



УДК/UDC 629.783
DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-4-88-99
EDN: GVMTAR
Научная статья/Original article

ОСОБЕННОСТИ ТЕРМОСФЕРЫ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА СВЕРХНИЗКООРБИТАЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. В. Федягин, В. В. Шалай

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

В статье рассматриваются физические условия термосферы в области сверхнизких орбит, анализируются особенности свободномолекулярного обтекания космических аппаратов. Особое внимание уделяется моделям взаимодействия молекулярного потока с поверхностью космического аппарата, включая вопросы аккомодации энергии и импульса. Представлен анализ физических параметров термосферы на сверхнизких орбитах, включая распределение плотности, температуры и химического состава, а также их зависимость от солнечной и геомагнитной активности. Проанализированы теоретические основы свободномолекулярного режима обтекания, где рассматриваются уравнения движения частиц, условия отражения от поверхности. Представлены методы экспериментального и расчётного определения коэффициентов аккомодации энергии. Анализируется влияние параметров атмосферы и характеристик поверхности на аэродинамику сверхнизкоорбитальных аппаратов.

Ключевые слова: низкая околоземная орбита, двигательная установка, сверхнизкоорбитальный космический аппарат, свободный молекулярный поток, аккомодации энергии частиц газа на поверхности, аэrodинамика, модели атмосферы.

Для цитирования: Федягин В. В., Шалай В. В. Особенности термосферы для аэродинамического анализа сверхнизкоорбитальных аппаратов // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 9, № 4. С. 88–99. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-4-88-99. EDN: GVMTAR.



© Федягин В. В., Шалай В. В., 2025.
Контент доступен под лицензией Creative Commons Attribution 4.0 License.

FEATURES OF THE THERMOSPHERE FOR THE AERODYNAMIC ANALYSIS OF ULTRALOW ORBITS

V. V. Fedyanin, V. V. Shalay

Omsk State Technical University, Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The article examines the physical conditions of the thermosphere in the field of very low orbits, analyzes the features of free molecular flow around spacecraft. Special attention is paid to models of the interaction of a molecular stream with the surface of a spacecraft, including issues of energy and momentum accommodation. An analysis of the physical parameters of the thermosphere in very low Earth orbit is presented, including the distribution of density, temperature, and chemical composition, as well as their dependence on solar and geomagnetic activity. The theoretical foundations of the free molecular flow regime are analyzed, where the equations of particle motion and the conditions of reflection from the surface are considered. Methods of experimental and computational determination of energy accommodation coefficients are considered. The influence of atmospheric parameters and surface characteristics on the aerodynamics of ultralow orbiters is analyzed.

Keywords: low Earth orbit, propulsion system, low orbit spacecraft, free molecular flow, energy accommodation of gas particles on the surface, aerodynamics, atmospheric models.



Введение

В настоящее время наблюдается интерес к использованию сверхнизких орбит (СНО) в диапазоне высот 150–300 км. Однако эксплуатация космических аппаратов в столь низких слоях атмосферы сопряжена с техническими трудностями, главным из которых является аэродинамическое влияние разреженной термосферы. В данной работе рассматриваются особенности аэродинамики сверхнизкоорбитальных аппаратов (СНА) в условиях термосферы. Движение СНА на таких орbitах затруднительно из-за низкой плотности атмосферы. В указанном режиме длина свободного пробега молекул газа превышает характерный размер аппарата, и взаимодействие с набегающим потоком определяется столкновениями отдельных молекул с поверхностью СНА.

Проектирование сверхнизкоорбитального космического аппарата требует предварительного анализа плотности термосферы на высотах выше 85 км, где наблюдается рост температуры с высотой, обусловленный поглощением солнечного ультрафиолетового излучения. На высотах орбит от 200 до 500 км плотность нейтрального газа создает сопротивление. Величину силы сопротивления можно определить с помощью выражения:

$$F_d = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot C_d \cdot A \cdot S, \quad (1)$$

где ρ — плотность атмосферы, зависящая от солнечной активности, v — скорость спутника, C_d — коэффициент аэродинамического сопротивления, S — площадь поперечного сечения.

Таким образом, чем выше плотность, тем быстрее космический аппарат теряет высоту. В каждый момент времени термосфера испытывает флюктуации, и главным является солнечная активность. Изменение солнечной активности связано с циклом Швабе–Вольфа со средней продолжительностью 11 лет. Соответственно, следует выделить фазы цикла солнечной активности: низкую, среднюю и высокую.

Учет активности Солнца можно произвести с помощью математических и эмпирических моделей, например, NRLMSISE-00, DTM2020, Jacchia 71 и JB2008 [1–3]. Модель NRLMSISE-00 описывает верхние слои атмосферы Земли, такие как тропосфера и экзосфера. Учен вклад аномального кислорода $O+$ и атомарного кислорода O на высотах выше 500 км. В работе будут рассматриваться современные и актуальные модели описания термосферы.

Параметры термосферы в области сверхнизких орбит

Проведем анализ параметров атмосферы сверхнизкоорбитального аппарата для низкого, среднего, высокого и экстремального уровней солнечной активности с использованием модели NRLMSISE-00. Она позволила рассчитать плотность, температуру

и концентрацию частиц в зависимости от высот, широт, долгот и времени. В качестве входных данных использовались дата, время, высота, географические координаты, индексы солнечной активности ($F10.7$, $F10.7a$) и индексы геомагнитной активности Ap [4]. Оценка полной концентрации частиц в атмосфере включает сумму всех частиц термосферы, таких как He , O , N_2 , O_2 , Ar , H , N и атомарный кислород.

$$N_{tot}(i) = \sum_{j=1}^8 n_j(i), \quad (2)$$

где $n_j(i)$ — концентрация j -го компонента атмосферы, $j = \{O, N_2, O_2, He, Ar, H, N, AnomO\}$.

Проведем анализ параметров термосферы при различных уровнях солнечной активности. На рис. 1 представлены зависимости параметров термосферы.

Полученные данные отражают экспоненциальное уменьшение с увеличением высоты. На высоте 100 км концентрация достигает $9,35e+18$ частиц/ m^3 . С подъемом на каждые 10 км наблюдается падение плотности. В связи с этим растет длина свободного пробега частиц. В области от 200 до 500 км преобладают газы, такие как атомарный кислород и гелий. Что касается температуры, то из полученных данных можно выделить несколько характерных зон. Начиная со 100 км температура увеличивается до 630 К. Нагрев в основном обусловлен поглощением ультрафиолетового излучения Солнца. При средней солнечной активности также наблюдается рост температуры. Начиная уже со 110 км температура становится выше по сравнению с низкой солнечной активностью. Она растет с высотой, достигая значения 848 К на высоте 250 км.

Стоит рассмотреть отдельные компоненты, что позволит определить рабочее тело СНО. Из полученных данных в составе атмосферы присутствует молекулярный азот N_2 , атомарный кислород O , молекулярный кислород O_2 , гелий He , водород H , аргон Ar и аномальный кислород $AnomO$, который представляет собой атомарный кислород высокой энергии. Его концентрация очень мала в нижней части термосферы, но растет с высотой.

На высоте 100 км в основном присутствует N_2 , его концентрация составляет $7,11e+18$ частиц/ m^3 и уменьшается с высотой. Молекулярный азот остается до 200 км. Стоит выделить основные компоненты и как их концентрация изменяется с ростом высоты. В нижней термосфере преобладают N_2 , O_2 , на высотах от 200 до 350 км — O и N_2 , а от 350 до 500 км — He и атомарный кислород O .

В рамках исследования были построены двумерные карты распределения концентрации частиц. Полученные карты показывают характерные особенности распределения концентрации на различных уровнях солнечной и геомагнитной активности (рис. 2).

При низкой солнечной активности ($F10.7 = 70$; $Ap = 5$) видно относительно равномерное распре-

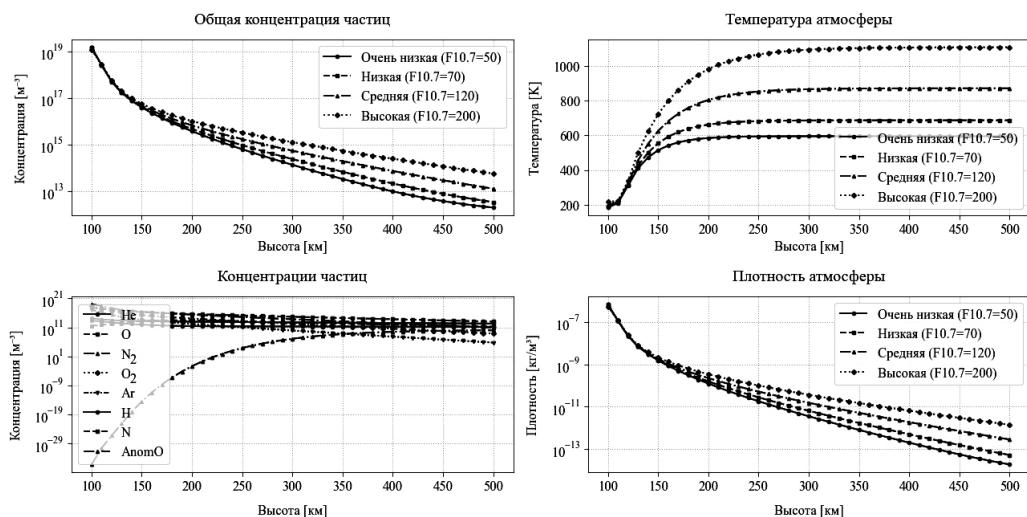


Рис. 1. Параметры термосфера при разных уровнях солнечной активности
Fig. 1. Thermosphere parameters at different levels of solar activity

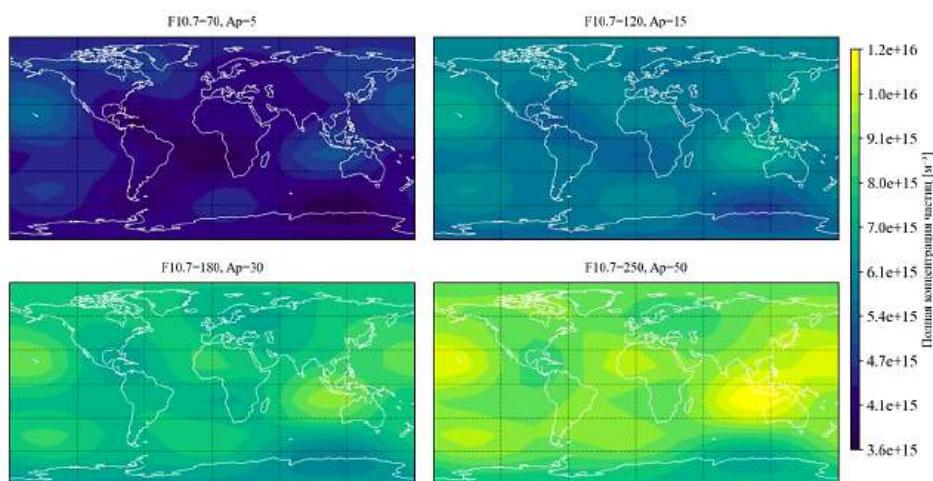


Рис. 2. Концентрация атмосферы при разной солнечной активности для высоты 200 км
Fig. 2. Atmospheric concentration at different solar activity for an altitude of 200 km

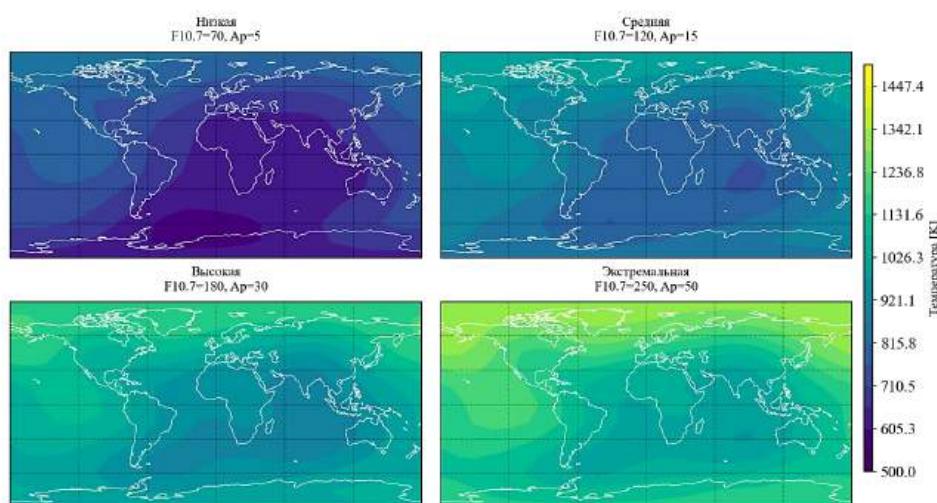


Рис. 3. Карты распределения температур при вариациях солнечной активности
Fig. 3. Temperature distribution maps with variations in solar activity

деление, однако в центральной части концентрация уменьшается.

Карты распределения температуры представлены на рис. 3. Полученные изображения представляют собой температуры в термосфере Земли на высоте 200 км.

При низкой активности Солнца ($F10.7 = 70$; $Ap = 5$) виден градиент температуры от полюсов к экватору. При средней солнечной активности ($F10.7 = 120$; $Ap = 15$) градиент температуры сохраняется, вариации по широте и долготе увеличиваются. Общий уровень температуры выше

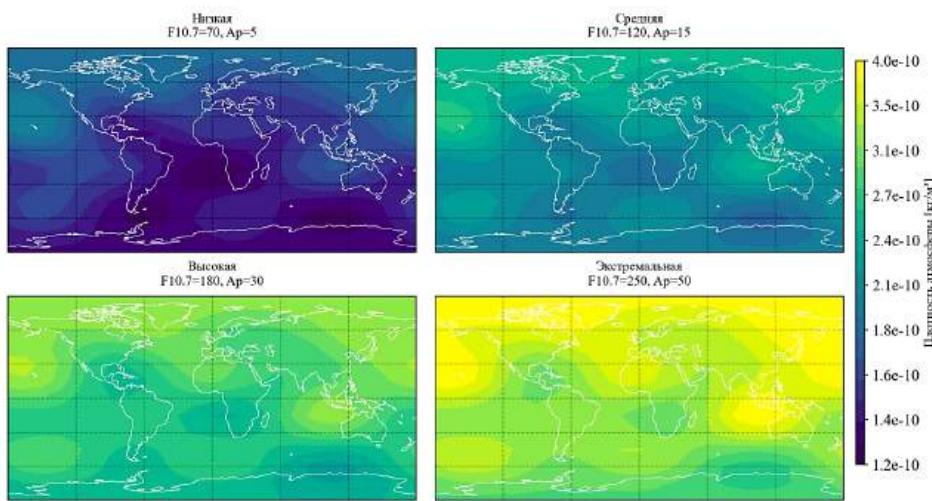


Рис. 4. Распределение плотности частиц на высоте 200 км
 Fig. 4. Particle density distribution at an altitude of 200 km

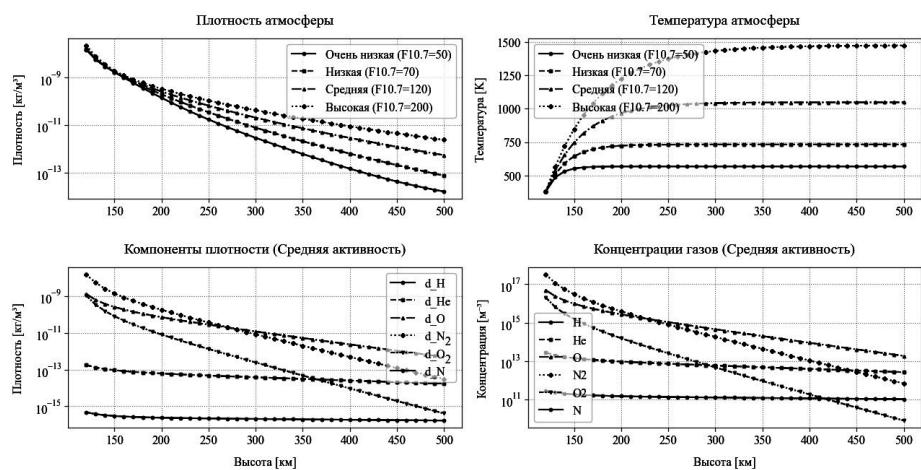


Рис. 5. Полученные результаты модели DTM2020
 Fig. 5. The obtained results of the DTM2020 model

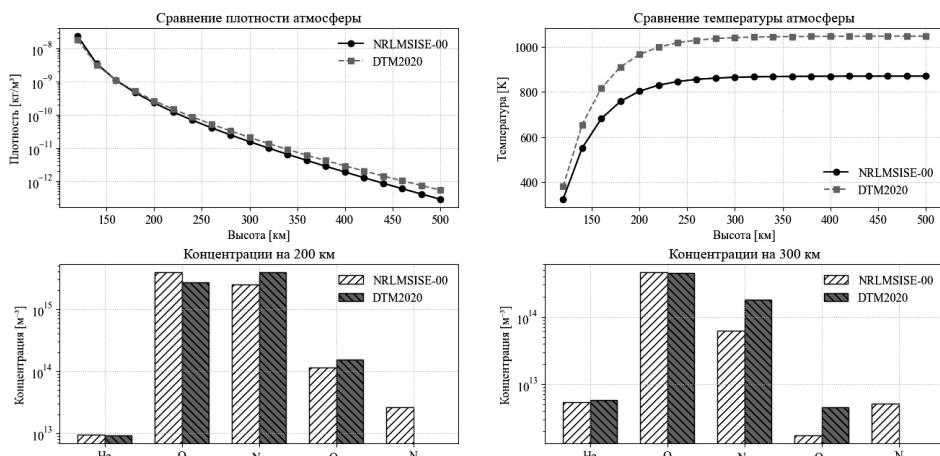


Рис. 6. Сравнение моделей DTM2020 и NRLMSISE-00
 Fig. 6. Comparison of DTM2020 and NRLMSISE-00 models

по сравнению с низкой солнечной активностью. Данные карты позволяют увидеть распределение температуры термосфера в динамике. Карта плотности частиц показана на рис. 4.

Полученные результаты демонстрируют зависимость плотности от солнечной активности. Вариации плотности становятся более выраженным, и распределение происходит локально и равномерно.

Стоит рассмотреть еще одну, более новую, модель атмосферы и провести анализ полученных результатов. Современная полуэмпирическая модель атмосферы — DTM2020. Она основана на большом объеме данных измерений плотности и состава, полученных с различных спутников, таких как CHAMP, GRACE, GOCE [5–7], и наземных измерений. Для расчёта необходимы географические

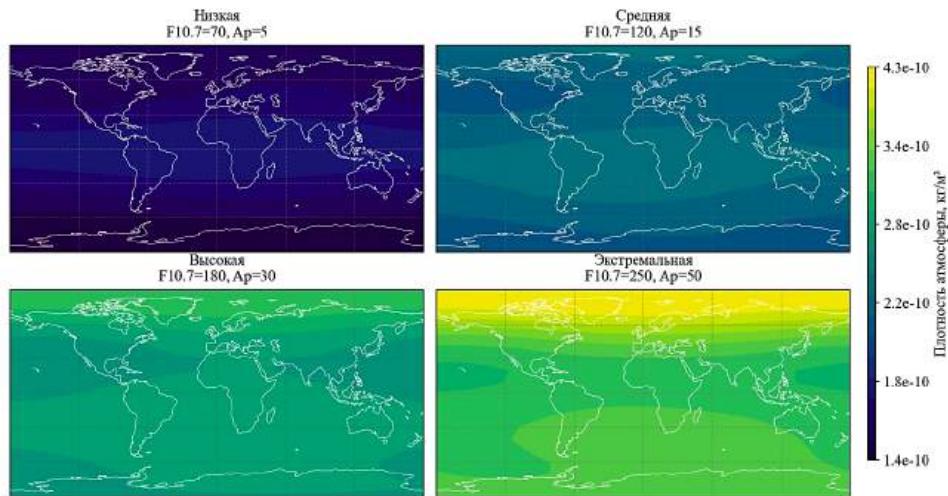


Рис. 7. Распределение плотности атмосферы на высоте 200 км
Fig. 7. Atmospheric density distribution at an altitude of 200 km

координаты, высота над поверхностью Земли, время, индексы солнечной и геомагнитной активности. Указанную модель можно рассматривать как альтернативу модели NRLMSISE благодаря включению данных спутниковых миссий.

Проведем количественную оценку и сопоставление моделей DTM2020 и NRLMSISE-00. Сравнение будем проводить для высот 100–500 км. Установим схожие параметры, которые были в модели NRLMSISE-00. Тогда стоит сфокусироваться на сравнении основных параметров, таких как общая плотность и температура. Диапазон высот охватывает термосферу от 120 до 1500 км. Параметры атмосферы, полученные на DTM2020 при различных уровнях солнечной активности, показаны на рис. 5.

На высоте 200 км плотность снижается более чем на три порядка до значения $1,48 \times 10^{-10}$ кг/м³. На высоте 300 км плотность составляет $3,26 \times 10^{-12}$ кг/м³. На верхней границе исследуемого диапазона 500 км плотность уменьшилась до $1,83 \times 10^{-14}$ кг/м³. Таким образом, плотность термосферы в диапазоне высот 120–500 км уменьшилась более чем на 6 порядков при низкой солнечной активности. На высоте 400 км она превышает значения, полученные при низкой солнечной активности, на полтора порядка.

Сравнение двух моделей при средней активности Солнца приведено на рис. 6. Для модели DTM2020 значение парциальной плотности атомарного азота равно нулю, следовательно, и концентрация также равна нулю.

Модель NRLMSISE-00 дополнительно предоставляет данные по Ar и атомарному азоту N. В модели NRLMSISE-00 переход от преобладания N₂ к атомарному кислороду O происходит на меньшей высоте — приблизительно 180–185 км. В модели DTM2020 этот переход происходит заметно выше — приблизительно 240–250 км. На низких орбитах концентрация N₂ практически одинакова — $3,4 \times 10^{-17}$ м⁻³ и $3,8 \times 10^{-17}$ м⁻³, концентрации гелия также имеют близкие значения. Для атомарного кислорода модель NRLMSISE-00 дает более высокую концентрацию в $9,9 \times 10^{-16}$ м⁻³ против $4,8 \times 10^{-16}$ м⁻³. Значение концентрации молекулярного кислорода, рассчитанного по модели NRLMSISE-00, превосходит практически в два раза модель DTM2020. Концентрации гелия имеют близкие значения в $2,6 \times 10^{-13}$ м⁻³ и $3,2 \times 10^{-13}$ м⁻³. Водород имеет более высокую концентра-

цию в $2,7 \times 10^{-11}$ м⁻³ у DTM2020 против $4,9 \times 10^{-12}$ м⁻³ у NRLMSISE-00.

Проанализировав результаты, полученные для величины плотности, можно сказать, что модель NRLMSISE-00 показывает плотность на 30 % выше, чем по DTM2020 на высоте 120 км. На высотах 150–160 км значения плотности становятся близкими по значениям — около $1,08 \times 10^{-9}$ – $1,08 \times 10^{-9}$ кг/м³. На высотах 160–180 км модель DTM2020 предсказывает более высокую плотность. Разница между моделями увеличивается с ростом высоты после точки пересечения. Наибольшее расхождение возникает на высоте 500 км: DTM2020 дает плотность почти на 90 % выше, чем NRLMSISE-00.

Полученные диаграммы температур показывают различие между моделями на всех рассматриваемых высотах. Модель DTM2020 предсказывает более высокую температуру. На высоте 120 км на DTM2020 получена температура 380 К, что на 57 К выше, чем у DTM2020. Атмосфера, которую описывает модель DTM2020, получается более горячей и расширенной. Карта распределения плотности атмосферы модели DTM2020 приведена на рис. 7.

По сравнению с моделью NRLMSISE-00 распределение плотности более равномерное для всех уровней солнечной активности. При переходе от низкой до экстремальной активности происходит увеличение абсолютных значений плотности по всей области. Рост плотности смещается к северному полюсу при увеличении активности Солнца. Карты распределения температуры приведены на рис. 8.

Сравнение моделей проводилось в период солнечного минимума на экваторе. Семейство моделей, таких как DTM2020, создавалось с акцентом на увеличение точности в период низкой солнечной активности, используя данные спутников. Модель NRLMSISE-00 основана на более старой базе данных, поэтому полученные результаты здесь могут отличаться.

Следовательно, для анализа функционирования сверхнизкоорбитального космического аппарата в условиях свободного молекулярного потока стоит использовать обе модели, что даст наиболее полное представление результатов, полученных в ходе моделирования. Стоит также рассмотреть возможности использования орбит высотой в 100–200 км и остаточной атмосферы в качестве рабочего тела.

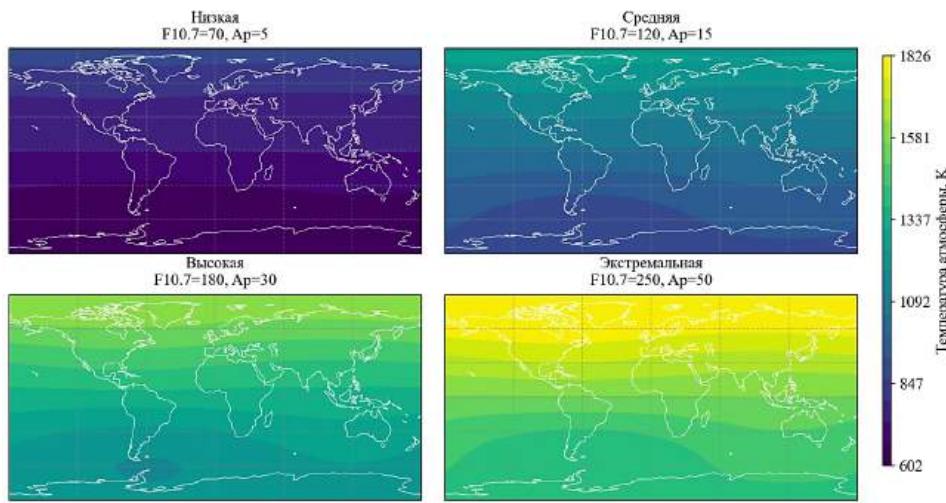


Рис. 8. Карты распределения температуры на высоте 200 км
 Fig. 8. Temperature distribution maps at an altitude of 200 km

Как видно из данных моделей, на малых орбитах атмосфера присутствует постоянно, что позволяет в теории создать двигательную установку, использующую остатки газа в качестве рабочего тела. В таком случае пропадает необходимость носить его на борту аппарата. Такой подход позволит снизить массу аппарата и увеличить срок активного существования.

Взаимодействия аппарата с остаточной атмосферой

Необходимо выделить основные свойства и параметры указанного потока для дальнейшего анализа и моделирования взаимодействия сверхнизкоорбитального аппарата с остаточной атмосферой в условиях свободномолекулярного потока. К ним можно отнести распределение скоростей молекул, число Кнудсена, углы атаки, коэффициенты аккомодации и влияние солнечной активности. Поток скорости молекул газа в свободномолекулярном потоке описывается распределением Максвелла – Больцмана и зависит от температуры и состава атмосферы. Вероятность того, что молекула имеет скорость, находящуюся в интервале $[v, v + dv]$ $f(v)$, равна

$$f(v) = 4\pi v^2 \left(\frac{m}{2\pi k_B T} \right)^{3/2} e^{-\frac{mv^2}{2k_B T}}, \quad (3)$$

где v — скорость молекулы; m — масса молекулы; k_B — постоянная Больцмана; T — абсолютная температура. Экспоненциальный множитель показывает уменьшение вероятности больших скоростей, а предэкспоненциальный множитель обеспечивает нормировку распределения.

Полученные ранее данные о температуре и концентрации газа атмосферы послужат исходной информацией для определения этого распределения. Одним из основных показателей режима течения газа является величина отношения длины свободного пробега молекулы к ее характерному диаметру.

$$K_n = \frac{\lambda}{L}, \quad (4)$$

где λ — средняя длина свободного пробега молекул газа; L — характерный размер системы. Режимы течения соответствуют величине числа. Если $K_n \ll 1$,

то это сплошная среда, гидродинамический режим течения. Если $K_n \approx 1$, то это переходный режим. При $K_n \gg 1$ молекулы почти не сталкиваются, и возникает свободномолекулярный режим течения.

Длина свободного пробега определяется как

$$\lambda = \frac{k_B T}{\sqrt{2\pi d^2 p}}, \quad (5)$$

где d — эффективный диаметр молекулы; p — давление.

Число Кнудсена K_n характеризует степень разреженности газа. Для сверхнизкоорбитального аппарата $K_n \gg 1$ реализуется свободномолекулярный режим течения, при котором столкновения между молекулами газа возникают значительно реже, чем столкновения с поверхностью аппарата [8].

Степень обмена энергией между молекулами газа и поверхностью характеризует коэффициент аккомодации

$$\sigma = \frac{T_i - T_r}{T_i - T_w}, \quad (6)$$

где T_i — температура падающих молекул; T_r — температура отраженных молекул; T_w — температура стенки. При $\sigma = 0$ происходит упругое отражение и нет обмена энергией, а при $\sigma = 1$ происходит полная аккомодация и молекулы полностью взаимодействуют со стенкой. Значения коэффициентов аккомодации зависят от материала поверхности, температуры, формы и определяются экспериментально.

Проведем анализ числа Кнудсена для применимости модели свободномолекулярного потока на высотах от 100 до 500 км при вариациях уровней солнечной активности (рис. 9). В качестве характерного размера аппарата примем величину $L = 1$ м.

На высоте 100 км $K_n = 0,12$, что говорит о переходном режиме течения. На высоте 110 км K_n возрастает до $K_n = 0,69$; поток приближается к свободномолекулярному режиму. С высоты 120 км режим течения можно считать свободномолекулярным, а $K_n = 3,6$. При дальнейшем увеличении высоты число Кнудсена увеличивается и достигает значений порядка 102 на 200 км, 103 на 300 км и 106 на 500 км. Анализ показывает, что для сверхниз-

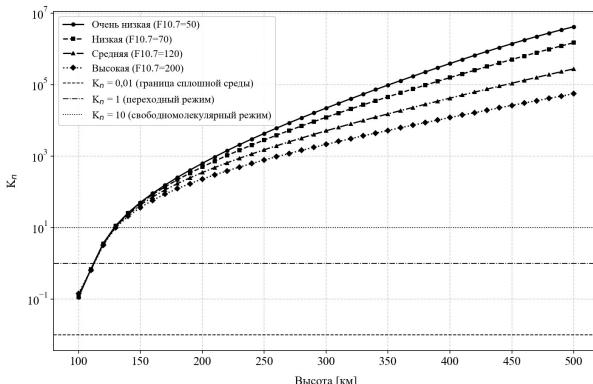


Рис. 9. Зависимость числа Кнудсена от солнечной активности
Fig. 9. Dependence of the Knudsen number on solar activity

коорбитального аппарата, работающего на высотах 120 – 300 км, применимо использование свободно-молекулярного потока. На более низких высотах необходимо учитывать влияние межмолекулярных столкновений.

На всех высотах число Кнудсена при высокой солнечной активности оказывается меньше. Разница числа между низкой и высокой солнечной активностью наиболее заметна в диапазоне высот 150 – 300 км, где она достигает 30 – 40 %.

Помимо уже рассмотренных параметров, также играет роль коэффициент скорости молекул, который характеризует отношение скорости набегающего потока к средней тепловой скорости молекул газа.

$$S = \frac{v_s}{\sqrt{\frac{2k_B T}{m}}}, \quad (7)$$

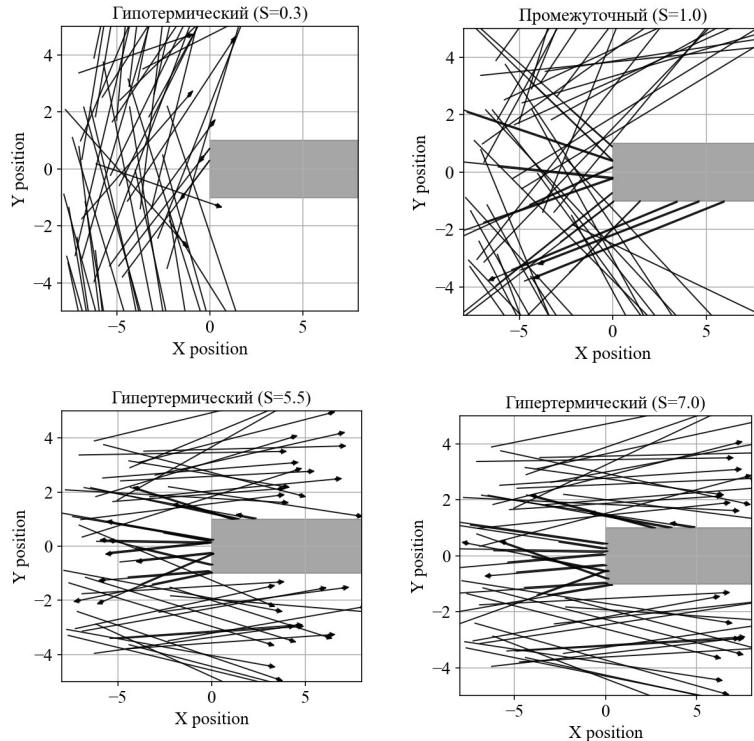


Рис. 10. Результаты прямого моделирования взаимодействия частиц с поверхностью сверхнизкоорбитального аппарата
Fig. 10. Results of direct simulation of particle interaction with the surface of a very low orbiter

где v_s — скорость потока; k_B — постоянная Больцмана; T — температура газа; m — молекулярная масса.

Из выражения (7) можно увидеть, что оно отражает степень преобладания направленного движения потока над хаотическим тепловым движением молекул. При $S \ll 1$ преобладает тепловое движение. Если $S \approx 1$, то сравнимы вклады направленного и теплового движений. При $S \gg 1$ преобладает направленное движение. В процессе обтекания параллельной поверхности, ориентированной вдоль потока $K_n \gg 1$, эффекты взаимодействия определяются углом атаки, коэффициентом аккомодации и коэффициентом скорости. Для сверхнизкоорбитального аппарата при скорости 7800 м/с типовые значения коэффициента составляют $S \approx 7 - 8$. Таким образом, при больших значениях S , например $S > 5$, поток становится гипертермический, а молекулы имеют направление в сторону вектора скорости потока. При малых значениях S , например $S < 1$, поток гипотермический, молекулы газа двигаются в основном хаотически и их тепловая скорость больше скорости потока. В таких случаях для моделирования необходимо использовать интегральные методы моделирования Монте-Карло.

Добавим стохастическое распределение скоростей и комбинированный механизм взаимодействия с поверхностью. Результаты моделирования показаны на рис. 10.

Начальные условия для молекул включают равномерное распределение в области $x \in [-8, -2]$ и $y \in [-4, 4]$. Их скорости в двумерной плоскости соответствуют выражению

$$\begin{cases} v_x = v_s(1 + N(0, 0, 1)) \\ v_y = N(0, v_{the}), \end{cases} \quad (8)$$

где $N(\mu, \sigma)$ — нормальное гауссово распределение с параметрами μ в виде математического ожидания и стандартным отклонением σ ; v_s — скорость потока; v_{the} — тепловая скорость.

Функция плотности вероятности определяется по выражению (9). Вероятность σ вычисляется как диффузная компонента.

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \quad (9)$$

При столкновении с прямоугольным телом реализован смешанный алгоритм отражения, который включает диффузную и зеркальную компоненты.

$$\begin{cases} v'_x = v'_{the} \cos(\theta) \cdot \operatorname{sgn}(v_x) \\ v'_y = v'_{the} \sin(\theta) \end{cases}, \quad (10)$$

где $\theta \sim u(0, \pi)$; v'_{the} — модифицируется в зависимости от S .

Здесь присутствует кусочно-линейная функция, которая определяет знак действительного числа. Формально она задана следующим образом:

$$\operatorname{sgn}(x) = \begin{cases} -1, & \text{если } x < 0, \\ 0, & \text{если } x = 0, \\ 1, & \text{если } x > 0. \end{cases} \quad (11)$$

Функция используется для сохранения направления скорости и гарантирует, что после диффузационного отражения молекула летит в ту же полу平面, откуда она прилетела, однако с новой случайной скоростью.

Зеркальное отражение работает по принципу угол падения равен углу отражения. Вероятность такого события $1 - \sigma$, где σ — это доля молекул, испытывающих диффузное отражение (коэффициент аккомодации). Тогда зеркальная компонента определяется как

$$\begin{cases} v'_x = -v_x \\ v'_y = -v_y \end{cases}. \quad (12)$$

Знак минус означает отражение от поверхности. Для численного интегрирования используется явная схема Эйлера

$$\begin{cases} x_i^{n+1} = x_i^n + v_x^n \Delta t \\ y_i^{n+1} = y_i^n + v_y^n \Delta t \end{cases}, \quad (13)$$

где Δt — величина шага расчета.

За телом в теневой зоне реализован алгоритм, моделирующий эффект разряжения. Траектории отображаются через интегральные кривые и нормализованные векторы скорости

$$\Delta x = \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}} l_a, \quad (14)$$

$$\Delta y = \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}} l_a,$$

где l_a — нормировочная длина стрелки.

Полученная модель рассматривает движение отдельных молекул, что подтверждает физику свободного молекулярного потока. Полученные результаты позволяют оценить зависимость характера об-

текания от параметра S . На рис. 10 прослеживается эволюция структуры потока при увеличении величины коэффициента скорости $S = 0,3 - 0,7$. Далее можно увидеть переход от изотропного хаотического движения к движению с выраженным направлением. В гипотермическом режиме распределение скоростей близко к изотропному. В промежуточном режиме происходит формирование потока и его направление. В гипертермических режимах выражено преимущество направленного движения. Переход от гипотермического к гипертермическому режиму сопровождается постепенным выпрямлением траекторий молекул, усилением анизотропии рассеяния на препятствии.

Помимо диффузионного и зеркального отражений стоит выделить эффект поглощения молекул поверхностью аппарата. На низких орбитах значительную долю составляет атомарный кислород, который является химически активным. Его взаимодействие с поверхностью может приводить к абсорбции. В этом случае молекула может вступить в химическую реакцию. Поглощение молекул газа сопровождается выделением тепла и оказывает влияние на тепловой баланс. При низких плотностях атмосферы эффект может быть незначительным, но его следует учитывать при проектировании системы терморегулирования [9].

В реальных условиях обтекания аппаратов наблюдается комбинация этих механизмов, и их относительный вклад определяется свойствами поверхности аппарата, составом и температурой атмосферы.

Предварительные расчёты показывают, что свободный молекулярный поток способен создавать подъемную силу под определенным углом атаки, потому как каждая молекула газа, ударясь о поверхность аппарата, передает ему часть своего импульса. Аккумулирование молекул газов позволит использовать их в качестве дополнительного рабочего тела [10]. В таком случае выбор адекватной модели взаимодействия важен для точного моделирования аэродинамических характеристик и прогнозирования поведения сверхнизкоорбитального космического аппарата.

В процессе анализа моделей взаимодействия газа с поверхностью тела было отмечено, что адекватность моделей критически зависит от коэффициентов аккомодации. Они характеризуют степень обмена между молекулами и поверхностью в процессе их взаимодействия.

Аккомодация энергии частиц газа на поверхности

Проведем анализ как экспериментальных методов, позволяющих получить данные о взаимодействии газа с поверхностью, так и теоретических и вычислительных подходов, включая разработку эмпирических и полуэмпирических зависимостей [11]. Коэффициент аккомодации энергии α определяется как отношение переданной энергии к максимально возможной энергии, которую молекулы газа могут получить при достижении теплового равновесия с поверхностью:

$$\alpha = \frac{E_{tot,i} - E_{tot,i}}{E_{tot,s} - E_{tot,i}}. \quad (15)$$

где $E_{tot,i}$ $E_{tot,i}$ — среднее значение энергии молекул после и до столкновения с поверхностью; $E_{tot,s}$ —

энергия молекул, находящихся в равновесии с поверхностью.

Существует равновесный и неравновесный типы аккомодации энергии. Равновесный тип зависит только от температуры твердой поверхности T_s , с которой сталкиваются молекулы газа, или от температуры газа T_g в объеме, находящемся в равновесии вдали от поверхности и всегда удовлетворяющему условию $0 < \alpha \leq 1$. Неравновесный тип зависит от T_s : от эффективной температуры T_i падающих на поверхность молекул газа, связанной с их средней энергией; от распределения скоростей молекул. Для него ограничение $0 < \alpha \leq 1$ выполняется только в случае максвелловского потока $T_i = T_g$. Для одноатомных газов полная энергия E_{tot} соответствует только поступательной энергии:

$$E_{tot} = \frac{3}{2} k_B T . \quad (16)$$

Для многоатомных газов учитывается вращательная и колебательная энергия.

В начале космической эры для расчета плотности атмосферы по убыванию орбиты использовался фиксированный коэффициент сопротивления формы $Cd = 2,2$. Этот метод был основан на ограниченных знаниях о взаимодействии газ – поверхность в условиях орбиты. В статье [12] рассматриваются методы определения коэффициентов аккомодации для взаимодействия газ – поверхность в условиях орбиты, которые используются для расчета коэффициентов аэродинамического сопротивления спутников.

В ходе исследования установлено влияние адсорбированного атомарного кислорода на поверхности спутников на высотах 150–300 км на энергетическую аккомодацию и угловое распределение отраженных молекул. Определены коэффициенты аккомодации в орбитальных условиях с использованием данных со спутников, имеющих различные аэродинамические характеристики. Например, для высот около 200 км — $\alpha \approx 1$, что соответствует

полной аккомодации, тогда как на высотах около 300 км — α снижается до 0,86. Для спутников с высокоэллиптическими орбитами показатели оказались ниже 0,65, что связано с меньшим временем пребывания в области максимальной плотности атмосферы. Результаты расчетов продемонстрировали зависимость коэффициента сопротивления формы Cd от высоты, формы спутника и условий окружающей среды (температуры, молекулярной массы атмосферы). Например, для малых спутников Cd варьировался от 2,24 на высоте 160 км до 2,43 на высоте 250 км, что существенно отличается от ранее использовавшегося универсального значения 2,2. Используя формулу Гудмана [13], можно воспроизвести коэффициенты аккомодации материалов, зависящие от угла потока. Формула описывает коэффициент аккомодации α для молекул газа, сталкивающихся с поверхностью твердого тела в условиях свободномолекулярного потока:

$$\alpha = \frac{3,6u \sin \theta}{(1+u)^2} , \quad (17)$$

где $u = \frac{m_i}{m_s}$ — отношение массы падающей молекулы m_i к массе молекулы поверхности m_s ; θ — угол между направлением падения и касательной к поверхности. Числовой коэффициент 3,6 является эмпирической константой, подобранный для согласования теории с экспериментальными данными. Полученные результаты расчётов коэффициентов аккомодации для различных материалов показаны на рис. 11.

На представленных графиках изображена зависимость коэффициента α от угла падения θ . Для всех материалов α возрастает от 0: в случае скользящего падения — до максимальных значений; при $\theta = 90^\circ$ — для нормального падения. При нормальном падении молекула передаёт поверхности максимальную энергию, тогда как при малых углах взаимодействие становится кратковременным, и энергообмен снижается. Если рассматривать

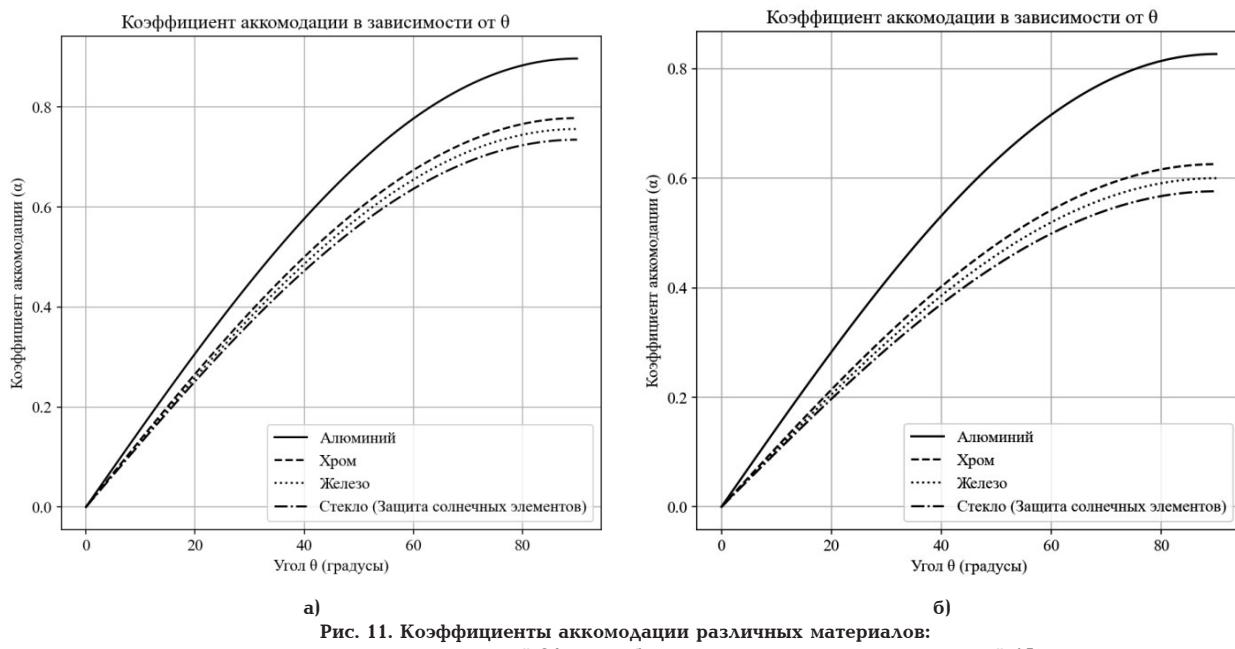


Рис. 11. Коэффициенты аккомодации различных материалов:

а — для падающих молекул с массой 24 а.е.м.; б — для падающих молекул с массой 15 а.е.м.

Fig. 11. Coefficients of accommodation of various materials:

a — for falling molecules with a mass of 24 a.u.m.; b — for falling molecules with a mass of 15 a.u.m.

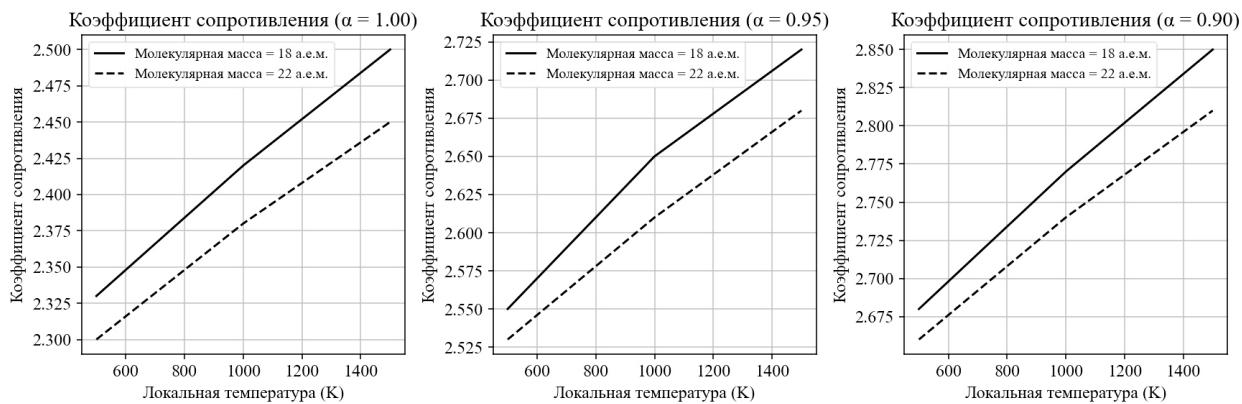


Рис. 12. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления
Fig. 12. Dependence of the aerodynamic drag coefficient

с точки зрения массы материала поверхности, то алюминий показывает наибольшее значение α . Материалы, такие как краска, имеют меньший α из-за малого соотношения масс α . Несмотря на разный состав, стекло и краска показывают близкие значения α из-за схожей массы в 60–75 а.е.м. Исходя из полученных данных можно сделать вывод, что для спутников на низких орбитах, где преобладает атомарный кислород, выбор лёгких материалов увеличивает сопротивление. Полученные кривые подтверждают, что коэффициент аккомодации зависит от угла падения, отношения масс частиц газа и материала поверхности.

Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления Cd от локальной температуры для двух значений молекулярной массы атмосферного газа показаны на рис. 12.

Результаты получены для короткого цилиндра с плоской фронтальной поверхностью ($L/D = 1$) в условиях свободномолекулярного потока. Повышение температуры увеличивает тепловую скорость молекул газа, что усиливает передачу импульса поверхности и увеличивает Cd . Более легкий газ $m = 18$ а.е.м. даёт более высокие значения Cd по сравнению с тяжёлым при одинаковой температуре. Легкие молекулы, такие как атомарный кислород O , при столкновении с поверхностью теряют меньшую долю импульса, чем тяжёлые, например, молекулярный азот N_2 . Разница достигает 3–5 %. Снижение α от 1 до 0,9 приводит к увеличению Cd для всех комбинаций температуры и молекулярной массы.

Зависимости подтверждают, что коэффициент сопротивления является функцией трёх параметров: температуры, молекулярной массы газа, степени энергетической аккомодации.

Результаты комплексного исследования коэффициентов аэродинамического сопротивления, основанные на сочетании орбитальных измерений и теоретических моделей газо-поверхностных взаимодействий, представлены в работе [14]. Установлено, что коэффициент сопротивления зависит от уровней солнечной активности. Указано, что для высот 150–300 км α снижается с 1,00 до 0,89–0,94 при низкой солнечной активности. Коэффициенты аккомодации α в зависимости от высоты и солнечной активности показаны на рис. 13.

На основе модели Сентмана [15] были рассчитаны коэффициенты сопротивления. На высотах ниже 300 км преобладает диффузное переизлучение, доля квазизеркального отражения $\leq 2\%$.

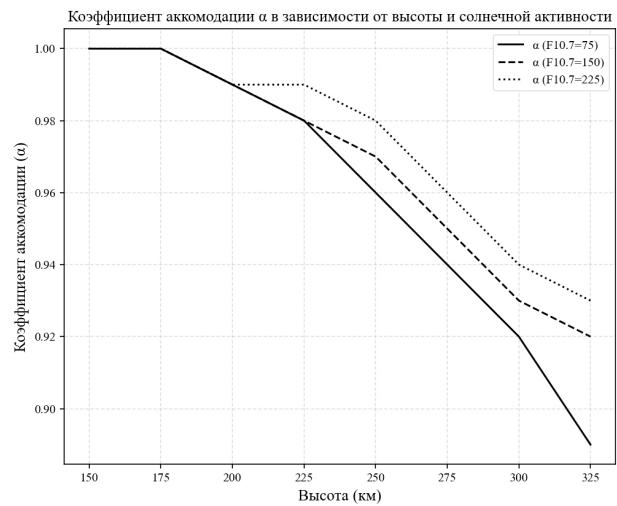


Рис. 13. Коэффициенты аккомодации α в зависимости от высоты при различных уровнях солнечной активности
Fig. 13. Coefficients of accommodation from altitude at different levels of solar activity

На высотах 150–200 км наблюдается практически полная аккомодация $\alpha \approx 1$ независимо от уровня солнечной активности. Это показывает, что преобладает диффузное рассеяние молекул на поверхностях с высокой степенью адсорбции атомарного кислорода. При высокой солнечной активности ($F10.7 = 225$) значения α на всех высотах выше, чем при низкой активности. На высоте 325 км коэффициент аккомодации достигает минимальных значений. Таким образом, для высот ниже 200 км можно использовать $\alpha \approx 1$, что будет соответствовать полной аккомодации и диффузному рассеянию. На высотах 200–300 км необходимо учитывать снижение α по данным, приведенным в исследовании. Для высот выше 300 км требуются дополнительные исследования для учета квазизеркальной компоненты рассеяния. Анализ современных методов моделирования коэффициента аэродинамического сопротивления и коэффициента аккомодации представлен в работе [16]. Полуэмпирические модели SESAM [17] и Walker [18] учитывают зависимость коэффициента аккомодации α от высоты и солнечной активности.

Выводы

С помощью характеристик атмосферы Земли в диапазоне высот сверхнизкоорбитального кос-

мического аппарата был проведен анализ числа Кнудсена, который показал, что на сверхнизких орбитах реализуется свободномолекулярный режим обтекания, где длины свободного пробега молекул значительно превышают характерные размеры аппарата. Проведено исследование атмосферы при различных уровнях солнечной активности. Показано, что солнечная активность влияет на параметры атмосферы, такие как плотность, температура и состав. Высокая солнечная активность приводит к увеличению температуры и плотности атмосферы. Это необходимо учитывать при проектировании аппарата и способов маневрирования. Высокая орбитальная скорость приводит к большим значениям коэффициента скорости $S \gg 1$. Данное наблюдение позволяет упростить моделирование, пренебрегая тепловым движением молекул по сравнению с направленным движением потока. Однако влияние теплового движения может быть учтено при расчете тепловых потоков к поверхности аппарата. Диффузное и зеркальное отражение являются основными механизмами взаимодействия молекул газа с поверхностью аппарата. Хотя поглощение также присутствует, его вклад незначителен. Адекватный выбор модели взаимодействия газ – поверхность критически важен для моделирования аэродинамических характеристик аппарата. В контексте перспектив маневрирования можно сказать, что, несмотря на низкую плотность атмосферы, она может быть использована для управления движением аппарата или для поддержания с целью экономии рабочего тела. Следовательно, разработка эффективных аэродинамических форм и систем управления позволит компенсировать торможение и осуществлять маневрирование.

Обобщая результаты, можно сделать вывод, что традиционные методы, основанные на гипотезе сплошной среды, неприменимы в условиях свободного молекулярного потока. Для адекватного моделирования необходимо учитывать дискретную природу газа и столкновения молекул со стенками аппарата. Среди методов, применимых в условиях сверхнизких орбит, выделяются прямое моделирование Монте-Карло (DSMC) и метод Монте-Карло с тестовыми частицами (TPMC). Первый метод обеспечивает высокую точность моделирования, учитывая столкновения как между молекулами газа, так и со стенками аппарата. Выбор оптимальной модели взаимодействия газа с поверхностью должен учитывать корректное описание аэродинамики. Необходимо учитывать режим течения, точность предсказания, вычислительную эффективность и учет поверхностных эффектов.

Проведенный анализ исследований в области газо-поверхностных взаимодействий и коэффициентов аэродинамического сопротивления позволяет сформулировать ключевые выводы и рекомендации для сверхнизкоорбитального космического аппарата, работающего на высотах 150–300 км. При высотах менее 250 км покрытие поверхности адсорбированным кислородом близко к насыщению, что приводит практически к полной аккомодации $\alpha \approx 1$ и диффузному рассеянию молекул, доля квазизеркального отражения составляет менее 3 %. На высотах 250–300 км уменьшение плотности атомарного кислорода снижает α до 0,85–0,95. Это требует учета комбинированного рассеяния. Таким образом, для высот 150–250 км предлагается использовать модель диффузного рассеяния с полной аккомодацией $\alpha = 1$, что согласуется с данными миссии

GOCE (260 км). Для высот 250–300 км применять модели, учитывающие зависимость α от температуры поверхности и атмосферы, материала поверхности.

Проведенные исследования позволяют сформировать комплексное представление о физических процессах, сопровождающих полёт космических аппаратов на сверхнизких орбитах, и предложить методические основы для проектирования аппаратов, устойчивых к воздействию термосферы, разработке систем активного управления орбитой, теплозащиты и долговременного прогнозирования баллистического существования СНО-спутников.

Список источников / References

- Picone J. M., Hedin A. E., Drob D. P. [et al.]. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*. 2002. Vol. 107 (A12). P. 15–16. DOI: 10.1029/2002JA009430.
- Bowman B., Marcos F. A., Huang C. [et al.]. A new empirical thermospheric density model JB2008 using new solar and geomagnetic indices. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. 2008. DOI: 10.2514/6.2008-6438.
- Hanslmeier A. The NOAA space weather scales. *The Sun and Space Weather*. Springer, Dordrecht, 2004. P. 193–200. DOI: 10.1007/0-306-48211-8_10.
- Bruinsma S., Boniface C. The operational and research DTM-2020 thermosphere models. *Journal of Space Weather and Space Climate*. 2021. Vol. 11. P. 47. DOI: 10.1051/swsc/2021.
- Schmitt C., Bauer H. CHAMP attitude and orbit control system. *Acta Astronautica*. 2000. Vol. 46, no. 2. P. 327–333. DOI: 10.1016/S0094-5765(99)00227-1.
- Flury J., Bettadpur S., Tapley B. D. Precise accelerometry on board the GRACE gravity field satellite mission. *Advances in Space Research*. 2008. Vol. 42, no. 8. P. 1414–1423. DOI: 10.1016/j.asr.2008.05.004.
- Drinkwater M. R., Muzi D., Popescu A. [et al.]. The GOCE gravity mission: ESA's first core Earth explorer. *Proceedings of the 3rd International GOCE User Workshop*, 6–8 November. Frascati, Italy, ESA SP-627. 2006. P. 6–8. ISBN 92-9092-938-3.
- Bird G. A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. Clarendon Press, Oxford University Press, 1994. 458 p.
- Doornbos E. Thermospheric density and wind determination from satellite dynamics. Springer Berlin, Heidelberg, 2012. 184 p. DOI: 10.1007/978-3-642-25129-0.
- Федянин В. В., Шалай В. В. Первичная оценка создания двигательной установки с возможностью использования остаточной атмосферы в качестве топлива // XLIX Академические чтения по космонавтике. 2025. Т. 1. С. 128–130.
- Fedyanin V. V., Shalay V. V. Pervichnaya otsenka sozdaniya dvigatel'noy ustanovki s vozmozhnost'yu ispol'zovaniya ostatochnoy atmosfery v kachestve topliva [Initial assessment of the creation of a propulsion system with the possibility of using the residual atmosphere as fuel]. XLIX Akademicheskiye chteniya po kosmonavtike. XLIX Academic Readings on Cosmonautics. 2025. Vol. 1. P. 128–130. (In Russ).
- Goodman F. O. Dynamics of gas-surface scattering. Elsevier, 2012. ISBN 9780323154611.
- Moe K., Moe M. M. Gas–surface interactions and satellite drag coefficients. *Planetary and Space Science*. 2005. Vol. 53, no. 8. P. 793–801. DOI: 10.1016/j.pss.2005.03.005.
- Goodman F. O. Preliminary results of a three-dimensional hard-spheres theory of scattering of gas atoms from a solid surface. *Proceedings of the Fifth International Symposium on Rarefied Gas Dynamics. Advances in Applied Mechanics*. Academic, New York, 1967. P. 35–48.
- Moe M. M., Wallace S. D., Moe K. Recommended drag coefficients for aeronomic satellites. *The Upper Mesosphere and*

Lower Thermosphere: A Review of Experiment and Theory. 1995. Vol. 87. P. 349–356. DOI: 10.1029/GM087.

15. Sentman L. H. Free molecule flow theory and its application to the determination of aerodynamic forces. Lockheed Aircraft Corporation. Lockheed Missiles and Space Company. Technical report. 1961.

16. Mehta P. M., Paul S. N., Crisp N. H. [et al.]. Satellite drag coefficient modeling for thermosphere science and mission operations. *Advances in Space Research.* 2023. Vol. 72, no. 12. P. 5443–5459. DOI: 10.1016/j.asr.2022.05.064.

17. Pilinski M. D., Argrow B. M., Palo S. E. [et al.]. Semi-empirical satellite accommodation model for spherical and randomly tumbling objects. *Journal of Spacecraft and Rockets.* 2013. Vol. 50, no. 3. P. 556–571. DOI: 10.2514/1.A32348.

18. Walker A., Mehta P., Koller J. Drag coefficient model using the Cercignani–Lampis–Lord gas–surface interaction model. *Journal of Spacecraft and Rockets.* 2014. Vol. 51, no. 5. P. 1544–1563. DOI: 10.2514/1.A32677.

ФЕДЯНИН Виктор Викторович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Электрическая техника» Омского государственного технического университета (ОМГТУ), г. Омск.

SPIN-код: 1728-1697

ORCID: 0000-0003-3126-9865

AuthorID (SCOPUS): 57194235343

ResearcherID: O-9899-2015

Адрес для переписки: vvfedyanin@omgtu.ru

ШАЛАЙ Виктор Владимирович, доктор технических наук, профессор (Россия), заведующий кафедрой «Нефтегазовое дело, стандартизация и метрология» ОМГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 2322-6820

AuthorID (РИНЦ): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

Прозрачность финансовой деятельности: авторы не имеют финансовой заинтересованности в представленных материалах и методах. Конфликт интересов отсутствует.

Статья поступила в редакцию 13.08.2025; одобрена после рецензирования 21.10.2025; принята к публикации 28.10.2025.

FEDYANIN Viktor Viktorovich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Electrical Equipment Department, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.

SPIN-code: 1728-1697

ORCID: 0000-0003-3126-9865

AuthorID (SCOPUS): 57194235343

ResearcherID: O-9899-2015

Correspondence address: vvfedyanin@omgtu.ru

SHALAY Viktor Vladimirovich, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Oil and Gas Storage, Standardization and Certification Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2322-6820

AuthorID (RSCI): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

Financial transparency: the authors have no financial interest in the presented materials or methods. There is no conflict of interest.

The article was submitted 13.08.2025; approved after reviewing 21.10.2025; accepted for publication 28.10.2025.