УДК 629.78

## ПРОЕКТНАЯ МОДЕЛЬ МАЛОГО МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

© 2015 О.Л. Старинова, Р.М. Хабибуллин

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П.Королёва (национальный исследовательский университет)

Поступила в редакцию 09.04.2015

В данной работе рассматривается проблема использования солнечного паруса в качестве исполнительного органа системы управления малого космического аппарата метеорологического назначения. Предложена проектная модель малого космического аппарата с солнечным парусом каркасного типа. Разработана и описана конструкция механизма развертывания солнечного паруса. Сформулирована математическая модель движения космического аппарата с учетом влияния сил светового давления и верхних слоев атмосферы Земли. Рассчитана минимальная высота рабочей геоцентрической орбиты и возможные функциональные характеристики оптической системы. Проведены расчеты и анализы на прочность и потерю устойчивости наиболее нагруженных элементов конструкции – балки развертывания и солнечного паруса.

*Ключевые слова:* малый космический аппарат, солнечный парус, проектная схема, механизм развертывания, минимальная высота орбиты, метод конечных элементов, расчетная модель, деформация, напряжение.

#### **ВВЕДЕНИЕ**

Существенное повышение эффективности функционирования космических аппаратов (КА) невозможно без использования новых физических принципов. Одним из таких принципов является использование сил светового давления для управления движением КА. Устройство для использования сил светового давления называют солнечным парусом (СП).

Преимущества применения СП:

- отсутствие затрат рабочего тела для осуществления различных маневров в космическом пространстве;

- возможность применения СП на малых КА, микро и нано спутниках;

- низкая стоимость проектирования, производства и функционирования КА [1].

#### 1. ПРОЕКТНАЯ МОДЕЛЬ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

В данной работе предложена проектная модель малого космического аппарата (МКА) «Гелиос», базирующаяся на функционирующем МКА научного назначения «АИСТ» [3] (разработка ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС»). «Гелиос» по сравнению с МКА «АИСТ» дополнительно оснащен оптико-электронной аппаратурой для проведения съемок земной поверхности, СП и механизмом его развертывания.

Старинова Ольга Леонардовна, доктор технических наук, профессор. E-mail: solleo@mail.ru Хабибуллин Роман Маратович, студент. E-mail: khabibullin.roman@gmail.com МКА «Гелиос» предназначен:

- для решения научно-технических, образовательных и экспериментальных задач;

- для наблюдения за объектами земной поверхности в оптическом диапазоне (например, метеонаблюдения);

- для демонстрации научно-технического и промышленного потенциала учебных и производственных организаций Самарской области.

МКА «Гелиос» должен обеспечивать:

- демонстрацию целесообразности и перспективы использования СП;

- съемку объектов земной поверхности в интересах социально-экономического развития России и международного сотрудничества;

- прием, хранение и передачу на Землю информации о работе научной аппаратуры.

Массогабаритные характеристики МКА «Гелиос» отражены в табл. 1. Внешний вид МКА «Гелиос» представлен на рис. 1 и 2.

Данный МКА предположительно будет выведен на орбиту методом попутного выведения совместно с КА-носителем в качестве дополнительной полезной нагрузки, поскольку данный способ является наиболее надежным и менее

Таблица 1. Массогабаритные характеристики МКА «Гелиос»

Наименование	Значение
Длина, м	0,5
Ширина, м	0,4
Высота, м	1,2
Масса, кг	83,7
Площадь СП, м <sup>2</sup>	200



Рис. 1. Общий вид МКА «Гелиос» со сложенным СП



Рис. 2. МКА «Гелиос» с раскрытым СП

затратным. Предположительный срок активного существования МКА на рабочей орбите должен составлять не менее 3 лет. МКА «Гелиос» будет совершать ориентированный полет. Система ориентации позволит сохранить наиболее выгодное положение солнечных батарей и СП по отношению к источнику энергии – Солнцу. Корпус МКА выполнен в негерметичном исполнении, что позволяет снизить общую массу КА. Завершение функционирования МКА будет осуществляться за счет самоторможения в плотных слоях атмосферы по истечению рабочих ресурсов или при выполнении всех поставленных задач.

#### 1.1. Оптико-электронная аппаратура

Для данного исследовательского КА выбран объектив МС АПО Телезенитар-N производства известного отечественного производителя фототехники ZENIT (Красногорский завод им. С.А. Зверева — ОАО КМЗ).

Светосильный телеобъектив. Телезенитар-N имеет просветляющие многослойные покрытия, нанесенные на линзы объектива, которые увеличивают пропускание света, уменьшают внутреннее рассеяние и оптические искажения, что позволяет получать изображения с высокими уровнями контрастности и резкости. Кроме того, использование специального апохроматического стекла позволило достичь серьезного улучшения качества картинки [8]. Основные технические характеристики МС АПО Телезенитар-N приведены в табл. 2.

Таблица 2. Основные характеристики
телеобъектива МС АПО Телезенитар-N

Наименование	Значение	
Фокусное расстояние, мм	300	
Угол поля зрения, град	8	
Область спектральной	400 800	
чувствительности, нм	400-000	
Минимальный размер		
чувствительного элемента,	510	
МКМ		
Размер изображения, Мб	4	
Габариты, мм	82×80×180	
Масса, кг	0,8	

#### 1.2. Солнечный парус

СП представляет собой четыре лепестка треугольной формы, которые составляют квадрат общей площадью 200 м<sup>2</sup>. СП изготавливается из материала под названием Каптон (Kapton). Каптон – пленка из полиимида, разработанная химической компанией DuPont. Хороший дизлектрик, стабилен в широком диапазоне температур от -273 до +400°С [5, 6]. Массогабаритная характеристика паруса предоставлена в табл. 3.

Таблица 3. Массогабаритная характеристика СП

Наименование	Значение
Материал	Каптон
Площадь поверхности, м <sup>2</sup>	200
Длина стороны, м	14
Толщина, м	5·10 <sup>-6</sup>
Плотность материала, кг/м <sup>3</sup>	1400
Масса, кг	2

Используемый материал паруса Каптон является материалом, из которого изготовлен СП нового поколения Sunjammer, запуск которого планируется в 2015 году [7].

# 1.3. Механизм развертывания солнечного паруса

Лепестки крепятся к специальным балкам, которые, в свою очередь, находятся в скрученном виде вокруг барабана механизма развертывания СП (рис. 3).

Механизм развертывания выполняет три важные функции:

- обеспечивает точку крепления балок развертывания с целью оказания противодействия всем нагрузкам при раскрытии паруса;

- защищает балки развертывания от повреждений;



Рис. 3. Механизм развертывания СП

- обеспечивает плавное раскручивание балок и раскрытие паруса.

Лепестки паруса сложены в специальном отсеке, который разделен на четыре камеры с максимально гладкими стенками, задача которых снизить шанс нанесения физического ущерба СП. Одним концом лепестки крепятся за центральную часть отсека, другими вершинами – к специальным кольцам, которые расположены на концах балок (рис. 4).



Рис. 4. Крепление СП к балке

Балки развертывания, выбранные для МКА «Гелиос», являются прототипами балок развертывания МКА NanoSail-D, который является разработкой NASA [6]. У данных балок есть две важные положительные особенности:

- эффективное размещение в корпусе МКА;

- отличные показатели удельной жесткости.

Конструкция балки состоит из двух изогнутых металлических пластин, скрепленных между собой с помощью лазерной сварки так, чтобы направляющая балки имела форму треугольника. Изображение балки развертывания предоставлено на рис. 5.

Механизм развертывания состоит из поворотной цапфы, установленной между двумя дисками, фиксирующих зажимных устройств и балок развертывания (рис. 6). Балки прижима-



Рис. 5. Балка развертывания



Рис. 6. Механизм развертывания с балками (верхняя крышка не показана): 1 – поворотная цапфа; 2 – фиксирующее зажимное устройство; 3 – балка развертывания; 4 – пластины изгиба; 5 – узел натяжения; 6 – прижимной диск

ются к цапфе и держатся на двух болтах. Данная конструкция предоставляет точки крепления для балок и берет на себя все нагрузки. На этапе, когда парус еще не раскрыт, а балки намотаны на барабан, фиксирующие устройства неплотно прижимают балки к поворотной цапфе, что позволяет увеличить момент инерции. Такая конструкция создает благоприятное условие для развертывания балок. Прижимные диски защищают балки от неподвижных частей на этапе раскрытия паруса.

Балки развертывания требуют применение силы, направленной по нормали, для создания состояния потери устойчивости. Эта сила создаст вращающий момент, и балки будут раскручиваться вокруг барабана. Благодаря узлу натяжения создается противодействующая сила в отогнутой пластине изгиба, в результате чего скрученные балки находятся в состоянии равновесия.

На рисунке 6 изображен механизм развертывания без верхней крышки с выдвинутыми балками. На изображении механизм находится в состоянии релаксации, то есть балки полностью развернуты, пластины изгиба не испытывает натяжения.

#### 2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ

Математическая модель движения МКА принимает следующий вид:

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\mu \cdot \frac{\bar{r}}{r^3} + \bar{a} + \bar{f}^{AT} (H, F_0, \sigma_{KA}), \quad (1)$$

где  $\mu$  – гравитационный параметр Земли (3,986005·10<sup>14</sup> M<sup>3</sup>/c<sup>2</sup>);

 $\overline{r}$  – радиус-вектор КА в полярной системе координат;

*г* – расстояние от КА до центра Земли;

 $\overline{a}$  – вектор ускорения идеально отражающего СП;

 $ar{f}^{\scriptscriptstyle AT}(H,F_0,\sigma_{\scriptscriptstyle KA})$ – возмущающее аэродинамическое ускорение.

Вектор ускорения идеально отражающего СП рассчитывается по следующей формуле:

$$\overline{a} = P_a \cdot \frac{S}{m_{KA}} \cdot \frac{(\overline{r} \cdot \overline{n})^2}{r^4} \cdot \overline{n}, \qquad (2)$$

где  $P_a$  – сила давления солнечного света на единичную площадь поверхности СП КА, который находится на орбите Земли ( $P_a$  =9.1·10<sup>-6</sup>  $H/M^2$ ); S – площадь отражающей поверхности СП;

*m<sub>KA</sub>* – масса КА;

*п* – нормаль к поверхности СП в полярной системе координат [4].

Возмущающее аэродинамическое ускорение в текущий момент времени можно определить по формуле:

$$f^{AT} = -\sigma_{KA} \cdot \rho(H, F_0) \cdot \dot{\vec{r}} \cdot \dot{r}, \qquad (3)$$

где  $\sigma_{\scriptscriptstyle K\!A}$  – баллистический коэффициент КА на начальной орбите;

 $\rho(H, F_0)$  – плотность атмосферы, зависящая от высоты полета Н и коэффициента солнечной активности  $F_0$ ;

 $\dot{\overline{\mathcal{F}}}$  – вектор скорости КА в полярной системе координат;

 $\dot{\mathcal{V}}$  – скорость КА относительно потока атмосферы.

Баллистический коэффициент определяется по следующей формуле:

$$\sigma_{KA} = \frac{c_x \cdot S_M}{2 \cdot m_{KA}},\tag{4}$$

где *С*<sub>x</sub> – коэффициент, характеризующий характер взаимодействия с атмосферой Земли (зависит от свойств поверхности КА,  $C_x = 2...2,5$ ;

*S<sub>м</sub>* – средняя площадь миделя паруса.

Точный расчет значений  $\sigma_{\scriptscriptstyle K\!A}$  требует точного знания положения КА и панелей солнечных батарей относительно атмосферы Земли и Солнца, а также совместного моделирования траектории движения и углового положения КА и СП в процессе перелета. Для проведения предварительных проектных исследований приблизительно можно принять площадь среднего миделевого сечения КА 25% от площади паруса.

### 2.1. Определение минимальной высоты рабочей орбиты

Минимальная высота рабочей орбиты  $H_{\min}$ была определена следующим образом. На низких околоземных орбитах ощутимое влияние на движение КА оказывает возмущающее воздействие остаточной атмосферы Земли. В первом приближении, условием возможности начала движения КА с низкой орбиты будем считать существенное превышение уровня ускорения над максимальным уровнем возмущающего аэродинамического ускорения:

$$f^{AT}(H, F_0, \sigma_{KA}) \leq \left| \overline{a}(P_{\Pi OTP}, m_{KA}) \right|, \quad (5)$$

где  $P_{\Pi OTP}$  – потребная сила тяги от солнечного паруса. Формулу (5), учитывая (3) и (4), можно пред-

ставить в следующем виде:

$$\left|\frac{c_x \cdot S_M}{2 \cdot m_{KA}} \cdot \rho(H, F_0) \cdot \dot{r} \cdot \dot{r}\right| \le \left|\frac{P_{\Pi OTP}}{m_{KA}}\right|.$$
(6)

По формуле (6) рассчитаны значения потребной тяги  $P_{\Pi OTP}$  для рассматриваемых проектных вариантов КА и высот орбиты старта от 200 до 700 км. Расчеты проводились для статической модели атмосферы (ГОСТ 4401-81), а также для минимального и максимального уровня плотности атмосферы, рассчитанной по ГОСТ Р 25645.166-2004 (табл. 4).

Таблица 4. Значения, необходимые для определения минимальной допустимой высоты орбиты выведения

Высота	Орбитал.	Плотность	
орбиты,	скорость,	атмосферы	$P_{\Pi OTP}$ ,
км	м/с	по ГОСТ	н
		4401-81	
200	7788,7	2,519·10 <sup>-10</sup>	6,11
220	7776,9	1,359·10 <sup>-10</sup>	3,29
240	7765,1	7,865·10 <sup>-11</sup>	1,90
260	7753,4	4,737·10 <sup>-11</sup>	1,14
280	7741,7	2,971·10 <sup>-11</sup>	7,12·10 <sup>-1</sup>
300	7730,1	1,916·10 <sup>-11</sup>	4,58·10 <sup>-1</sup>
320	7718,5	1,233·10 <sup>-11</sup>	2,94·10 <sup>-1</sup>
340	7707,0	8,037·10 <sup>-12</sup>	1,91·10 <sup>-1</sup>
360	7695,6	5,802·10 <sup>-12</sup>	1,37·10 <sup>-1</sup>
380	7684,2	4,004·10 <sup>-12</sup>	9,46·10 <sup>-2</sup>
400	7672,8	2,794·10 <sup>-12</sup>	6,58·10 <sup>-2</sup>
420	7661,5	1,977·10 <sup>-12</sup>	4,64.10-2
440	7650,2	1,403·10 <sup>-12</sup>	3,28·10 <sup>-2</sup>
460	7639,0	1,006·10 <sup>-12</sup>	2,35.10-2
480	7627,9	7,220·10 <sup>-13</sup>	1,68·10 <sup>-2</sup>
500	7616,8	5,207·10 <sup>-13</sup>	1,21·10 <sup>-2</sup>
520	7605,7	$3,787 \cdot 10^{-13}$	8,76·10 <sup>-3</sup>
540	7594,7	$2,777 \cdot 10^{-13}$	6,41·10 <sup>-3</sup>
560	7583,7	2,048·10 <sup>-13</sup>	4,71·10 <sup>-3</sup>
580	7572,8	1,52·10 <sup>-13</sup>	3,49·10 <sup>-3</sup>
600	7561,9	$1,140.10^{-13}$	2,61.10-3
620	7551,1	8,621·10 <sup>-14</sup>	1,97·10 <sup>-3</sup>
640	7540,3	6,554·10 <sup>-14</sup>	1,49.10-3
660	7529,6	5,013·10 <sup>-14</sup>	$1,14 \cdot 10^{-3}$
680	7518,9	3,890·10 <sup>-14</sup>	8,80.10-4
700	7508,3	3,068·10 <sup>-14</sup>	6,92·10 <sup>-4</sup>

Правая часть неравенства (6) может быть представлена в следующем виде:

$$P_{\Pi OTP} = S_M \cdot P_3^{OTP} = 200 \cdot 0.928 \cdot 10^{-5} = 1.836 \cdot 10^{-3} H$$
,  
гле  $P_2^{OTP}$  – световое давление единичной отража-

ющей поверхности на орбите Земли.

Исходя полученного значения потребной тяги  $P_{\Pi OTP}$  и расчетных значений таблицы 4, минимальная высота рабочей орбиты  $H_{\min}$  составляет 640 км.

Проведенное математическое моделирование движения МКА «Гелиос» в центральном поле тяготения Земли показало, что движение на данной высоте возможно.

# 2.2. Определение функциональных характеристик оптической системы

Для объектива МС АПО Телезенитар-N вычислены основные функциональные характеристики. Основными параметрами оптической системы являются линейное разрешение на местности (или детальность) и ширина полосы захвата [2].

Линейное разрешение <u>Δ</u>*L* – минимальное расстояние между различимыми объектами.

Линейное разрешение на местности определяется по следующей формуле:

$$\Delta L = \frac{2 \cdot \Delta l}{f} \cdot H \,, \tag{7}$$

где  $\Delta l$  – минимальный размер чувствительного элемента;

f – фокусное расстояние;

Н – высота орбиты.

В качестве высоты рабочей орбиты H выбрано значение 1000 км, остальные необходимые параметры приведены в табл. 2. С помощью (7) получено значение линейного разрешения на местности, равное 33 м.

Полоса захвата *В* – наблюдаемая с помощью оптической аппаратуры спутника полоса поверхности планеты. Размер ширины полосы захвата определяется по формуле:

$$B = 2 \cdot tg \frac{\alpha}{2} \cdot H , \qquad (8)$$

где  $\alpha$  – угол поля зрения.

Подставив в (8) необходимые значения из таблицы 2, было получено значение полосы захвата в 140 км.

На рис. 7 предоставлена фотография Самарской области, сделанная из космоса. Данное изображение было получено с помощью оптической системы, характеристика которой максимально приближена к функциональным параметрам телеобъектива МС АПО Телезенитар-N. Ширина полосы местности на предоставленной фотографии соответствует 140 км.



**Рис. 7.** Фото из космоса Самарской области (ширина полосы 140 км)

### 3. РАСЧЕТ КОНСТРУКЦИИ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА КАРКАСНОГО ТИПА НА ПРОЧНОСТЬ

В рамках данной работы было проведен анализ методом конечных элементов конструкции СП каркасного типа и балок развертывания в системе конечно элементного моделирования FEMAP v11.1.2 64-bit.

Свойства и материалы составляющих элементов конструкции КА предоставлены в табл. 5.

Расчет на прочность проводился с учетом влияния солнечного давления и атмосферы. Рассматривается случай нагружения КА на орбите Земли высотой 700 км. На данной высоте действует давление солнечного света величиной 9,28·10<sup>-6</sup> H/м<sup>2</sup>.

Элемент	Болии	Солнечный	
конструкции	<b>Далки</b>	парус	
Материал	Углепластик	Каптон	
Модуль			
упругости,	67000	2500	
МПа			
Коэффициент	0.77	0.74	
Пуассона	0,55	0,54	
Плотность	1550	1420	
$K\Gamma/M^3$	1550	1420	
Толщина, м	2·10 <sup>-3</sup>	5.10-6	
	10	14	
Длина, м	(одной	(сторона	
	балки)	полотна)	

Таблица 5. Описание элементов КА

Была разработана конечно-элементная модель, состоящая из следующих частей:

1. Центральное тело — КА. Данный элемент является центром сосредоточенной массы (83,7 кг), абсолютно жестко закреплен.

2. Балки крепления СП. Данный элемент является балочным. Крепятся к центру сосредоточенной массы. Длина балки 10 м. Масса четырех балок 1,5 кг.

3. Полотно СП. Состоит из четырех лепестков трапециевидной формы. Углы трапеции полотна крепятся к концам выдвижных штанг. СП является оболочным элементом. Сторона всего полотна 14 м. Масса СП 2 кг.

### 3.1. Расчет солнечного паруса на прочность

На основе табл. 5 в системе конечно элементного моделирования FEMAP v11.1.2 64-bit была построена геометрическая модель КА с СП (рис. 8).



Рис. 8. Геометрическая модель КА с СП

Геометрическая модель паруса, разбитая на конечно-элементную сетку, с приложенным давлением солнечного света изображена на рис. 9.



**Рис. 9.** Модель КА с СП, разбитая на конечно-элементную сетку

После проведения нелинейно-статического анализа мы получили следующие результаты:

1. Максимальные деформации СП были получены в центральной области внешней стороны полотна. Максимальное значение деформации достигает 3,447 мм (рис. 10).



**Рис. 10.** Распределение деформаций на поверхности модели КА с СП

2. Максимальные значения напряжений возникают в области крепления лепестка СП к балке. Максимальное значение напряжения достигает 1300 Па (рис. 11).



**Рис. 11.** Распределение напряжений на поверхности модели КА с СП

В результате данного анализа можно сделать вывод, что значения максимального напряжения и деформации, полученные в случае нагружения конструкции КА с СП давлением солнечного света, не превышают критических значений.

# 3.2. Расчет балки развертывания на прочность

Помимо расчета СП на прочность был проведен анализ начальной устойчивости конструкции при моментном соединении балки развертывания и паруса. Моментному соединению соответствует случай, когда точка крепления полотна паруса и балки усилена. Благодаря усиливающему элементу при повороте балки со стороны паруса возникает препятствующий этому повороту момент. Следовательно, при таком соединении следует учитывать не только солнечное давление и атмосферу, но и влияние СП на балку развертывания.

Рассматривается только внешняя часть балки длиной 0,4 м. В данной области балка развертывания будет испытывать максимальные напряжения и деформации. На рассматриваемую часть балки СП будет действовать с силой 232 Н.

Конечно-элементная модель балки развертывания с приложенными силами представлена на рис. 12.



**Рис. 12.** Конечно-элементная модель балки с приложенными силами

После проведения анализа потери устойчивости при моментном соединении были получены следующие результаты:

1. На рис. 13 показано изображение потери устойчивости при моментном соединении балки и паруса, которая представляет собой потерю устойчивости сжатой полки профиля балки. Коэффициент критической нагрузки составил 184012,1.Это значит, что приложенные нагрузки меньше, чем вычисленные критические нагрузки. Потеря устойчивости не ожидается.



**Рис. 13.** Потеря устойчивости балки при моментном соединении

2. На рис. 14 предоставлено изображение распределения эквивалентных напряжений. Максимальные нагрузки приходятся на верхнюю кромку балки. Максимальная величина эквивалентных напряжений составила 831 Па.



Рис. 14. Эквивалентные напряжения в балке

3. На рис. 15 предоставлено изображение распределение сдвиговых нагрузок. Максимальное касательное напряжение возникает в точке крепления СП с балкой развертывания. Максимальное значение сдвиговых напряжений достигает незначительной величины в 44,3 Па.

4. На рис. 16 изображены продольные напряжения в балке. Максимальное значение продольных напряжений выявлено в основании профиля балки развертывания. Максимальное значение продольного напряжения достигают 574 Па.

В результате проведенного анализа можно сделать вывод, что при моментном соединении СП с балкой развертывания под воздействием



Рис. 15. Сдвиговые (касательные) напряжения



Рис. 16. Продольные напряжения в балке

атмосферы, солнечного давления и поворотного момента эквивалентные, касательные и продольные напряжения не превышают критических значений; конструкция сохраняет свою устойчивость под воздействием внешних сил.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе создана проектная модель малого космического аппарата с солнечным парусом метеорологического назначения. Описана конструкция и принцип работы механизма развертывания солнечного паруса. Сформулирована математическая модель движения с учетом влияния верхних слоев атмосферы Земли и сил светового давления. Для модели космического аппарата рассчитана минимальная высота рабочей орбиты. С помощью метода конечных элементов были проведены расчёт на прочность и анализ на потерю устойчивости конструкции солнечного паруса и балки развертывания. Результаты показали, что значения нагрузок, действующих на малый космический аппарат с солнечным парусом на высоте рабочей орбиты, не превышают критических значений; потеря устойчивости конструкции космического аппарата под воздействием внешних сил не наблюдается.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

 Казмерчук П.В. Разработка программно-математического обеспечения оптимизации траекторий КА с солнечным парусом. Дисс.... канд. техн. наук. 05.07.09 – Динамика, баллистика и управление движением ЛА. Москва, 2007. 130 с.

2. Куренков В.И., Гоголев М.Ю. Методы исследования

эффективности ракетно-космической техники. [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие, Самара, 2012. URL: http://www.ssau.ru/files/education/ uch\_posob/Методы%20исследования%20эффективности%20ракетно-Куренков%20ВИ.pdf (дата обращения 25.03.2015).

- Проектный облик и основные технические характеристики малого космического аппарата СГАУ

   ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС» / С.И. Ткаченко, В.В. Салмин, Н.Д. Семкин, В.И. Куренков, В.И. Абрашкин, А.Г. Прохоров, С.Л. Сафронов, И.С. Ткаченко, К.В. Петрухина // Вестник СГАУ. 2010. №2. С.154-165.
- 4. *Irina Gorbunova and Olga Starinova*. Analytical control laws of the heliocentric motion of the

solar sail spacecraft. AIP Conference Proceedings. 12/2014. Volume 1637, Issue 1, P.358-367. URL: http://scitation.aip.org/content/aip/proceeding/aipcp/10.1063/1.4904599 (дата обращения 25.03.2015).

- 5. KAPTON<sup>®</sup> POLYIMIDE FILM. http://www.kapton. dupont.com (дата обращения 25.03.2015).
- 6. NASA Science. URL: http://science.nasa.gov (дата обращения 24.03.2015).
- 7. First NASA Solar Sail Mission to Deep Space. URL: http://www.sunjammermission.com (дата обращения 25.03.2015).
- 8. Zenitcamera. Фототехника. URL: http://www. zenitcamera.com (дата обращения 22.03.2015).

### THE DESIGN MODEL OF THE SMALL SOLAR SAIL METEOROLOGICAL SPACECRAFT

#### © 2015 O.L. Starinova, R.M. Khabibullin

# Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov (National Research University)

This paper is related to a problem of a solar sail usage as a final control element of a small meteorological spacecraft. The design model of the small frame-type solar sail spacecraft is proposed. The deployer construction is developed and described. The mathematical motion model is formulated with account of taken the light pressure force and the Earth upper atmosphere. The minimum geocentric orbit altitude and the potential functional characteristics of the optical system are calculated. The strength prediction and buckling analysis for the most strained members such as solar sail and deployer beam are realized. *Key words:* small spacecraft, solar sail, schematics, deployer, minimum altitude, finite elements method, prediction model, deformation, strain.