

УДК 629.765

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246

Для цитирования: Кольга В. В., Рундау Н. С. Исследование параметров движения входа космолана в атмосферу // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 233–246. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246.

For citation: Kolga V. V., Runda N. S. [Research of the motion parameters of the entry of a spaceplane into the atmosphere]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 233–246. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246.

Исследование параметров движения входа космолана в атмосферу

В. В. Кольга*, Н. С. Рундау

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

После прекращения эксплуатации Международной космической станции в 2028 г., Российская Федерация планирует развивать проект национальной орбитальной станции. Российская орбитальная станция будет отличаться от своего предшественника большей практической направленностью. Одной из задач, возлагаемых на станцию, является запуск и управление группировки малых спутников дистанционного зондирования Земли, а также взаимодействие и обслуживание перспективных спутниковых группировок. Так как возможности маневрирования орбитальной станции весьма ограничены, а неисправный аппарат может находиться в значительном удалении от неё, то для повышения транспортно-технических возможностей станции предлагается использовать беспилотный космолан.

В работе представлены два аэродинамических облика космолана, в результате аэродинамического и весового анализов которых был сделан выбор в пользу первого, описаны компоновка аппарата и алгоритмы его работы на орбите и спуске в атмосферу.

Целью исследования является сравнение параметров траектории при спуске аппарата с различных орбит схода. Для этого сформулирована задача по определению зависимости площади коридора входа от начальных параметров. В свою очередь, площадь коридора входа определялась граничными условиями, зависящими от эксплуатационных параметров космолана.

Для определения параметров входа написана расчётная программа, решающая дифференциальные уравнения движения летательного аппарата методом Эйлера в общем случае и методом Рунге – Кутты в расчётном случае.

В качестве результатов исследования представлена зависимость площади коридора входа от высоты орбиты схода, а также графические зависимости основных параметров для расчётного случая.

Ключевые слова: космолан, Российская орбитальная станция, движение в плотных слоях атмосферы, траектория, алгоритм функционирования.

Research of the motion parameters of the entry of a spaceplane into the atmosphere

V. V. Kolga*, N. S. Rundaу

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

After the end of operation of the International Space Station in 2028, the Russian Federation plans to develop a national orbital station project. The Russian Space Station will differ from its predecessor in a greater practical aspect. One of the tasks assigned to the station will be the launch and management of a group of small satellites for remote sensing of the Earth, as well as the interaction and maintenance of prospective satellite groups. Due to the limited maneuverability of the orbital station and the potential for a malfunctioning device to be at a significant distance from it, the use of an autonomous spaceplane is proposed to increase the transportation and technical capabilities of the station.

In the research, two aerodynamic designs of the spaceplane are presented, and one of them is chosen based on the results of the aerodynamic and weight analysis. The spaceplane configuration and algorithms for its operation on the orbit and descent to the atmosphere are also presented. The goal of the research is to compare the trajectory parameters during the descent of the spacecraft from different descent orbits. For this purpose, a task was formulated to determine the dependence of the area of the descent corridor on the initial parameters. The area of the descent corridor is determined by the boundary conditions, which depend on the operational parameters of the spaceplane. A computational program is written to solve differential equations of flight dynamics of a spaceplane by Euler's method in general and by Runge-Kutta method in a computational case. The results of the research are presented as the dependence of the area of the descent corridor on the altitude of descent. Graphical representations of the primary parameters of the spaceplane descent for the computational case are also presented.

Keywords: spaceplane, Russian Orbital Station, movement in dense layers of the atmosphere, trajectory, algorithm of functioning.

Введение

После прекращения эксплуатации Международной космической станции (МКС) в 2028 г., Российская Федерация планирует развивать проект национальной орбитальной станции. Российская орбитальная станция (РОС) будет отличаться от своего предшественника большей практической направленностью. Для этого РОС будет размещаться на орбитах выше 250 км с наклоном 98° , что позволит ей:

- осуществлять контроль над ледовой обстановкой Северного морского пути, Антарктиды и акватории Мирового океана;
- следить за экологической обстановкой территории Российской Федерации;
- проводить мониторинг ионосферы, климатических и микрофизических процессов;
- исследовать магнитное поле Земли;
- своевременно осуществлять регистрацию возмущений атмосферы Земли [1].

Кроме этого, на РОС (рис. 1) возлагаются задачи по запуску и управлению группировки малых спутников дистанционного зондирования Земли, а также взаимодействию и обслуживанию перспективных спутниковых группировок [1].



Рис. 1. Российская орбитальная станция

Fig. 1. The Russian Orbital Station

Так как возможности маневрирования орбитальной станции весьма ограничены, а неисправный аппарат может находиться в значительном удалении от неё, то для повышения транспортно-технических возможностей РОС предлагается использовать беспилотный космоплан. Данный тип аппарата представляет собой планер, имеющий полный набор органов аэродинамического управления в добавление к стандартным газодинамическим и обладающий коэффициентом гиперзвукового аэродинамического качества больше единицы. Космоплан обладает следующим рядом преимуществ:

- данный тип аппарата способен охватывать широкий диапазон орбит за счёт наличия более развитой, по сравнению со спутниками и орбитальной станцией, двигательной установки (ДУ);
- многозадачность космоплана в совокупности с небольшим коэффициентом перегрузки на участке входа в атмосферу позволяет доставлять на Землю для ремонта как отдельные неисправные элементы спутников, так и малогабаритные аппараты целиком;
- значительно экономит финансовые ресурсы, так как позволяет решать задачи меньшим рядом целевых средств;
- за счёт посадки на аэродром «по-самолётному» позволяет сократить финансовые средства на поисково-спасательные работы;
- многозадачность подобных аппаратов позволяет использовать его в качестве платформы для организации научно-исследовательской деятельности и отработки технологий в условиях, приближенных к дальнему космосу [2].

В данном исследовании была поставлена задача по проектированию космоплана для транспортного и технического обеспечения перспективной орбитальной станции. Для достижения поставленной задачи был проведён анализ аэродинамических компоновок подобных аппаратов, выработан алгоритм функционирования аппарата и определены параметры входа в атмосферу с учётом граничных условий.

Аэродинамическая компоновка № 1

Модель была построена методом «по сечению» с набором направляющих пространственных кривых, в качестве исходного материала был взят внешний облик аппарата Х-37В [3].

Получившаяся аэродинамическая компоновка № 1 представлена на рис. 2.

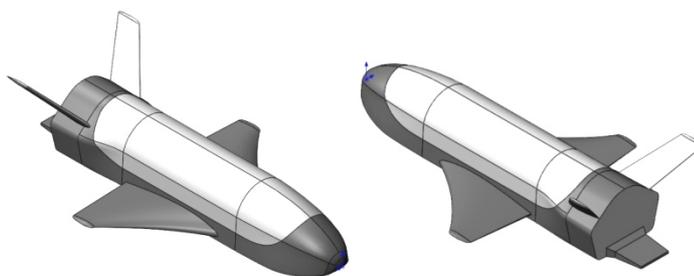


Рис. 2. Аэродинамическая компоновка № 1

Fig. 2. Aerodynamic configuration No. 1

Данный геометрический облик выполнен по «нормальной» балансировочной схеме с низко-расположенным крылом типа «оживальная дельта» и V-образным хвостовым оперением.

Удлиненный фюзеляж обеспечивает высокий показатель аэродинамического качества, обладает массивным носовым затуплением для формирования наиболее сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании, что обеспечивает снижение тепловых нагрузок на поверхность аппарата, выраженное уширение в кормовой части формирует затенённую область для вертикального оперения при входе в атмосферу [4].

Выбранная конфигурация типа «оживальная дельта» обеспечивает повышение подъёмной силы при больших углах атаки, а положительный угол поперечного V обеспечивает повышение

поперечной устойчивости орбитального самолёта. Установка крыла относительно курса осуществляется с нулевым углом атаки [5].

На участках входа в атмосферу выбранная V-образная форма хвостового оперения за счёт возможности осуществления управления сразу по трём каналам обеспечивает повышенные маневренные характеристики, а также формирует удобообтекаемый профиль летательного аппарата на больших углах атаки.

Управление аппаратом при данной балансировочной схеме осуществляется при помощи трёх основных аэродинамических плоскостей: балансировочного щитка, вертикального оперения и элеронов. Балансировка и выставка необходимого угла атаки в плотных слоях атмосферы при гиперзвуковом движении выполняется посредством аэродинамического (балансировочного) щитка. Управление по каналам рыскания и крена осуществляется при помощи совместного отклонения двух килей вертикального оперения; управление по тангажу на поздних этапах атмосферного участка, в свою очередь, реализуется при помощи их дифференциального отклонения; управление по каналам крена – посредством дифференциального отклонения элеронов. Совместное отклонение элеронов позволяет обеспечить необходимую подъёмную силу аппарату в момент посадки [5].

После построения 3D-модели космоплана, было проведено приближённое аэродинамическое исследование в САПР SolidWorks, результатом которого является следующий закон изменения аэродинамического качества от числа Маха:

$$K = 2,0005 \cdot M^{-0,179}. \quad (1)$$

Далее был проведён весовой анализ в первом приближении с использованием относительных масс аналогичных аппаратов, учитывающий форм-фактор аэродинамической компоновки. Результаты весового анализа представлены в табл. 1 [6].

Таблица 1

Результаты весового анализа аэродинамической компоновки № 1

	Сухая масса аппарата	Стартовая масса аппарата	Масса горючего (НДМГ)	Масса окислителя (АТ)
Значение параметра, кг	4450	12400	2115	4335

Аэродинамическая компоновка № 2

Модель была построена методом «по сечению» с набором направляющих пространственных кривых, в качестве исходных данных для построения 3D-модели аппарата был взят вариант HL-20A1 [7].

Получившийся аэродинамический облик ФД-2 представлен на рис. 3.

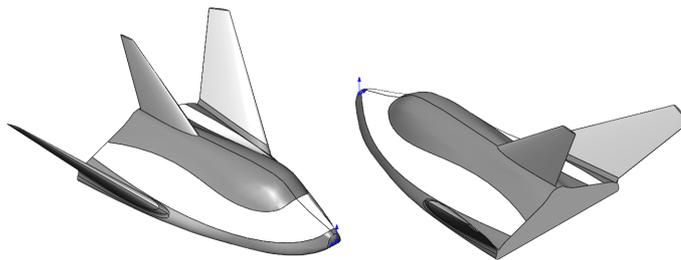


Рис. 3. Аэродинамическая компоновка № 2

Fig. 3. Aerodynamic configuration No. 2

Планер ФД-2 выполнен по аэродинамической схеме «несущий корпус» с дополнительными стреловидными консолями крыла, установленными под углом 44,65°, а также килем, установленным в кормовой части аппарата.

Фюзеляж данной формы обеспечивает высокие лётные характеристики за счёт большой аэродинамической поверхности, а также создаёт массивную теневую область с меньшими тепловыми нагрузками в верхней части аппарата. А общий затупленный профиль формирует наиболее сильные ударные волны при гиперзвуковом обтекании, что обеспечивает снижение тепловых нагрузок на поверхность аппарата в целом [4].

Две дополнительные консоли крыла повышают аэродинамическое качество аппарата, благодаря увеличению аэродинамических поверхностей, а также способствуют его самобалансировке на необходимые углы атаки равные от 30 до 45°, за счёт заранее подобранного угла положительной V установки. Стреловидность дополнительных консолей обеспечивает снижение лобового сопротивления, что так же повышает аэродинамическое качество аппарата. Угол стреловидности по передней кромке равняется 55°. Киль вертикального оперения обеспечивает курсовую устойчивость аппарата на атмосферном участке полёта. Стреловидность киля равняется 52° [8].

Управление аппаратом при данном аэродинамическом облике осуществляется при помощи трёх основных аэродинамических плоскостей: балансировочного щитка, вертикального оперения и элевонов. Балансировка и выставка необходимого угла атаки в «несамобалансировочных» режимах производятся посредством аэродинамического щитка. Управление по каналам тангажа и крена выполняется при помощи совместного отклонения двух элевонов дополнительных консолей крыла; управление по тангажу на поздних этапах атмосферного участка, в свою очередь, осуществляется при помощи их дифференциального отклонения. Для управления по каналу рыскания используется руль направления вертикально направлению.

После построения 3D-модели космоплана, было проведено приближённое аэродинамическое исследование в САПР SolidWorks, результатом которого является следующий закон изменения аэродинамического качества от числа Маха:

$$K = 2,3344 \cdot M^{-0,215}. \quad (2)$$

Далее был проведён весовой анализ в первом приближении с использованием относительных масс аналогичных аппаратов, учитывающий форм-фактор аэродинамической компоновки. Результаты весового анализа представлены в табл. 2 [6].

Таблица 2

Результаты весового анализа аэродинамической компоновки № 2

	Сухая масса аппарата	Стартовая масса аппарата	Масса горючего (НДМГ)	Масса окислителя (АТ)
Значение параметра, кг	4450	8760	1415	2895

Выбор итогового облика будущего космоплана

Выбор облика будущего космоплана определяется по следующим основным параметрам:

- массовым характеристикам;
- энергетическим характеристикам;
- аэродинамическим характеристикам;
- габаритным параметрам;
- сложности изготовления.

По результатам весового анализа аппарат с аэродинамической компоновкой № 2 получился легче на 3640 кг, чем с аэродинамической компоновкой № 1. Это объясняется значительно меньшей вместимостью топливных баков облика № 1, обусловленной более сложной формой фюзеляжа в кормовой и средней части. Внутренняя компоновка двух аэродинамических обликов представлена на рис. 4.

Аппарат с аэродинамическим обликом № 1 обладает более объёмными топливными баками, по сравнению с № 2, что позволяет ему охватывать значительно больший диапазон орбит, существенно повышая тем самым транспортно-технические возможности РОС.

Аэродинамические характеристики облика № 2 по результатам расчёта определения аэродинамического качества получились выше на 5 %, это объясняется большей площадью крыла, а незначительная величина прироста обусловлена меньшим удлинением фюзеляжа.

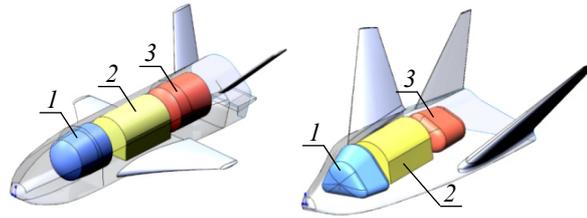


Рис. 4. Компонровка топливных отсеков обоих аэродинамических обликов:
1 – бак горючего; 2 – полезный груз; 3 – бак окислителя

Fig. 4. Layout of the fuel compartments of both aerodynamic designs:
1 – fuel tank; 2 – payload; 3 – oxidizer tank

Аэродинамическая компоновка № 2 обладает большими габаритными размерами по высоте и ширине, уступая облику № 1 только по длине, что делает её более трудноразместимой под створками головного обтекателя ракеты-носителя. Менее устойчивая форма кормовой части препятствует размещению облика № 2 на адаптерах стандартного типа, что вынуждает использовать специализированное ложе-место.

Обе аэродинамические модели обладают сложной в изготовлении конструкцией планера, однако модель № 2, по причине специфичности формы фюзеляжа, оснащена профилированными топливными баками, что значительно усложняет технологию сборки итогового летательного аппарата.

Суммируя всё вышесказанное, был сделан выбор в пользу аэродинамической компоновки № 1, так как данная схема обладает большими энергетическими параметрами в совокупности с хорошими аэродинамическими качествами, приемлемыми габаритными размерами, позволяющими размещать её под головными обтекателями имеющихся ракет, и более простыми в изготовлении топливными баками.

Алгоритм функционирования космолана на орбите

Рабочий цикл космолана по программе буксирования неисправного спутника состоит из шести основных этапов, представленных на рис. 5.

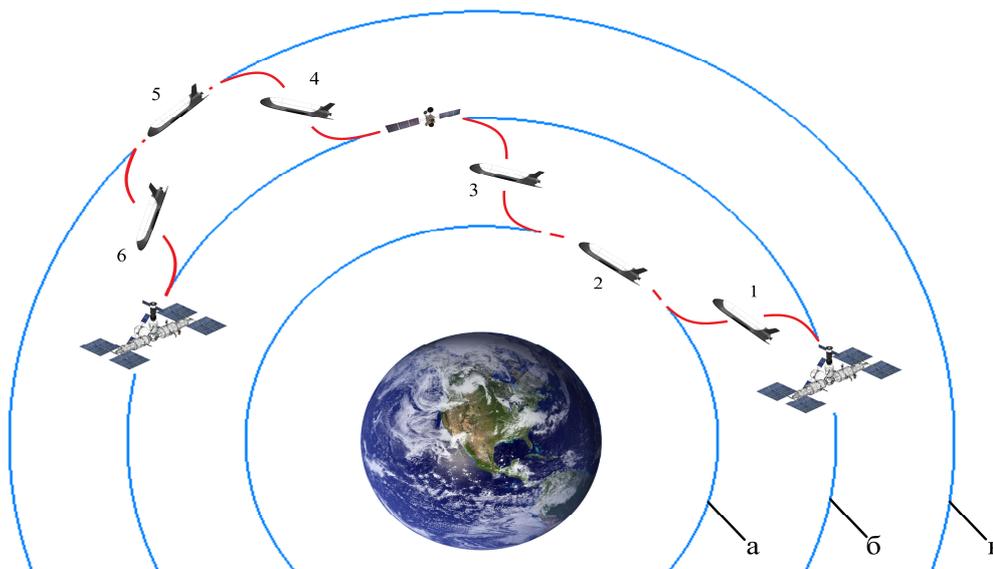


Рис. 5. Рабочий цикл космолана

Fig. 5. Spaceplane duty cycle

1. *Переход на орбиту «а».* Получив полётное задание, космолан отстыковывается от РОС. Бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) определяет параметры переходной эллиптической орбиты и величины двух импульсов. Далее при помощи двигателей коррекции (ДК) осуществляется наведение аппарата, а маршевая ДУ реализует первый импульс в апогее и второй импульс после перенаведения в перигее переходной орбиты.

2. *Фазирование на сближение с неисправным спутником.* После перехода на орбиту «а» БЦВК определяет время фазирования для перехода в область нахождения неисправного спутника. Минимизация времени фазирования достигается большей орбитальной скоростью, так как орбита «а» находится значительно ниже, чем орбита «б».

3. *Переход на орбиту «б» и захват неисправного спутника.* По истечении времени фазирования БЦВК космолана осуществляет переход по эллиптической орбите. ДК разворачивают космолан по курсу движения, а маршевый ДУ реализует первый импульс в перигее переходной орбиты. Далее происходит разворот при помощи ДК и реализуется второй тормозной импульс в апогее эллиптической орбиты. После окончания перехода из грузового отсека выдвигается визирующее устройство для обнаружения аппарата, а также разворачивается рука-манипулятор для захвата повреждённого аппарата.

4. *Переход на орбиту «в».* Осуществив захват спутника и поместив его в грузовой отсек, БЦВК начинает расчет параметров перехода на орбиту «в», после реализуется переход, аналогичный описанному в пункте 3.

5. *Фазирование на сближение с РОС.* После перехода на орбиту «в» БЦВК определяет время фазирования для перехода в область орбиты, где находится РОС. Минимизация времени фазирования достигается меньшей орбитальной скоростью, так как орбита «в» находится значительно выше, чем орбита «б».

6. *Переход на орбиту «б» и стыковка с РОС.* Далее космолан с повреждённым спутником осуществляет переход по алгоритму, аналогичному пункту 1. После окончания перехода, космолан осуществляет манёвр стыковки с орбитальной станцией

Конструкция космолана

На основе аэродинамического облика была спроектирована компоновочная схема космолана, представленная на рис. 6. Основой конструкции космолана является планер. Он образует аэродинамические обводы, воспринимает нагрузки на всех участках полета, служит корпусом корабля и имеет в своем составе системы и элементы, обеспечивающие спуск и посадку. Конструктивно планер можно разделить на несколько основных частей:

- носовую часть фюзеляжа;
- среднюю часть фюзеляжа;
- кормовую часть фюзеляжа;
- две консоли крыла.

Каждый из вышеперечисленных элементов состоит из лонжеронно-шпангоутного набора, подкреплённого обечайкой.

Компоновка космолана включает в себя следующие основные элементы и системы:

- носовой (1) и кормовой (8) блоки ДК;
- БЦВК с аккумуляторной батареей (2);
- визирующее устройство (3);
- рука-манипулятор (4);
- топливная система (5);
- маршевая силовая установка (7);
- электроприводы аэродинамических органов управления (6).

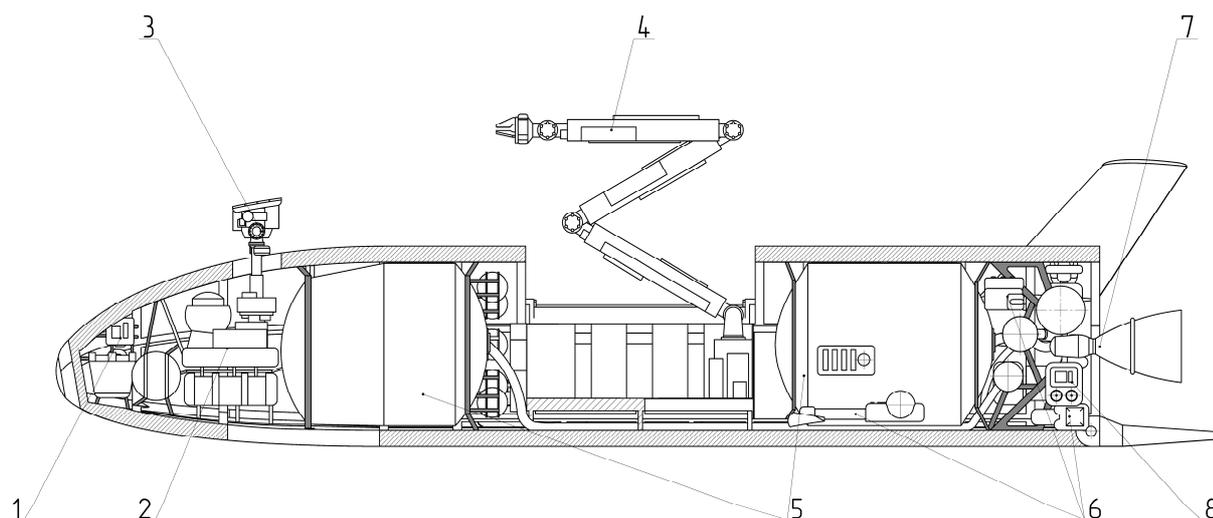


Рис. 6. Компоновочная схема космолана:

- 1 – носовой блок двигателей коррекции; 2 – БЦВК с аккумуляторной батареей;
 3 – визирующее устройство; 4 – рука-манипулятор; 5 – топливная система; 6 – электроприводы
 аэродинамических органов управления; 7 – маршевая силовая установка;
 8 – кормовой блок двигателей коррекции

Fig. 6. Spaceplane layout diagram:

- 1 – bow block of correction engines; 2 – on-board central heating system with battery;
 3 – sighting device; 4 – manipulator arm; 5 – fuel system; 6 – electric drives of aerodynamic
 controls; 7 – sustainer power plant; 8 – aft block of correction engines

Блоки ДК предназначены для управления космоланом вне атмосферных участков. Они представлены носовым и кормовым блоком, комбинации включений которых обеспечивают управление по всем трём каналам: рыскания, тангажа и крена. Питаются блоки ДК от локально расположенных малых топливных баков вытеснительной системы подачи [9].

БЦВК с аккумуляторной батареей располагается в носовой части аппарата. Две аккумуляторные батареи обеспечивают работу бортовой электросети и главного компьютера. Подзарядка батарей осуществляется от орбитальной станции или панелей солнечных батарей, установленных на створках грузового отсека. Сам бортовой компьютер представлен четырьмя основными блоками с равномерным делегированием основных систем космолана и двумя резервными.

Визирующее устройство устанавливается в шарнирном подвесе, что обеспечивает полный обзор в верхней полусфере космолана, на телескопической штанге. Само устройство состоит из двух телескопических камер в световом и тепловом диапазоне и лазерного дальномера. Сверху визирующее устройство защищено керамической панелью, выполняющей роль крышки люка.

Рука-манипулятор состоит из трёх подвижных звеньев, обеспечивающих захват спутника на дистанции до 5 м от космолана, а шарнирные узлы в локтях устройства позволяют осуществлять захват в верхней полусфере аппарата. Основание манипулятора жёстко закреплено в грузовом отсеке орбитального самолёта, там же размещается управляющий компьютер [10].

Топливная система представлена двумя основными баками окислителя и горючего и четырьмя малыми, расположенными в носовой и кормовой частях аппарата. Малые баки питаются от основных электронасосом, образуя тем самым систему питания блоков ДК. При помощи основных магистралей осуществляется подведение топлива к маршевой ДУ. Для реализации забора топлива на всех режимах полёта предусмотрен как «ракетный» (воронкогаситель на днище бака), так и «самолётный» (через систему заборников на обечайке) забор топлива.

Маршевая силовая установка представлена двигателем С5.92, жёстко закрепленным в раме. Питание осуществляется при помощи турбонасосного агрегата, отработанный газ которого выбрасывается за борт космолана [11].

Электроприводы аэродинамических органов управления обеспечивают управление аппаратом на атмосферном участке. Они представлены двумя электроприводами для отклонения элеронов, двумя электроприводами для отклонения рулей направления и одним электроприводом повышенной мощности для отклонения балансировочного щитка.

Порядок входа в атмосферу

После завершения миссий, космолан начинает спуск в атмосферу. Перед началом спуска космолан, находясь на орбите «А» совершает разворот против движения для последующей реализации тормозного импульса. Сам вход в атмосферу состоит из 4 основных этапов, представленных на рис. 7 [12].

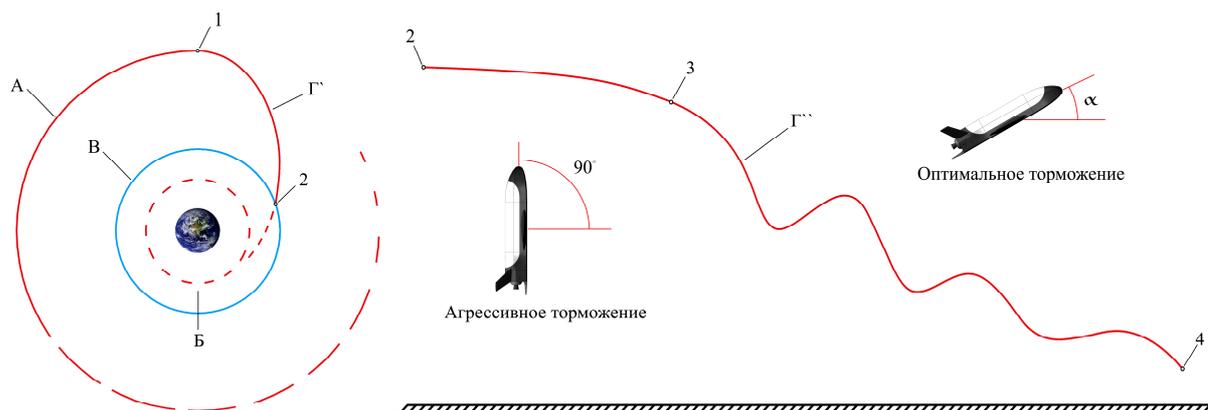


Рис. 7. Траектория входа в атмосферу

Fig. 7. Atmospheric entry trajectory

1. *Переход на траекторию спуска.* В точке 1 орбиты схода «А», предварительно определив область приземления на поверхности Земли, осуществляется тормозной импульс и формируется переходная эллиптическая орбита «Г», являющейся внеатмосферным участком траектории входа. Переход производится на мнимую круговую орбиту «Б», высота которой подобрана таким образом, что гарантирует достаточное время нахождения космолана в атмосфере для обеспечения посадки.

2. *Вход в атмосферу.* В точке 2 осуществляется вход аппарата в атмосферу планеты (атмосфера показана «В»). Сразу же после входа происходит манёвр «агрессивного» торможения, суть которого состоит в том, что аппарат выставляет угол атаки равный 90° . Выставление угла осуществляется при помощи носового и кормового блоков ДК. В результате данного манёвра эллиптическая траектория «Г» под действием сил лобового сопротивления видоизменяется до нисходящей ветви параболы.

3. *Движение по волнообразной траектории.* В точке 3 завершается манёвр «агрессивного» торможения и происходит выставление угла атаки, обеспечивающее максимальное аэродинамическое качество при соответствующем числе Маха. Само выставление осуществляется при помощи аэродинамических органов управления. В результате совместного действия силы лобового сопротивления и подъёмной силы траектория деформируется до волнообразной убывающей кривой.

4. *Завершение баллистического участка спуска.* На высоте 20 км над поверхностью Земли космолан, импульсно запуская маршевую ДУ, переходит в горизонтальный полёт и, постепенно сбрасывая высоту и оставшуюся скорость, направляется на аэродром посадки.

Постановка задачи анализа

Для проведения расчётов в рамках второго приближения необходимо провести анализ траекторий входа космолана с целью получения параметров температурного потока и значений перегрузок в каждый момент времени, удовлетворяющих эксплуатационным условиям [13].

Траектория спуска для каждой миссии индивидуальна и определяется параметрами (местоположение аэродрома посадки, погодные условия и т. п.), произвести учёт которых не представляется возможным, однако является возможным установить параметры коридора входа. Граничные траектории определяются эксплуатационными и прочностными параметрами космолана, такими как максимальная перегрузка и максимальная тепловая нагрузка [8].

Максимально возможная тепловая нагрузка на обшивку спускаемого аппарата реализуется при рикошетной траектории полёта, когда космолан несколько раз покидает атмосферу планеты и возвращается в неё вновь. При таком полёте, по причине малого рассеивания тепловой энергии в космическом пространстве, самолёт длительное время находится в перегретом состоянии. Поэтому в качестве граничных условий по температурной нагрузке примем первую траекторию, при которой аппарат не покидает атмосферу Земли. Иными словами, высота пика первой волны не должна превышать 100 км. Это достигается путём непродолжительного «агрессивного» торможения, время которого будет являться минимальным в рамках данной задачи и вследствие которого при данной траектории будет реализовываться максимальная ортодромная дальность [8].

Значение максимальной перегрузки на участке входа в атмосферу примем равным 1,9. Это объясняется нахождением в грузовом отсеке эвакуируемого спутника, закреплённого не по его эксплуатационной инструкции. Данная перегрузка достигается длительным «агрессивным» торможением, время которого будет являться максимальным в данной задаче. Также ввиду длительности «агрессивного» торможения при данной траектории будет реализована минимальная ортодромная дальность.

Итоговая визуализация траектории входа представлена на рис. 8. Величину данного коридора характеризует площадь $S_{к.вх}$, которая полностью зависит от V_0 и θ_0 в точке входа в атмосферу. Параметры в точке входа, в свою очередь, определяются траекторией внеатмосферного участка Γ , полностью зависящего от величины орбиты схода «А».

Таким образом, суммируя всё вышесказанное, целью данного анализа является определение зависимости площади коридора входа $S_{к.вх}$ от величины орбиты схода «А».

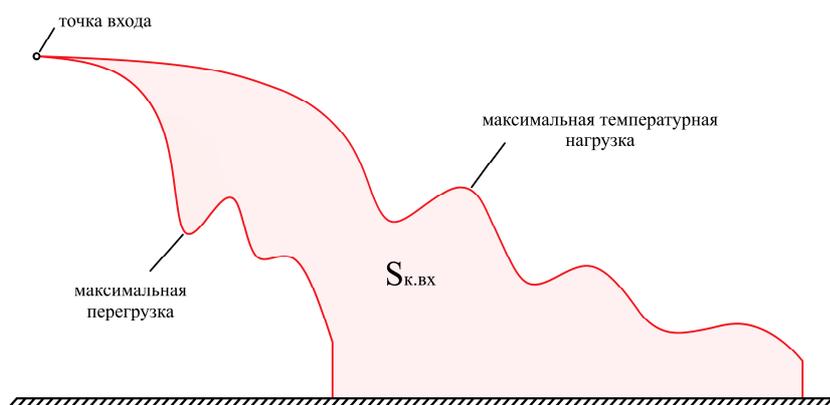


Рис. 8. Схема коридора входа

Fig. 8. Diagram of the entrance corridor

Решение задачи входа в атмосферу

Рассматривался диапазон орбит схода со значениями высоты 150–500 км с шагом в 50 км. Высота входа в атмосферу, как и условная граница самой атмосферы, принята равной 100 км,

а следовательно, и параметры атмосферы брались начиная с этого значения [14]. Дифференциальные уравнения движения для решаемой задачи представлены ниже [15]:

$$m \frac{dv}{dt} = -X_a - G \sin \theta, \quad (3)$$

$$mv \frac{d\theta}{dt} = Y_a - G \cos \theta + \frac{mv^2}{R_3 + H} \cos \theta. \quad (4)$$

Решение данной системы для выбранных орбит проводилось в системе компьютерной математики Maple методом Эйлера, общая реализация метода которого представлена в виде следующего уравнения [15]:

$$y_k = y_{k-1} + h y'_{k-1}, \quad (5)$$

где $y'_{k-1} = f(x_{k-1}, y_{k-1})$.

В качестве расчётного случая были приняты следующие начальные условия: высота орбиты схода $H_{орб} = 300$ км, время «агрессивного» торможения $t = 370$ с. Дифференциальные уравнения представлены в формулах (3) и (4).

Решение для выбранной траектории проводилось в системе компьютерной математики Maple методом Рунге – Кутты, общая реализация метода которого представлена в виде следующего уравнения [15]:

$$\Delta y = \frac{h}{6} (y'_A + 2(y'_B + y'_C) + y'_D), \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned} y'_A &= f(x_A, y_A); \\ y'_B &= f\left(x_A + \frac{h}{2}, y_A + y'_A \frac{h}{2}\right); \\ y'_C &= f\left(x_A + \frac{h}{2}, y_A + y'_B \frac{h}{2}\right); \\ y'_D &= f(x_A + h, y_A + y'_C h). \end{aligned}$$

Температура носового обтекателя определялась решением следующего уравнения относительно $T_{п.р}$ [15]:

$$\varepsilon \sigma T_{п.р}^4 + \alpha T_{п.р} - \alpha T^* = 0, \quad (7)$$

где ε – коэффициент черноты; σ – коэффициент излучения для абсолютного чёрного тела; α – коэффициент теплопередачи; T^* – температура восстановления.

Результаты вычислений

Полученные значения площадей от различных орбит схода сведены в табл. 3, также приведена зависимость площади от орбиты схода в виде графика (рис. 9).

Таблица 3

Результаты вычисления площади коридора от различных орбит схода

$H_{орб}$, км	150	200	250	300	350	400	450	500
$S_{к.вх}$, км ²	192206	184004	168875	169286	155478	157247	154654	147724

Результаты параметров для расчётного случая ($H_{орб} = 300$ км, $t = 370$ с) представлены в виде графических зависимостей (рис. 10).

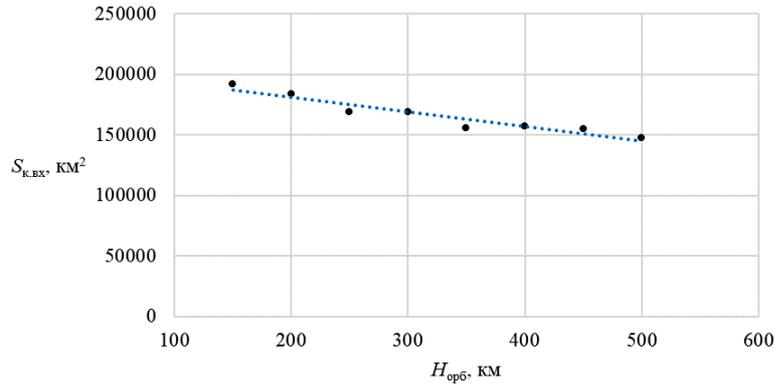


Рис. 9. График зависимости площади коридора от орбиты схода

Fig. 9. Dependency graph of the corridor area on the descent orbit

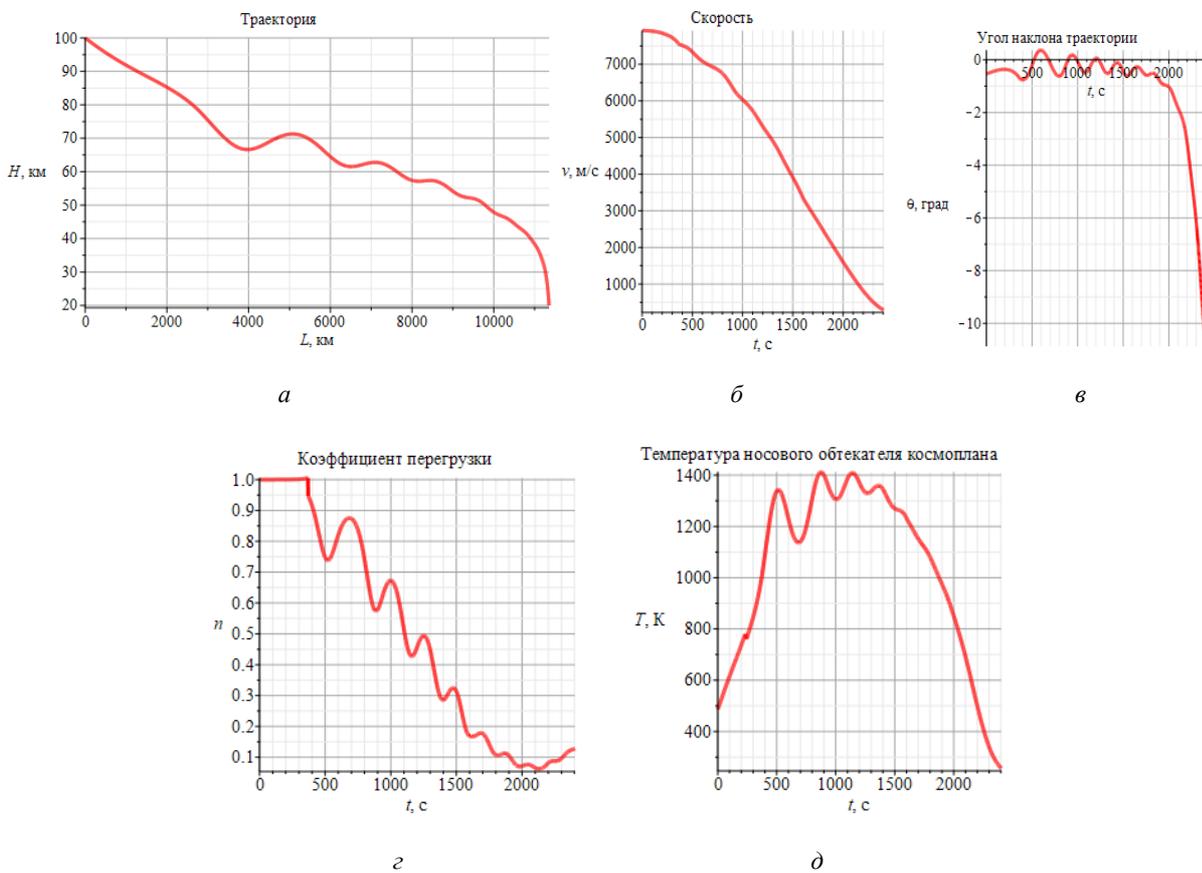


Рис. 10. Графики зависимостей:

a – высоты от ортодромной дальности; b – скорости от времени; c – угла наклона траектории от времени; d – коэффициента перегрузки от времени; e – температуры носового обтекателя от времени

Fig. 10. Dependency graphs:

a – height from the orthodromic range; b – Speed from time; c – The angle of inclination of the trajectory from time; d – the force coefficient from time; e – the temperature of the nose cone from time

Заключение

В работе рассмотрены две аэродинамические компоновки орбитального самолёта, проведён их аэродинамический и весовой анализ, по результатам которого был сделан выбор в пользу первого аэродинамического облика. Спроектирована внутренняя компоновка орбитального самолёта, а также разработан алгоритм функционирования на орбите и в атмосфере.

Реализовано решение дифференциальных уравнений движения в атмосфере в среде компьютерной алгебры Maple методом Эйлера. Результатом этого решения являются площади коридора входа для различных орбит схода, а следовательно, и множество рабочих траекторий спуска космолана.

В качестве расчётного случая была рассмотрена одна из возможных траекторий с орбитой схода 300 км и временем «агрессивного» торможения в 370 с. Решение расчётного случая было реализовано методом Рунге – Кутта. По результатам решения программы были получены графические зависимости кинематических, динамических и температурных параметров орбитального самолёта на атмосферном участке движения.

Библиографические ссылки

1. Соловьёв В. А. Развитие пилотируемой программы космических полётов на Российской Орбитальной Станции // XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (23–26 января). Москва, 2024.
2. Буран РУ [Электронный ресурс]. URL: <http://buran.ru/htm/maxmain.htm> (дата обращения: 13.02.2024).
3. Arthur C. Grantz X-37B Orbital Test Vehicle and Derivatives // AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition. California, 2011. 14 p.
4. Лох У. Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет / пер. с англ. Е. А. Голякова и др. М. : Мир, 1966. 276 с.
5. Lyndon B. J. Space Shuttle Program Payload Bay Payload User's Guide. National Aeronautics and Space Administration, 2000. 255 p.
6. Проектирование самолётов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. М. : Машиностроение, 1983. 616 с.
7. Spencer B. Jr., Fox C. H. Jr., Huffman J. K. A Study to Determine Methods of Improving the Subsonic Performance of A Proposed Personnel Launch System. Virginia : NASA Technical Memorandum, 1995. 82 p.
8. Лукашевич В. П., Афанасьев И. Б. Космические крылья. М. : ЛенТа Странствий, 2009. 496 с.
9. Буран РУ [Электронный ресурс]. URL: <http://buran.ru/htm/spiral.htm> (дата обращения 15.02.2024).
10. Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора / И. Д. Белоновская, В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 94–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
11. Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (дата обращения 16.02.2024).
12. Железнякова А. Л. Компьютерное моделирование спуска орбитальной ступени космической системы Space Shuttle в плотных слоях атмосферы Земли // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т. 18, вып. 2 [Электронный ресурс]. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/716/>.
13. Гриффитс Дж. Научные методы исследования осадочных пород / пер. с англ. Э. А. Еганова, А. В. Ильина и Г. И. Ратниковой. М. : Мир, 1971. 422 с.
14. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М. : Стандартинформ, 2004. 181 с.
15. Острославский И. В., Стражева И. В. Динамика полёта траектории летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1969. 500 с.

References

1. Solovev V. A. [Development of the manned space flight program at the Russian Space Station]. *XLVIII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike posvyashchennye pamyati akademika S. P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh – pionerov osvoeniya kosmicheskogo pro-*

stranstva [XLVIII Academic readings on cosmonautics are dedicated to the memory of Academician S. P. Korolev and other prominent Russian scientists – pioneers of space exploration]. Moscow, 2024 (In Russ.).

2. Buran RU. Available at: <http://buran.ru/htm/maxmain.htm> (accessed 13.02.2024).

3. Arthur C. Grantz. X-37B Orbital Test Vehicle and Derivatives. *AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition*. California, 2011, 14 p.

4. Lox U. *Dinamika i termodinamika spuska v atmosfere planet* [Dynamics and thermodynamics of descent in the atmosphere of planets]. Moscow, Mir Publ., 1966, 276 p.

5. Lyndon B. J. Space Shuttle Program Payload Bay Payload User's Guide. National Aeronautics and Space Administration, 2000. 255 p.

6. Eger S. M., Mishin V. F., Liseyev N. K. and other. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ, 1983, 616 p.

7. Spencer B. Jr., Fox C. H. Jr., Huffman J. K. A Study to Determine Methods of Improving the Subsonic Performance of A Proposed Personnel Launch System B. Virginia: NASA Technical Memorandum, 1995, 82 p.

8. Lukashovich V. P., Afanasev I. B. *Kosmicheskie krylya* [Space Wings]. Moscow, LenTa Stranstviy, 2009, 496 p.

9. Buran RU. Available at: <http://buran.ru/htm/spiral.htm> (accessed 15.02.2024).

10. Belonovskaya I. D., Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of the spacecraft for cleaning the orbit of space debris]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.

11. Khrunichev state research and production space center. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (accessed: 16.02.2024).

12. Zheleznyakova A. L. [Computer simulation of the descent of the orbital stage of the Space Shuttle space system in the dense layers of the Earth's atmosphere]. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike*. 2017, Vol. 18, No. 2. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/716/> (In Russ).

13. Griffiths J. *Nauchnye metody issledovaniya osadochnykh porod* [Scientific Method in Analysis of Sediments]. Moscow, Mir Publ., 1971, 422 p.

14. *GOST 4401–81. Atmosfera standartnaya. Parametry* [Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Standartinform Publ., 2004. 181 c.

15. Ostroslavskiy I. V., Strazheva I. V. *Dinamika poleta traektorii letatel'nykh apparatov* [Flight dynamics of the trajectory of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 500 p., ill.

Кольга В. В., Рундау Н. С., 2024

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, кандидат технических наук, профессор, профессор кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Рундау Никита Сергеевич – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: nik290200@mail.ru.

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., professor, Cand. Sc., Professor of Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Rundau Nikita Sergeevich – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nik290200@mail.ru.
