

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКОГО ОБЛИКА ДЕКАРТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ АВТОНОМНОГО СТЫКОВОЧНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ ЗАХВАТА МИШЕНИ

В. И. Трушляков, В. В. Юдинцев, В. А. Урбанский,
С. Ю. Онищук, Д. А. Кленин

Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

Предложена концепция построения орбитального комплекса для оперативного перехвата мишени, включающая в свой состав метод баллистического построения оперативного перехвата, рекомендации к проектно-конструкторскому облику декартовой двигательной установки автономного стыковочного модуля, функционирующей на этапе ближнего наведения при доставке троса от разгонного блока к мишени, на этапе захвата и перевода мишени на орбиту утилизации в составе вращающейся тросовой космической системы. В качестве критерия выбора проектно-конструкторского облика декартовой двигательной установки (запасы топлива, тяга каждой камеры и их количество, минимальное изменение координат центра масс автономного стыковочного модуля на всем интервале работы декартовой двигательной установки) принята минимальная масса автономного стыковочного модуля. Для сравнения рассматривается два метода построения баллистической схемы перехвата мишени: классический, с выходом орбитального комплекса на орбиту мишени с нулевыми относительными скоростями и метод на основе использования вращающейся тросовой космической системы, с выходом орбитального комплекса на орбиту перехвата мишени со скоростями в точке встречи до 200 м/с.

Ключевые слова: декартовая двигательная установка, разгонный блок, автономный стыковочный модуль, вращающаяся тросовая космическая система, мишень, захват, орбита утилизации.

Введение

Проблема техногенного засорения околоземного пространства является общей для всего человечества [1]. Необходимость предупреждения увеличения риска освоения околоземного пространства (вероятность столкновения функционирующих космических аппаратов (КА) и орбитальных ступеней с объектами крупногабаритного космического мусора и уровень последствий таких столкновений) приводит к увеличению стоимости миссий, снижению срока активного существования КА [2]. Одним из способов предупреждения неконтролируемого увеличения количества комического мусора является очистка околоземных орбит от крупногабаритных объектов космического мусора (далее мишеней) типа отработавших ступеней ракет-носителей (РН) и КА при помощи КА-буксиров, выполняющих перехват объектов, захват и увод объектов космического мусора на орбиту утилизации.

За последние несколько десятков лет было предложено множество способов очистки околоземного пространства от объектов крупногабаритного космического мусора. В работе [3] проведён анализ состояния разработок орбитального комплекса (ОК) и их составных частей для очистки орбит в околоземном космическом пространстве от этапа исследований до проведения лётно-конструкторских испытаний.

Традиционный метод перехвата (А) мишени включает в себя следующие этапы: начиная с опорной орбиты этапы дальнего и ближнего на-

ведения на орбиту, одинаковую с орбитой мишени, в её окрестность с практически нулевыми относительными скоростями (рис. 1а). Мишень является кооперируемой при захвате, т.е. ориентирована в заданном направлении. В качестве примера, реализующего этот метод перехвата, можно привести ОК на базе РН «Союз-2.1а» — транспортный грузовой космический корабль (ТГКК) «Прогресс», обеспечивающий доставку груза на Международную космическую станцию (МКС), вывоз мусора с МКС с последующим переводом ТГКК «Прогресс» на орбиту утилизации с последующим затоплением в Мировом океане [4].

Предлагаемый метод оперативного перехвата (Б), рассмотренный в [5, 6], ОК которого включает в свой состав: разгонный блок (РБ), АСМ, отделяемый от РБ на тросовой связи и осуществляющий захват мишени. Захват мишени производится при помощи устройства захвата (например, штанга), установленного на автономном стыковочном модуле (АСМ). ОК выводится на орбиту перехвата мишени по эллиптической орбите с относительной скоростью в точке встречи с мишенью до 200 м/с. Из-за значительных относительных скоростей РБ и системы «АСМ + мишень» в момент натяжения троса происходит обмен импульсами, а из-за наличия троса между РБ и системой «АСМ + мишень», возникает вращающаяся тросовая космическая система (ВТКС), движущаяся по другой орбите. Метод перехвата мишени на основе ВТКС отличается от других известных методов перехвата мишеней, находящихся на круговых орбитах, тем, что РБ

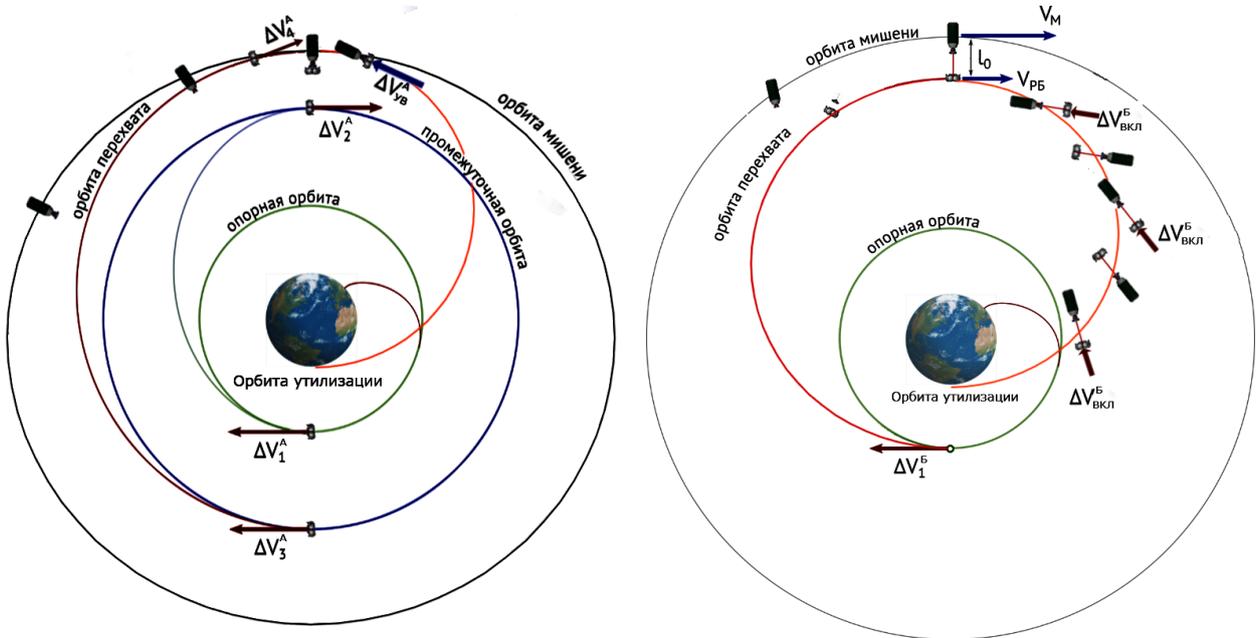


Рис. 1. а) Баллистическая схема перехвата по методу А: $\Delta V_1^A, \Delta V_2^A$ — импульсы для перевода ОКА с опорной на промежуточную орбиту; $\Delta V_3^A, \Delta V_4^A$ — импульс для перевода ОКА на орбиту мишени (дальнее наведение); $\Delta V_{уб}^A$ — тормозной импульс увода связки «ОКА + мишень» на орбиту утилизации;
 б) баллистическая схема перехвата по методу Б: $V_M, V_{рб}$ — орбитальные скорости мишени и АМ [8]; l_0 — начальная длина троса в момент захвата; ΔV_1^B — импульс для перевода ОК_Б с опорной на орбиту перехвата (дальнее наведение); $\Delta V_{вкл}^B$ — тормозные импульсы АМ для увода связки «ОК_Б + мишень» на орбиту утилизации;
 Fig. 1. а) Ballistic scheme of intercept by method A: $\Delta V_1^A, \Delta V_2^A$ — impulses for transferring the UC_A from the reference to the intermediate orbit; $\Delta V_3^A, \Delta V_4^A$ — pulse for transferring the UC_A to the target orbit (long-range guidance); $\Delta V_{уб}^A$ — braking impulse for taking the «UC_A + target» bundle to the disposal orbit;
 б) ballistic scheme of intercept using method B: $V_M, V_{рб}$ — orbital velocities of the target and AM [8]; l_0 — initial length of the tether at the moment of capture; ΔV_1^B — impulse for transferring the ОК_Б from the reference to the intercept orbit (long-range guidance); $\Delta V_{вкл}^B$ — braking impulses of AM for taking the «ОК_Б + target» bundle to the disposal orbit

в процессе перехвата мишени движется по внутренней эллиптической орбите по отношению к орбите мишени, что позволяет снизить затраты топлива на перехват мишени, сформировать ВТКС и использовать толкающую схему буксировки на упругой тросовой связи между мишенью и РБ для перевода ВТКС на орбиту утилизации.

1. Постановка задачи

Для оценки энергетической эффективности и затрат времени на перехват мишени на основе традиционного метода (А) и метода на основе ВТКС (Б) приведён сравнительный численный анализ параметров схем баллистического построения, начиная с круговой опорной орбиты $H_{кр} = 200$ км, на основе гомановских переходов, т.е. приложении импульсов манёвров только в апогее и перигее орбит. В качестве мишени выбрана вторая ступень омской РН «Космос-3М», находящаяся на круговой орбите $H_{кр} = 800$ км с наклоном $i = 83^\circ$. Этот выбор обоснован тем, что количество этих ступеней на орбитах в защищаемом околоземном пространстве (до высот 2000 км) около 300 шт., кроме того, конкретные вторые ступени «Космос-3М» входят в перечень наиболее опасных 20 объектов крупногабаритного космического мусора, представляющих опасность для функционирующих КА [7].

На рис. 1а, б приведены баллистические схемы перехвата по методам А и Б.

Сравнение двух методов перехвата показывает существенные отличия:

— традиционный (метод А), РБА отработывает импульсы дальнего $\Delta V_{1,2,3,4}^A$ ближнего наведения

и стыковки, и перевод на орбиту утилизации $V_{уб}^A$ с использованием собственной декартовой двигательной установки (ДДУ);

— при перехвате (метод Б) импульс дальнего наведения ΔV_1^B , тормозные импульсы для спуска на орбиту утилизации $\Delta V_{вкл}^B$ отработываются двигательной установкой АМ, доставка троса от АМ к мишени на этапе ближнего наведения, а также обеспечение нулевой относительной скорости между АСМ и мишенью на момент захвата обеспечивается ДДУ АСМ.

Эти отличия в методах приводят, как будет показано ниже, к существенной разнице в начальных массах орбитальных частей на опорной орбите и интервалах времён на захват мишени.

Целью данного исследования является разработка рекомендаций к проектно-конструкторскому облику ДДУ АСМ (вариант Б), с учётом основных положений предлагаемой концепции:

- 1) обеспечение расширения диапазона возможных некооперируемых мишеней, в том числе и по ограничениям по угловым скоростям вращения;
- 2) возможность использования различных устройств захвата типа штанга, сеть, гарпун;
- 3) осуществление оперативного перехвата мишени с меньшими затратами средств (масса ОК и, соответственно, грузоподъёмности РН) и меньшим интервалом времени на перехват;
- 4) возможность использования попутных пусков РН для проведения технологических экспериментов по отработке бортовых систем АСМ;
- 5) расширение относительной скорости движения РБ и мишени на момент захвата, при этом обеспечение ДДУ АСМ практически нулевой скорости

на несколько секунд для обеспечения процесса захвата мишени;

6) обеспечение минимизации рывка троса до приемлемых величин после обмена импульсами движения между РБ и связкой «АСМ + мишень» и, соответственно, образование ВТКС «РБ + трос + АСМ + мишень» и её переход на другую орбиту;

7) управление продольными колебаниями троса, обусловленными его упругими свойствами, и обеспечение ориентации связки «АСМ + мишень» по линии центра масс РБ и центра масс связки «АСМ + мишень» за счёт ДДУ АСМ и двигательной установки РБ.

Для решения сформулированной цели в рамках концептуальных положений оперативного перехвата мишени на основе ВТКС необходимо решение следующих задач:

1.1. Оценка сравнительных проектно-баллистических параметров методов А, Б для построения баллистических схем перехватов.

1.2. Определение проектно-конструкторского облика АСМ, ДДУ.

1.3. Максимальное использование отработанных узлов и агрегатов, входящих в состав ДДУ и конструктивных методов обеспечения минимального смещения центра масс конструкции АСМ в процессе функционирования ДДУ до момента захвата мишени.

2. Сравнительная оценка

проектно-баллистических параметров ОК

2.1. Состав ОК для реализации варианта А

В состав ОК варианта А (ОКА) входят:

— РБ_А с соответствующими запасами топлива для ДУ, баки с выжимными мембранами, магистралями подачи топлива, двигателями (камера с катализатором и сопло (аналог камеры на перексиде водорода с космическим кораблем (КК) «Орёл» [8]) в количестве 24 шт., клапаны управления на топливных магистралях либо использование в качестве аналога ДУ на агрегатном модуле РН «Ангара-1.2» [9];

— система управления наведением на этапах дальнего и ближнего наведения, захвата, спуска (аналог система управления (ТГКК «Прогресс»);

— источник питания (аналог ТГКК «Прогресс»);

— телеметрическая система (аналог ТГКК «Прогресс»);

— система стыковки с РБ, система демпфирования при контакте с мишенью и т.д. (аналог ТГКК «Прогресс»);

— целевая система: система захвата типа штанга (аналог ТГКК «Прогресс»).

На рассматриваемом этапе полагаем, что масса «сухой конструкции» ОК для варианта А принимается 1050 кг, которая складывается из 650 кг агрегатного модуля и дополнительных 400 кг, на которые приходится масса систем управления, сближения, телеметрии и захвата.

2.2. Состав орбитальной ОК для реализации варианта Б

В состав ОК варианта Б входят:

— РББ типа АМ РН «Ангара-1.2» [9];

— АСМ, в том числе: запасы топлива, топливные баки с выжимными мембранами, магистралями подачи топлива, двигателями [10] в количестве 24 шт., клапаны управления на топливных магистралях и т.д.;

— система управления наведением на этапах дальнего и ближнего наведения, захвата, спуска (аналог система управления ТГКК «Прогресс»);

— источник питания (аналог ТГКК «Прогресс»);

— телеметрическая система (аналог ТГКК «Прогресс»);

— система стыковки с РБ (АМ), система демпфирования при контакте с мишенью и т.д. (аналог ТГКК «Прогресс»);

— целевая система: система захвата типа штанга (аналог ТГКК «Прогресс»).

На рассматриваемом этапе масса «сухой» конструкции АСМ принимается 300 кг без топливного отсека.

В адаптере АМ располагаются системы:

— высокоскоростного выпуска троса по аналогии парашютной стропы;

— система торможения троса для предотвращения его разрыва при рывке на основе торможения троса в виде тормозных колодок с датчиком определения дальности.

В системе управления АМ планируется реализация дополнительных процедур:

1) ориентации продольной оси АМ по направлению линии между центрами масс АМ и системы «АСМ + мишень» в течение времени существования ВТКС;

2) обработка импульсов двигательной установки АМ при:

— натяжении троса в процессе рывка;

— при демпфировании продольных колебаний троса;

— при обработке импульсов спуска ВТКС при заданных угловых положениях.

2.3. Сравнительная оценка энергетических затрат при перехвате мишени для методов А, Б

В зависимости от методов А, Б могут быть разные схемы выведения:

а) с опорной орбиты;

б) при наличии орбиты фазирования (промежуточной);

в) орбиты перехвата.

Орбита фазирования (промежуточная) для метода А (рис. 1а) может вводиться для корректировки ошибок выведения, обеспечения прибытия перехватчика в зону захвата мишени в заданный момент времени с уже частично скорректированными ошибками выведения РН.

Для метода А (рис. 1а) импульсы гомановских манёвров перехвата, в соответствии с [11], имеют вид:

$$\Delta V_1^A = \sqrt{\frac{\mu}{r_{он}}} \left(\sqrt{\frac{2r_{пp}}{r_{пp} + r_{он}}} - 1 \right). \quad (1)$$

$$\Delta V_2^A = \sqrt{\frac{\mu}{r_{пp}}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_{он}}{r_{пp} + r_{он}}} \right). \quad (2)$$

$$\Delta V_3^A = \sqrt{\frac{\mu}{r_{пp}}} \left(\sqrt{\frac{2r_m}{r_m + r_{пp}}} - 1 \right). \quad (3)$$

$$\Delta V_4^A = \sqrt{\frac{\mu}{r_m}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_{пp}}{r_m + r_{пp}}} \right). \quad (4)$$

$$\Delta V_{yB}^A = \sqrt{\frac{\mu}{r_m}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_{yt}}{r_m + r_{yt}}} \right), \quad (5)$$

где $\Delta V_1^A - \Delta V_4^A$ — величины импульсов, необходимые для гомановских переходов, м/с;

ΔV_{yB}^A — величина импульса увода связки «РБ_A + Мишень» на орбиту утилизации, м/с;

r_{on} — радиус опорной орбиты (орбита выведения на рис. 1а, б), км;

r_{np} — радиус промежуточной орбиты ($h_{np} = 600 \times 600$ км), км;

r_m — радиус орбиты мишени, км;

μ — гравитационный параметр Земли, $\mu = 3,986 \cdot 10^{14}$ м³/с².

Для метода Б (рис. 1б) импульс для перевода РББ с опорной орбиты на орбиту перехвата ΔV_1^B

$$\Delta V_1^B = \sqrt{\frac{\mu}{r_{оп}}} \left(\sqrt{\frac{2r_{пер}}{r_{пер} + r_{оп}}} - 1 \right), \quad (6)$$

где $r_{пер}$ — радиус апогея орбиты перехвата, км, равная $r_{пер} = r_m - l_0$;

l_0 — длина троса в момент его натяжения, $l_0 = 2$ км.

После захвата мишени центр масс (ц.м.) ВТКС движется по кеплеровой орбите [12], параметры которой определяются исходя из известного начального состояния ВТКС в момент захвата мишени (высоты апогея $h_{цм}^a$ и апогейной скорости $V_{цм}^a$ ц.м. ВТКС соответственно).

Из [5, 6, 12] параметры орбиты ц.м. ВТКС (высота апогея и апогейная скорость) можно представить в виде:

$$h_{цм}^a = h_m - \frac{l_0 \cdot m_{pб}}{m_{pб} + m_m + m_{асм}}. \quad (7)$$

$$V_{цм}^a = \frac{(m_m + m_{асм}) \cdot V_m + m_{pб} \cdot V_{pб}}{m_{pб} + m_m + m_{асм}}, \quad (8)$$

где h_m — высота круговой орбиты мишени, км;

$m_{pб}$ — масса РББ (АМ) в момент захвата, $m_{pб}$ кг;

m_m — масса мишени, $m_m = 1400$ кг;

$m_{асм}$ — сухая масса АСМ в момент захвата, $m_{асм} = 310$ кг;

V_m — орбитальная скорость мишени в момент захвата;

$V_{pб}$ — орбитальная скорость РББ в момент захвата.

Скорость ц.м. ВТКС орбитальной скорости в апогее эллиптической орбиты имеет вид [11]:

$$V_{цм}^a = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_{цм}^a} - \frac{2}{r_{цм}^a + r_{цм}^n} \right)}, \quad (9)$$

где $r_{цм}^a$ и $r_{цм}^n$ — радиусы апогея и перигея орбиты ц.м. ВТКС.

Из уравнения (5) определяют радиус перигея орбиты ц.м. ВТКС:

$$r_{цм}^n = \frac{(r_{цм}^a \cdot V_{цм}^a)^2}{2\mu - r_{цм}^a \cdot (V_{цм}^a)^2}. \quad (10)$$

Соответственно, высота перигея орбиты ц.м. ВТКС:

$$h_{цм}^n = r_{цм}^n - R_3, \quad (11)$$

R_3 — радиус Земли, $R_3 = 6371$ км.

Затраты характеристической скорости $\Delta V_{yB}^{ВТКС}$ с использованием ВТКС определяются как разница между апогейной скоростью связки V_{ym}^a на орбите утилизации ($h_{ym} = 100 \times 800$ км) и скоростью ц.м. ВТКС после захвата $V_{цм}^a$:

$$\Delta V_{yB}^{ВТКС} = V_{цм}^a - V_{ym}^a = V_{цм}^a - \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_{цм}^a} - \frac{2}{r_{цм}^a + r_{ym}} \right)}, \quad (12)$$

где r_{ym} — радиус перигея орбиты утилизации;

$r_{цм}^a, r_{цм}^n$ — радиусы апогея и перигея орбиты ц.м. ВТКС.

Увод ВТКС на орбиту утилизации в соответствии с [5, 6, 12] осуществляется посредством включения установленных на АМ двигателей коррекции (ДК) в определенные моменты времени (рис. 2), в частности, при спуске в атмосферу в апогейной точке при движении по орбите утилизации для обеспечения снижения высоты перигея орбиты, т.е. тормозные апогейные импульсы.

Величина проекции вектора тяги ДК на скорость ц.м. ВТКС (рис. 2) в соответствии с гомановской теорией предполагает приложение в апогейной точке.

Затраты интервала времени на перехват мишени определяют с момента первого включения ДДУ на опорной орбите для вариантов А и Б до перигея орбиты утилизации.

Время полета по переходным эллиптическим орбитам равно половине орбитального периода $\Delta T_{пер} = T_{эл}/2$. Период обращения ОЧ по эллиптической орбите определяется по закону Кеплера:

$$T_{эл} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (13)$$

где a — длина большой полуоси орбиты.

Перехват для схемы А состоит из следующих участков пассивного полета по полувитковой схеме (рис. 1а) обрабатывается ДУ АМ:

$\Delta T_{пер1}^A$ — с опорной на промежуточную орбиту

$h_{перход}^A = 200 \times 600$ км;

$\Delta T_{пер2}^A$ — по промежуточной орбите до орбиты перехвата ($h_{np}^A = 600 \times 600$ км);

$\Delta T_{пер3}^A$ — по орбите перехвата ($h_{пер}^A = 600 \times 800$ км);

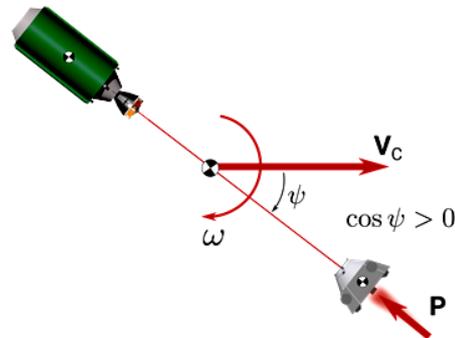


Рис. 2. Схема включения РБ (АМ) при движении по орбите утилизации
Fig. 2. Schematic of RB (AM) switching on when moving along the utilization orbit

$\Delta T_{пер4}^A$ — спуск по орбите утилизации ($h_{ум}^A = 100 \times 800$ км).

Суммарное время на дальнейшее наведение и увод для схемы А:

$$\Delta T_{\Sigma}^A = \Delta T_{пер1}^A + \Delta T_{пер2}^A + \Delta T_{пер3}^A + \Delta T_{пер4}^A \quad (14)$$

Перехват для схемы Б состоит из следующих участков пассивного полета по полуэллиптической схеме (рис. 1б) и обрабатывается ДУ АМ:

$\Delta T_{пер1}^B$ — с опорной на орбиту перехвата ($h_{пер}^B = 200 \times 798$ км);

$\Delta T_{пер2}^B$ — спуск ВТКС по орбите утилизации ($h_{ум}^B = 100 \times 799,2$ км).

Суммарное время на дальнейшее наведение и увод для схемы Б:

$$\Delta T_{\Sigma}^B = \Delta T_{пер1}^B + \Delta T_{пер2}^B \quad (15)$$

В табл. 1 приведены оценки энергетических затрат и временных затрат в импульсной постановке для методов перехвата А, Б в рамках гомановской постановки. В дальнейшем развитии метода Б будет рассмотрен переход к определению интервала времени спуска и затрат энергии на основе уравнений Ламберта — Эйлера [13].

2.4. Сравнительная оценка массовых затрат топлива при перехвате мишени и веса ОК на опорной орбите для методов А, Б

По полученным затратам характеристической скорости определяют массы ОК по следующей схеме. Для ОК_А расчёт начальной массы, затрат топлива на каждый этап перехвата определяется по следующей схеме, начиная с конечного этапа:

1) спуск по орбите утилизации. Конечная масса ОК_А на орбите утилизации $m_{ОК,ум}^A = 2450$ кг складывается из массы мишени ($m_m = 1400$ кг), сухой массы конструкции ОК_А $m_{ОК,сух}^A = 1050$ кг

$$m_{ОК,ум}^A = m_m + m_{ОК,сух}^A \quad (16)$$

где $m_{ОК,сух}^A$ — сухая масса конструкции ОК_А, складывается из сухой массы агрегатного модуля $m_{АМ,сух} = 650$ кг и $m_{сис}^A \sim 400$ кг (двигательная установка сближения и стыковки, массы приборов системы управления, системы питания, конструкции, системы демпфирования, топливная арматура и т.д.):

$$m_{ОК,сух}^A = m_{АМ,сух} + m_{сис}^A \quad (17)$$

Учитывая затраты энергии $\Delta V_{уб}^A = 194$ м/с на этапе перевода на орбиту утилизации (табл. 1) после захвата мишени, определяют начальную массу ОК_А на начало этапа спуска:

$$m_{ОК,спуск}^A = m_{ОК,ум}^A \cdot e^{-\frac{\Delta V_{уб}^A}{I_{yg}}}, \quad (18)$$

где I_{yg} — удельный импульс для топливной пары АТ-НДМГ (аналог ДУ АМ) [9];

2) далее конечная масса ОК_А $m_{0,зах}^A$ на начало этапа захвата мишени определяется как начальная масса ОК_А без учёта мишени, захват которой ещё не произведён,

$$m_{0,зах}^A = m_{ОК,спуск}^A - m_m \quad (19)$$

Таблица 1. Энергетические и временные затраты на перехват мишени для методов А, Б
Table 1. Energy and time cost of intercepting a target for methods А, В

№	Сравниваемые позиции	Вариант А (Высота перигея орбиты перехвата 800 км)	Вариант Б (Высота перигея орбиты перехвата 200 км)
1	Относительная скорость РБ — мишень, $\Delta V_{отн}^A$, м/с	0	163
2	Высота перигея орбиты связи после стыковки, $h_{св}^A$, км	800	543,8 ¹
3	Энергетические затраты на дальнейшее наведение, $\Delta V_{дл}^A$, м/с	333	168 ²
4	Энергетические затраты на ближнее наведение $\Delta V_{бл}^A$, м/с	0	198 ³
5	Энергетические затраты на спуск на орбиту утилизации $\Delta V_{уб}^A$, м/с	194	125,7
6	Суммарные энергетические затраты, ΔV_{Σ}^A , м/с	527	456,4
7	Суммарное время на дальнейшее наведение и увод, T_{Σ} , мин	191	94

3) начальная масса ОК_А на опорной орбите определяется по аналогии с $m_{0,сух}^A$

$$m_{ОК,опор}^A = m_{0,зах}^A \cdot e^{\frac{\Delta V_{дл}^A}{I_{yg}}} \quad (20)$$

Расчет затрачиваемых масс топлива и интервала времени работы ДУ по этапам проводят по известным формулам:

$$m_T = \left(e^{\frac{\Delta V}{I_{yg}}} - 1 \right) \cdot m_k, \quad \Delta t_{раб} = \frac{m_T}{m_{расх}}, \quad (21)$$

где ΔV — характеристическая скорость, м/с;

I_{yg} — удельный импульс тяги, м/с;

M — сухая масса ОК, кг;

m_T — масса топлива, кг;

$m_{расх}$ — секундно-массовый расход топлива, кг/с.

В табл. 2 приведены секундно-массовые характеристики ОК_А по этапам полета для метода А. Масса заправляемого в АМ топлива составила 313 кг.

Суммарные затраты топлива и время работы ДУ для метода А соответствуют возможностям по запасам топлива и времени работы ДУ АМ (менее 385 кг и 1000 сек соответственно) [9].

Для ОК_Б расчёт начальной массы по этапам рассчитывается по несколько иной схеме: спуск ВТКС по орбите утилизации осуществляется включением двигательной установки АМ. Конечная масса ОК_Б на орбите утилизации $m_{ОК,ум}^B = 2360$ кг складывается из массы мишени ($m_m = 1400$ кг), сухой массы конструкции ОК_Б $m_{ОК,сух}^B = 960$ кг (конструкция ОК_Б, разделяющаяся на две части: АМ и АСМ, приборы системы управления, система питания, конструкция, системы демпфирования, топливные магистрали, залитые топливом АСМ и т.д.), топливные баки АСМ, баки для сжатого газа:

Таблица 2. Секундно-массовые характеристики ОК по этапам полета (метод А)
Table 2. Second-mass characteristics of OC by flight stages (method A)

№	Этапы полета	Импульс характеристической скорости, м/с	Масса ОК на начало этапа, кг	Время работы ДУ, с	Затраты топлива, кг	Масса ОК на конец этапа, кг
1	Отделение от РН на опорной орбите	—	1363	—	—	—
2	Включения ДУ для перевода РБ _А на орбиту перехвата	$\Delta V_1^A = 114$	1363	97	52	1311
		$\Delta V_2^A = 113$	1311	92	49	1262
		$\Delta V_3^A = 53$	1262	42	23	1239
		$\Delta V_4^A = 53$	1239	41	22	1217
3	Захват мишени	—	1217	—	—	2617
4	Увод связки «ОК _А + Мишень» на орбиту утилизации	$\Delta V_{уб} = 194$	2617	311	167	2450
5	Итоговые затраты на перехват	$\Delta V_{\Sigma} = 527$	1363	583	313	2450

Таблица 3. Секундно-массовые характеристики ОК по этапам полета (вариант В)
Table 3. Second-mass characteristics of OC by flight stages (method B)

№	Этапы полета	Импульс характеристической скорости, м/с	Масса ОК на начало этапа, кг	Время работы ДУ, с	Затраты топлива, кг	Масса ОК на конец этапа, кг	
1	Отделение от РН на опорной орбите	—	1175	—	—	—	
2	Включение ДУ для перевода ОК на орбиту перехвата	$\Delta V_{АН} = 168$	1175	122	65	1110	
3	Ближнее наведение и захват мишени	Отделение АСМ	1110	—	—	753	
		Сближение АСМ с мишенью	$\Delta V_{БН} = 198$	357	73	47	310
		Захват мишени	—	310	—	—	1710
	Масса связки «АМ+АСМ» после сближения и захвата мишени	$\Delta V_{БН} = 198$	1110	73	47	2463	
4	Увод связки «АМ + АСМ + Мишень» на орбиту утилизации	$\Delta V_{уб} = 125,7$	2463	192	103	2360	
5	Итоговые затраты на перехват	$\Delta V_{\Sigma} = 492$	1175	387	215	2360	

$$m_{ОК,ух}^B = (m_m + m_{ОК,ух}^A), \quad (22)$$

где $m_{ОК,ух}^B$ — сухая масса конструкции ОК_Б, складывается из сухой массы агрегатного модуля $m_{АМ,ух} = 650$ кг и сухой массы АСМ. $m_{АСМ,ух} = 310$ кг):

$$m_{ОК,ух}^B = m_{АМ,ух} + m_{АСМ,ух}. \quad (23)$$

Затраты топлива на увод и на дальнейшее наведение для метода Б рассчитываются аналогично методу А с таким допущением, что центробежная сила, действующая на ВТКС, больше тяги АМ, и увод осуществляется по «толкающей» схеме.

Затраты отделившегося на тресе АСМ на ближнее наведение (доставка троса до мишени и компенсация относительных скоростей) были рассчитаны отдельно для ДДУ на гидразине. Начальная масса АСМ с ДДУ на гидразине составила 357 кг при сухой массе в 310 кг.

В табл. 3 приведены секундно-массовые характеристики ОКБ по этапам полета для метода Б. Масса заправляемого в АМ топлива составила 168 кг. Масса заправляемого в ДДУ АСМ топлива на гидразине — 47 кг.

Затраты топлива ДУ АМ 168 кг и время работы ДУ АМ 314 с. Затраты топлива АСМ на гидразине 47 кг. Суммарные затраты топлива и время работы ДУ для метода Б соответствуют возможностям

по запасам топлива и времени работы ДУ АМ (менее 385 кг и 1000 сек соответственно) [9].

3. Рекомендация к проектно-конструкторскому облику ДДУ

3.1. Выбор компонентов топлива, запасов топлива, камер ЖРД из условия наличия отработанных технических решений

Для отработки задач ближнего наведения необходимо выбрать топливо для ДДУ.

В работе [10] проведен анализ экологически чистых видов топлива (энергетические ионные жидкости, оксиды азота и водный раствор пероксида водорода) для работы однокомпонентного ЖРДМТ. Анализ показал, что большинство из существующих в настоящее время экологически чистых моноплив могут применяться в орбитальных операциях с малыми спутниками благодаря своим возможностям работать в импульсном режиме и отличным физическим и термохимическим свойствам.

Если проанализировать современные разработки ЖРДМТ тягой не более 100 Н, то заметно возрастание интереса к использованию пероксида водорода в качестве компонента топлива, так как он является более экологичным в сравнении с гидразином. В работе [14] был спроектирован ЖРДМТ, использующий в качестве топлива пероксид водорода. Результаты экспериментов показали надежность конструкции и потенциальные возможности такой ДУ.

Одним из распространенных монотоплив является гидразин. С течением времени данный вид топлива зарекомендовал себя благодаря высокому удельному импульсу при низких затратах по массе, однако он является крайне токсичным. В качестве сравнения по массовым характеристикам были выбраны 2 вида монотоплив: гидразин, пероксид водорода, а также сжатый газ гелий.

Для каждой из заданных характеристических скоростей ΔV по формуле Циолковского определены массы топлив:

$$m_m = \left(e^{\frac{\Delta V}{I_{yg}}} - 1 \right) \cdot m_k, \quad (24)$$

где ΔV — характеристическая скорость, м/с;

I_{yg} — удельный импульс тяги, м/с;

m_k — сухая масса ОК, кг.

Удельный импульс тяги определяется:

$$I_{yg} = \sqrt{2 \cdot R_{смеси} \cdot T_{смеси} \cdot \left(\frac{\gamma_{смеси}}{\gamma_{смеси} - 1} \right) \cdot \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{\gamma_{смеси} - 1}{\gamma_{смеси}}} \right]}, \quad (25)$$

где $R_{смеси}$, $T_{смеси}$ — газовая постоянная смеси и температура газов в камере двигателя соответственно;

$\gamma_{смеси}$ — показатель адиабаты смеси газов;

p_a — давление на срезе сопла, Па;

p_k — давление в камере двигателя, Па.

Масса топливных баков для каждого из топлив и баллонов наддува:

$$m_b = 4 \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \delta_b \cdot \rho_{об}, \quad (26)$$

где r_b — радиус бака, м;

δ_b — толщина стенки бака, м;

$\rho_{об}$ — плотность материала оболочки, кг/м³.

Суммарная масса ДДУ:

$$m_{ДДУ} = m_b + m_{наг} + m_{арм}, \quad (27)$$

где $m_{арм}$ — масса арматуры ДДУ (магистралей, камер ДДУ, управляющих клапанов), кг;

$m_{наг}$ — масса баллонов наддува, кг.

Для ОК расчёт начальной массы, затрат топлива на каждый этап перехвата определяется по следующей схеме, начиная с конечного этапа:

1) спуск по орбите утилизации. Конечная масса ОК_А складывается из массы мишени, сухой массы конструкции ОК_А (приборы системы управления, система питания, конструкция, системы демпфирования, топливная арматура и т.д. ~ 300 кг), топливные баки,

$$m_{ксна} = (m_{миш} + m_{суха}), \quad (28)$$

где $m_{суха}$ — сухая масса ОК, кг:

$$m_{суха} = 300 + m_{тб}. \quad (29)$$

Учитывая затраты энергии $\Delta V_{уб} = 194$ м/с на этап перевода на орбиту утилизации (табл. 1) после захвата мишени, определяют начальную массу ОК_А на начало этапа спуска:

$$m_{снаА} = (m_{суха} + m_{миш}) e^{\frac{\Delta V}{I_{yg}}}. \quad (30)$$

Удельный импульс I_{yg} используется для топливной пары АТ-НДМГ (аналог ДУ АМ) [8];

2) далее конечная масса на начало этапа захвата ОК_А определяется как начальная масса ОК_А без учёта мишени, захват которой ещё не произведён,

$$m_{кнээ} = m_{снаА} - m_{миш}. \quad (31)$$

3) начальная масса ОК_А на опорной орбите определяется по аналогии с $m_{снаА}$:

$$m_{снаА} = (m_{снаА} - m_{миш}) e^{\frac{\Delta V}{I_{yg}}}. \quad (32)$$

Для ОК_Б расчёт начальной массы по этапам рассчитывается по несколько иной схеме: спуск ВТКС по орбите утилизации осуществляется включением двигательной установки АМ. Конечная масса ОК_Б складывается из массы мишени, сухой массы конструкции ОК_Б (конструкция ОК_Б, разделяющаяся на две части АМ и АСМ, приборы системы управления, система питания, конструкция, системы демпфирования, топливные магистрали, залитые топливом АСМ и т.д. ~ 300 кг), топливные баки АСМ, баки для сжатого газа.

$$m_{кспБ} = (m_{миш} + m_{суха}), \quad (33)$$

где $m_{суха}$ — сухая масса ОКБ, кг:

$$m_{суха} = 300 + m_{тб}. \quad (34)$$

На основе суммарных энергетических затрат (табл. 1) приведены соответствующие параметры.

В связи с большой массой бака гелия (при его температуре в баке, равной 300К), был произведен предварительный расчёт бака, изготовленного из композитного материала. Материал бака и баллона наддува — титан марки ВТ-6.

Для оценки затрат также был проведен анализ тяговооруженности ОК и АСМ для вариантов А и Б (табл. 5).

Тяговооруженность АСМ:

$$\eta_{АСМ} = \frac{P_{АСМ}}{m_{АСМ,0} \cdot g_0}, \quad (35)$$

где $P_{АСМ}$ — тяга ДДУ АСМ, взятая как на КК «Орел» [9], $P_{АСМ} = 735$ Н; $m_{АСМ,0}$ — масса заправленного АСМ, кг (табл. 4); g_0 — ускорение свободного падения, $g_0 = 9,80665$ м/с².

Тяговооруженность ОК:

$$\eta_{ОК} = \frac{P_{АМ}}{m_{ОК,опр} \cdot g_0}, \quad (36)$$

где $m_{ОК,опр}$ — масса ОК после отделения от РН на опорной орбите (табл. 3, 4);

$P_{АМ}$ — тяга ДУ АМ, $P_{АМ} = 1570$ Н. [8].

Исходя из табл. 1 по тяговооруженности, оптимальным является гидразин, но окончательный выбор топлива для ДДУ АСМ будет в дальнейшей работе.

3.2. Пневмогидросистема ДДУ

Для ДДУ предпочтительней выбор монотоплива, это обусловлено большим количеством магистра-

Таблица 4. Предварительный массовый анализ ДДУ АСМ для метода В для различных типов топлива, в том числе на основе гелия
Table 4. Preliminary mass analysis of CPS ADMs for Method B, for different fuel types, including helium-based fuels

№	Виды топлива	Параметр
1	Масса АСМ без ДДУ, кг	300
2	Суммарная характеристическая скорость, м/с	198
3	Удельный импульс, м/с	
3.1	Пероксид водорода	1299
3.2	Гидразин	1404
3.3	Газ гелий	1592
4	Масса топлива, кг	
4.1	Пероксид водорода	51
4.2	Гидразин	47
4.3	Газ гелий	41
5	Масса бака, кг	
5.1	Пероксид водорода	3
5.2	Гидразин	4
5.3	Газ гелий, материал баллона ВТ-6/ПКМ	256/40
6	Масса бака с топливом, кг	
6.1	Пероксид водорода	54
6.2	Гидразин	51
6.3	Газ гелий, материал баллона ВТ-6/ПКМ	289/73
7	Масса баллона с газом наддува, кг	
7.1	Пероксид водорода	1
7.2	Гидразин	1
8	Суммарная масса ДДУ ⁴	
8.1	Пероксид водорода, кг	61
8.2	Гидразин, кг	57
8.3	Газ гелий, материал баллона ВТ-6/ПКМ	294/78
9	Сухая масса АСМ	
9.1	Пероксид водорода, кг	304
9.2	Гидразин, кг	305
9.3	Газ гелий, материал баллона ВТ-6/ПКМ	589/373
10	Начальная масса ОК (сухая масса ОК + масса ДДУ)	
10.1	Пероксид водорода, кг	361
10.2	Гидразин, кг	357
10.3	Газ гелий, материал баллона ВТ-6/ПКМ	594/378

Таблица 5. Тяговооруженность АСМ и ОК_{А,Б}
Table 5. Thrust capacity of ADM and OCA, B

Тип ОК	Тип ДУ		Этап перехвата	Тяга, Н	Масса, кг	Тяговооруженность	
ОК _А	АМ Ближнее наведение		Дальнее наведение	1570 0,138	1296	0,124	
			1158				
ОК _Б	АМ		Дальнее наведение	1570	1214	0,132	
	АСМ _Б	Пероксид водорода	Ближнее наведение	735	367	0,204	
		Гидразин			357	0,21	
		Газ гелий			ВТ-6	594	0,126
					ПКМ	378	0,198

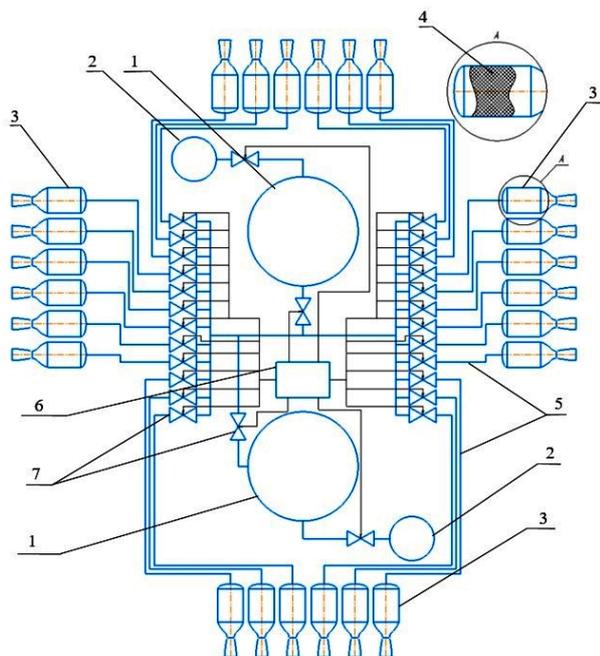


Рис. 3. Предварительная схема ДДУ АСМ:
 1 — выжимные топливные баки; 2 — баллоны наддува с газом гелий; 3 — жидкостные однокомпонентные двигатели; 4 — катализатор; 5 — трубопроводы подачи топлива; 6 — блок управления; 7 — управляющие клапаны

Fig. 3. Preliminary scheme of the ADM CPS:
 1 — squeeze propellant tanks; 2 — helium balloons for tank pressurization; 3 — monopropellant thrusters; 4 — catalyst; 5 — propellant supply pipelines; 6 — control unit; 7 — control valve

лей, управляющих клапанов и баков с топливом для 24 ЖРДМТ (рис. 3).

Еще одним преимуществом ДДУ на монотопливе над двухкомпонентным топливом является работа в импульсном режиме. Способность работы как в импульсном режиме, так и постоянно можно применить при компенсации возмущений, используя камеры ДДУ. Это позволяет упростить конструкцию ДДУ, а также выдвинуть требования к камерам и катализаторам [15].

На рис. 4 представлена 3D-модель ДДУ с предварительным расположением камер ДДУ, топливными баками, баллонами наддува и магистралями.

Выводы

На основании проведённых исследований получены следующие основные результаты:

1. Сформулированы основные положения концепции создания орбитального комплекса для проведения демонстрационного спуска мишени с орбиты, в том числе для выбора проектно-конструкторского облика ДДУ, являющейся основной частью АСМ.

2. При анализе методов построения баллистической схемы перехвата мишени рассматривались альтернативные варианты орбитального комплекса на примере схемы перехвата, реализуемой транспортным грузовым кораблём типа «Прогресс» (метод А), и предлагаемый метод на основе ВТКС (метод Б), начиная с опорной орбиты.

3. Для проектно-конструкторской реализации метода А в качестве аналога единой двигательной установки взята ДУ агрегатного модуля РН «Ангара-1.2». В варианте Б, состоящем из двух составных частей — агрегатного модуля и автономного сты-

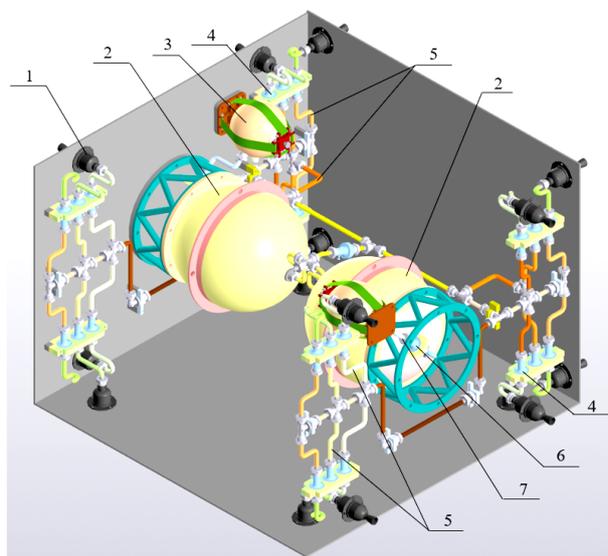


Рис. 4. Предварительная 3D-модель ДДУ (разрез):
 1 — ЖРДМТ; 2 — выжимной топливный бак; 3 — баллон наддува; 4 — клапан подачи топлива; 5 — трубопровод подачи топлива; 6 — клапан подачи газа наддува; 7 — трубопровод подачи газа наддува

Fig. 4. Preliminary 3D model of the CPS (section):
 1 — monopropellant thrusters; 2 — squeeze propellant tank; 3 — helium balloons for tank pressurization; 4 — propellant supply valve; 5 — propellant supply pipeline; 6 — pressurant gas supply valve; 7 — pressurant gas supply pipeline

ковочного модуля, имеющих в своём составе свои ДДУ. Для этапа ближнего наведения используется декартовая двигательная установка, а остальные этапы перехвата реализуются с использованием ДДУ агрегатного модуля.

4. Проведённые оценки энергетических, временных и массовых затрат на проведение перехвата мишени, начиная с опорной орбиты до перехода на орбиту утилизации, предусматривающей вход в атмосферу и последующее сгорание в плотных слоях атмосферы, для методов А и Б показали следующие результаты:

- по энергетическим затратам оба варианта близки к друг другу, разница составляет порядка 10 %;
- затраты времени на перехват существенно ниже для метода Б.

Благодарности

Работа выполнена при поддержке гранта Мин обрнауки РФ «Приоритет-2030» в рамках НИР № 23101В.

Примечания

¹ Высота перигея орбиты перехвата варианта Б в дальнейшем будет уточняться, т.к. от её величины зависит скорость относительного движения мишени и АМ $\Delta V_{\text{отн}}$ в данном случае она составляет 198 м/с, которая должна погаситься на этапе ближнего наведения $\Delta V_{\text{блн}}$. С другой стороны, для формирования орбиты утилизации необходимо опускать величину перигея до высоты входа в атмосферу, например, до 100 км, что требует дополнительных затрат энергии, для рассматриваемого случая это 125,7 м/с.

² Импульс дальнего наведения для варианта Б отработывается двигательной установкой АМ.

³ Импульс ближнего наведения отработывается ДДУ АСМ, являющейся частью ОКБ, в отличие от варианта А, где

все энергетические затраты отрабатываются ОКА с общей массой. Это приводит к существенной разнице масс топлива на отработку одной и той же величины ΔV .

⁴ Масса магистралей, камер ДДУ, управляющих клапанов принята $\approx 15\%$ от массы топлива (газа).

Список источников

1. Kessler D. J., Cour-Palais B. G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt // *Journal of Geophysical Research: Space Physics*. 1978. Vol. 83, no. A6. P. 2637–2646. DOI: 10.1029/JA083iA06p02637.
2. Schaub H., Jasper L. E. Z., Anderson P. V. [et al.]. Cost and risk assessment for spacecraft operation decisions caused by the space debris environment // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 113. P. 66–79. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.03.028.
3. Трушляков В. И., Юдинцев В. В., Урбанский В. А. Онищук С. Ю. Анализ состояния разработок средств очистки орбит в околоземном космическом пространстве от объектов крупногабаритного космического мусора // *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*. 2022. Т. 6, № 4. С. 42–52. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-4-42-52. EDN: EETJHM.
4. Технические характеристики транспортного грузового корабля «Прогресс МС». РКК «Энергия» им. С. П. Королева. URL: <https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/progress-ms/specifications.html> (дата обращения: 07.08.2023).
5. Trushlyakov V. I., Yudinsev V. V. Rotary Space Tether System for Active Debris Removal // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2020. Vol. 43, no. 2. P. 354–364. DOI: 10.2514/1.G004615.
6. Trushlyakov V. I., Yudinsev V. V. Dynamics of rotating tethered system for active debris removal // *Acta Astronautica*. 2022. Vol. 195. P. 405–415. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.03.023.
7. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal // *Acta Astronaut*. 2016. Vol. 122. P. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.01.019.
8. Центр Хруничева и НИЦ РКП. Успешные огневые стендовые испытания агрегатного модуля ракеты-носителя «Ангара». URL: <https://www.roscosmos.ru/24356/> (дата обращения: 19.08.2023).
9. «Орёл» — новый КК России. URL: <https://habr.com/ru/companies/first/articles/684124/> (дата обращения: 19.08.2023).
10. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. Москва: БИНОМ, 2014. 407 с. ISBN 978-5-9963-0531-5.
11. Trushlyakov V. I., Yudinsev V. V. Method of Active Debris Removal Using Rotating Space Tether System // *First Int'l. Orbital Debris Conf.*, December 2019. URL: <https://www.hou.usra.edu/meetings/orbitaldebris2019/orbital2019paper/pdf/6167.pdf> (дата обращения: 19.08.2023).
12. Бурдаев М. Н. О поиске новых методов и форм решения уравнения Ламберта–Эйлера // *Программные системы: теория и приложения*. 2018. Т. 9, № 4 (39). С. 293–305. DOI: 10.25209/2079-3316-2018-9-4-293-305.
13. Nossair A. E. S., Cervone A., Pasini A. Review of State-of-the-Art Green Monopropellants: For Propulsion Systems Analysts and Designers // *Aerospace*. 2021. Vol. 8, no. 1. 20 p. DOI: 10.3390/aerospace8010020.
14. Cassese S., Gallo G., Mungiguerra S. [et al.]. Preliminary Design And Study of 5N HTP Monopropellant Thruster for Small Satellites // *Acta Astronautica*. 2022. Vol. 202. P. 94–103. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.006.

15. Гусейнов Ш. Л., Федоров С. Г., Косых В. А. [и др.]. Катализаторы разложения пероксида водорода, используемые в ракетных двигателях // *Журнал прикладной химии*. 2020. Т. 93, № 4, С. 459–482. DOI: 10.31857/S0044461820040015. EDN: AAFAOK.

ТРУШЛЯКОВ Валерий Иванович, доктор технических наук, профессор (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение» Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск.
SPIN-код: 2910-2159
AuthorID (РИНЦ): 9914
ORCID: 0000-0002-8444-6880
AuthorID (SCOPUS): 35792803600
ResearcherID: D-7270-2015

Адрес для переписки: vatrushlyakov@yandex.ru

ЮДИНЦЕВ Вадим Вячеславович, кандидат технических наук, доцент (Россия), старший научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории «Парогазовые смеси в конструкциях ракет-носителей» ОмГТУ, г. Омск.
ORCID: 0000-0002-3244-017X
AuthorID (SCOPUS): 36676070000
ResearcherID: N-1367-2014

Адрес для переписки: yudinsev@gmail.com

УРБАНСКИЙ Владислав Александрович, аспирант

кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.
SPIN-код: 2487-9142

ORCID: 0000-0002-8837-7050
AuthorID (РИНЦ): 978934

ResearcherID: AAX-1703-2021

Адрес для переписки: vladurba95@gmail.com

ОНИЩУК Сергей Юрьевич, аспирант кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.
SPIN-код: 6122-7947
AuthorID (РИНЦ): 979474
ORCID: 0000-0002-9641-5459
AuthorID (SCOPUS): 57211128570
ResearcherID: D-9183-2019

Адрес для переписки: onishchuksy@gmail.com

КЛЕНИН Данила Андреевич, лаборант научно-исследовательской лаборатории «Парогазовые смеси в конструкциях ракет-носителей» ОмГТУ, г. Омск.
SPIN-код: 7400-8573
AuthorID (РИНЦ): 1210637

ResearcherID: D-9183-2019

Адрес для переписки: klenin.d37@gmail.com

Для цитирования

Трушляков В. И., Юдинцев В. В., Урбанский В. А., Онищук С. Ю., Кленин Д. А. Исследование проектно-конструкторского облика декартовой двигательной установки автономного стыковочного модуля для захвата мишени // *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*. 2023. Т. 7, № 3. С. 70–81. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-3-70-81.

Статья поступила в редакцию 28.08.2023 г.

© В. И. Трушляков, В. В. Юдинцев, В. А. Урбанский, С. Ю. Онищук, Д. А. Кленин

DESIGN AND DEVELOPMENT OF CARTESIAN PROPULSION SYSTEM OF THE AUTONOMOUS DOCKING MODULE FOR TARGET ACQUISITION

V. I. Trushlyakov, V. V. Yudintsev, V. A. Urbansky, S. Yu. Onishchuk, D. A. Klenin

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Prospect Mira, 11, 644050

The concept of building an orbital complex for operational interception of a target is proposed, including in its composition the method of ballistic construction of operational interception, recommendations to the design appearance of the Cartesian propulsion system of the autonomous docking module, functioning at the stage of close-in guidance during tether delivery from the upper stage to the target, at the stage of capture and transfer of the target to the disposal orbit as part of the rotating tether space system. As a criterion for selecting the Cartesian propulsion system design (fuel reserves, thrust of each chamber and their number, minimum change in the coordinates of the autonomous docking module center of mass over the entire interval of Cartesian propulsion system operation), the minimum mass of the autonomous docking module is taken. For comparison, two methods of constructing the ballistic scheme of target intercept are considered: the classical method, with the orbital complex entering the target orbit with zero relative velocities, and the method based on the use of rotating tether space system, with the orbital complex entering the target intercept orbit with velocities at the rendezvous point of up to 200 m/s.

Keywords: Cartesian propulsion system, upper stage, autonomous docking module, rotating tether space system, target, capture, disposal orbit.

Acknowledgments

The work was supported by the grant of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation «Priority-2030» within the framework of NIR № 23101B.

References

1. Kessler D. J., Cour-Palais B. G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt // *Journal of Geophysical Research: Space Physics*. 1978. Vol. 83, no. A6. P. 2637–2646. DOI: 10.1029/JA083iA06p02637. (In Engl.)
2. Schaub H., Jasper L. E. Z., Anderson P. V. [et al.]. Cost and risk assessment for spacecraft operation decisions caused by the space debris environment // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 113. P. 66–79. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.03.028. (In Engl.)
3. Trushlyakov V. I., Yudintsev V. V., Urbansky V. A. [et al.]. Analiz sostoyaniya razrabotok sredstv ochistki orbit v okolozemnom kosmicheskom prostranstve ot ob'yektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora [The analysis of the state of development of devices for cleaning orbits in near-Earth space from large-sized space debris objects] // *Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatcionno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2022. Vol. 6, no. 4. P. 42–52. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-4-42-52. EDN: EETJHM. (In Russ.)
4. Tekhnicheskiye kharakteristiki transportnogo gruzovogo korablya «Progress MS». RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva. [Technical characteristics of the Progress MS transport cargo spacecraft. RSC Energia named after S. P. Korolev]. URL: <https://www.energiya.ru/ru/spaceactivities/progress-ms/specifications.html> (accessed: 07.08.2023). (In Russ.)
5. Trushlyakov V. I., Yudintsev V. V. Rotary Space Tether System for Active Debris Removal // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2020. Vol. 43, no. 2. P. 354–364. DOI: 10.2514/1.G004615. (In Engl.)
6. Trushlyakov V. I., Yudintsev V. V. Dynamics of rotating tethered system for active debris removal // *Acta Astronautica*. 2022. Vol. 195. P. 405–415. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.03.023. (In Engl.)
7. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal // *Acta Astronaut*. 2016. Vol. 122. P. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.01.019. (In Engl.)
8. Tsentr Khrunicheva i NITs RKP. Uspeshnyye ognivyeye stendovyye ispytaniya agregatnogo modulya rakety-nositelya «Angara». [Khrunichev Center and SIC RKP. Successful firing bench tests of the aggregate module of the Angara launch vehicle]. URL: <https://www.roscosmos.ru/24356/> (accessed: 19.08.2023). (In Russ.)
9. «Orël» – novyy KK Rossii. [«Oryol» – Russia's new spacecraft]. URL: <https://habr.com/ru/companies/first/articles/684124/> (accessed: 19.08.2023). (In Russ.)
10. Sikharulidze Yu. G. Ballistika i navedeniye letatel'nykh apparatov [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, 2014. 407 p. ISBN 978-5-9963-0531-5. (In Russ.)
11. Trushlyakov V. I., Yudintsev V. V. Method of Active Debris Removal Using Rotating Space Tether System // *First Int'l. Orbital Debris Conf.*, December 2019. URL: <https://www.hou.usra.edu/meetings/orbitaldebris2019/orbital2019paper/pdf/6167.pdf> (accessed: 19.08.2023). (In Engl.)
12. Burdaev M. N. O poiske novykh metodov i form resheniya uravneniya Lambert–Eylera [About finding new methods and forms of solving the Euler-Lambert equation] // *Programmnyye Sistemy: Teoriya i Prilozheniya. Program Systems: Theory and Applications*. Vol. 9, no. 4 (39). P. 293–305. DOI: 10.25209/2079-3316-2018-9-4-293-305. (In Russ.)
13. Nosseir A. E. S., Cervone A., Pasini A. Review of State-of-the-Art Green Monopropellants: For Propulsion Systems Analysts

and Designers // Aerospace. 2021. Vol. 8, no. 1. 20 p. DOI: 10.3390/aerospace8010020. (In Engl.).

14. Cassese S., Gallo G., Mungiguerra S. [et al.]. Preliminary Design And Study of 5N HTP Monopropellant Thruster for Small Satellites // Acta Astronautica. 2022. Vol. 202. P. 94–103. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.006. (In Engl.).

15. Guseinov S. L., Fedorov S. G., Kosykh V. A. [et al.]. Katalizatory razlozheniya peroksida vodoroda, ispol'zuyemyye v raketnykh dvigatelyakh [Hydrogen peroxide decomposition catalysts used in rocket engines] // Zhurnal Prikladnoy Khimii. Russian Journal of Applied Chemistry. 2020. Vol. 93, no. 4. P. 467–487. DOI: 10.31857/S0044461820040015. EDN: AAFAOK. (In Russ.).

TRUSHLYAKOV Valeriy Ivanovich, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft and Rocket Building Department, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.

SPIN-code: 2910-2159

AuthorID (RSCI): 9914

ORCID: 0000-0002-8444-6880

AuthorID (SCOPUS): 35792803600

ResearcherID: D-7270-2015

Correspondence address: vatrushlyakov@yandex.ru

YUDINTSEV Vadim Vyacheslavovich, Candidate of Technical Sciences, Assistant Professor, Senior Researcher at the Research Laboratory «Steam and Gas Mixtures in Launch Vehicle Designs», OmSTU, Omsk.

ORCID: 0000-0002-3244-017X

AuthorID (SCOPUS): 36676070000

ResearcherID: N-1367-2014

Correspondence address: yudintsev@gmail.com

URBANSKY Vladislav Alexandrovich, Graduate Student of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2487-9142

ORCID: 0000-0002-8837-7050

AuthorID (RSCI): 978934

ResearcherID: AAX-1703-2021

Correspondence address: vladurba95@gmail.com

ONISHCHUK Sergei Yurievich, Graduate Student of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 6122-7947

AuthorID (RSCI): 979474

ORCID: 0000-0002-9641-5459

AuthorID (SCOPUS): 57211128570

ResearcherID: D-9183-2019

Correspondence address: onishchuksy@gmail.com

KLENIN Danila Andreyevich, Laboratory Assistant at the Research Laboratory «Steam and Gas Mixtures in Launch Vehicle Designs», OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 7400-8573

AuthorID (RSCI): 1210637

Correspondence address: klenin.d37@gmail.com

For citations

Trushlyakov V. I., Yudintsev V. V., Urbansky V. A., Onishchuk S. Yu., Klenin D. A. Design and development of Cartesian propulsion system of the autonomous docking module for target acquisition // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2023. Vol. 7, no. 3. P. 70–81. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-3-70-81.

Received August 28, 2023.

© V. I. Trushlyakov, V. V. Yudintsev,

V. A. Urbansky, S. Yu. Onishchuk, D. A. Klenin