

Анализ некоторых баллистических особенностей спуска пилотируемого транспортного корабля с солнечно-синхронной орбиты искусственного спутника Земли

© С.И. Кудрявцев

АО «ЦНИИмаш», г. Королев, Московская обл., 141070, Российская Федерация

Рассмотрены баллистические особенности организации спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля (ПТК) с солнечно-синхронной орбиты создаваемой в настоящее время российской орбитальной станции. Проанализированы условия входа возвращаемого аппарата в плотные слои атмосферы против вращения Земли и дана оценка максимальной равновесной температуры его корпуса. Исследована возможность посадки этого аппарата в одном выбранном районе. Отмечена востребованность определения необходимого количества районов посадки в зависимости от принятой концепции обеспечения безопасности полетов. Приведены результаты баллистических расчетов по решению задачи безопасного завершения полета двигательного отсека ПТК после его отделения от возвращаемого аппарата. Дана оценка необходимой продолжительности автономного полета двигательного отсека после выполнения доразгона до окончательного схода с орбиты и затопления несгоревших элементов конструкции в отведенном районе океана. Отмечены проблемы организации спуска ПТК с солнечно-синхронной орбиты в случае возникновения нештатных ситуаций.

Ключевые слова: российская орбитальная станция, пилотируемый транспортный корабль, спуск, тепловой режим, возможности посадки, двигательный отсек, безопасность

Введение. Создаваемая в настоящее время российская орбитальная станция (РОС) предназначена для работы на околоземной солнечно-синхронной орбите (ССО), имеющей наклонение $\sim 97^\circ$ и высоту ~ 370 км. Такие параметры орбиты выбраны для того, чтобы обеспечить эффективное решение целевых задач РОС, в частности, наблюдение всей территории Российской Федерации и Северного морского пути [1].

Впервые в отечественной космонавтике планируются работы по транспортному обеспечению орбитальной станции (ОС) на высокоширотной орбите. Оно заключается в доставке на станцию экипажей и необходимых грузов, а также возвращение экипажей и результатов выполненных работ на Землю.

Цель работы — представить проведенные баллистические исследования особенностей организации безопасного спуска пилотируемого транспортного корабля с солнечно-синхронной орбиты, помогающие получить оценки ряда параметров схем спуска, отличающихся от

аналогичных параметров спуска с традиционной орбиты наклонением $51,6^\circ$.

Организация спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля (ПТК) с ССО по сравнению со спуском ОС «Салют» и «Мир», а также Международной космической станции (МКС) с традиционной для российской пилотируемой космонавтики орбиты с наклонением $i = 51,6^\circ$ имеет ряд существенных баллистических особенностей, которые обусловлены двумя причинами:

- условиями входа возвращаемого аппарата (ВА) ПТК в плотные слои атмосферы Земли, отличающимися от условий входа при спуске с орбиты наклонением $i = 51,6^\circ$;
- прохождением трасс витков полета ПТК по ССО, создающим проблемы с выбором посадочных витков и обеспечением спуска.

Задачи исследования влияния входа ВА ПТК в атмосферу Земли и организации спуска ПТК. Прежде всего необходимо отметить конструктивные особенности создаваемого для полетов к РОС ПТК «Орел» [2], в состав которого входят:

- многоразовый ВА скользящего типа, аэродинамическое качество которого, составляющее $\sim 0,3$, аналогично качеству спускаемого аппарата (СА) транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) «Союз МС»;
- двигательный отсек (ДО).

В соответствии с принятой концепцией обеспечения безопасности спуска ПТК предусматриваются высокоточная посадка ВА на территории РФ и затопление несгоревших элементов конструкции (НЭК) ДО в пустынном районе океана. В этом случае схема спуска ПТК (рис. 1) усложняется в связи с необходимостью выполнения маневра доразгона ДО и обеспечения его автономного орбитального полета с последующим окончательным сходом с орбиты, например, рассмотренного в [3].

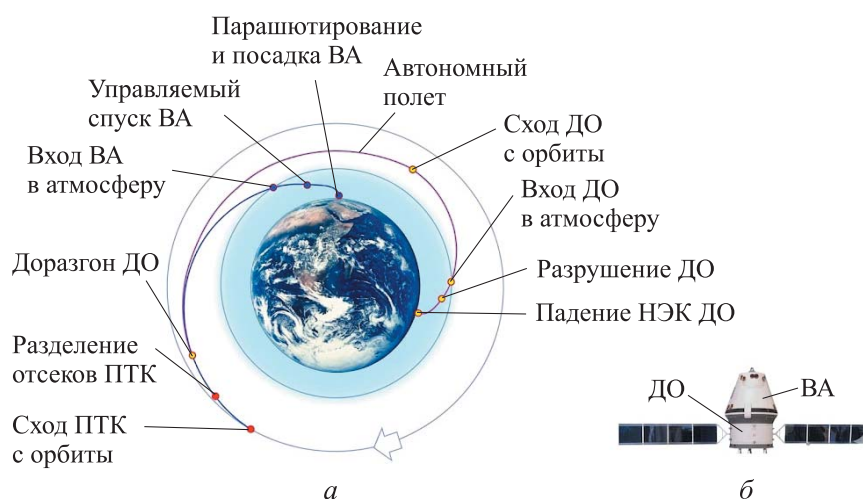


Рис. 1. Схема спуска (а) и компоновка (б) пилотируемого транспортного корабля

Отличие условий входа ВА в плотные слои атмосферы на высоте 100 км над общеземным эллипсоидом при спуске с ССО от условий входа при спуске с традиционной орбиты обусловлено разными направлениями векторов абсолютной скорости ВА $V_{абс}$ относительно векторов линейной скорости атмосферы $V_{атм}$, имеющей место вследствие вращения Земли. Векторы воздушной скорости ВА V_v для обоих случаев схематично показаны на рис. 2. Нетрудно понять, что в случае спуска с ССО (вход в атмосферу «против вращения Земли») величина V_v больше, чем при входе «по вращению Земли».

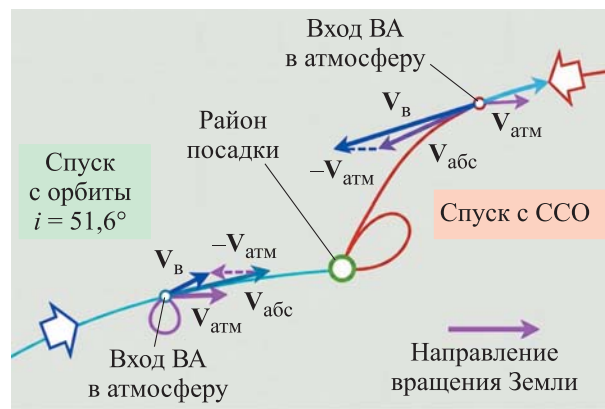


Рис. 2. Воздушная скорость возвращаемого аппарата при входе в плотные слои атмосферы

Воздушная скорость V_v определяет действующую на ВА аэродинамическую силу, которая формирует высотно-скоростной профиль атмосферного участка и, значит, тепловой и перегрузочный режимы спуска. Следовательно, так можно сформулировать одну из задач исследования: получить сравнительную оценку параметров теплового и перегрузочного режимов спуска ВА для двух рассматриваемых типов орбит.

Еще одна из важнейших задач проектирования пилотируемых космических полетов — обеспечение безопасности экипажей. Она является весьма многогранной, например, в случае возникновения нештатной ситуации (НС) может потребоваться досрочное, т. е. до штатного завершения программы полета, возвращение экипажа на Землю. Такая ситуация может возникнуть и в процессе штатного спуска ПТК, в частности, срыв штатной отстыковки ПТК от РОС и перенос расстыковки на резервный виток.

Для спусков ТПК «Союз МС» с орбиты МКС используются районы посадки на территории Республики Казахстан. Их широтное расположение (широта близка к наклонению орбиты) оптимально для

обеспечения максимального количества посадочных витков (гарантированно три витка) в каждые сутки полета. Такая возможность позволяет применять гибкую схему резервирования основных операций штатного спуска ТПК. Кроме того, предусмотрен ряд резервных районов для безопасного возвращения экипажа на Землю на любом витке полета [4].

Для случая спуска с ССО требуется получить оценку возможной частоты посадок для одного района посадки, расположенного на территории РФ, и на ее основании провести анализ проблем обеспечения безопасности полетов.

И, наконец, третья задача исследования связана с обеспечением затопления НЭК ДО в заданном районе океана. Проблема заключается в том, что ДО после выполнения доразгона должен находиться в автономном полете до тех пор, пока трасса полета не станет проходить через район затопления. В данном случае задачей исследования является получение оценки количества витков автономного полета ДО в зависимости от района посадки ВА и оценки параметров маневра доразгона, обеспечивающего соответствующее время орбитального существования ДО [5].

Методы исследования и математическая модель движения ПТК и его отсеков. Для решения поставленных задач был использован метод математического моделирования, основанный на численном интегрировании дифференциальных уравнений движения центров масс (ЦМ) рассматриваемых космических аппаратов (КА). Программно-математическое обеспечение моделирования было разработано на базе программного комплекса, применяемого в Центре управления полетами АО «ЦНИИмаш» для оперативного баллистико-навигационного обеспечения спусков ТПК «Союз МС» и транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс МС» (первая версия комплекса описана в [6]).

Система дифференциальных уравнений движения ЦМ КА в геоцентрической экваториальной вращающейся (гринвичской) системе координат имеет следующий общий вид:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x; \\ \dot{y} = V_y; \\ \dot{z} = V_z; \\ \dot{V}_x = a_{gx} + a_{ax} + a_{дyx} + 2\omega_3 V_y + \omega_3^2 x; \\ \dot{V}_y = a_{gy} + a_{ay} + a_{дyx} - 2\omega_3 V_x + \omega_3^2 y; \\ \dot{V}_z = a_{gz} + a_{az} + a_{дyz}, \end{cases} \quad (1)$$

где x, y, z, V_x, V_y, V_z — компоненты трехмерных векторов положения и скорости ЦМ КА; a_{gx}, a_{gy}, a_{gz} — компоненты вектора гравитационного ускорения; a_{ax}, a_{ay}, a_{az} — компоненты вектора аэродинамического ускорения; $a_{дyx}, a_{дyу}, a_{дyз}$ — компоненты вектора ускорения, вызванного действием силы тяги двигательной установки (ДУ) КА; ω_3 — модуль вектора угловой скорости вращения Земли, $\omega_3 = 7,29211587 \cdot 10^{-5}$ 1/с.

Величины a_{gx}, a_{gy}, a_{gz} рассчитывались с учетом гармоник гравитационного поля Земли до 36-го порядка включительно [7] для орбитального участка полета и с учетом только 2-й зональной гармоники для атмосферного участка спуска.

Аэродинамическое ускорение КА a_a для орбитального участка полета вычислялось с учетом только силы сопротивления:

$$a_a = S_{\text{бал}} \rho V^2,$$

где $S_{\text{бал}}$ — баллистический коэффициент, $S_{\text{бал}} = c_{xa} S / (2m)$ (c_{xa} — аэродинамический коэффициент сопротивления, S, m — характерная площадь и масса КА соответственно); ρ — плотность атмосферы в соответствии с указанным в [8]; V — модуль вектора скорости, $V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$.

Для атмосферного участка спуска ВА ускорения от действия аэродинамической силы лобового сопротивления $\mathbf{a}_{ал}$ и подъемной силы $\mathbf{a}_{ап}$ рассчитывались следующим образом:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{ал} &= -c_{xa} \frac{S}{2m} \rho V_{\text{в}} \cdot \mathbf{V}_{\text{в}}; \\ \mathbf{a}_{ап} &= c_{ya} \frac{S}{2m} \rho V_{\text{в}}^2 (\mathbf{m} \cdot \cos \gamma + \mathbf{l} \cdot \sin \gamma). \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $c_{xa}(M, h), c_{ya}(M, h)$ — аэродинамические коэффициенты сопротивления и подъемной силы (M — число Маха; h — высота); ρ — плотность атмосферы в соответствии с приведенным в работе [9], для расчета возмущенных траекторий учитывались сезонные и случайные вариации плотности в соответствии с моделью ЦНИИмаш, созданной в 1984 г.; $\mathbf{V}_{\text{в}}$ — вектор воздушной скорости ЦМ ВА, $\mathbf{V}_{\text{в}} = \mathbf{V} - \mathbf{W}$; $\mathbf{W}$ — вектор сезонной и случайной скорости ветра в соответствии с моделью ЦНИИмаш; γ — угол скоростного крена ВА;

$\mathbf{l}, \mathbf{m}$ — единичные векторы, определяющие направления вертикальной и боковой составляющих подъемной силы:

$$\mathbf{l} = \frac{\mathbf{V} \times \mathbf{r}}{|\mathbf{V} \times \mathbf{r}|}; \quad \mathbf{m} = \frac{\mathbf{l} \times \mathbf{V}}{V};$$

$\mathbf{r} = [x, y, z]^T$ — вектор положения (радиус-вектор) ЦМ ВА; компоненты вектора полного аэродинамического ускорения $\mathbf{a}_a = [a_{ax}, a_{ay}, a_{az}]^T$ в (1) вычислялись с учетом того, что $\mathbf{a}_a = \mathbf{a}_{ал} + \mathbf{a}_{ап}$.

В процессе моделирования участка работы ДУ или тормозной ДУ (ТДУ) модуль ускорения ЦМ КА $a_{ДУ}$ определялся как

$$a_{ДУ} = \frac{P}{m}.$$

Здесь P — сила тяги ДУ; m — текущее значение массы КА, $m = m_0 + \dot{m}(t - t_{вкл})$ (m_0 — масса КА; $\dot{m}$ — секундный расход топлива, $\dot{m} = P/P_{уд}$ ($P_{уд}$ — удельный импульс тяги ДУ); t — текущее время; $t_{вкл}$ — время включения ДУ).

Интегрирование системы уравнений (1) выполнялось методом Адамса (восьмиточечным — для орбитального участка и четырехточечным — для участка спуска). Для интерполяции векторов состояния ЦМ КА на заданные значения траекторных параметров использовался метод Лагранжа. Решение краевых задач прицеливания для получения заданных терминальных параметров траекторий выполнялось методом последовательных приближений.

В качестве параметра теплового режима атмосферного участка спуска рассматривалась равновесная температура t_p в критической точке корпуса ВА. Для случая конвективного теплообмена она вычислялась по формуле [10]

$$t_p = \sqrt[4]{\frac{q_{конв}}{\varepsilon \sigma}} - 273, \text{ } ^\circ\text{C}.$$

Здесь ε — излучательная способность материала (степень черноты), $\varepsilon = 0,8$; σ — постоянная Стефана — Больцмана, $\sigma = 13,5 \cdot 10^{-12}$ ккал/(м²·с·К⁴); $q_{конв}$ — конвективный тепловой поток,

$$q_{конв} = a \sqrt{\frac{\rho}{r_n}} \left(\frac{V_b}{V_{1к}} \right)^m, \text{ ккал/(м}^2 \cdot \text{с)};$$

где $a = 2,8 \cdot 10^4$ ккал/(м^{3/2}·с); ρ — плотность воздуха, кг/м³; r_n — радиус закругления корпуса ВА в районе критической точки, м; V_b — воздушная скорость ВА; $V_{1к}$ — 1-я космическая скорость на уровне моря, $V_{1к} = 7850$ м/с; показатель степени $m = 3,25$.

Сравнительный анализ параметров теплового и перегрузочного режимов спуска ВА для двух типов исходных орбит. В качестве расчетных вариантов траекторий спуска были выбраны:

- спуск ПТК с орбиты МКС с наклоном $i = 51,6^\circ$ (максимальная высота 438,0 км, минимальная высота 417,7 км — май 2025 г.) с посадкой ВА на штатном полигоне посадки ТПК «Союз МС» в Республике Казахстан;

- спуск ПТК с проектируемой ССО с наклоном $i = 96,9^\circ$ (максимальная высота 386,7 км, минимальная высота 365,1 км) с посадкой ВА в районе космодрома Восточный на восходящей ветви витка;

- спуск ПТК с проектируемой ССО с посадкой ВА в районе космодрома Восточный на нисходящей ветви витка.

Принималось, что номинальной траектории управляемого спуска (УС) соответствует траектория спуска с постоянным значением угла скоростного крена ВА $|\gamma| = 60^\circ$ (аналогично спуску СА ТПК «Союз МС»). Величина бокового маневра близка к нулю, для чего на атмосферном участке спуска после достижения кажущейся скорости (интеграл от полного аэродинамического ускорения), составляющей 2000 м/с, выполняется разворот ВА с целью смены знака угла крена.

Для проведения сравнительного анализа режимов спуска ВА необходимо выбрать варианты траекторий, соответствующие одному и тому же значению некоторого критерия, определяющего условия входа ВА в плотные слои атмосферы. В качестве такого критерия принята величина угла входа $\theta_{вх}^{abc}$, вычисляемая по вектору абсолютной (инерциальной) скорости ВА. Для каждого из перечисленных выше расчетных вариантов траектории была подобрана величина тормозного импульса схода с орбиты, для которой $\theta_{вх}^{abc} = -1,5^\circ$. Следует отметить, что задача обеспечения точного совпадения значений абсолютной скорости входа V_{abc} не ставилась. Полученные для простейшего режима инерциальной стабилизации ПТК во время отработки тормозного импульса схода с орбиты различия величин V_{abc} (табл. 1) можно считать незначительными.

Результаты расчетов траекторий спуска ВА, полученные для невозмущенной стандартной атмосферы, сведены в табл. 1 и представлены на рис. 3 и 4. Прохождение трасс посадочных витков и расположение характерных точек траекторий спуска для случая посадки в районе космодрома Восточный приведены на рис. 5.

Параметры теплового и перегрузочного режимов спуска ВА

Вариант посадки	Скорость входа, м/с		Максимальная температура, °С		Максимальная перегрузка, ед. g_0
	абсолютная	воздушная номинальная	номинальная	возможная	
Орбита с $i = 51,6^\circ$	7920	7630	1672	1763	4,0
ССО, восходящая ветвь	7898	7965	1807	1866	4,0
ССО, нисходящая ветвь	7903	7959	1854	1942	3,9

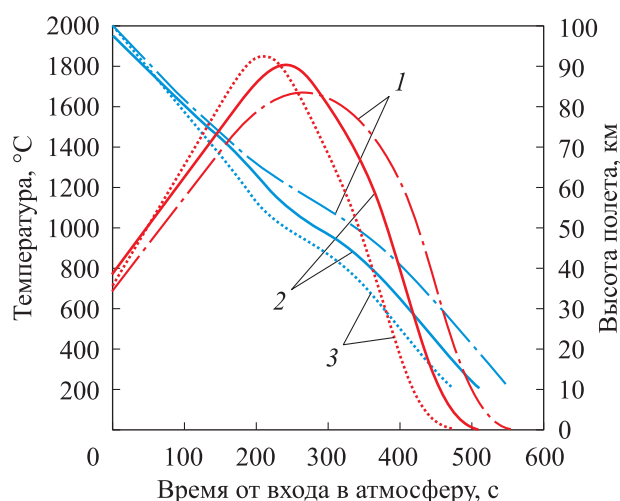


Рис. 3. Зависимости температуры в критической точке корпуса ВА и высоты полета от времени спуска в атмосфере при посадке:

1 — с орбиты $i = 51,6^\circ$; 2 — с ССО на восходящей ветви;
3 — с ССО на нисходящей ветви

Воздушная (относительная) скорость ВА в момент достижения высоты 100 км для вариантов спуска с ССО на 330...335 м/с превышает скорость входа при спуске с традиционной орбиты. Это приводит к увеличению максимальной равновесной температуры $t_{p\max}$ в области критической точки корпуса ВА на 135...182 °С.

Результаты статистических расчетов траекторий спуска ВА в возмущенной атмосфере с учетом среднесезонных и случайных вариаций плотности воздуха и скорости ветра (для января месяца, максимальные вариации в году) показывают, что увеличение $t_{p\max}$ для

случаев спуска с ССО близко к приведенной выше величине для невозмущенной атмосферы. Однако оценка абсолютной величины $t_{p \max}$ достигает 1942 °С, что имеет место в случае посадки на нисходящей ветви ССО (см. табл. 1).

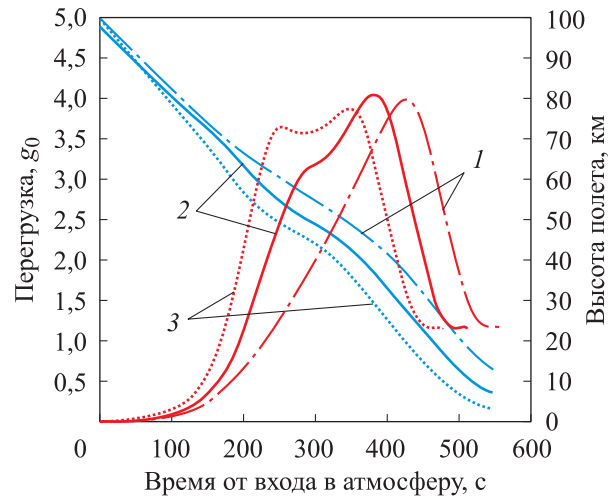


Рис. 4. Зависимости перегрузки и высоты полета от времени спуска ВА в атмосфере при посадке:
1 — с орбиты $i = 51,6^\circ$; 2 — с ССО на восходящей ветви;
3 — с ССО на нисходящей ветви



Рис. 5. Трассы посадочных витков

Анализ проблемы возможностей посадки ВА при спуске с ССО. Выбор районов посадки ВА представляет собой весьма сложную комплексную проблему, при решении которой следует учитывать множество разнообразных факторов. К ним относятся требования к местности в районах посадки, размеры районов (определяются

точностью посадки), расположение районов относительно дорог и аэродромов, проблемы отчуждения территорий и др.

На территории России районы посадки ВА должны быть расположены, по-видимому, в диапазоне широт $50...60^\circ$ с. ш., что объясняется географическими и климатическими условиями. Таким образом, широтное расположение районов посадки для спуска с ССО не является оптимальным, что создает существенные проблемы с обеспечением надежности и безопасности пилотируемых полетов.

Рассмотрим возможности посадки ВА в районе космодрома Восточный (широта $\sim 52^\circ$ с. ш. [11]) в случае спуска ПТК с ССО. Факторами, определяющими возможность посадки в заданном районе, являются:

- параметры прохождения трассы посадочного витка относительно района посадки;
- величина располагаемого бокового маневра ВА на атмосферном участке спуска.

Возвращаемые аппараты скользящего типа (с аэродинамическим качеством $\sim 0,3$) способны выполнять боковой маневр в пределах ± 70 км относительно трассы посадочного витка, что соответствует допустимому отклонению трассы витка относительно района посадки по долготе $\pm 1^\circ$. Это условие и было использовано для определения возможных посадочных витков. Пример возможных дат выполнения посадки ВА (один посадочный виток в сутки) для некоторого интервала времени ($\sim 3,5$ месяца) проиллюстрирован на рис. 6.



Рис. 6. Возможности посадки ВА (•) на широте 52° при спуске с ССО (допуск по долготе 1°)

Нетрудно увидеть, что существует возможность посадки в двое смежных суток (на нисходящей и восходящей ветвях витков поочередно). Однако интервал времени между такими парными сутками, когда возможность посадки полностью отсутствует, может превышать три недели. С интервалом двое-трое суток становится возможной посадка на восходящей или нисходящей ветви витка.

Увеличение аэродинамического качества ВА до 0,4 (боковой маневр порядка ± 140 км, допуск по долготе $\pm 2^\circ$) приводит к некоторому расширению возможностей посадки. Количество парных суток

с возможностью посадки на нисходящей и восходящей ветвях витков увеличивается. Максимальный интервал времени, когда возможности посадки отсутствуют, сокращается до девяти суток (рис. 7).

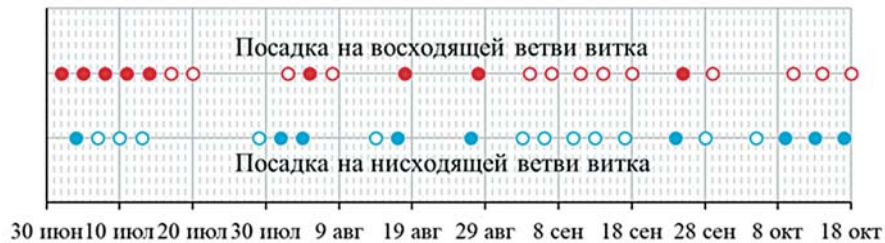


Рис. 7. Возможности посадки ВА на широте 52° при спуске с ССО (допуск по долготе 2°):

●, ○ — дополнительные возможности для аэродинамического качества ВА, равного 0,4

Приведенные результаты показывают, что при наличии одного района посадки возможность спуска ПТК с ССО в любые сутки полета не обеспечивается. В сутки с возможностью спуска имеется только один посадочный виток. Увеличение аэродинамического качества ВА представляет собой отдельную проблему, но к принципиальному улучшению ситуации не приводит.

Для того чтобы расширить возможности посадки ВА, нужно увеличить количество районов посадки. Важно отметить, что для определения потребного количества этих районов требуется наличие концепции обеспечения безопасности полетов ПТК, в соответствии с которой разрабатывается и утверждается перечень предусмотренных нештатных ситуаций и способов выхода из них. Данную проблему должны решить разработчики систем РОС и ПТК, а также специалисты по надежности.

Анализ вопросов обеспечения безопасного завершения полета двигательного отсека ПТК. Вопросы баллистического проектирования схемы завершения полета ДО ПТК применительно к орбите МКС наклонением $51,6^\circ$ рассмотрены в [5]. Были получены оценки величин импульса доразгона и оптимального угла тангажа вектора тяги двигательной установки для эффективного повышения минимальной высоты орбиты до 130 км, что обеспечивает орбитальный полет ДО до его затопления в заданном районе.

Завершение полета ДО в случае спуска ПТК с ССО имеет ряд особенностей. Так, необходимая продолжительность автономного орбитального полета ДО после его доразгона определяется взаимным расположением района посадки ВА и района затопления (см. рис. 5). Например, в случае организации посадки ВА в районе космодрома

Восточный первое прохождение трассы автономного полета ДО через район затопления произойдет примерно через три витка после выполнения доразгона (рис. 8).

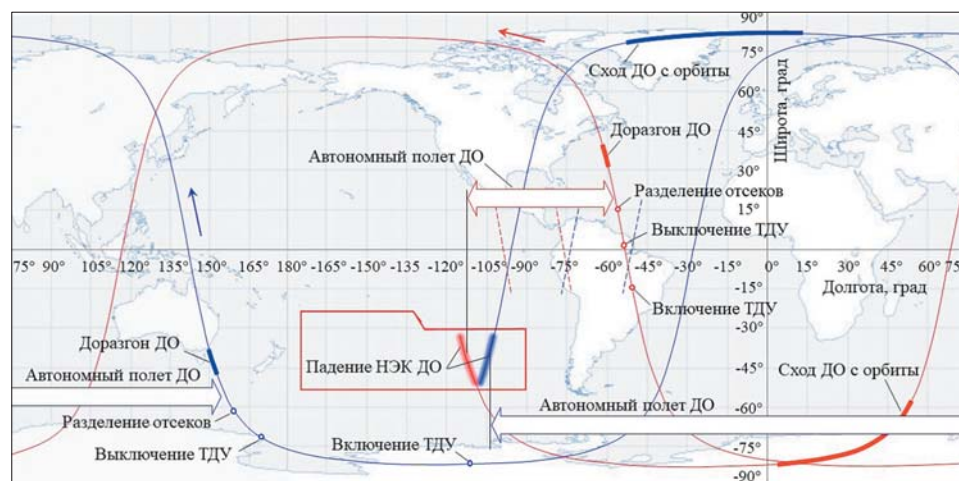


Рис. 8. Пример трасс витков автономного полета ДО для случая посадки ВА в районе космодрома Восточный

При посадке ВА на европейской части территории России (например, в Поволжье) ДО может быть затоплен уже на следующем витке. В случае, если разработчики ПТК будут предусматривать возможность посадки на территории иностранных государств при возникновении нештатных ситуаций (аналогично ТПК «Союз МС»), необходимая продолжительность автономного полета ДО может составить:

- посадка ВА на территории США — один виток;
- посадка ВА на территории Западной Европы — пять витков.

Время орбитального существования ДО на орбите с начальным значением минимальной высоты 130 км превышает одни сутки даже при максимально возможных уровнях солнечной активности и геомагнитной возмущенности. Следует отметить, что полет на высотах менее 130 км связан с появлением заметного аэродинамического нагрева конструкции КА. В связи с этим может потребоваться уточнение значения минимальной высоты орбиты ДО, формируемой в результате доразгона.

Кроме того, существенная особенность завершения полета ДО по ССО заключается в относительно малых размерах отведенного района затопления. Так, для орбиты с наклоном $51,5^\circ$ протяженность трасс нескольких витков в каждые сутки полета в пределах границ района достигает 5000...6000 км. В случае спуска с ССО размер района по меридиану составляет ~2600 км и ~3300 км (см. рис. 8).

Данное обстоятельство может создать проблему с обеспечением схода ДО с орбиты в случае отказа ТДУ. Например, организация спуска ТГК «Прогресс МС» с орбиты МКС на случай отказа основного двигателя сразу после его включения предусматривает отработку заданного тормозного импульса скорости на двигателях ориентации, имеющих меньшую силу тяги. При этом область падения НЭК существенно сдвигается в перелет относительно штатной области падения. Общая протяженность возможных областей падения НЭК в штатном и возможных нештатных случаях лишь ненамного меньше размера отведенного района по параллели (см. выше). Вопросы обеспечения спуска ДО в случае отказов ТДУ требуют отдельной проработки.

Заключение. Исследование показало, что вследствие входа возвращаемого аппарата в плотные слои атмосферы против вращения Земли воздушная скорость входа увеличивается на 330...335 м/с, что приводит к повышению максимального значения температуры в критической точке корпуса до ~1950 °С. Перегрузочный режим спуска при этом не отличается от перегрузочного режима спуска с традиционной орбиты. Баллистические условия прохождения трасс витков ССО через один район посадки возвращаемого аппарата в средних широтах (50...60° с. ш.) обеспечивают возможность посадки только на одном витке в сутки, причем продолжительность интервала времени между посадочными витками изменяется в широких пределах — от одних суток до трех недель. Некоторое увеличение бокового маневра аппарата за счет повышения его аэродинамического качества (до 0,4) не приводит к принципиальному расширению посадочных возможностей. Необходимое количество районов посадки определяется возможными нештатными ситуациями, выход из которых требует выполнения спуска корабля через заданное количество витков. Перечень таких ситуаций должен быть установлен в процессе разработки корабля. Определена необходимая продолжительность автономного полета двигательного отсека после его отделения от возвращаемого аппарата и выполнения доразгона до окончательного схода с орбиты и затопления. Условия затопления двигательного отсека в заданном районе океана могут выполняться через один–пять витков в зависимости от долготного расположения района посадки возвращаемого аппарата. Отмечены проблемы организации спуска пилотируемого корабля с солнечно-синхронной орбиты в случае возникновения нештатных ситуаций.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Соловьев В.А. *Развитие пилотируемой программы космических полетов на российской орбитальной станции. Презентация доклада, май 2023.* URL: <http://vniitf.ru/data/ZST2023/res/plenary/02pl.pdf> (дата обращения: 05.06.2025).

- [2] Пилотируемый транспортный корабль нового поколения (ПТК НП). *Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. Официальный сайт*. URL: https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/ptk-np/im/ptk_04.jpg (дата обращения: 05.06.2025).
- [3] Кудрявцев С.И. Анализ баллистических проблем организации спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля с орбиты искусственного спутника Земли для безопасной посадки на территории России. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 2 (74). DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1731
- [4] Об утверждении Инструкции по поисково-спасательному обеспечению полета Международной космической станции с транспортными пилотируемыми кораблями «Союз». Приказ Федеральной аэронавигационной службы от 03 апреля 2007 года № 22. URL: <https://www.iprossoft.ru/docs/?nd=902094983&t=870000001> (дата обращения: 05.06.2025).
- [5] Кудрявцев С.И. Исследование баллистической схемы безопасного завершения полета двигательного отсека пилотируемого транспортного корабля. *Труды МАИ*, 2018, № 1 (98). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=90235>
- [6] Кудрявцев С.И., Савченко А.А. Автоматизированный комплекс программ расчета спусков кораблей «Союз ТМ» и «Прогресс М». *Ракетно-космическая техника: ЦНТИ «Поиск»*, 1991, сер. IX, вып. 2, с. 73–84.
- [7] *Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11). Специализированный справочник*. Москва, Военно-топографическое управление ГШ ВС РФ, 2020, 64 с.
- [8] *ГОСТ 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 2004, 24 с.
- [9] *ГОСТ 4401-73. Атмосфера стандартная*. Москва, Изд-во стандартов, 1973, 115 с.
- [10] Кудрявцев С.И. *Основы баллистического проектирования и оперативного баллистико-навигационного обеспечения спуска космических аппаратов на Землю*. Москва, Изд-во «Перо», 2025, 560 с.
- [11] Космодром Восточный. Госкорпорация «Роскосмос». Официальный сайт. URL: <https://www.roscosmos.ru> (дата обращения: 05.06.2025).

Статья поступила в редакцию 24.12.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кудрявцев С.И. Анализ некоторых баллистических особенностей спуска пилотируемого транспортного корабля с солнечно-синхронной орбиты искусственного спутника Земли. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 5.

EDN USMGYS

Кудрявцев Сергей Иванович — д-р техн. наук, 2.5.16 (05.07.09), 2018; начальник лаборатории, АО ЦНИИмаш; профессор, Мытищинский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный испытатель космической техники. Область научных интересов: проектно-баллистические исследования проблем спуска и посадки, оперативное баллистико-навигационное обеспечение полета КА в части спуска.

e-mail: ksi@mcc.rsa.ru

Analysis of Some Ballistic Features of a Crewed Transport Spacecraft Descent from Solar-Synchronous Orbit of the Earth Artificial Satellite

© S.I. Kudryavtsev

TSNIImash, Korolyov, Moscow Region, 141070, Russian Federation

Ballistic features of prospective manned transport spacecraft's (MTS) reentry from solar-synchronous orbit of Russian orbital station being designed are considered. Analysis of reentry module's (RM) entry condition to the dense layers of atmosphere against the Earth rotation's direction is performed. The estimation of maximum equilibrium temperature of RM body is given. Possibilities of RM landing at one selected landing site are analyzed. The necessity of required landing site number's determination in dependence of the concept of flight safety is marked. The results of ballistic calculations for a solution of the task of RM engine module (EM) safe flight termination after EM separation from RM. The estimation of required duration of EM autonomous flight after pre-auction maneuver to final deorbiting and unburned elements of structure splash-down is given. Problems of MTS reentry organization in the cases of off-nominal situation are marked.

Keywords: *Russian orbital station, manned transport vehicle, reentry, thermal mode, landing possibilities, engine module, safety*

REFERENCES

- [1] Solov'ev V.A. *Razvitie pilotiruемой программы космических полетов на российской орбитальной станции* [Development of the crewed spaceflight program on the Russian orbital station]. Presentation, May 2023. Available at: <http://vniitf.ru/data/ZST2023/res/plenary/02pl.pdf> (accessed June 5, 2025).
- [2] Pilotiruemyy transportnyy korabl' novogo pokoleniya (PTK NP). *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya "Energiya" imeni S.P. Koroleva. Ofitsialnyy sayt* [Crewed Transport Spacecraft of New Generation (PTK NP). RSC Energia named after S.P. Korolev. Official website]. Available at: https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/ptk-np/im/ptk_04.jpg (accessed June 5, 2025).
- [3] Kudryavtsev S.I. Analiz ballisticheskikh problem organizatsii spuska perspektivnogo pilotiruемого transportnogo korablya s orbity iskusstvennogo sputnika Zemli dlya bezopasnoy posadki na territorii Rossii [Analysis of ballistic problems of descent organization of a prospective crewed transport spacecraft from Earth orbit for safe landing on the territory of Russia]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 2 (74). DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1731
- [4] *Ob utverzhdenii Instruktsii po poiskovo-spasatel'nomu obespecheniyu poleta Mezhdunarodnoy kosmicheskoy stantsii s transportnymi pilotiruемыми кораблями "Soyuz". Prikaz Federal'noy aeronavigatsionnoy sluzhby ot 03 aprelya 2007 g. No. 22* [On approval of the Instruction on search and rescue support of the International Space Station flight with Soyuz crewed transport spacecraft. Order of the Federal Air Navigation Service dated April 3, 2007 No. 22]. Available at: <https://www.iprosoft.ru/docs/?nd=902094983&r=870000001> (accessed June 5, 2025).
- [5] Kudryavtsev S.I. Issledovanie ballisticheskoy skhemy bezopasnogo zaversheniya poleta dvigatel'nogo otseka pilotiruемого transportnogo korablya [Investiga-

- tion of the ballistic scheme for safe end-of-flight of the propulsion module of a crewed transport spacecraft]. *Trudy MAI*, 2018, no. 1 (98). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=90235>
- [6] Kudryavtsev S.I., Savchenko A.A. Avtomatizirovanny kompleks programm rascheta spuskov korabley “Soyuz TM” i “Progress M” [Automated software complex for descent trajectory calculation of Soyuz TM and Progress M spacecraft]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika: TsNTI “Poisk”*, 1991, ser. IX, iss. 2, pp. 73–84.
- [7] *Parametry Zemli 1990 goda (PZ-90.11). Spetsializirovanny spravochnik* [Earth Parameters 1990 (PZ-90.11). Specialized reference book]. Moscow, Voennotopograficheskoe upravlenie GSh VS RF, 2020, 64 p.
- [8] *GOST 25645.166-2004. Atmosfera Zemli verkhnaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of artificial Earth satellite flights]. Moscow, Izdatelstvo standartov, 2004, 24 p.
- [9] *GOST 4401-73. Atmosfera standartnaya* [Standard Atmosphere]. Moscow, Izdatelstvo standartov, 1973, 115 p.
- [10] Kudryavtsev S.I. *Osnovy ballisticheskogo proektirovaniya i operativnogo ballistiko-navigatsionnogo obespecheniya spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlyu* [Fundamentals of ballistic design and operational ballistic-navigation support of spacecraft reentry to Earth]. Moscow, “Pero” Publ., 2025, 560 p.
- [11] Kosmodrom Vostochnyy. *State Space Corporation “Roscosmos”. Official website* [Kosmodrom Vostochnyy. State Space Corporation “Roscosmos”. Official website]. Available at: <https://www.roscosmos.ru> (accessed June 5, 2025).

Kudryavtsev S.I., Dr. Sc. (Engineering), specialty 2.5.16 (05.07.09), Head of Laboratory, JSC TsNIIMash; Professor, Mytishchi Branch of Bauman Moscow State Technical University. Honored Test Engineer of Space Technology. Research interests: design and ballistic studies of spacecraft descent and landing problems, operational ballistic-navigation support of spacecraft descent phase. e-mail: ksi@mcc.rsa.ru