



Трофимов С.П.

Динамически инвариантное  
масштабирование  
массогабаритных  
параметров каркасных  
парусных систем

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Трофимов С.П. Динамически инвариантное масштабирование массогабаритных параметров каркасных парусных систем // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2015. № 31. 16 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-31>

**Ордена Ленина  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
имени М.В. Келдыша  
Российской академии наук**

**С.П. Трофимов**

**Динамически инвариантное  
масштабирование  
массогабаритных параметров  
каркасных парусных систем**

**Москва — 2015**

**Трофимов С.П.**

**Динамически инвариантное масштабирование массогабаритных параметров каркасных парусных систем**

Решается задача инвариантного масштабирования параметров квадратного паруса, сохраняющего как уровень характеристического ускорения, так и прочностные свойства направляющих штанг паруса. Обнаружено существование предельной полезной массы, которой можно сообщить заданное характеристическое ускорение, масштабируя конкретный образец паруса. Выводится оптимальное в плане доли полезной массы соотношение между массой механизма разворачивания и массой штанг. Полученные результаты применяются для сравнения парусных и топливных систем в задаче увода спутника с низкой орбиты.

**Ключевые слова:** квадратный солнечный парус, масштабирование парусной системы, характеристическое ускорение, увод с орбиты, малый спутник

**Sergey Pavlovich Trofimov**

**Dynamically Invariant Scaling of Square Solar Sail Systems**

The problem of square sail system scaling is solved so that the requirements of invariant characteristic acceleration and constant relative boom bending are satisfied. The limit value of payload mass is revealed for a given sail prototype to provide the required level of characteristic acceleration under scaling. The ratio of the deployment mechanism mass and the boom mass ensuring the maximum payload mass fraction is derived. The results are applied to the problem of comparing the efficiency of sail systems and low-thrust systems in deorbiting low-earth satellites.

**Key words:** square solar sail, solar sail system scaling, characteristic acceleration, deorbiting, small satellite

Работа поддержана грантом Российского научного фонда 14-11-00621.

**ОГЛАВЛЕНИЕ**

|   |    |
|---|----|
| Структура и параметры каркасных парусных систем .....           | 3  |
| Динамически инвариантное масштабирование каркасных парусов..... | 8  |
| Эффективность парусных и топливных систем.....                  | 13 |
| Заключение.....   | 14 |
| Литература .....  | 15 |

## Структура и параметры каркасных парусных систем

Альтернативный реактивным двигателям механизм передвижения космических аппаратов (КА) в пространстве – *парусные системы* с их самым распространенным представителем – плоским солнечным парусом. После нескольких десятилетий теоретических исследований различных вопросов создания и эксплуатации солнечных парусов – выбора материалов и конструкции, оптимизации параметров и характеристик, разработки динамических и оптических моделей парусных систем, изучения особенностей орбитального и углового движения КА с парусом – был проведен ряд полунатурных и даже натурных экспериментов, из которых отметим первое успешное разворачивание паруса в космосе – эксперимент «Знамя-2», проведенный на борту грузового корабля «Прогресс М-15» 4 февраля 1993 года с 20-метровым бескаркасным парусом [1], – а также первую полноценную миссию (причем межпланетную!) японского аппарата IKAROS (рис. 1) к Венере в 2010 году [2].

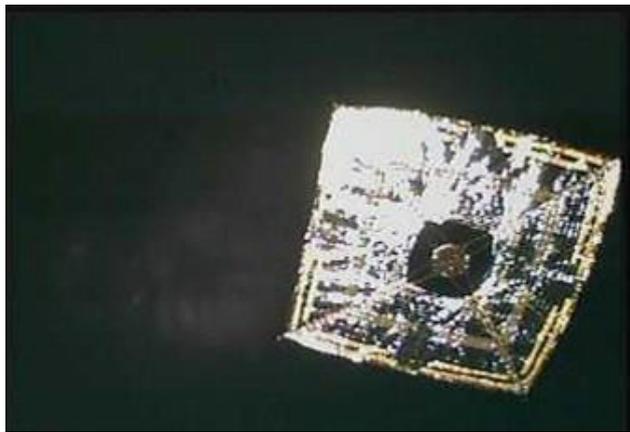
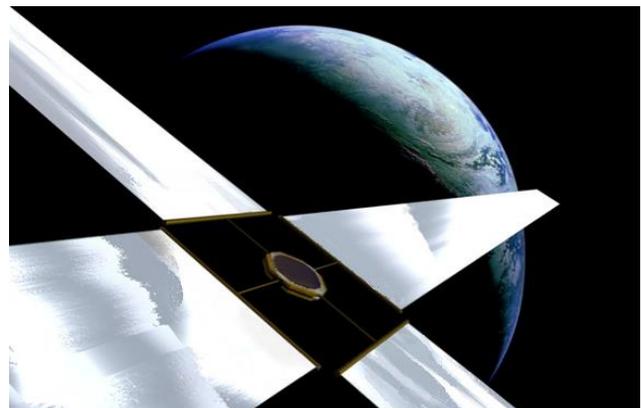


Рис. 1. Космическое фото аппарата IKAROS с раскрытым парусом [2]



а) Парус-диск



б) Парус-гироскоп (гелиотор)

Рис. 2. Бескаркасные конструкции солнечных парусов

Среди типовых конструкций плоских парусов, как правило, выделяется каркасный *квадратный парус* и два бескаркасных вида: *парус-диск* и *парус-гироскоп*

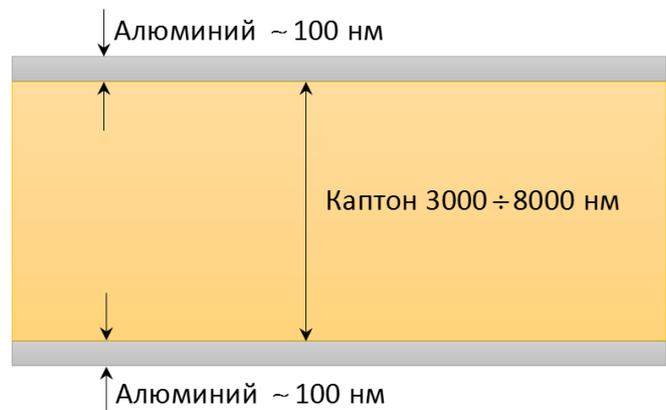
(иначе, *гелиоротор*), показанные на рисунках 2, а и 2, б. Примерами двух последних видов парусов, раскрывающихся и поддерживающих форму за счет центробежных сил, соответственно служат отмеченный выше круглый парус «Знамя-2» и разрабатываемый при МГТУ им. Н.Э. Баумана гелиоротор «Парус-МГТУ» [3]. До появления новейших углепластиков, использующихся для создания прочных и легких *направляющих штанг* квадратных парусов, именно бескаркасный парус считался самым перспективным в плане практической реализации. Сейчас центр тяжести, наоборот, смещается к каркасным конструкциям – как более надежным и позволяющим обеспечивать трехосную ориентацию КА с парусом.

Оценка эффективности парусных систем в задачах динамики полета требует выполнения параметрического анализа, сложность которого существенно выше, чем для топливных систем. Перед тем как перейти к такому анализу, кратко опишем типичную структуру паруса, перечислим его основные динамические характеристики и обозначим их связь с массогабаритными параметрами паруса. Ограничимся лишь каркасными солнечными парусами.

Главным элементом солнечного паруса служит *полотно* (для каркасных парусов чаще используют термин *мембрана*) – пленка из легкого композитного материала типа майлара или каптона, покрытая с одной или двух сторон алюминиевым напылением (см. рис. 3, а). Толщина пленки – всего несколько микрон, толщина напыления не превышает 100 нм (рис. 3, б). Отражающее свет практически зеркально, напыление способствует увеличению силы давления солнечного излучения. *Поверхностная плотность* композитных мембран равна 3-12 г/м<sup>2</sup>.



а) внешний вид [4]



б) структура

Рис. 3. Мембрана типичного солнечного паруса

Если априори известно, какая сторона паруса будет обращена к Солнцу, обратную сторону можно взамен алюминирования покрыть слоем хорошо излучающего материала наподобие хрома для активного отвода тепла от паруса и улучшения терморегуляции.

Мембрана четырехлепесткового квадратного паруса растягивается на четырех жестких *направляющих штангах*. За исключением последних 10-12 лет была чуть привычней конструкция *двойковыпуклых металлических штанг*, например,

медно-бериллиевых (см. рис. 4, а-б) с *погонной плотностью* (массой на единицу длины) 50 г/м. Эту величину удалось заметно понизить до 15-25 г/м с появлением *бистабильных углепластиковых штанг, структурно устойчивых* и в свернутом, и в развернутом состоянии (см. рис. 4, в-г). Подобно металлическим, углепластиковые штанги также могут быть сделаны двояковыпуклыми с помощью склейки двух лент [5]. Утяжеление конструкции компенсируется ее повышенной прочностью.



а)



б)



в)



г)

Рис. 4. Типы направляющих штанг: двояковыпуклые металлические (а, б) и бистабильные углепластиковые (в, г) [4]

Все штанги изначально намотаны на центральный цилиндрический вал (см. рис. 5) и развертываются с использованием электромоторов. В течение операции развертывания еще не размотанная часть штанг плотно прижимается к центральному валу рычажными устройствами (см. рис. 5, б). Блок со свернутыми направляющими штангами и полотном паруса удобно выдвигать из корпуса аппарата с помощью *телескопического механизма*, тестовый прототип которого показан на рисунке 6. Несколько секций уменьшающихся размеров позволяют отдалить парус на безопасное расстояние от материнского КА.

Перейдем к описанию динамических характеристик парусов. Главной динамической характеристикой собственно паруса без привязки к параметрам КА, на который он устанавливается) является *компоновочная нагрузка*  $\sigma_{комп}$ , отношение массы всей парусной системы к площади паруса  $A$ . Масса системы складывается из масс мембраны  $m_{мем}$ , штанг  $m_{шт}$  и механизма развертывания  $m_{мех}$ . Имеем:

$$\sigma_{\text{комп}} = \frac{m_{\text{мем}} + m_{\text{шт}} + m_{\text{мех}}}{A}. \quad (1)$$

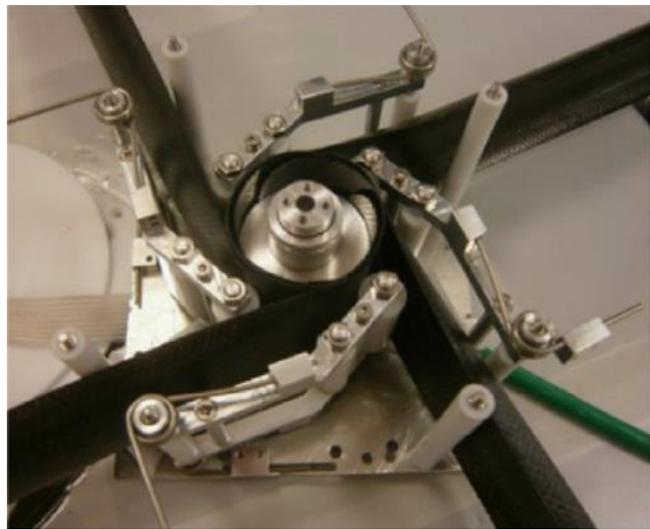
Схожая по форме характеристика, именуемая просто *нагрузкой паруса*, равна отношению суммарной массы КА с парусом  $m$  к площади паруса  $A$ :

$$\sigma = \frac{m}{A} \equiv \frac{m_{\text{мем}} + m_{\text{шт}} + m_{\text{мех}} + m_{\text{пол}}}{A}. \quad (2)$$

Под *полезной массой*  $m_{\text{пол}}$  будем понимать массу полезной нагрузки и массу бортовых систем КА.



а)



б)

Рис. 5. Механизм развертывания направляющих штанг [6]



Рис. 6. Телескопический механизм развертывания паруса [6]

Имеет место очевидное соотношение, связывающее нагрузку с компоновочной нагрузкой:

$$\sigma = \sigma_{\text{комп}} + \frac{m_{\text{пол}}}{A}. \quad (3)$$

Нагрузка паруса (или обратная к ней величина, *парусность*) определяют уровень *характеристического ускорения*

$$a_{\text{хар}} = \frac{2\eta P}{\sigma}, \quad (4)$$

которое световым давлением  $P$  сообщается КА с парусом, повернутому перпендикулярно лучам. Значение  $P$  меняется обратно пропорционально квадрату расстояния от КА до Солнца. Для всех низких орбит  $P \approx 4.56 \cdot 10^{-6}$  Н/м<sup>2</sup>. КПД паруса  $\eta$  показывает его отличие от *идеального* (т.е. зеркально отражающего) и обычно варьируется в пределах от 0.85 до 0.92 [7, 8].

Именно характеристическое ускорение КА с парусом играет ключевую роль в орбитальной динамике на гелиоцентрическом и планетоцентрическом участках полета. Если парус с компоновочной нагрузкой  $\sigma_{\text{комп}}$  сообщает аппарату уровень характеристического ускорения  $a_{\text{хар}}$ , доля полезной массы  $R = m_{\text{пол}}/m$  рассчитывается по формуле

$$R = 1 - \frac{a_{\text{хар}}}{2\eta P} \sigma_{\text{комп}}. \quad (5)$$

Из соотношения (5) следует, что доля полезной массы падает с ростом компоновочной нагрузки.

Для полноты изложения упомянем еще одну динамическую характеристику КА с парусом – *легкость*. Она равна отношению характеристического ускорения к местному гравитационному ускорению Солнца. Поскольку и то, и другое убывают как квадрат гелиоцентрического расстояния, легкость паруса не зависит от его положения в пространстве. Наиболее просто она выражается через *критическую нагрузку паруса*

$$\sigma_{\text{крит}} = \frac{\eta}{2\pi c} \frac{L_{\odot}}{GM_{\odot}}, \quad (6)$$

где  $L_{\odot} \approx 3.85 \cdot 10^{26}$  Дж/с – светимость Солнца,  $GM_{\odot} \approx 1.33 \cdot 10^{20}$  м<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> – гравитационный параметр Солнца,  $c$  – скорость света. После несложных преобразований получаем для легкости паруса:

$$\beta = \frac{a_{\text{хар}}}{g_{\odot}} = \frac{\sigma_{\text{крит}}}{\sigma}. \quad (7)$$

При  $\eta = 0.85$  критическая нагрузка составляет примерно 1.3 г/м<sup>2</sup>. Уровень развития современных технологий пока не позволяет достичь этого значения.

## Динамически инвариантное масштабирование каркасных парусов

Параметрический анализ парусных систем или синтез системы с заданными динамическими характеристиками затруднены в сравнении с топливными системами принципиальной нелинейностью законов масштабирования. Главную роль здесь играет деформируемость направляющих штанг из-за натяжения мембраны и боковой нагрузки – силы светового давления и сопротивления атмосферы. Первый фактор ведет к *продольному изгибу* штанги при превышении силой продольного сжатия  $F_{\parallel}$  критического значения

$$F_{\text{крит}} = \kappa \frac{\pi^2 EI}{\ell^2}, \quad (8)$$

где  $EI$  – жесткость штанги на изгиб: произведение модуля Юнга  $E$  материала штанги и момента инерции поперечного сечения штанги<sup>1</sup>  $I$ . Под  $\ell$  в (8) обозначена длина штанги, а коэффициент  $\kappa$ , как выяснилось из лабораторных экспериментов, близок к 0.5 [9]. Момент инерции  $I$  поперечного сечения зависит от его типа (рис. 7), но в приближении *тонкостенной оболочки*  $I \propto \rho^3 \tau$ , где  $\rho$  – радиус кривизны сечения,  $\tau$  – толщина оболочки.

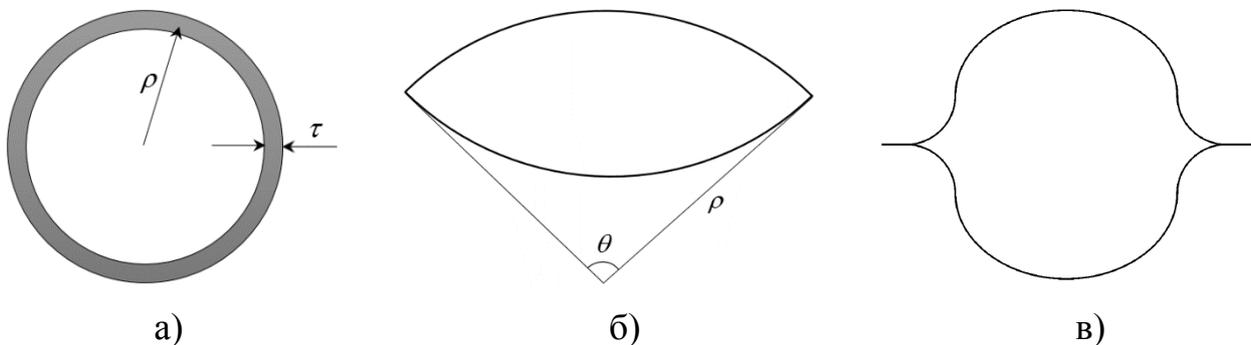


Рис. 7. Поперечные сечения разных модификаций двояковыпуклых штанг

Второй фактор – распределенная боковая нагрузка  $F_{\perp}$  – вызывает *деформацию изгиба* штанги (рис. 8). Величина  $\lambda$  называется *стрелой прогиба*, а ее отношение к длине штанги  $\varepsilon = \lambda/\ell$  – *относительной стрелой прогиба* либо же *относительным прогибом*. Большие значения относительного прогиба штанги влекут переход от упругой деформации к пластической. Формула

$$\lambda = \delta \frac{\ell^3 F_{\perp}}{EI} \quad (9)$$

<sup>1</sup> В механике твердого тела момент инерции сечения стержня – геометрическая характеристика поперечного сечения, равная сумме произведений элементарных площадок сечения на квадрат их расстояния от заданной оси [13].

связывает стрелу прогиба с боковой нагрузкой  $F_{\perp}$ . Числовой коэффициент  $\delta$  показывает распределение боковой нагрузки  $F_{\perp}$  вдоль штанги. Максимальное значение  $\delta = 1/3$  принимается в случае, когда нагрузка сосредоточена лишь на конце штанги. При равномерно распределенной нагрузке  $\delta = 1/8$  [10]. Поскольку боковая нагрузка – световое давление, сопротивление атмосферы – передается штангам от мембраны паруса, значение  $\delta$ , вообще говоря, зависит от способа крепления мембраны к штангам, то есть от дизайна паруса.

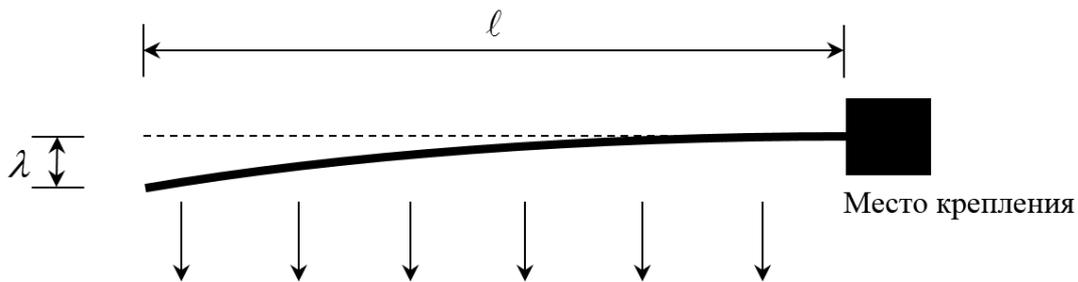


Рис. 8. Изгиб направляющей штанги под действием боковой нагрузки

Получение и использование корректных законов масштабирования массогабаритных параметров парусных систем важно с практической точки зрения: полноценные наземные испытания проводятся только для уменьшенных прототипов парусов; поведение полноразмерных моделей в жестких условиях реальных миссий можно только предсказывать, опираясь на законы масштабирования. По всей видимости, первый шаг по их формулированию был сделан в работе [11], где на основе анализа обезразмеренных уравнений движения мембраны паруса и штанг выведены *критерии похожести* – набор величин, целиком определяющих структурные свойства конкретного образца паруса. Полное совпадение всех критериев похожести для двух образцов свидетельствует об их структурной идентичности. Увы, статья [11] осталась малозамеченной в научном сообществе, и большинство специалистов продолжают исследовать проблему масштабирования паруса численно, методами *конечно-элементного анализа*.

В то время как критерии похожести задают законы *структурно инвариантного масштабирования* параметров каркасных парусов, задача синтеза парусной системы с нужными динамическими характеристиками (скажем, уровнем характеристического ускорения) требует получения законов *динамически инвариантного масштабирования*. Под этим будем понимать масштабирование массогабаритных параметров парусной системы, сохраняющее нагрузку паруса  $\sigma$  и относительный прогиб штанг  $\varepsilon$ . Динамически инвариантное масштабирование обеспечивает неизменность орбитальной динамики КА и вместе с тем предотвращает наиболее опасные структурные изменения – коллапс штанг паруса.

Пусть линейные размеры паруса увеличились в  $k$  раз. Выведем, как должна измениться масса направляющих штанг, чтобы наблюдалась инвариантность относительного прогиба, а затем сразу получим закон масштабируемости полезной

массы. Площадь паруса и боковая нагрузка вырастут в  $k^2$  раз, длина штанг – в  $k$  раз. Так как

$$\varepsilon = \frac{\lambda}{\ell} \propto \frac{\ell^2 F_{\perp}}{EI} \propto \frac{\ell^4}{\rho^3 \tau}, \quad (10)$$

условие сохранения относительного прогиба штанги запишется в виде  $\ell^4 \propto \rho^3 \tau$ . Возможности масштабирования толщины материала штанги сильно ограничены: в намотанном на центральный вал состоянии толстая штанга может пластически деформироваться. Поэтому основным инструментом поддержания прочностных свойств штанг является увеличение их радиуса согласно закону  $\rho^3 \propto \ell^4$ . В таком случае масса штанг  $m_{шт} \propto \rho \tau \ell$  будет изменяться пропорционально  $\ell^{7/3}$ . При увеличении в  $k$  раз размеров паруса она вырастет в  $k^{7/3}$  раз. Что касается механизма разворачивания паруса, его вес слабо зависит от размеров паруса. В итоге приходим к условию инвариантности  $\sigma$

$$k^2 m_{мем} + k^{7/3} m_{шт} + m_{мех} + m'_{пол} = k^2 (m_{мем} + m_{шт} + m_{мех} + m_{пол}), \quad (11)$$

где  $m'_{пол}$  – величина полезной массы, которую способен обеспечить увеличенный в размерах парус. Перегруппировка членов в (11) дает

$$\frac{m'_{пол}}{m_{пол}} = k^2 \left[ 1 + \frac{m_{мех} (1 - k^{-2}) - m_{шт} (k_1^{1/3} - 1)}{m_{пол}} \right]. \quad (12)$$

Выразив  $m_{пол}$  в правой части как

$$m_{пол} = \frac{2\eta PA}{a_{хар}} - m_{мем} - m_{шт} - m_{мех}, \quad (13)$$

можно изобразить для конкретного прототипа паруса графики масштабирования полезной массы при различных значениях характеристического ускорения. Пример графиков для паруса миссии CubeSail площадью  $25 \text{ м}^2$  с массой штанг 600 г, массой мембраны 300 г и массой механизма разворачивания 500 г [12] показан на рисунке 9. КПД паруса считался равным 0.9.

Немонотонность получаемых кривых обусловлена тем, что масса штанг растет быстрее площади паруса. Вплоть до некоторого  $k_1$  полезная масса возрастает быстрее суммарной массы КА с парусом и площади паруса, а далее наблюдается обратная картина. Значение  $k_1$  определяется только дизайном паруса (не зависит от характеристического ускорения) и находится из решения уравнения

$$m_{шт} (k_1^{1/3} - 1) = m_{мех} (1 - k_1^{-2}). \quad (14)$$

В рассматриваемом случае  $k_1 \approx 5.9$ .

В целях параметрического синтеза удобно представить полезную массу  $m'_{пол}$  как функцию площади паруса  $A' = k^2 A$ , воспользовавшись соотношением

$$m'_{пол} = k^2 \left( \frac{2\eta PA}{a_{хар}} - m_{мем} \right) - k^{7/3} m_{ум} - m_{мех}. \quad (15)$$

Кривые  $m'_{пол} = m'_{пол}(A')$  для нескольких различных уровней характеристического ускорения приведены на рисунке 10. КПД паруса по-прежнему считался равным 90%. Максимум полезной массы

$$m'_{пол}{}^{max} = \frac{46656}{823543} \left( \frac{2\eta PA}{m_{ум} a_{хар}} - \frac{m_{мем}}{m_{ум}} \right)^7 m_{ум} - m_{мех} \quad (16)$$

достигается при

$$A' = \frac{46656}{117649} \left( \frac{2\eta PA}{m_{ум} a_{хар}} - \frac{m_{мем}}{m_{ум}} \right)^6 A, \quad (17)$$

что соответствует масштабному коэффициенту

$$k_2 = \frac{216}{343} \left( \frac{2\eta PA}{m_{ум} a_{хар}} - \frac{m_{мем}}{m_{ум}} \right)^3. \quad (18)$$

Дальнейшее увеличение размеров паруса и суммарной массы КА с парусом приводит лишь к росту массы парусной системы, а полезная масса даже убывает.

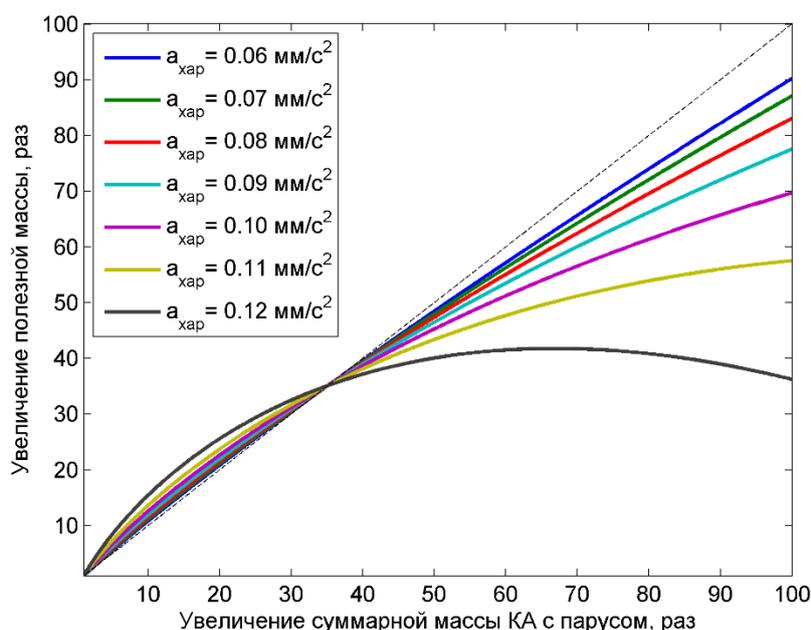


Рис. 9. Масштабирование полезной массы для паруса миссии CubeSail

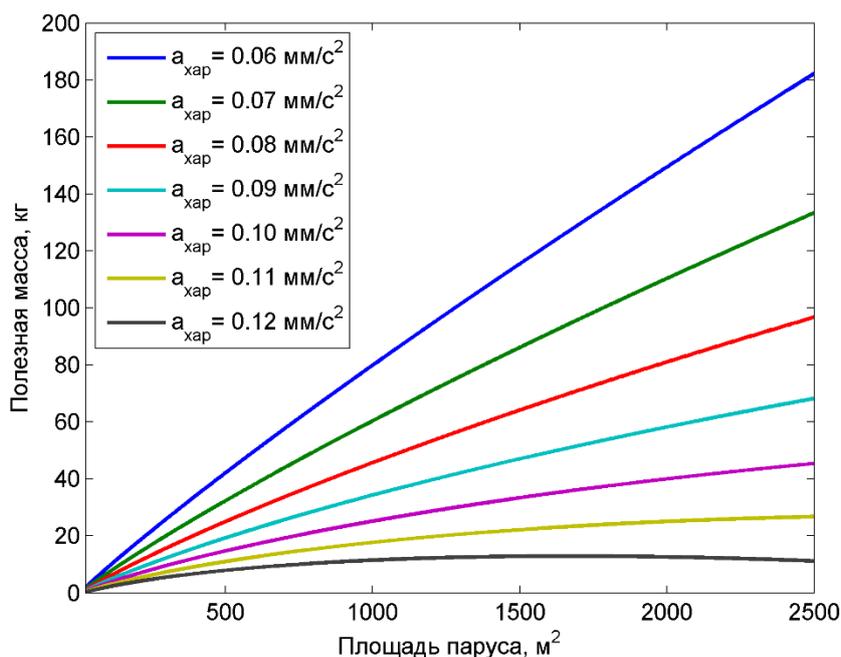


Рис. 10. Полезная масса как функция площади паруса

Еще одной важной характеристикой является доля полезной массы от суммарной массы КА с парусом. На рисунке 11 представлен ряд графиков изменения этой характеристики при различном уровне характеристического ускорения. Для больших значений характеристического ускорения кривые имеют более острый максимум, после прохождения которого резко устремляются вниз. Соответствующее максимуму значение масштабного коэффициента

$$k_3 = \left( \frac{6m_{мех}}{m_{ум}} \right)^{3/7}, \quad (19)$$

специфично для каждого конкретного дизайна паруса и служит индикатором оптимальности. Применительно к парусу для КА CubeSail  $k_3 \approx 2$ , что говорит о желательности увеличения размеров паруса в 2 раза. Кроме того, из рисунка 11 следует, что паруса данного семейства не подходят для КА массивнее 60 кг в случае, если требуется обеспечить характеристическое ускорение 0.1 мм/с² и выше.

Упомянем еще один аспект, который приходится учитывать при параметрическом синтезе парусных систем: габариты рулона штанг в свернутом состоянии не могут превышать поперечных размеров корпуса КА. Чтобы оценить снизу радиус намотки  $r$ , можно воспользоваться приближением *архимедовой спирали* [6]

$$r^2 = \frac{4\ell\tau}{\pi} + r_0^2, \quad (20)$$

где  $r_0$  – радиус центрального вала. Множитель 4 указывает на число направляющих штанг. Радиус намотки увеличивается при масштабировании довольно медленно, и проблем обычно не возникает.

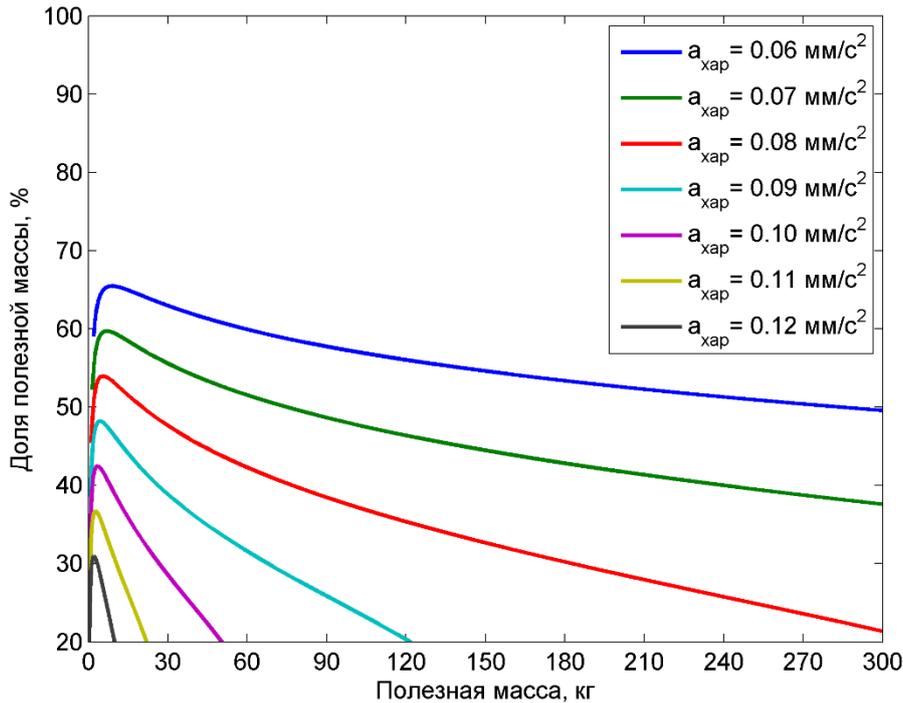


Рис. 11. Изменение доли полезной массы с ее увеличением

## Эффективность парусных и топливных систем

Под эффективностью использования парусной системы для выполнения некоторой орбитальной операции могут пониматься разные вещи в зависимости от сравниваемых альтернатив. Когда, к примеру, речь идет о сравнении нескольких режимов увода заданного КА с помощью одного и того же паруса, мерой эффективности естественно выбрать длительность увода или энергозатраты на поддержание требуемого углового движения спутника с парусом. Если же имеем задачу синтеза параметров паруса, которые обеспечивают для целого класса КА расчетные динамические характеристики КА с парусом и необходимые свойства орбитального движения, то показателем эффективности может выступать доля полезной массы – отношение полезной массы к суммарной массе КА с парусом.

Немного сложнее обстоит дело при сравнении парусных систем передвижения с топливными. Принципиальное отличие в отсутствии расхода рабочего тела лишает смысла традиционное определение удельного импульса – главного показателя эффективности всех топливных систем – как передаваемого КА импульса при расходе топлива единичного веса. Тем не менее на конечных интервалах времени можно по аналогии ввести *эффективный удельный импульс* паруса [7]

$$I_{sp} = \frac{a_{хар}}{g_0} \frac{T}{\ln(1/R)}, \quad (21)$$

где  $T$  – длительность операции/миссии,  $g_0$  – стандартное ускорение свободного падения,  $R = \frac{m_{пол}}{m}$  – доля полезной массы. Подчеркнем, что для парусных систем

эффективный удельный импульс растет с увеличением срока их эксплуатации, в то время как для большинства двигательных установок он постоянен либо почти постоянен.

Оценим удельный импульс паруса из миссии CubeSail при выполнении операции увода КА с орбиты высотой 900 км. Парус площадью 25 м<sup>2</sup> сообщает трехкилограммовому аппарату характеристическое ускорение 0.07 мм/с<sup>2</sup> и позволяет увести КА с орбиты максимум за год [12]. Имеем:

$$I_{sp} \approx \frac{0.07 \cdot 10^{-3} \cdot 365 \cdot 24 \cdot 3600 \text{ с}}{9.8 \cdot \ln(3/1.6)} \approx 360 \text{ с}. \quad (22)$$

Выполненный в предыдущем разделе параметрический анализ показал, что максимальная доля полезной массы при той же самой орбитальной динамике достигается посредством двукратного масштабирования. Тогда суммарная масса КА с парусом 100 м<sup>2</sup> составит 12 кг, а полезная масса – 7.3 кг. Эффективный удельный импульс

$$I_{sp} \approx \frac{0.07 \cdot 10^{-3} \cdot 365 \cdot 24 \cdot 3600 \text{ с}}{9.8 \cdot \ln(12/7.3)} \approx 450 \text{ с} \quad (23)$$

возрастает, но все равно заметно уступит удельному импульсу двигателей малой тяги ( $I_{sp} > 2000 \text{ с}$ ). Даже с гораздо более тонкой мембраной поверхностной плотностью 2 г/м<sup>2</sup> и легкими углепластиковыми штангами удельный импульс не превысит 1600 с. В результате можно сделать вывод, что современные парусные системы, используемые только в целях деорбитинга, проигрывают двигателям малой тяги. Выигрыш в эффективности возможен, только если парус задействован также в других орбитальных операциях: коррекции орбиты, фазировании и т.п.

## Заключение

Введенное нами понятие динамически инвариантного масштабирования параметров каркасной парусной системы как сохраняющего и динамические характеристики КА с парусом, и прочностные свойства штанг, помогло корректно осуществить параметрический анализ каркасных парусных систем и обнаружить довольно любопытные и не очевидные на первый взгляд эффекты: ограниченность полезной массы, которой можно сообщить заданное характеристическое ускорение при масштабировании реально имеющегося прототипа паруса, и наличие оптимального по доле полезной массы масштаба паруса, не зависящего от характеристического ускорения и элементарно вычисляемого из условия шестикратного превосходства массы штанг над массой механизма разворачивания.

Грубая оценка эффективного удельного импульса для парусов, дизайн которых идентичен дизайну паруса в миссии CubeSail, показала меньшую эффективность современных парусных систем в сравнении с двигателями малой тяги, если парус используется исключительно для увода КА с орбиты.

## Литература

1. Г.Г. Райкунов и др. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. — М.: Физматлит. — 2009. — 448 с.
2. Y. Tsuda et al. Flight status of IKAROS deep space solar sail demonstrator // *Acta Astronautica*. — 2011. — Vol. 69. — No. 9-10. — P. 833–840. — URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.06.005>
3. Н.А. Неровный и др. Разработка конструкции пикоспутника для проведения эксперимента по развёртыванию конструкции солнечного паруса // *Труды XXXV Академических чтений по космонавтике*. — Москва, 25-29 января, 2011. — с. 435–436.
4. V. Lappas. Gossamer Systems for Satellite Deorbiting: The CubeSail and DeorbitSail Space Missions // *AIAA Structural Dynamics and Materials Conference*. — Honolulu, HI, USA. — April 23-26, 2012.
5. C. Sickinger, L. Herbeck. Deployment Strategies, Analyses and Tests for the CFRP Booms of a Solar Sail // *European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing*. — CNES, Toulouse, France. — December 11-13, 2002.
6. J.M. Fernandez et al. Design and development of a gossamer sail system for de-orbiting in low earth orbit // *Acta Astronautica*. — 2014. — Vol. 103. — P. 204–225. — URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.06.018>
7. C.R. McInnes. *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*. — Chichester, UK: Praxis Publishing Ltd. — 1999. — 296 p.
8. J.L. Wright. *Space Sailing*. — Philadelphia: Gordon and Breach Science Publishers. — 1992. — 258 p.
9. D.M. Murphy, T.W. Murphey, P.A. Gierow. Scalable Solar-Sail Subsystem Design Concept // *Journal of Spacecraft and Rockets*. — 2003. — Vol. 40. — No. 4. — P. 539–547. — URL: <http://dx.doi.org/10.2514/2.3975>
10. Д.В. Сивухин. *Общий курс физики*. — Том I. Механика — 5-е изд., стереот. М.: Физматлит. — 2006. — 560 с.
11. S.L. Canfield et al. Similarity Rules for Scaling Solar Sail Systems // *Solar Sail Technology and Applications Conference*. — Greenbelt, MD, USA. — September 28-29, 2004.

12. V. Lappas et al. CubeSail: A low cost CubeSat based solar sail demonstration mission // *Advances in Space Research*. — 2011. — Vol. 48. — No. 11. — P. 1890–1901. — URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2011.05.033>
13. В.И. Феодосьев. Сопротивление материалов. — 10-е изд., перераб. и доп. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. — 2000. — 592 с.