

УДК 629.7

А. М. ПОТАПОВ¹, В. А. КОВАЛЕНКО¹, А. В. КОНДРАТЬЕВ²¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СРАВНЕНИЕ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И ИХ ЗАРУБЕЖНЫХ АНАЛОГОВ

Проведен аналитический обзор и выявлены основные тенденции развития головных обтекателей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей разработки Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля и их зарубежных аналогов: представлены сведения об их геометрических размерах, массе, зонах их полезного груза, а также основных конструктивных особенностях. Общей тенденцией в разработке головных обтекателей является стремление к снижению их массы, обеспечиваемое за счет применения сэндвичевой конструктивно-силовой схемы в сочетании с широким использованием полимерных композиционных материалов.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, ракета-носитель, головной обтекатель, зона полезного груза, тенденции развития, сэндвичевая конструктивно-силовая схема, полимерные композиционные материалы.

Введение

Существующие на сегодняшний день жесткие требования рынка космических запусков имеют строго определенную тенденцию к увеличению массы и габаритов выводимого на орбиту полезного груза (ПГ) [1, 2]. Например, для космических аппаратов (КА), планируемых к запуску на геостационарную орбиту, заметна тенденция к существенному увеличению их массы [3] (рис. 1).



Рис. 1. Тенденция к изменению массы КА, планируемых к запуску на геостационарную орбиту

ПГ в процессе движения в составе ракеты-носителя (РН) подвергается тепловому и силовому воздействиям, которые по величине значительно превышают нагрузки, соответствующие космическим условиям функционирования [4, 5]. Поэтому для сохранения работоспособности ПГ на атмосферном участке полета РН он полностью или час-

тично закрывается головным обтекателем (ГО), который после прохождения плотных слоев атмосферы сбрасывается. Хотя время эксплуатации ГО составляет всего несколько минут, он является полноценной силовой конструкцией, от несущей способности которой во многом зависит работоспособность выводимого на орбиту ПГ.

В настоящее время почти все корпорации, разрабатывающие перспективные РН, стремятся увеличить размеры ГО, что позволит размещать в нем крупногабаритный ПГ, а также обеспечить групповое выведение КА.

Увеличение габаритных размеров и массы ПГ обуславливает рост размеров и степени нагруженности ГО, что в свою очередь требует повышения его массовой эффективности.

Учитывая вышесказанное, представляется оправданным провести анализ и выявить основные тенденции развития ГО существующих и перспективных отечественных РН и их зарубежных аналогов.

Сравнение ГО существующих и перспективных отечественных РН и их зарубежных аналогов

Как показывает анализ [6], современный рынок средств выведения имеет устойчивую тенденцию по присутствию на нем ограниченного числа государств, обладающих научно-техническим потенциалом создавать и развивать ракетно-космические технологии и предлагающих услуги по выведению

разнообразных ПГ на орбиту. Визуальный анализ современного ракетостроительного рынка представлен на рис. 2 [6].

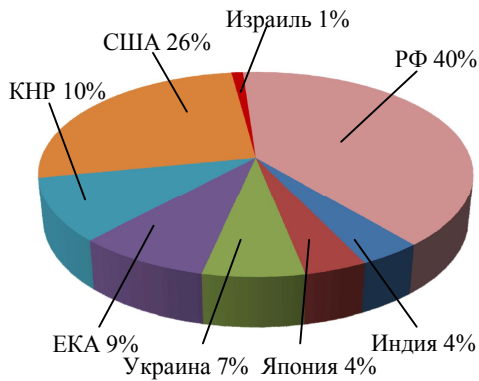


Рис. 2. Основные участники мирового рынка РН

Таким образом, современное состояние рынка средств доставки ПГ в околоземное пространство характеризуется наличием относительно небольшого количества РН, разработанных ограниченным числом государств – РФ, США, Евросоюз (ЕКА), Украина и рядом «новых» для ракетно-космической отрасли стран, таких как Япония, КНР, Индия и Израиль. Активно и настойчиво стремятся войти в пусковой рынок Бразилия, Казахстан, Иран, Южная и Северная Корея [6].

В настоящее время странами мира в государственных программах и коммерческих пусках активно используются более 20 РН, представленных 8 странами [6]:

- в легком классе (масса ПГ до 1,5 тонны): Старт 1 (РФ), Рокот (РФ), Космос 3М (РФ), Циклон 3 (РФ-Украина), Днепр (РФ-Украина), Shavit (Израиль), Taurus (США), Minotaur (США), Pegasus (США);

- в среднем классе (от 1,5 до 6 тонн): Союз (РФ), Зенит 2 М и Зенит-3SL (РФ-Украина), PSLV (Индия), М-5 (Япония), Delta 2 (США), Chang Zheng (КНР), GSLV (Индия);

- в тяжелом классе (свыше 6 тонн): Ariane 5 (ЕКА-Евросоюз), Atlas 5 (США), Протон М (РФ), Н-ПА (Япония), Delta 4 Heavy (США).

Четвертый сегмент – сверхтяжелый (свыше 25 тонн) – в настоящее время в силу отсутствия действующих технических решений и рыночного спроса находится только на начальной стадии развития.

Основные характеристики ГО РН разработки ГП «КБ «Южное» приведены в табл. 1 [7–11].

На рис. 3 приведены характерные размеры ГО 14 семейств основных РН [12–27]. В табл. 2 представлены некоторые конструктивные особенности ГО зарубежных РН.

Таблица 1

Основные характеристики ГО и зон ПГ отечественных РН разработки ГП «КБ «Южное»

Ракета-носитель	Наружный диаметр ГО, мм	Диаметр зоны ПГ, мм	Длина ГО, мм	Объем зоны ПГ, м ³	Масса ГО, кг	Конструктивно-силовая схема и применяемые материалы	Стоимость серийного изготовления ГО (ориентир.), тыс. дол.
«Циклон-3»	2700	2430/2300	9542	31	850	Клепаная, алюминиевый сплав	450
«Ворскла»	2700 ¹⁾	2430/2300	9542	31	940		480
«Днепр»	3000	2700	5250	21.6	1600		-
Зенит-2	3900	3520/3500	13652	96	2654		550
«Зенит-2М»	3900	3500/3480	13652	95	2530		800
	3900	3455/3310	17652	123	3250	850	
«Днепр-М» «Маяк», «Луч»	3000	2700	8205	39	830	Вафельная, алюминиевый сплав	900
	Маяк»	4000 ¹⁾	3670	8630	64		1000
«Циклон-4»	4000 ¹⁾	3650	8630	62	850	Сэндвич ¹⁾ , углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты	750
	4000 ¹⁾	3650	9630	72	950		680
«Зенит-2М», «Маяк»	4600 ¹⁾	4140	12600	119	1900		1120
«Зенит-2М»	4600 ¹⁾	4130	15700	160	2230		1320
	5100 ¹⁾	4630	13200	149	2200		1300
«Зенит-2М»	5100 ¹⁾	4630	13200	149	3220	Вафельная, алюминиевый сплав	1430

Примечание: ¹⁾ – прогнозируемая оценка характеристик.

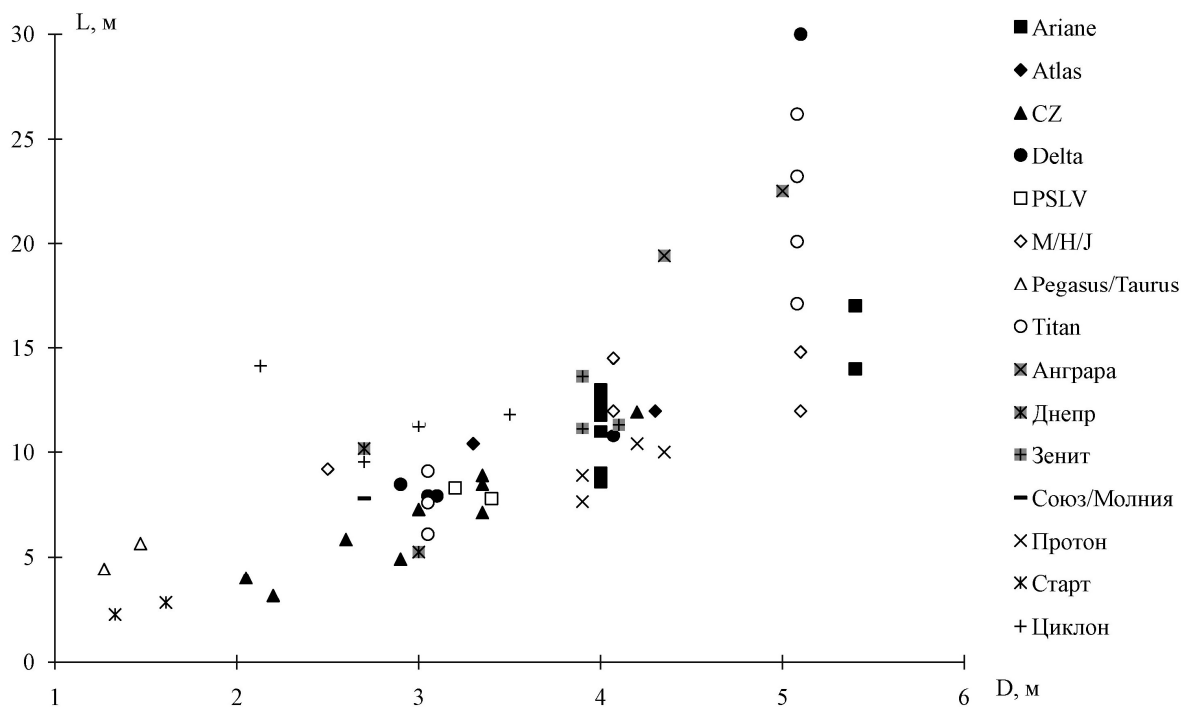


Рис. 3. Размеры ГО основных семейств РН

Таблица 2

Основные характеристики ГО и зон ПГ основных зарубежных РН¹⁾

Ракета-носитель	Наружный диаметр ГО, мм	Диаметр зоны ПГ, мм	Длина ГО, мм	Масса ПГ ²⁾ (ГО), кг	Конструктивно-силовая схема и применяемые материалы
Носители с массой ПГ до 2 т (класса РН «Ворскла» и «Луч»)					
Pegasus, США	1270	1120	4420	390 (110)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
Старт-1, Россия	1330	1240	2250	470	Клепаная, алюминиевый сплав
Старт, Россия	1610	1450	2820	570	Клепаная, алюминиевый сплав
CZ-1D, Китай	2050	1560	3990	700	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
J-1, Япония	1650	1400	6850	900 (520)	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Taurus, США	1470	1370	5650	1400	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
Космос-3М/SL-8, Россия	2400	2200	5720	1400 (350)	Клепаная, алюминиевый сплав
Рокот, Германия, Россия	2500	2260	7900	1930	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
М-5, Япония	2500	2200	9190	1800/800 (700)	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Носители с массой ПГ 2 – 5 т (класса РН «Днепр», «Циклон» и «Маяк»)					
Молния / SL-6, Россия	2700	2650	7800	2500	Клепаная, алюминиевый сплав
Athena-2, США	3050	2740	9220	2000/ 630	Клепаная, алюминиевый сплав

Продолжение табл. 2

Ракета-носитель	Наружный диаметр ГО, мм	Диаметр зоны ПГ, мм	Длина ГО, мм	Масса ПГ ²⁾ (ГО), кг	Конструктивно-силовая схема и применяемые материалы
Titan-2, США	3050	2830	6100	2700 (650)	Клепаная, алюминиевый сплав
	3050	2830	7600	2700 (750)	
	3050	2830	9100	2700 (910)	
PSLV, Индия	3200	2900	8300	2900 (1100)	Клепаная, алюминиевый сплав
CZ-2С, Китай	2200	1800	3144	3200/1000	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
	3350	3070	7125		
CZ-4,-4В, Китай	2900	2360	4910	4400/1500	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
	3350	3000	8480		
CZ-3, Китай	3000	2720	7270	4800/1500	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Delta-2, США	2900	2540	8470	5000/1800 (840)	Клепаная, алюминиевый сплав
	2900	2540	8470		
	3050	2540	7920	5000/1800 (1000)	
	3050	2540	7920		
GSLV, Индия	3400	3100	7800	5000 (1250)	Клепаная, алюминиевый сплав
<i>Носители с массой ПГ 5 – 13,5 т (класса РН «Зенит»)</i>					
Delta-4S, США	3100	2750	7920	5680/2180	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и пенопласт
Союз /SL-4, Россия	3000	2850	11360	7000 (4500)	Клепаная, алюминиевый сплав
Atlas-2, США	3300	2920	10400	6580/2800 (1370)	Клепаная, алюминиевый сплав
	4200	3650	12000	1860	
Ariane-4, Европа	4000	3650	8630	6900-9600 (800)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	4000	3650	9630	6900-9600 (900)	
	4000	3650	11120	6900-9600 (1050)	
	4000 ³⁾	3650	11400	6900-9600 (1180)	
	4000 ³⁾	3650	12400	6900-9600 (1230)	
	4000 ³⁾	3650	12400	6900-9600 (1210)	
CZ-3А Китай	3350	3000	8890	7200/2500	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
CZ-2Е, CZ-3В, Китай	4200	3800	11950	8800/3370	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты

Окончание табл. 2

Ракета-носитель	Наружный диаметр ГО, мм	Диаметр зоны ПГ, мм	Длина ГО, мм	Масса ПГ ²⁾ (ГО), кг	Конструктивно-силовая схема и применяемые материалы
Delta-3, США	4070	3750	10800	8300/3800	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Atlas-3, США	3650	3350	10300	8700/4060	Вафельная, алюминиевый сплав
H-2, Япония	4070	3700	12000	10500/ 4200 (1200)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	5100	4600	12000	10500/ 4200 (1200)	
	4070	3700	14500	10500/ 4200 (1200)	
	5100	4600	14080	10500/ 4200 (1200)	
Delta-4M, США	4070	3750	10800	11500/ 6100	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и пенопласт
Ангара, Россия	5000	4500	22500	13500	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	4350	3750	19420		
Носители с массой ПГ свыше 13,5 т					
Ariane-5, Европа	5400	4570	12700	18000 (2900)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	5400	4570	17000	18000 (2700)	
	5400	4570	12700	18000 (2700)	
Протон К/ДМ, Россия	3900	3300	7647	19760/ 4500 (1800)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	4350	3970	10000	19760/ 4500 (1800)	
Протон К, Россия	4100	3600	14900	20900	
	4100	3800	15600		
Titan-4, США	5080	4570	17100	21700/ 8620 (4000)	Вафельная, алюминиевый сплав
	5080	4570	20100	21700/ 8620 (5500)	
	5080	4570	23200	21700/ 8620 (5900)	
	5080	4570	26200	21700/ 8620 (6000)	
Delta-4H, США	5131	4572	19100	23000/ 14200	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и пенопласт
	5080	4572	19800		Вафельная, алюминиевый сплав
	5131	4572	22400		Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и пенопласт

Примечания: ¹⁾ – информация взята из доступных коммерческих источников, поэтому возможны некоторые неточности;

²⁾ – масса ПГ приведена для случая выведения на круговую орбиту высотой 200 км с наклоном 51° (LEO / переходная к геостационарной GEO); ³⁾ – типы ГО являются составными и включают в себя параметры вспомогательной конструкции Speltra, используемой для двойного запуска.

Из приведенных данных следует, что характерной конструктивно-силовой схемой (КСС) для ранних ГО является подкрепленная стрингерами клепаная металлическая оболочка, а для более поздних – вафельная. Общей тенденцией в разработке современных ГО является стремление к снижению его массы, обеспечиваемое за счет применения более эффективной сэндвичевой КСС в сочетании с широким использованием высокопрочных и высокомодульных полимерных композиционных материалов (ПКМ) и различных типов заполнителей (рис. 4).

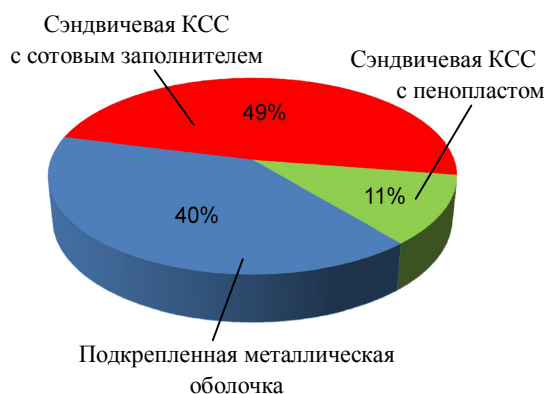


Рис. 4. Распределение КСС ГО зарубежных РН

В табл. 1 в качестве стоимостных показателей приведена стоимость серийного изготовления отечественных ГО и не приведена стоимость создания наземных средств транспортировки и сборки ГО. Данные по стоимости изготовления большинства зарубежных ГО отсутствуют за исключением РН «Зенит-3SL» (фирмы «Boeing») стоимостью 5,5 млн долларов и РН семейства «Ariane» и «Циклон-4» (фирмы «O.Contraves») стоимостью \$ 0,8 ... 1 млн.

Наиболее полно совершенство ГО можно охарактеризовать совокупностью следующих критериев:

- доля его массы от блока ПГ (полезная нагрузка, адаптер, ГО);
- отношение массы ПГ к полезному объему зоны ПГ.

Однако следует иметь в виду, что значения данных критериев не могут служить объективными показателями в полном объеме, т.к. зависят от условий применения для конкретной РН.

Для сравнения в табл. 3 сведены основные характеристики ГО зарубежной разработки диаметром от 4000 до 5450 мм, а также соответствующие характеристики ГО РН «Зенит», «Циклон-4», «Маяк».

Таблица 3

Основные характеристики ГО диаметром от 3900 до 5450 мм отечественных и зарубежных РН

Ракета-носитель	Диаметр ГО, мм	Длина ГО, мм	Площадь наружной поверхности ГО, м ²	Масса ГО, кг	Поверхностная масса, кг/м ²	Конструкция
Ariane-4	4000	8630	95	800	8,4	Сэндвич
		9630	107	900	8,4	
		11120	126	1050	8,33	
H-2	4070	12000	136,8	1400	10,2	Сэндвич
Zenit-3SL	4150	10580	119,8	2024	16,9	Сэндвич
	5080	12463	175,8	3000	17,0	
Atlas-1, 2, 2A	4191	12014	123,1	1856	15,1	Клепаная
Titan-4	5080	17100	240,4	5000	20,8	Вафельная
		20100	288,3	5500	19,1	
		23200	337,8	5900	17,5	
		26170	385,2	6300	16,4	
Ariane-5	5450	12700	182	2000	11	Сэндвич
		17000	255,6	2700	10,6	
«Зенит-2»	3900	13652	137,8	2654	19,25	Клепаная
«Зенит-2М»	3900	13652	137,8	2530	18,36	
	3900	17652	186,8	3250	17,4	
«Циклон-4»	4000 ¹⁾	8630	91,2	850	9,32	Сэндвич
«Маяк»	4000 ¹⁾	9630	103,8	950	9,15	Вафельная
	4000 ¹⁾	8630	91,2	1000	10,96	
«Зенит-2М», «Маяк»	4600 ¹⁾	12600	154,9	1900	12,26	Сэндвич
«Зенит-2М»	4600 ¹⁾	15700	200	2230	11,2	Сэндвич
«Зенит-2М»	5100 ¹⁾	13200	177,8	2200	12,37	Сэндвич
	5100 ¹⁾	13200	177,8	3220	18,1	Вафельная

Примечание: ¹⁾ – прогнозируемая оценка характеристик.

На рисунках 5 – 6 дано статистическое представление сформулированных выше критериев для имеющейся совокупности ГО.

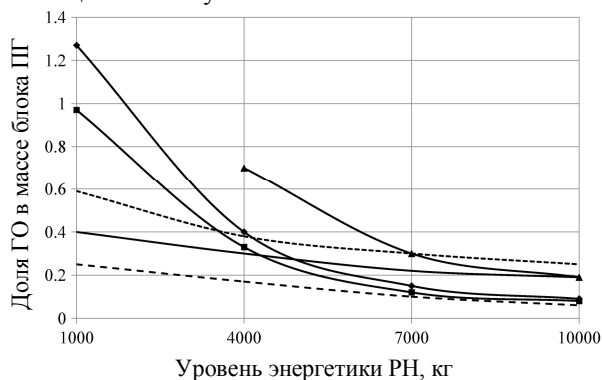


Рис. 5. Зависимость доли ГО в массе блока ПГ от уровня энергетики РН

— — номинальный уровень; - - - минимальный уровень; - - - - максимальный уровень;
 ▲ — РН «Зенит-2М», ◆ — РН «Днепр-М»;
 ■ — РН «Циклон-4»

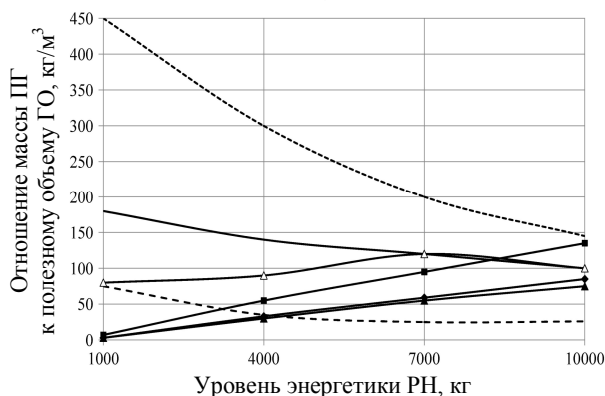


Рис. 6. Отношение массы ПГ к полезному объему ГО в зависимости от уровня энергетики РН

— — номинальный уровень; - - - минимальный уровень; - - - - максимальный уровень;
 ▲ — РН «Зенит-2М», ◆ — РН «Днепр-М»;
 ■ — РН «Циклон-4»; -Δ- - плотность компоновки КА SkyBridge на РН данного класса энергетики

На диаграммах нанесены номинальный, максимальный и минимальный уровни критерия, а также кривые изменения критерия с уровнем энергетики для ГО разработки ГП «КБ «Южное»» для РН «Зенит-2М», «Циклон-4» и «Днепр-М». Также на рис. 6 нанесена кривая, показывающая плотность компоновки КА SkyBridge на РН данного класса энергетики: при компоновке в ГО с более высоким значением показателя энергетика носителя будет использована не полностью (компоуется меньшее, чем допускается по энергетике РН, количество КА).

Выводы

По результатам проведенного анализа характеристик ГО разработки ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля» (существующих и перспективных) и их зарубежных аналогов можно сделать следующие выводы.

1. Общими тенденциями в разработке ГО РН являются:

- наблюдаемая многовариантность габаритных размеров ГО по каждому из семейств РН, вызванная стремлением к универсальности и модульности РН, обеспечиваемая набором ГО;

- использование вспомогательной конструкции к ГО типа Speltra для двойного или группового запусков ПГ (например, РН Ariane-4, Ariane-5, Titan-3, Zenit-3SL);

- обладание ГО сэндвичевой КСС с несущими обшивками из углепластика и сотовым наполнителем лучшими массовыми характеристиками.

2. Отечественные ГО разработки ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля» имеют преимущество по стоимости перед зарубежными аналогами. При этом себестоимость серийных образцов ГО клёпаной и сэндвичевой конструкции несколько меньше, чем у вафельных. Отечественные ГО сэндвичевой конструкции незначительно (~7%) проигрывают по массовым характеристикам лучшим зарубежным образцам (ГО РН «Ariane-4», «Ariane-5»).

3. Повышение массовой эффективности отечественных ГО возможно за счет разработки и внедрения в практику ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля» новых подходов к оптимизации проектных параметров композитных ГО с учетом использования полимерных композиционных материалов с достигнутыми в мире физико-механическими характеристиками, а также новейших технологий изготовления изделий.

Литература

1. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении [Текст] / Г. П. Гардымов, Е. В. Мешков, А. В. Пчелинцев и др. – СПб. : СпецЛит, 1999. – 271 с.
2. Lillie, C. Future Deployment Systems and Very Large Fairings [Электронный ресурс] / Chuck Lillie, Dean Dailey, Ron Polidan. – Northrop Grumman Space Technology. – Режим доступа: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080038679_2008037132.pdf. – 23.05. 2014.
3. Сердюк, В. К. Проектирование средств выведения космических аппаратов [Текст] / В. К. Сердюк ; под. ред. А. А. Медведева. – М. : Машиностроение, 2009. – 504 с.
4. Грабин, Б. В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов [Текст] / Б. В. Грабин, О. И. Давыдов, В. И. Жихарев ; под

общ. ред. В. П. Мишина, В. К. Карраска. – М. : Машиностроение, 1991. – 416 с.

5. Проекування і конструювання ракет-носіїв [Текст] / В. В. Близниченко, Є. О. Джур, Р. Д. Краснікова та ін. ; за ред. С. М. Конохова. – Дніпропетровськ : Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.

6. Рынок ракет-носителей: современные конкурентные тенденции и среднесрочные перспективы развития [Электронный ресурс] // Официальный сайт совместного казахстанско-российского предприятия «Байтерек». – Режим доступа: http://www.bayterek.kz/info/launch_vehicles.php. – 15.08. 2014.

7. Уманский, С. П. Ракеты-носители. Космодроны [Текст] / С. П. Уманский ; под. ред. Ю. Н. Коптева. – М. : Рестарт+, 2001. – 216.

8. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» [Текст] / под. ред. С. Н. Конохова. – Днепропетровск : ООО «Колор-Граф», ООО РА «Тандем-У», 2001. – 240 с.

9. Основные конструкторско-технологические решения по разработке трехслойной сотовой конструкции головного обтекателя для ракеты-носителя «Зенит-2М» [Текст] / Ю. Г. Артеменко, А. П. Кушнарев, В. С. Петропольский и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов III междунар. науч.-практ. конф. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2009. – С. 38 – 45.

10. Использование сотовых конструкций в ракетах-носителях [Текст] / А. П. Алпатов, М. Е. Антоненко, Т. Ф. Визер и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов III междунар. науч.-практ. конф. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2009. – С. 21 – 22.

11. Официальный сайт Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.yuzhnoye.com>. – 3.09. 2014.

12. Кулага, Е. С. Разработка головных обтекателей из композиционных материалов [Текст] / Е. С. Кулага, И. Г. Оленин // Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют» ; под общ. ред. Ю. О. Бахвалова. – 2006. – Вып 1. – С. 418 – 435.

13. Внедрение трехслойных полимерных композиционных материалов в крупногабаритные конструкции головных обтекателей [Текст] / Н. Е. Гребнев, С. В. Максимов, А. Н. Кашицын и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов III междунар. науч.-практ. конф. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2009. – С. 96 – 98.

14. Опыт разработки и изготовления трехслойных сотовых конструкций панелей головных обтекателей и переходных отсеков [Текст] / Н. Е. Гребнев, С. В. Максимов, О. В. Поселова и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2012 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2012. – С. 117 – 118.

15. Ракеты-носители [Электронный ресурс] // Официальный сайт Федерального космического агентства РФ. – Режим доступа: http://www.roscosmos.ru. – 5.09. 2014.

16. Официальный сайт ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.khrunichev.ru>. – 3.08.2014.

17. Официальный сайт РКК «Энергия» им. С.П. Королёва » [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.energia.ru>. – 15.09. 2014.

18. Официальный сайт ОАО «ОНИП «Технология» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.technologiya.ru>. – 14.06. 2014.

19. Официальный сайт Arianespace's [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.arianespace.com>. – 13.09. 2014.

20. Официальный сайт United Launch Alliance [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ulalaunch.com>. – 26.09. 2014.

21. Официальный сайт Japan Aerospace Exploration Agency [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.jaxa.jp>. – 30.09. 2014.

22. Официальный сайт European Space Agency [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.esa.int>. – 30.09. 2014.

23. Официальный сайт Space Exploration Technologies Corporation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.spacex.com>. – 13.09.2014.

24. Официальный сайт Lockheedmartin [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.lockheedmartin.com>. – 3.05. 2014.

25. Официальный сайт Orbital Sciences Corporation Lockheedmartin [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.orbital.com/>. – 3.10.2014.

26. Официальный сайт China Academy of Launch Vehicle Technology [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.calt.com>. – 16.10. 2014.

27. Официальный сайт Indian Space Research Organization [Электронный ресурс]. – Режим доступа <http://www.isro.org>. – 16.10. 2014.

ПОРІВНЯННЯ ГОЛОВНИХ ОБТІЧНИКІВ ІСНУЮЧИХ І ПЕРСПЕКТИВНИХ ВІТЧИЗНЯНИХ РАКЕТ-НОСІЇВ ТА ЇХ ЗАРУБІЖНИХ АНАЛОГІВ

О. М. Потапов, В. О. Коваленко, А. В. Кондратьев

Проведено аналітичний огляд і виявлено основні тенденції розвитку головних обтічників існуючих і перспективних вітчизняних ракет-носіїв розробки Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля» та їх зарубіжних аналогів: представлено відомості про їх геометричні розміри, масу, зони їх корисного вантажу, а також основних конструктивних особливостей. Загальною тенденцією в розробці головних обтічників є прагнення до зниження їх маси, що забезпечується за рахунок застосування сендвічевої конструктивно-силової схеми в поєднанні з широким використанням полімерних композиційних матеріалів.

Ключові слова: ракетно-космічна техніка, ракета-носій, головний обтічник, зона корисного вантажу, тенденції розвитку, сендвічева конструктивно-силова схема, полімерні композиційні матеріали.

PAYLOAD FAIRINGS COMPARISON OF EXISTING AND PROSPECTIVE LAUNCH VEHICLES AND THEIR FOREIGN COUNTERPARTS

A. M. Potapov, V. A. Kovalenko, A. V. Kondratiev

Analytical review and identification of major development trends of payload fairings of existing and prospective launch vehicles designed by the Yuzhnoye SDO and their foreign counterparts was carried out. Information on their geometrical dimensions, weight, payload's area, and basic design features were presented. Aspiration to reduce their weight, which is achieved through the use of sandwich structures, combined with the extensive use of polymer composites is a general trend in the development of the payload fairing.

Keywords: rocket and space technology, launch vehicle, payload fairing, payload's area, development trends, sandwich construction, polymer composites.

Потапов Александр Михайлович – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Коваленко Виктор Александрович – д-р техн. наук, начальник лаборатории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Кондратьев Андрей Валерьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. конструкций и проектирования ракетной техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.