

УДК 629.78

Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 1

Улыбышев С.Ю.

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики,

ул. Нагатинская, 16а, Москва, 115487, Россия

e-mail: wardoc5@rambler.ru

Статья поступила 06.05.2019

Аннотация

В представленных материалах исследования, разбитых на четыре части (отдельные статьи), рассмотрен комплексный вопрос математического моделирования и сравнительного анализа двух типов ДУ и связанный с этим проектный облик перспективного космического аппарата-буксировщика (КА-Б), предназначенного для решения задачи увода на орбиту захоронения объектов космического мусора (ОКМ) из состава спутниковых систем (СС). На примере реализации миссии увода одного ОКМ из заданной орбитальной плоскости с обеспечением возврата для увода следующего объекта, численно рассчитывается сценарий многократного применения КА-Б.

Данная статья посвящена вопросам обоснования и проработки проектного облика перспективного КА-Б с двигательной установкой (ДУ) двух типов жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и стационарного плазменного двигателя (СПД). Приведен расчет системы энергоснабжения КА-Б и определены ее массовые

и энергетические характеристики, а также размеры солнечных батарей. Проанализированы особенности и варианты возможных схем увода ОКМ на орбиту захоронения. Определены параметры орбит захоронения для каждого типа ДУ на КА-Б. Также рассмотрен вопрос расчета среднего значения баллистического коэффициента КА-Б с СПД на типовом витке функционирования при буксировке ОКМ на орбиту захоронения. Определены границы по минимально возможной высоте применения СПД, обеспечивающих ускорение выше уровня возмущений от атмосферного торможения.

Ключевые слова: математическое моделирование, космический аппарат-буксировщик, объект космического мусора, двигательная установка, жидкостной ракетный двигатель, стационарный плазменный двигатель, орбита захоронения, компланарная орбита, орбита с синхронной прецессией.

Введение

Вопрос загрязнения околоземного пространства и возникающая при этом задача его очистки от космических аппаратов (КА), отработавших свой срок и перешедших в разряд объектов космического мусора (ОКМ), с каждым годом становится все более актуальной. Современные тенденции развития низкоорбитальных КА стали включать в себя ряд новых перспективных направлений, в частности, вопросы орбитальной инспекции [1-2], обслуживания на орбите [3-5], а также задачи увода ОКМ на орбиты захоронения [6-8]. В настоящее время, орбитой захоронения для низкоорбитальных КА, согласно [9], принято

называть орбиту со сроком баллистического существования не превышающим 25 лет. Имеются работы по оптимизации миссий облета ОКМ [10, 11] и обоснование схем их последовательного увода на орбиты захоронения [12].

Одну из ключевых ролей в проектировании и создании перспективного КА-буксировщика (КА-Б), способного эффективно решать задачи транспортировки ОКМ на орбиту захоронения, является детальная проработка и выбор двигательной установки. В настоящее время для КА-Б наиболее подходящими являются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и стационарные плазменные двигатели (СПД) малой тяги. Первый тип двигателей имеет сравнительно невысокий удельный импульс, на примере однокомпонентных термокаталитических ЖРД, но более высокую тягу [13, 14], чем у СПД. СПД напротив, имеют преимущество в части высокого (в 4-6 раз выше) удельного импульса, но на порядки меньшую тягу, чем ЖРД [15, 16]. Существенным недостатком СПД применительно к малым КА является высокое энергопотребление, что значительно увеличивает массу системы энергоснабжения [5, 17].

В данной статье рассмотрены вопросы обоснования и проработки проектного облика перспективного КА-Б с ДУ двух типов ЖРД и СПД. Приведен расчет системы энергоснабжения КА-Б. Проанализированы особенности и варианты возможных схем увода ОКМ на орбиту захоронения. Определены параметры орбит захоронения для каждого типа ДУ на КА-Б. Также рассмотрен вопрос определения среднего значения баллистического коэффициента КА-Б с СПД на типовом витке функционирования при буксировке ОКМ на орбиту захоронения.

Постановка задачи

Рассматриваются четыре сценария реализации миссий увода ОКМ на орбиту захоронения. В связи с использованием разных типов двигателей целесообразно остановиться на двух простых вариантах их увода на орбиту захоронения с изменением только высоты и путем формирования орбиты с синхронной прецессией (ОСП). Причем, в случае применения СПД предусматривается непрерывная его работа на протяжении этапа спуска до орбиты захоронения, которая в данном случае будет близка к круговой. В случае использования ЖРД, целесообразно проводить серию коррекций для снижения перигея орбиты, тогда длительность работы ДУ можно ограничить 30 минутами на витке. В этом варианте орбитой захоронения будет эллиптическая с высотой апогея на уровне орбиты ОКМ.

В обоих вариантах согласно [9] под орбитой захоронения понимается орбита с параметрами, обеспечивающими срок баллистического существования ОКМ не более 25 лет. При этом очевидно, что данный срок по возможности следует снижать для минимизации столкновения ОКМ с действующими КА и другими объектами.

Поскольку операция перевода на орбиту захоронения в обоих случаях будет достаточно длительной, то возврат на орбиту ОКМ после завершения буксировки будет сопряжен с дополнительными затратами топлива на компенсацию рассогласований по долготе, вызванную взаимной прецессией плоскостей орбит. В связи с этим целесообразно рассмотреть варианты с использованием ОСП по отношению к начальной орбите ОКМ, в качестве орбиты захоронения.

Использование ОСП находит широкое применение на практике для задач проектирования комбинированных [18] и многоярусных спутниковых систем [19],

выведения группировок микроспутников [20], а также облета и обслуживания на орбите [21, 22]. Согласно [23] прецессия ДВУ в первом приближении может быть записана в виде:

$$\omega_{np} \approx \frac{-20.6474 \cdot 10^{13}}{(1-e^2)^2 \cdot a^{7/2}} \cdot \cos i \text{ [}^\circ\text{/сут]} \quad (1)$$

где: a – большая полуось орбиты; i – наклонение орбиты; e – эксцентриситет орбиты.

Как следует из формулы подбор сочетания параметров, главным образом наклонения и большой полуоси орбиты, может обеспечить сохранение синхронности прецессии ДВУ. В рассматриваемом случае, при снижении орбиты будем проводить коррекцию наклонения так, чтобы скорость прецессии всех промежуточных орбит была равна скорости прецессии начальной орбиты ОКМ. Таким образом, закладываемые дополнительные затраты на такой вариант увода ОКМ с учетом последующего возврата КА-Б на его орбиту за следующим грузом, в ряде случаев окажутся более эффективными по затратам топлива, чем простой вариант с понижением орбиты и последующей компенсацией рассогласования по долготе, накопленного за время увода ОКМ и возврата на его орбиту.

Указанные варианты с номинальными параметрами орбит захоронения представлены в таблице 1. В качестве объекта увода выбраны нефункционирующие метеорологические спутники типа «Метеор-2». Аппараты этой серии активно использовались СССР в конце 70-ых годов [24, 25]. Согласно данным UCS Satellite Database и U.S. Space Track [26] в настоящее время на высотах 750-1000 км находится около 20 нефункционирующих спутников данного типа. Масса спутника

составляет 1500 кг, средний баллистический коэффициент примем $0.005 \text{ м}^2/\text{кг}$, а номинальные параметры орбиты: высота 900 км, наклонение 81.2° .

Таблица 1. Варианты орбит захоронения

Вид орбиты захоронения \ Тип ДУ КА-Б	СПД	ЖРД
Орбита компланарная орбите ОКМ	1 (Перевод на круг высотой 610 км)	2 (Понижение перигея до 460 км)
Орбита с синхронной прецессией по отношению к орбите ОКМ	3 (Перевод на круг высотой 610 км)	4 (Понижение перигея до 460 км)

В случае работы СПД при буксировке, в силу длительности самой операции, при математическом моделировании и оценке параметров учтено влияние атмосферного торможения в упрощенном виде со следующими допущениями:

1. Расчет среднего торможения за виток полета проводится для средней круговой орбиты между начальной и конечной орбитами буксировки в рамках рассматриваемого шага изменения высоты.
2. На освещенном участке орбиты буксировка осуществляется с ориентацией панелей СБ по нормали к световому потоку.
3. На теневом участке орбиты СБ развернуты торцевой поверхностью к направлению набегающего потока и обеспечивают минимальную характерную площадь сечения.
4. Временем переориентации панелей СБ при входе и выходе из тени пренебрегаем.
5. Площадью выносных штанг крепления СБ к корпусу КА-Б пренебрегаем.
6. Характерной площадью ОКМ на этапе его буксировки пренебрегаем, полагая, что она не превышает площади корпуса самого КА-Б.

При этом работа СПД осуществляется на протяжении всего витка, а площадь СБ достаточна для обеспечения энергетикой КА-Б с учетом зарядки аккумуляторных батарей (АБ) для обеспечения работы на теневом участке. Тогда характерная площадь КА-Б на этапе буксировки для среднего витка полета будет изменяться в зависимости от угла между направлением светового потока и радиус-вектором КА-Б. В качестве наихудшего варианта орбиты, с точки зрения минимизации времени полета на освещенном участке, следует рассматривать случай, когда Солнце находится в плоскости орбиты или с малым углом отклонения.

Для случая применения ЖРД время работы ограничивается 30 мин, при этом в наихудшем варианте исходим из того, что время работы приходится на теневые участки и потребление борта максимально.

На первом этапе проводится анализ и обоснование выбора конструкции ДУ для обеспечения задач буксировки и функционирования КА-Б на орбите. Рассматривается типовой участок функционирования КА-Б на витке при буксировке и расчет системы энергоснабжения для обеспечения его работы. Затем выбирается компоновка КА-Б и определяется среднее значение баллистического коэффициента на витке для расчета и учета ускорения от атмосферного торможения. Рассчитывается площадь СБ и требуемая емкость АБ для обеспечения работы в тени. Кроме того, определяется сухая масса КА-Б и масса спроектированной системы энергоснабжения (СЭС).

Обоснование выбора конструкции ДУ

Наиболее проработанным и надежным вариантом буксировки ОКМ в настоящее время является применение тросовой системы. Анализ ряда публикаций

[7, 8, 28-29] и специфики решаемой задачи позволяет сформулировать следующие требования к ДУ КА-Б и к системе управления движением в целом:

1. Возможность парирования накопления кинетических и механических моментов от смещения центра масс и существенного изменения моментов инерции сборки КА-Б+ОКМ в процессе буксировки.
2. Возможность периодического отключения двигателей для сохранения заданного уровня натяжения троса и предотвращения его наматывания на ОКМ или раскачки КА-Б.
3. Обеспечение выдачи импульса скорости заданной величины при работе ДУ для повышения эффективности расхода топлива.
4. Размещение тросовой системы и точки крепления самого троса максимально близко к продольной оси симметрии аппарата для снижения величины возмущающих моментов при перемещении сборки КА-Б+ОКМ по орбите.

Для обеспечения указанных требований целесообразно использовать ДУ из четырех номинально равнотяговых двигателей разнесенных равномерно по окружности заданного радиуса и имеющих малое отклонение векторов тяг каждого двигателя, согласно [30], в двух взаимно перпендикулярных направлениях. Применение режима тактовой работы (РТР) ДУ, особенно при использовании ЖРД, позволит в полной мере удовлетворить всем заявленным требованиям. Способ управления группой двигателей в РТР хорошо зарекомендовал себя при решении ряда задач [31-34] и видится наиболее перспективным для выполнения буксировочных операций. Применительно к СПД указанный способ также

реализуем, при этом такт работы может быть увеличен до нескольких десятков минут, а длительность пауз будет выбираться минимальной.

В рамках данной работы ограничимся рассмотрением следующих вариантов двигателей: СПД-50, СПД-70, СПД-100В, К50-10.6 и ТК-500М. Их сравнительные характеристики согласно [5, 13-17] приведены в таблице 2.

Таблица 2. Характеристики СПД и ЖРД

Параметр	СПД			ЖРД	
	СПД-50	СПД-70	СПД-100В	К50-10.6	ТК-500М
Тип двигателя					
Топливо	Ксенон			Гидразин	
Тяга, Н	0.014	0.0402	0.0833	0.5	5.0
Удельный импульс, м/с	8433.72	14415.77	15690.64	2060	2100
Масса двигателя, кг	3.5	2.0	1.23	0.19	0.54
Энергопотребление, Вт	220	660	1350	7	12

Выбранные варианты комплектования ДУ КА-Б позволят провести сравнение эффективности применения двигателей как в рамках одного типа, так и оценить возможности рассмотренных типов двигателей для задачи буксировки ОКМ.

Расчет СЭС КА-Б с СПД

При постоянной работе СПД на витке существует в общем случае два характерных участка полета в тени и на свету. На теневом участке длительностью t_T энергопотребление КА-Б складывается из потребления ДУ и остальных систем борта и может быть записано в виде:

$$P_{T_СПД} = (P_{ДУ} + P_B) \cdot t_T \quad (2)$$

Энергопотребление за световой участок длительностью t_C запишем как:

$$P_{C_СПД} = (P_{ДУ} + P_B) \cdot t_C \quad (3)$$

Энергоприход за время полета на освещенном участке орбиты должен обеспечит текущий расход и заряд аккумуляторной батареи (АБ) на величину не менее потребления на теневом участке полета. Тогда запишем:

$$\Delta E_C = P_{C_спд} + P_{T_спд} \quad (4)$$

Приток энергии с 1 м² эффективной площади СБ при КПД на уровне 25 % составляет порядка $\Delta E_{CB} = 330 \text{ Вт*ч}$ [35, 36]. Следовательно, эффективная площадь СБ должна быть, с учетом коэффициента запаса на деградацию $K_3 = 1.3$, не менее:

$$S_{CB_эф} = K_3 \cdot \frac{\Delta E_C}{\Delta E_{CB}} \quad (5)$$

Габаритная площадь СБ с учетом сотовой конструкции и технологии крепления фотоэлектрических преобразователей будет в $K_K = 1.107$ раза больше. Толщина СБ составляет $s = 20$ мм. При этом масса 1 м² СБ достигает порядка $M_H = 5.88$ кг. Общая масса СБ определится как:

$$M_{CB} = M_H \cdot S_{CB} = M_H \cdot K_K \cdot S_{CB_эф} \quad (6)$$

Примем, что АБ имеет глубину разряда при штатном функционировании не ниже 80 % от емкости ($K_p = 0.8$). Тогда требуется энергоемкость не ниже:

$$E_{AB} = \frac{P_T}{1 - K_p} \quad (7)$$

При коэффициенте удельной массы АБ $K_M = 120 \text{ Вт*ч/кг}$ ее масса составит:

$$M_{AB} = \frac{E_{AB}}{K_M} \quad (8)$$

Общая масса КА-Б будет, в первом приближении, складываться из массы служебных систем ($M_{СС}$), массы самих двигателей ($N_D * M_D$), массы системы энергоснабжения ($M_{ЭС}$), в которую входят массы СБ и АБ, а также массы

заправляемого топлива (M_T) на одну типовую операцию буксировки и массы баков для его хранения (M_B). Массу сухой конструкции КА-Б найдем в виде:

$$M_{CVX} = M_{CC} + M_B + M_{CB} + M_{AB} + N_D \cdot M_D \quad (9)$$

Масса топлива определяется требованиями по запасу характеристической скорости и зависит от изменения параметров орбиты и массы буксируемого ОКМ. При этом будем понимать под минимальным запасом топлива ($M_{T\text{мин}}$) величину, обеспечивающую однократное выполнение операций буксировки ОКМ на орбиту захоронения и возврат КА-Б на его начальную орбиту.

После определения требуемой массы топлива, заправляемой в КА-Б для обеспечения одной буксировки, массу баков для его хранения, согласно [37], можно принять как долю от массы топлива. Так масса баков хранения топлива составит 12 % от массы заправляемого ксенона (для работы СПД) и 10 % от массы заправляемого гидразина (для работы ЖРД). В результате уравнение для начальной массы заправленного КА-Б можно записать в виде:

$$M_0 = M_{CVX} + M_T = M_{CC} + M_T \cdot (1 + K_{MB}) + M_{CB} + M_{AB} + N_D \cdot M_D \quad (10)$$

где K_{MB} – коэффициент массы баков с топливом, который примем равным 0.12 для СПД и 0.1 для ЖРД.

Расчет СЭС для КА-Б с ЖРД

Примем, что длительность одного включения для понижения перигея орбиты не превышает $t_{PD}=30$ мин, тогда максимальное потребление борта составит на теневом участке, при условии работы ДУ все время в тени:

$$P_{T_ЖРД} = P_{ДУ} \cdot t_{PD} + P_B \cdot t_T \quad (11)$$

В случае реализации маневра на световом участке потребление в тени будет меньше примерно на ту же величину. Таким образом, энергопотребление за световой участок следует рассматривать без маневров, понимая, что потенциальный недозаряд АБ не приведет к ее разряду ниже заданного порога. Тогда энергопотребление на световом участке составит:

$$P_{C_ЖРД} = P_B \cdot t_C \quad (12)$$

Энергоприход за время полета на освещенном участке будет определяться аналогично по формуле (4), но применительно к потреблению ЖРД. Остальной порядок расчетов остается неизменным.

В результате для расчета наихудших характеристик СЭС примем орбиту функционирования КА-Б высотой 1000 км. Она обеспечивает максимальное время полета на витке и, следовательно, наибольшее ежевитковое потребление борта. Сводные данные по расчету СЭС для рассматриваемых вариантов двигателей приведены в таблице 3.

Таблица 3. Характеристики СЭС КА-Б с различными вариантами ДУ

Параметр	СПД			ЖРД	
	СПД-50	СПД-70	СПД-100В	К50-10.6	ТК-500М
Тип двигателя					
Площадь СБ S_{CB} , м ²	11.291	24.718	45.775	4.638	4.682
Энергопотребление в тени P_T , Вт	860.27	1883.3	3487.6	362.8	372.8
Энергопотребление на свету P_C , Вт	1728.9	3784.9	7009	700.9	700.9
Энергоприход за освещенный участок полета ΔE_C , Вт	2589.2	5668.2	10497	1063.7	1073.7
Энергоемкость АБ E_{AB} , Вт*ч	4301.4	9416.5	17438	1813.8	1863.8
Масса СБ M_{CB} , кг	66.392	145.34	269.16	27.275	27.531
Масса АБ M_{AB} , кг	35.845	78.471	145.32	15.115	15.532
Масса СЭС (включая двигатели) $M_{СЭС}$, кг	107.16	231.82	428.47	43.15	45.223

Как видно из таблицы все варианты применения СПД требуют площади СБ свыше 10 м^2 и масса СЭС составляет значительную часть от массы остальных служебных систем КА-Б. Сравнение двух типов ЖРД с точки зрения СЭС практически не дает отличий по площади СБ и массе СЭС, но при этом тяга двигателей отличается в 10 раз, что пропорционально снижает время перевода ОКМ на орбиту захоронения в случае применения более мощных двигателей.

Компоновка КА-Б

Для дальнейших расчетов примем, что корпус КА-Б представляет собой параллелепипед со сторонами $a \cdot a \cdot 2a$ и имеет постоянную характерную площадь по отношению к набегающему потоку a^2 . СБ при этом вынесены на штангах и могут поворачиваться в процессе перемещения по орбите, вставая перпендикулярно солнечному потоку. Схематичная компоновка КА-Б показана на рисунке 1.

Учитывая, что ширина СБ имеет величину $2a$ и толщину $c=20$ мм, длина одной СБ (b) в общем виде определяется как:

$$b = \frac{S_{СБ}}{2 \cdot 2 \cdot a} = \frac{1}{4} \cdot \frac{S_{СБ}}{a} \quad (13)$$

Расчет среднего значения баллистического коэффициента и анализ влияния атмосферного торможения на полет КА-Б с СПД

Ввиду того, что в рассмотрении участвуют двигатели малой тяги, которые создают небольшое ускорение в процессе своей работы, практический интерес представляет анализ влияния тормозящего ускорения от атмосферы. Для проведения комплексного анализа следует определить диапазоны высот, на которых применение СПД будет эффективным, а также предельные высоты полета, где ускорение от работы ДУ окажется меньше ускорения от торможения атмосферой. Первоначально необходимо определить значение баллистического коэффициента КА-Б при движении по орбите.

Согласно [38, 39] коэффициент лобового сопротивления СБ при направлении набегающего потока по нормали составляет – $C_x = 1.17$, а при направлении по касательной – $C_x = 2.05$. В промежуточных положениях, табличные параметры, указанные в [38, 39] могут быть с достаточной степенью точности аппроксимированы следующими зависимостями:

$$\begin{aligned} C_{x1} &= 1.17 \cdot \sin \gamma \\ C_{x2} &= 2.05 \cdot \cos \gamma \end{aligned} \tag{14}$$

где C_{x1} и C_{x2} – коэффициенты лобового сопротивления самой поверхности СБ и ее боковой плоскости соответственно; γ – угол между набегающим потоком от атмосферы и касательной к поверхности СБ.

В результате коэффициент лобового сопротивления СБ в общем виде запишется как:

$$C_{x_{CB}} = \frac{2 \cdot a \cdot b \cdot C_{x1} + b \cdot c \cdot C_{x1}}{S_{m_{CB}}} = \frac{2.34 \cdot a \cdot b \cdot \sin \gamma + 2.05 \cdot b \cdot c \cdot \cos \gamma}{2 \cdot a \cdot b} \quad (15)$$

Коэффициент лобового сопротивления корпуса, имеющего форму параллелепипеда, согласно [38] с учетом неизменности положения в пространстве на участке маневрирования и натекания на квадратный торец составляет $C_{x_K} = 1.05$. В результате баллистический коэффициент всего КА-Б может быть записан в виде:

$$S_{b_{КА-Б}} = \frac{C_{x_{CB}} \cdot S_{m_{CB}} + C_{x_K} \cdot S_{m_K}}{2 \cdot M_{КА-Б}} = \frac{2.34 \cdot a \cdot b \cdot \sin \gamma + 2.05 \cdot b \cdot c \cdot \cos \gamma + 1.05 \cdot a^2}{2 \cdot M_{КА-Б}} \quad (16)$$

Характер изменения угла γ показан на рисунке 2а. График изменения $S_{b_{КА-Б}}$ в зависимости от фазового положения КА-Б на орбите для интервала одного витка показан на рисунке 2б. Красной линией на рисунке показано среднее значение баллистического коэффициента КА-Б на витке полета.

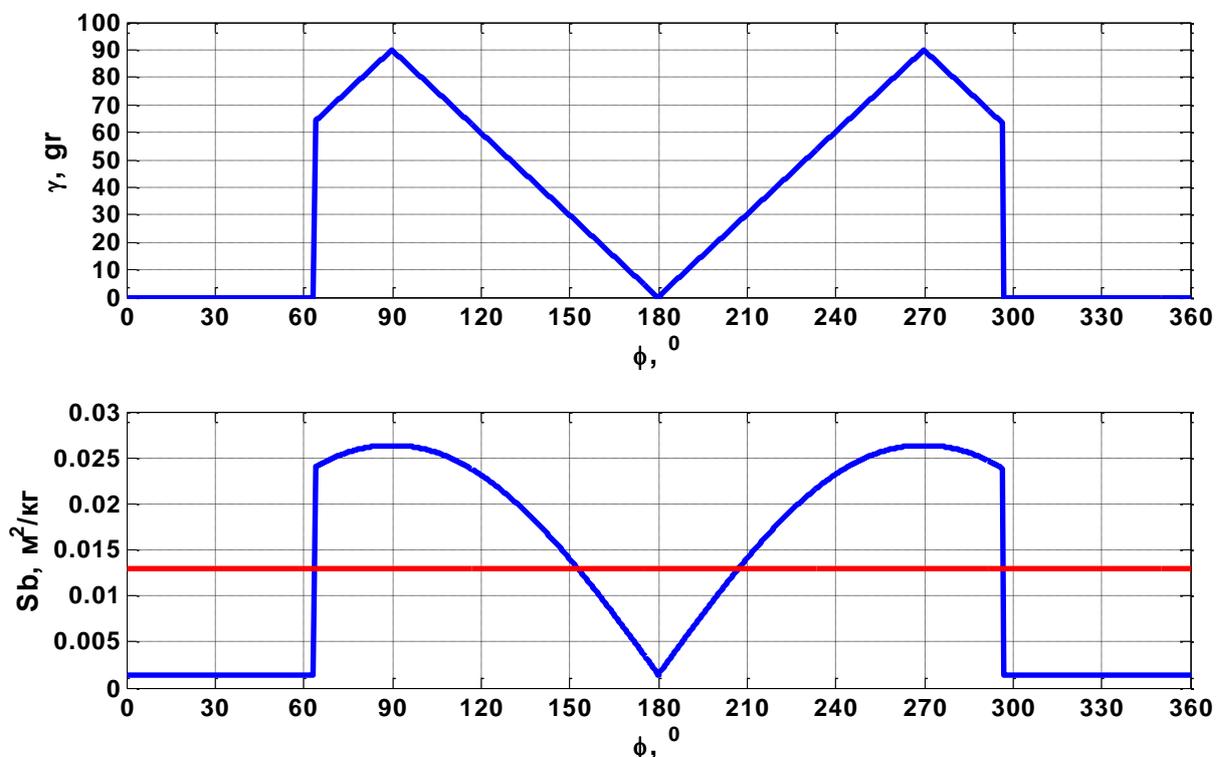


Рисунок 2. Изменение значения баллистического коэффициента КА-Б на витке

В силу симметрии изменения баллистического коэффициента КА-Б на витке согласно рисунку 3, можно обойтись рассмотрением половины витка полета и выделить три характерных участка для изменения угла γ между касательной к СБ (обозначена синим цветом) и направлением движения, как функции фазового положения КА-Б на орбите по отношению к направлению светового потока в виде:

$$\gamma = \begin{cases} 0 & \text{при } \varphi_{\text{ВЫЛ}} > \varphi > 0 \\ \varphi & \text{при } \pi/2 > \varphi > \varphi_{\text{ВЫЛ}} \\ \pi - \varphi & \text{при } \pi > \varphi > \pi/2 \end{cases} \quad (17)$$

где $\varphi_{\text{ВЫЛ}}$ – фазовый угол КА-Б при выходе из тени Земли.

Значение данного угла определяется согласно рисунку 3 соотношением:

$$\varphi_{\text{ВЫЛ}} = \arcsin\left(\frac{R_z}{R_z + h}\right) \quad (18)$$

где $R_z = 6371$ км – средний радиус Земли.

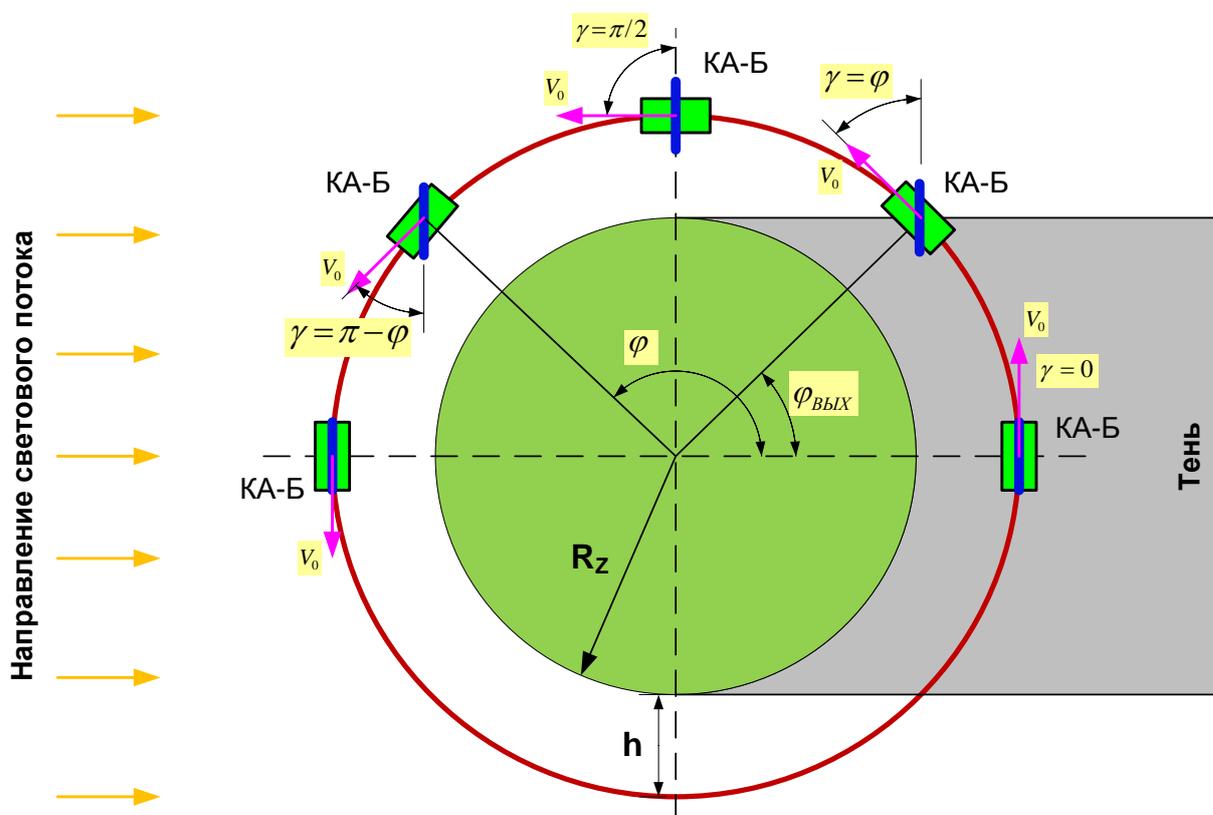


Рисунок 3. Ориентация панели СБ при движении КА-Б по орбите

С учетом выбранных участков полета и интегрирования на них изменения характерной площади СБ, среднее за виток значение баллистического коэффициента КА-Б может быть записано в виде:

$$\overline{Sb}_{КА-Б} = \frac{b}{\pi} \cdot \frac{[2.34 \cdot a \cdot (1 + \cos \varphi_{ВЫХ}) + 2.05 \cdot c \cdot (2 - \sin \varphi_{ВЫХ} + \varphi_{ВЫХ})] + 1.05 \cdot a^2}{2M_{КА-Б}} \quad (19)$$

Ускорение от торможения атмосферой запишем как:

$$a_{ам} = \overline{Sb}_{КА-Б} \cdot \rho \cdot V_0^2 \quad (20)$$

где ρ и V_0 - плотность атмосферы и орбитальная скорость полета на данной высоте.

Введем обобщенный показатель в виде коэффициента эффективности ускорения, создаваемого ДУ КА-Б ($K_{ЭФ-a}$). Он показывает во сколько раз ускорение от работы ДУ КА-Б превышает ускорение от атмосферного торможения на заданной высоте. Его можно записать с учетом (19) в виде:

$$K_{ЭФ-a} = \frac{a_{ДУ}}{a_{ам}} = \frac{P_{ДУ} / M_{КА-Б}}{\overline{Sb}_{КА-Б} \cdot \rho \cdot V_0^2} \quad (21)$$

Указанный коэффициент достаточно универсален в силу инвариантности к массе КА-Б и, при заданной тяге ДУ и характерных размерах КА, будет определяться только высотой полета, поскольку все остальные параметры функционально от нее зависят.

Представим $K_{ЭФ-a}$ в следующем виде:

$$K_{ЭФ-a} = \frac{a_{ДУ}}{a_{ам}} = \frac{2 \cdot P_{ДУ}}{Cx_{КА-Б} \cdot Sm_{КА-Б}} \cdot \frac{1}{\rho \cdot V_0^2} \quad (22)$$

$$\text{где } \overline{Cx_{КА-Б}} \cdot Sm_{КА-Б} = \frac{b}{\pi} [2.34a \cdot (1 + \cos \varphi_{ВЫХ}) + 2.05c \cdot (2 - \sin \varphi_{ВЫХ} + \varphi_{ВЫХ})] + 1.05a^2 \quad -$$

произведение среднего значения коэффициента лобового сопротивления на площадь миделя КА-Б.

Первый множитель в уравнении (22) характеризует параметры компоновки КА-Б, а второй орбитальные условия его функционирования. Примем, что в диапазоне высот орбит от 200 до 1000 км действует статическая модель атмосферы согласно [40]. Второй множитель формулы (22) можно аппроксимировать с достаточной для инженерных расчетов точностью следующей функциональной зависимостью от высоты орбиты:

$$\frac{1}{\rho \cdot V_0^2} \approx 10^{-5.50610^{-6} \cdot h^2 + 0.0126h - 0.3762}$$

Тогда запишем:

$$K_{\text{ЭФ}_a} = \frac{a_{ДУ}}{a_{ат}} = \frac{2 \cdot P_{ДУ}}{\overline{Cx_{КА-Б}} \cdot Sm_{КА-Б}} \cdot 10^{-5.50610^{-6} \cdot h^2 + 0.0126h - 0.3762} \quad (23)$$

Введем следующие градации значений для $K_{\text{ЭФ}_a}$ в зависимости от высоты полета согласно таблице 4.

Таблица 4. Градация значений $K_{\text{ЭФ}_a}$

$K_{\text{ЭФ}_a}$	Категория области высот полета КА-Б	Описание области высот полета КА-Б
<1	Недопустимая для работы на СПД	При данных значения коэффициента, тормозящее ускорение от атмосферы превышает ускорение от работы ДУ и КА-Б не в состоянии поднять свою орбиту и будет снижаться даже на фоне постоянно работающих двигателей
От 1 до 10	Неэффективная для работы на СПД	Тормозящее ускорение от атмосферы превышает 10% от ускорения при работе ДУ. Применение СПД на этих высотах малоэффективно.
От 10 до 100	Эффективная для работы на СПД	Тормозящее ускорение от атмосферы составляет 1-10% от ускорения при работе ДУ. Применение СПД на этих высотах эффективно.
>100	Вне атмосферы	Тормозящее ускорение от атмосферы пренебрежимо мало (не превышает 1% от ускорения при работе ДУ).

Характер изменения указанного коэффициента при учете статической модели атмосферы показан на рисунке 4 на примере наименее мощного двигателя СПД-50. При этом для наглядности приведена логарифмическая шкала, согласно градации, введенной в таблице 5, а цветные линии соответствуют заданным уровням (красный – $K_{\text{эф.а}}=1$, синий – $K_{\text{эф.а}}=10$, зеленый – $K_{\text{эф.а}}=100$).

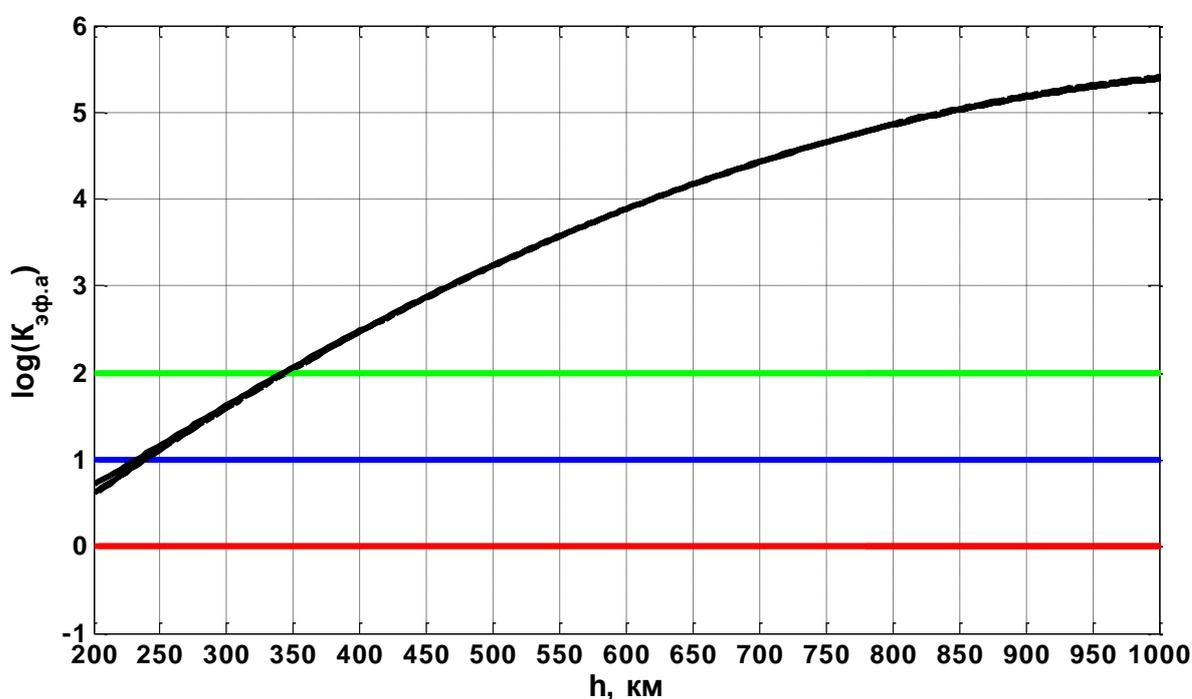


Рисунок 4. Характер изменения $K_{\text{эф.а}}$

Таким образом, минимальной для функционирования КА-Б с СПД будет высота, на которой $K_{\text{эф.а}} > 10$. Следует отметить, что при перелете с орбиты СС тормозящее ускорение от атмосферы оказывает положительный эффект, сокращая процесс перевода ОКМ на орбиту захоронения. При перелете КА-Б обратно на орбиту ОКМ эффект становится отрицательным.

Еще одним обобщенным показателем будет коэффициент буксировки (K_B), задаваемый отношением массы буксируемого объекта к массе заправленного КА-Б:

$$K_B = M_{КО} / M_{КА-Б} \quad (24)$$

Также введем понятие коэффициент затрат топлива ($K_{ЗТ}$) как отношение массы заправляемого топлива к массе заправленного КА-Б:

$$K_{ЗТ} = M_T / M_{КА-Б} \quad (25)$$

При дальнейшем рассмотрении сравнение характеристик будем проводить для одной типовой операции буксировки. Такая операция включает в себя две фазы переход КА-Б на орбиту ОКМ и его спуск обратно. Очевидно, что минимальные затраты топлива в такой схеме будут в случае, когда начальная заправка топливом КА-Б обеспечивает проведение указанных операций таким образом, что масса КА-Б в конце будет практически равна массе сухой конструкции и израсходуется почти все топливо. В противном случае, при наличии существенного остатка топлива на борту КА-Б, который без необходимости перемещался с нижней орбиты на верхнюю и обратно, будет иметь место перерасход топлива.

При использовании ЖРД, имеющих существенно большую тягу чем СПД, создаваемое ими ускорение будет значительно выше чем эффект от атмосферы. Поэтому ускорение от торможения атмосферой достаточно учесть в виде некоторой поправки и нет необходимости рассматривать данный вопрос более детально.

Заключение

В статье рассмотрены варианты компоновок ДУ и сделан проектировочный расчет СЭС, обеспечивающий функционирование КА-Б с выбранными типами двигателей. Проведен анализ и проработана модель типового функционирования КА-Б на орбите, а также получена обобщенная формула расчета среднего баллистического коэффициента аппарата на витке полета. Показано, что для КА-Б с использованием СПД существует нижний предел высот функционирования и эффективного применения, когда тормозящее ускорение от атмосферы не приводит к значительному расходу топлива на противодействие или невозможность подъема высоты КА-Б. Показано, что для эффективного применения КА-Б для серии однотипных последовательных буксировок группы ОКМ, находящихся на одной орбите, целесообразно строить схему функционирования КА-Б с минимально требуемым запасом топлива, достаточным для реализации одной операции буксировки. После завершения каждой буксировки КА-Б дозаправляется для чего потребуется аппарат заправщик, функционирующий на орбите захоронения ОКМ.

Библиографический список

1. Улыбышев Ю.П. Оптимизация многорежимных траекторий сближения с ограничениями // Космические исследования. 2008. Т. 46. № 2. С. 133 - 147.
2. Малышев Г.В., Кульков В.М., Егоров Ю.Г. Применение электроракетных двигателей для выведения, коррекции орбиты и поддержания группировок спутниковых систем // Полёт. 2006. № 7. С. 82 - 88.

3. Салмин В.В., Четвериков А.С. Выбор оптимальных проектных и баллистических параметров многоразового межорбитального транспортного аппарата с двигательной установкой малой тяги // Решетневские чтения: материалы конференции. 2010. Т. 1. № 14. С. 32 - 33.
4. Baranov A.A., Grishko D.A. Ballistic aspects of large-size space debris flyby at low earth near-circular orbits // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2015, vol. 54, no. 4, pp. 639 - 650.
5. Масленников А.А. О возможности создания межорбитального буксира на основе электроракетной двигательной установки, питаемой от солнечных батарей, для обеспечения грузопотока на международную космическую станцию // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2012. № 2. С. 126 - 141.
6. Зеленцов В.В. Проблемы мелкого космического мусора // Наука и образование. 2015. № 4. С. 89 - 104.
7. Асланов В.С., Алексеев А.В., Ледков А.С. Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74644>
8. Aslanov V., Yudinsev V. Dynamics of large space debris removal using tethered space tug // Acta Astronautica, 2013, vol. 91, pp. 149 - 156.
9. ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. - М.: Стандартинформ, 2008. - 6 с.

10. Баранов А.А., Гришко Д.А., Медведевских В.В., Лапшин В.В. Решение задачи облёта объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 3. С. 242 - 251.
11. Баранов А.А., Гришко Д.А. Баллистические аспекты облета крупногабаритного космического мусора на низких околокруговых орбитах // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2015. № 4. С. 160 - 171.
12. Баранов А.А., Гришко Д.А., Чернов Н.В. Облет низкоорбитальных объектов крупногабаритного космического мусора с их последовательным уводом на орбиту с уменьшенным временем баллистического существования // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 4. С. 48 - 64.
13. ОКБ «Факел». Термокаталитические двигатели. URL: https://www.fakel-russia.com/images/gallery/produczia/fakel_tkd_print.pdf
14. Мурашко В.М., Козубский К.Н., Вертаков Н.М., Корякин А.И. О научно-техническом сотрудничестве НПО имени С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел». К 50-летнему юбилею космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3 (29). С. 32 - 36.
15. Горшков О.М. Отечественные электроракетные двигатели сегодня // Новости космонавтики. 1999. № 7. С. 31 - 35.
16. Ткаченко И.С., Салмин В.В. Анализ эффективности космических аппаратов-инспекторов с электрореактивными энергодвигательными модулями // Известия Самарского научного центра РАН. 2011. Т. 13. № 6. С. 106 - 115.
17. Ткачук А.В., Козубский К.Н., Румянцев А.В. Двигательная установка с плазменными двигателями для космических микроаппаратов // Вестник Московского

авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 49 - 54.

18. Улыбышев С.Ю. Комбинированные спутниковые системы непрерывного глобального обзора на экваториальных и полярных круговых орбитах // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 4. С. 332 - 344.

19. Разумный Ю.Н., Козлов П.Г., Разумный В.Ю. Методика расчета многоярусных спутниковых систем на круговых и эллиптических нодально-синхронных орбитах // Научно-технический вестник Поволжья. 2015. № 3. С. 196 - 199.

20. Улыбышев С.Ю. Выведение группировки микроспутников с использованием промежуточной орбиты с синхронной прецессией // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90354>

21. Баранов А.А., Будянский А.А., Чернов Н.В. Поддержание угла между плоскостями орбит разноуровневых спутниковых систем // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 5. С. 409 - 414.

22. Баранов А.А., Гришко Д.А. Вопросы минимизации затрат суммарной характеристической скорости, необходимой для обслуживания и восполнения спутниковых систем на некомпланарных круговых орбитах // Наука и образование. 2013. № 9. С. 289 - 312.

23. Улыбышев С.Ю. Анализ взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 3(51). URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1471.html>. DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1471.

24. Пахомов Л.А. Дистанционное зондирование атмосферы со спутника «Метеор». - М.: Гидрометеиздат, 1979. - 143 с.

25. Ледков А.С. Управление силой тяги при буксировке космического мусора на упругом тросе // Наука и образование. 2014. № 10. С. 383 – 397.
26. The Threat of Orbital Debris and Protecting NASA Space Assets from Satellite Collisions, available at: [http://images.spaceref.com/news/2009/ODMediaBriefing 28Apr09-1.pdf](http://images.spaceref.com/news/2009/ODMediaBriefing%20Apr09-1.pdf)
27. Асланов В.С., Ледков А.С., Стратилатов Н.Р. Влияние тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю, на вращательное движение космического аппарата // Полет. 2009. № 1. С. 54 - 60.
28. Aslanov V.S., Ledkov, A.S. Dynamics of Towed Large Space Debris Taking Into Account Atmospheric Disturbance // Acta Mechanica, 2014, vol. 225, no. 9, pp. 2685 - 2697.
29. Ледков А.С., Дюков Д.И. Исследование хаотических режимов движения КА с тросом, совершающим малые колебания около местной вертикали // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35644>
30. Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Блок реактивных двигателей космического аппарата. Патент РФ № 170380. Бюлл. № 12, 24.04.2017.
31. Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Способ управления космическим аппаратом, снабженным многосопловой двигательной установкой. Патент РФ № 2610793. Бюлл. № 5, 15.02.2017.
32. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Применение режима тактовой работы к двигательной установке для высокоточного орбитального маневрирования и переориентации космического аппарата // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96960>

33. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Управление многосопловой двигательной установкой космического аппарата с ограничением накопления кинетического момента // Научно-техническая конференция «Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем». Сборник трудов: (Анапа, 06-11 сентября 2015). – Химки: НПО им. С.А. Лавочкина, 2015. С. 316 – 322.
34. Улыбышев С.Ю. Алгоритм управления двигательной установкой космического аппарата с парированием накопления кинетического момента // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2019. № 5. С. 143 – 152.
35. Галкин В.В. Солнечные и аккумуляторные батареи ОАО «Сатурн» на космических аппаратах с электронными двигателями // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35383>
36. Чайкина И. От кремния к арсенид-галлию // Информационные спутниковые системы. 2008. № 3. С. 21.
37. АО «НИИМаш». Топливные баки и газовые баллоны высокого давления. URL: http://www.niimashspace.ru/files/2016/Topliv_baki.pdf
38. Руководство по анализу опасности аварийных взрывов и определению параметров их механического действия. РБ Г-05-039-96: Нормативный документ. – М.: НТЦ ЯРБ Госатомнадзора России, 2000. URL: https://gostbank.metaltorg.ru/data/norms_/rb/1.pdf
39. Улыбышев С.Ю. Анализ характеристик безопасного движения отделяемого головного блока в поле разлета осколков от взрыва ракеты-носителя // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2012. № 1 (71). С. 76 - 81.

40. Атмосфера стандартная. Параметры. ГОСТ 4401-81. - М.: Изд-во стандартов, 1981. - 11 с.