP-S – Arianespace System for Auxiliary Passengers on Soyuz), разрабатывалась для запуска малых КА на РН «Союз» и успешно выполнила свою задачу в 2011 году (рис. 19). ASAP-S позволяет дополнительно к основной полезной нагрузке разместить под головным обтекателем до четырех микро спутников массой 200 кг каждый снаружи и 1 мини спутник массой 400 кг в центре, внутри цилиндрической части ASAP-S [16]. ASAP-S состоит из несущей углепластиковой конструкции, содержащей цилиндрическую часть с площадками для размещения небольших попутных ПН и верхнюю усеченную коническую оболочку для размещения основной ПН. Масса ASAP-S составляет 425 кг, высота равна 1841 мм.

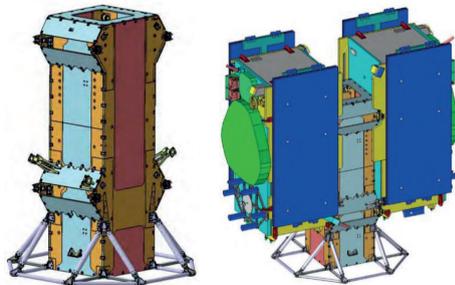


Рис. 18. Диспенсер для двух КА Galileo



Рис. 19. Несущая конструкция ASAP-S

## 2.4 SYLDA-5

В парном запуске на РН Ariane 5 полезная нагрузка комплектуется на единой несущей конструкции, называемой SYLDA 5: нижняя часть SYLDA 5 соединяется с РН, накрывая собой установленный на РН с помощью адаптера КА; верхняя часть с установленным на адаптер верхним КА соединяется с нижней. SYLDA 5 (рис. 20) состоит из несущей углепластиковой оболочки, включающей в себя конический адаптер, соединенный с РН, цилиндрическую оболочку длиной от 2,9 до 4,4 м с шагом 300 мм, закрывающую нижний КА, и верхнюю усеченную коническую оболочку, поддерживающую верхний КА. SYLDA 5 полностью размещается под головным обтекателем. Разделение конструкции SYLDA 5 реализуется с помощью специального устройства, которое режет структуру SYLDA 5 по горизонтальной плоскости на уровне стыка конической и цилиндрической частей.

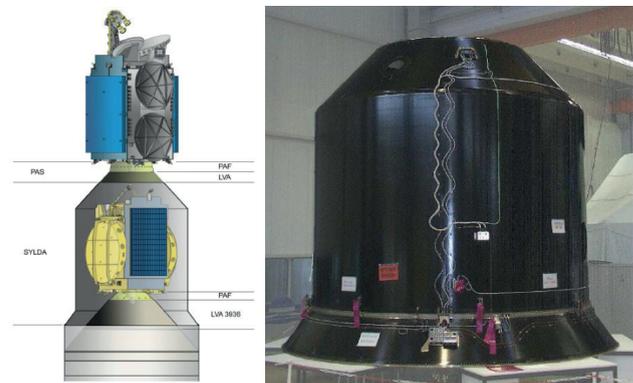


Рис. 20. Несущая конструкция SYLDA 5 для парного запуска

Адаптер для верхнего КА (PAS на рис. 20) состоит из двух частей: адаптера полезной нагрузки (PAF) и адаптера ракеты-носителя (LVA) или представляет собой одну коническую оболочку,

установленную на верхнем интерфейсе SYLDA (Ø2624 мм). В нижнем положении под SYLDA адаптер КА состоит из PAF, непосредственно установленного на верхнем интерфейсе адаптера РН 3936 (Ø1780). Адаптер РН 3936 оптимизирован для размещения КА с ограниченной массой в нижнем положении под SYLDA при парном запуске. Если КА в нижнем положении превышает фактическую несущую способность конструкции адаптера РН 3936, его заменяют сборкой (адаптер РН 2624 + конус 3936).

## 2.5 SPELTRA

В отличие от SYLDA5, SPELTRA может быть установлена как полностью под головным обтекателем, так и представлять собой часть обтекателя (рис. 21). Один КА помещен внутри SPELTRA, а другой установлен поверх SPELTRA, внутри обтекателя. SPELTRA поставляется в длинной версии весом 820 кг и короткой весом 704 кг. Оба вари-

анта могут вмещать два КА с массой верхнего КА до 4500 кг. SPELTRA состоит из нижней цилиндрической и верхней конической частей. Самая широкая часть конуса имеет диаметр 5,4 м, такой же, как и основная ступень РН. Цилиндрическая часть «короткой» версии SPELTRA имеет высоту 4,1 м, а «длинная» – 5,6 м. Оба варианта имеют усеченную конусообразную часть высотой 1,3 м, диаметр которой 2,6 м в верхней части. Это так называемый второй интерфейс адаптера полезной нагрузки, к которому может быть присоединен второй КА. В дополнение к транспортированию КА на орбиту, SPELTRA также защищает их перед запуском. Для этого в SPELTRA на стартовой площадке поступает постоянный поток сухого воздуха, чтобы поддерживать необходимый температурный режим КА до старта. SPELTRA также имеет встроенные люки по всей окружности, чтобы обеспечить доступ к внутреннему оборудованию и к электрическим разъемам КА.

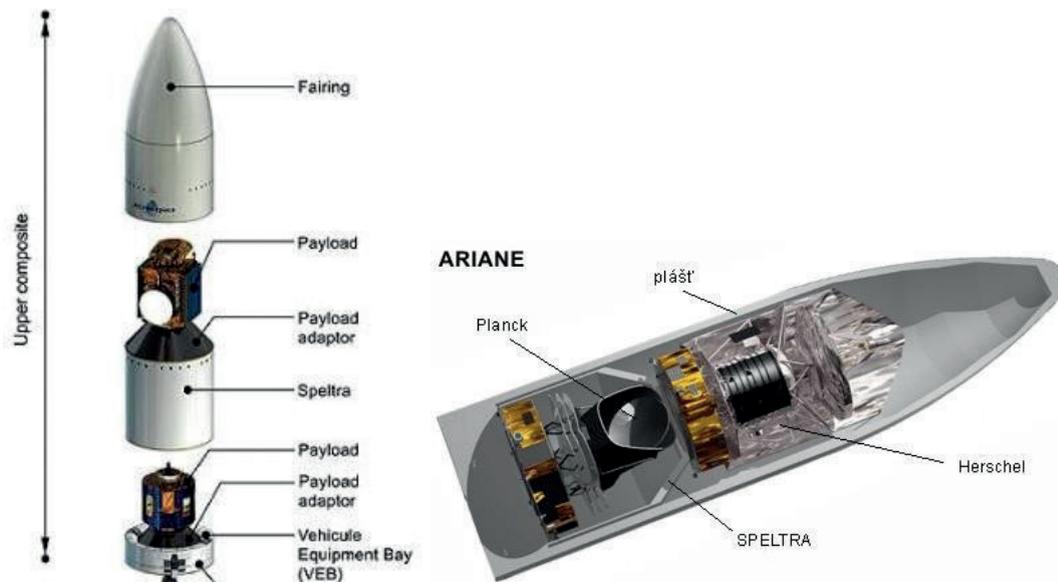


Рис. 21. Несущая конструкция SPELTRA

## 2.6 DPAF

Адаптер РН Delta II для парной полезной нагрузки (рис. 22) Dual-Payload Attach Fitting (DPAF) разработан под композитный головной обтекатель диаметром 3 м и высотой 10 м. DPAF имеет следующие габаритные размеры: диаметр 2641,6 мм и высоту 3556 мм. На рис. 23 показано допустимое для DPAF соотношение массы и положения центра масс КА от плоскостей разделения. Суммарная масса двух КА не должна превышать 2268 кг.

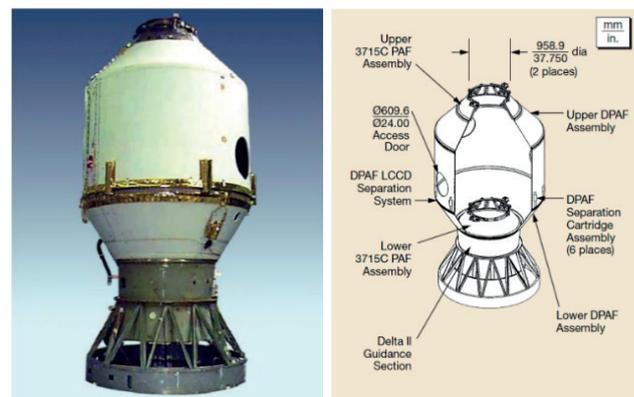


Рис. 22. Адаптер для парной полезной нагрузки

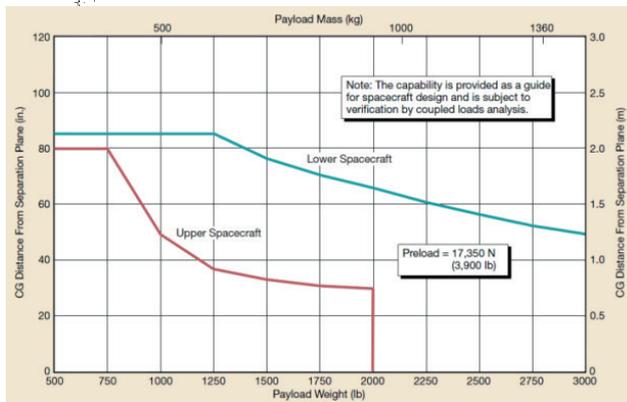


Рис. 23. Несущая способность адаптера парной полезной нагрузки

## 2.7 VESPA

Для запуска попутной ПН на РН Vega применяется конструкция, называемая VESPA (Vega Secondary Payload Adapter) (рис. 24). Высота VESPA равна 2715 мм, максимальный диаметр – 2100 мм. Масса конструкции равна 260 кг. VESPA была разработана для запуска мини-спутников и прошла летную квалификацию при запуске РН Vega в 2013 году. Несущая конструкция VESPA позволяет разместить на верхней позиции КА массой до 1000 кг, на нижней позиции под оболочкой – КА массой до 600 кг. VESPA состоит из несущей углепластиковой цилиндрической конструкции, внутри которой размещается КА со своим адаптером, и верхней конической оболочки, к которой присоединяется основная КА.



Рис. 24. Несущая конструкция VESPA для парного запуска

Все рассмотренные несущие конструкции для парного запуска КА изготовлены из оболочки-сэндвича с обшивками из высокомодульного углепластика и легкого вспененного заполнителя, дополненной различными металлическими шпангоутами, переходными кольцами и адаптерами КА. Такое техническое решение обуславливает значительную массу несущих конструкций: например, масса VESPA для РН Vega составляет 16,25 % (260 кг) от суммарной массы выводимых

КА (1600 кг максимум). Масса SPELTRA может составлять от 15,64 % до 18,22 % от суммарной массы выводимых КА. Отметим, что масса подобных конструкций, превышающая 10 % от массы выводимых КА, в отечественной практике считается неэффективным решением.

Для РН «Союз», эксплуатируемой Arianespace, были также разработаны диспенсеры, позволяющие осуществить групповой запуск КА небольшой массы. Несмотря на использование композиционных материалов, разработчику не удалось добиться значительного (по сравнению с массой выводимых КА) снижения массы диспенсера. Для шести космических аппаратов Globalstar 2 суммарной массы 3900 кг масса диспенсера составляет 16,15 %, а для двух космических аппаратов Galileo суммарной массой 1260 кг масса диспенсера равна 180 кг (14,29 % от массы двух КА).

В случае с диспенсером для космических аппаратов Globalstar 2 причиной неэффективности применения композиционных материалов можно считать также нерациональную схему расположения космических аппаратов. Два КА, установленных в верхней части диспенсера, значительно увеличивают положение центра масс всей системы относительно плоскости соединения с РН. Это приводит к возникновению большого изгибающего момента в плоскости стыка с РН и требует значительного усиления конструкции. Оптимизировать диспенсер (увеличить его жесткость и прочность, снизив при этом массу) в данной ситуации можно, лишь увеличив его диаметр. Но увеличение диаметра ограничивает зону размещения полезной нагрузки под головным обтекателем – её размеры фиксированы.

Диспенсер для двух КА Galileo также сложно назвать оптимальным решением, потому что конструкция из трехслойных панелей имеет значительные габаритные размеры. Незанятое пространство, которое не может использоваться даже для размещения небольших космических аппаратов, а также довольно высокая масса конструкции говорят о неэффективности такого решения.

Помимо высокой массы недостатком представленных диспенсеров является их уникальность, т.е. они созданы для конкретных космических аппаратов. Такие конструкции невозможно использовать для других космических аппаратов без значительных доработок.

В данном отношении конструкции для парного запуска КА (SYLDA, SPELTRA, DPAF, VESPA) являются универсальными, но главным их недостатком помимо высокой массы является также подход к выведению на орбиту двух спутников одновременно. Несмотря на то, что благодаря такой конструкции снижается нагрузка на стык с

РН, её габаритные размеры позволяют размещать на ней спутники довольно небольшой массы.

### Заключение

Выполнен обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов. Подробно рассмотрены технология изготовления адаптеров, их несущая способность и габаритные раз-

меры, способы соединения с космическим аппаратом. Выявлены тенденции конструктивного оформления адаптеров КА. Представленный анализ может быть использован при проектировании адаптеров для одиночного и группового запусков космических аппаратов производства АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва».

### Список литературы

1. ГОСТ Р 53802-2010: Системы и комплексы космические. Термины и определения.
2. Soyuz User's Manual [Электронный ресурс]. Iss. 3, Revision 0, April, 2001. URL: [http://www.starsem.com/services/images/soyuz\\_users\\_manual\\_190401.pdf](http://www.starsem.com/services/images/soyuz_users_manual_190401.pdf) (дата обращения: 31.05.2016).
3. Soyuz User's Manual [Электронный ресурс]. Iss. 2, Revision 0, March, 2012. URL: <http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (дата обращения: 10.10.2017).
4. Proton Launch System Mission Planner's Guide [Электронный ресурс]. Revision 7, October, 2009. URL: <http://www.ilslaunch.com/launch-services/proton-missionplanners-guide.html> (дата обращения: 31.05.2016).
5. Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide, Revision 2, 2015. [Электронный ресурс]. URL: [http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon\\_9\\_users\\_guide\\_rev\\_2.0.pdf](http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_9_users_guide_rev_2.0.pdf) (дата обращения: 10.10.2017).
6. Delta II Payload Planners Guide, 2006. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/DeltaIIPayloadPlannersGuide2007.pdf> (дата обращения: 10.10.2017).
7. Delta IV Launch Services User's Guide, 2013. [Электронный ресурс]. URL: [http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/Launch\\_Vehicles/Delta\\_IV\\_Users\\_Guide\\_June\\_2013.pdf](http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/Launch_Vehicles/Delta_IV_Users_Guide_June_2013.pdf) (дата обращения: 10.10.2017).
8. ESPA The EELV Secondary Payload Adapter, 2012 [Электронный ресурс]. URL: [http://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space\\_Defense/Space\\_Access\\_Integrated\\_Systems/SAIS\\_ESPA\\_Ring\\_Rev\\_0712.pdf](http://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Space_Access_Integrated_Systems/SAIS_ESPA_Ring_Rev_0712.pdf) (дата обращения: 20.03.2018).
9. Haskett Capt. S. A., Doggrell L. J. EELV Secondary Payload Adapter // 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, August, 1999.
10. Chaplain C. T. Space Acquisitions: Challenges in Commercializing Technologies Developed under the Small Business Innovation Research Program. CreateSpace Independent Publishing Platform, January 11, 2018. 42 p.
11. Vega User's Manual, Issue 4, Revision 0, 2014 [Электронный ресурс]. URL: [http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Vega-Users-Manual\\_Issue-04\\_April-2014.pdf](http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Vega-Users-Manual_Issue-04_April-2014.pdf) (дата обращения: 10.10.2017).
12. Airbus Defence and Space, Demonstrator of Carbon Anisogrid Payload Adapter, Final Presentation, 2016 [Электронный ресурс]. URL: <https://tect.prox.esa.int/Videos/ID0020/Video/Default.html> (дата обращения: 10.10.2017).
13. Ariane 5 User's Manual, Issue 5, Revision 2, 2016 [Электронный ресурс]. URL: [http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5\\_Users-Manual\\_October2016.pdf](http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5_Users-Manual_October2016.pdf) (дата обращения: 10.10.2017).
14. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // Composite Structures, 2001, vol. 54, pp. 361–370.
15. Вехов А. С. Устройство отделения для негерметичных платформ космических аппаратов на базе изогридных конструкций // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнёва. 2013. Вып. 6 (52). С. 153–157.
16. Thiéry J. ASAP: the access to Space for Small Satellites // Proceedings of the 4S Symposium Small Satellites Systems and Services. Noordwijk, Netherlands, European Space Agency, 2008.

## OVERVIEW OF ADAPTER DESIGNS FOR MODERN SPACECRAFTS

**A. A. Khakhlenkova<sup>1</sup>, A. V. Lopatin<sup>2,3</sup>**

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University, Krasnoyarsk, Russian Federation

<sup>3</sup>Institute of Computational Technologies SB RAS, Krasnoyarsk, Russian Federation

*An adapter is a technical device which gives an opportunity to provide constructive and functional connection between a spacecraft and a carrier rocket. This device perceives the loads during the ground operation*

and transportation of the spacecraft, as well as at the launch of the launch vehicle, therefore, it must have high rigidity and strength. In Russia, the required rigidity is determined by the developer of the launch vehicle in the form of requirements for the eigenfrequencies of the «spacecraft + adapter» system, which fixed at the junction with the launch vehicle. Foreign manufacturers of space technology impose restrictions on the mass and position of the center of mass of the spacecraft, offering ready-made versions of adapters with the necessary interface at the same time.

There are various design schemes of adapters, and the main task of each is to provide the necessary rigidity of the «spacecraft + adapter» system. The review of various foreign manufacture's of space technics executions of the adapter for single launch is carried out in present paper. Technology of manufacturing of adapters, their load bearing capacity and overall dimensions, methods of connecting with a spacecraft are explicitly reviewed. Methods of group launch of spacecrafts and corresponding constructions are also provided; we obtain the estimation of the effectiveness of using of such constructions is the sense of output nett load mass.

*Keywords: spacecraft adapter, payload attach system, group launching of spacecrafts, payload.*

## References

1. State Standard 53802-2010. Space systems and complexes. Concepts and definitions. Moscow, Standartinform Publ., 2011, 27 p. (In Russian)
2. Soyuz User's Manual. Issue 3, Revision 0, April, 2001. Available at: [http://www.starsem.com/services/images/soyuz\\_users\\_manual\\_190401.pdf](http://www.starsem.com/services/images/soyuz_users_manual_190401.pdf) (accessed 31.05.2016).
3. Soyuz User's Manual. Issue 2, Revision 0, March, 2012. Available at: <http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (accessed 10.10.2017).
4. Proton Launch System Mission Planner's Guide. Revision 7, October, 2009. Available at: <http://www.ilslaunch.com/launch-services/proton-missionplanners-guide.html> (accessed 31.05.2016).
5. Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide. Revision 2, 2015. Available at: [http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon\\_9\\_users\\_guide\\_rev\\_2.0.pdf](http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_9_users_guide_rev_2.0.pdf) (accessed 10.10.2017).
6. Delta II Payload Planners Guide. 2006. Available at: <http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/DeltaIIPayloadPlannersGuide2007.pdf> (accessed 10.10.2017).
7. Delta IV Launch Services User's Guide. 2013. Available at: [http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/Launch\\_Vehicles/Delta\\_IV\\_Users\\_Guide\\_June\\_2013.pdf](http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/Launch_Vehicles/Delta_IV_Users_Guide_June_2013.pdf) (accessed 10.10.2017).
8. ESPA The EELV Secondary Payload Adapter. 2012. Available at: [http://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space\\_Defense/Space\\_Access\\_Integrated\\_Systems/SAIS\\_ESPA\\_Ring\\_Rev\\_0712.pdf](http://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Space_Access_Integrated_Systems/SAIS_ESPA_Ring_Rev_0712.pdf) (accessed 20.03.2018).
9. Haskett Capt. S. A., Doggrell, L. J. EELV Secondary Payload Adapter // 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, August, 1999.
10. Chaplain C. T. Space Acquisitions: Challenges in Commercializing Technologies Developed under the Small Business Innovation Research Pro-gram. CreateSpace Independent Publishing Platform, January 11, 2018. 42 p.
11. Vega User's Manual. Issue 4, Revision 0, 2014. Available at: [http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Vega-Users-Manual\\_Issue-04\\_April-2014.pdf](http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Vega-Users-Manual_Issue-04_April-2014.pdf) (accessed 10.10.2017).
12. Airbus Defence and Space, Demonstrator of Carbon Anisogrid Payload Adapter, Final Presentation. 2016. Available at: <https://tect.prox.esa.int/Videos/ID0020/Video/Default.html> (accessed 10.10.2017).
13. Ariane 5 User's Manual. Issue 5, Revision 2, 2016. Available at: [http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5\\_Users-Manual\\_October2016.pdf](http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5_Users-Manual_October2016.pdf) (accessed 10.10.2017).
14. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application. Composite Structures, 2001, vol. 54, pp. 361–370.
15. Vehov A.S. *Ustrojstvo otdeleniya dlya negermetichnyh platform kosmicheskikh apparatov na baze izogridnyh konstrukcij* [Separation device for spacecraft unpressurized platforms based on isogrid structures]. Vestnik SibGAU, 2013, no. 6 (52), pp. 153–157. (In Russian)
16. Thiéry J. ASAP: the access to Space for Small Satellites. Proceedings of the 4S Symposium Small Satellites Systems and Services, Noordwijk, Netherlands, European Space Agency, 2008.