

## **Исследование точностных характеристик комплекса алгоритмов терминального наведения перспективного пилотируемого космического корабля на конечном участке спуска в атмосфере Земли**

© С.И. Кудрявцев

ФГУП ЦНИИмаш, Королёв, 141070, Россия

*Рассмотрена задача обеспечения высокой точности посадки возвращаемого аппарата (ВА) скользящего типа перспективного пилотируемого космического корабля. Актуальность данной задачи обусловлена необходимостью переноса районов посадки с территории Республики Казахстан на территорию России. Для решения задачи предполагается использование комбинированной системы управления спуском (СУС), осуществляющей на конечном участке спуска высокоточное терминальное наведение по информации от спутниковой навигационной системы. Приведено краткое описание разработанного комплекса алгоритмов терминального наведения. Рассмотрены методические вопросы исследований, выполненных с использованием модифицированного программного комплекса баллистического обеспечения спусков кораблей «Союз ТМА-М». Представлены результаты статистического моделирования работы комбинированной СУС, включающего моделирование автономного управления спуском до восстановления радиосвязи с навигационными спутниками и моделирование терминального наведения на конечном участке спуска. Показано, что ошибка приведения ВА в прицельную точку не превышает допустимой величины 1 км.*

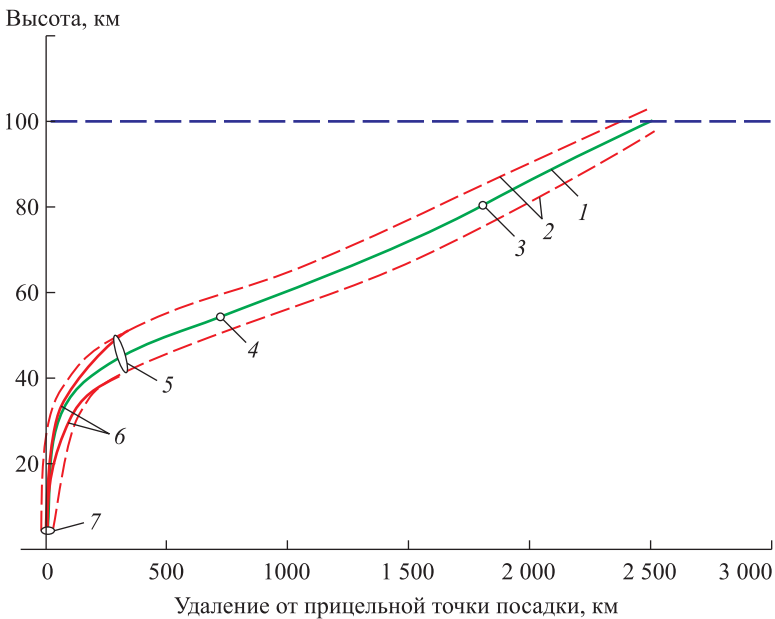
**Ключевые слова:** *возвращаемый аппарат, высокоточная посадка, комбинированная система управления, комплекс алгоритмов, терминальное наведение.*

**Введение.** Приоритетной задачей российской космонавтики является повышение точности посадки пилотируемых возвращаемых аппаратов (ВА) скользящего типа до нескольких километров. Решение данного вопроса позволит перенести районы посадки с территории Казахстана на территорию России, повысить безопасность экипажей, снизить затраты на поиск и эвакуацию. Задачей бортовой системы управления спуском (СУС) в данном случае является обеспечение приведения ВА в точку начала работы парашютно-реактивной системы мягкой посадки с ошибкой не более 1 км.

В данной работе содержатся результаты проведенных исследований возможных точностных характеристик системы управления и, кроме того, был учтен практический опыт работ по баллистико-навигационному обеспечению спусков транспортных пилотируемых кораблей типа «Союз» различных модификаций.

**Принципы построения комбинированной системы управления спуском.** Для решения поставленной задачи целесообразно применение

комбинированной СУС [5]. Предполагается, что на начальном участке спуска в плотных слоях атмосферы управление движением осуществляет автономная СУС, построенная на основе принципа управления относительно опорной траектории (аналогично СУС эксплуатируемых в настоящее время кораблей «Союз ТМА-М» [6]). Решение задачи навигации на этом этапе обеспечивает инерциальная навигационная система (ИНС). При достаточной простоте алгоритма управления в этом случае выполняются основные фазовые ограничения (по тепловому и перегрузочному режимам). На высотах меньше 45–48 км для управления используется терминальное наведение по информации от спутниковой навигационной системы. Данные аппаратуры спутниковой навигации (АСН) используются для коррекции ИНС. Этапы работы комбинированной СУС показаны на рис. 1.



**Рис. 1.** Этапы работы комбинированной системы управления спуском: 1 — номинальная траектория; 2 — границы трубки возмущенных траекторий при автономном наведении; 3 — начало участка автономного наведения с использованием ИНС; 4 — смена угла крена для обеспечения заданной боковой дальности; 5 — начало конечного участка наведения с использованием ИНС + АСН; 6 — границы трубки возмущенных траекторий конечного участка; 7 — начало работы СМП

Задача наведения ВА в прицельную точку на конечном участке спуска, начало которого соответствует моменту гарантированного восстановления радиосвязи с навигационными спутниками (на высоте 45–48 км) [7] и возможности использования информации от АСН, должна решаться с помощью комплекса бортовых алгоритмов терминального наведения.

### Структура комплекса алгоритмов терминального наведения.

Для решения поставленной задачи в составе с комбинированной бортовой системой управления спуском комплекс должен обладать определенными свойствами (структурная схема разработанного комплекса приведена на рис. 2):

- обеспечением заданной точности приведения ВА в прицельную точку начала работы системы мягкой посадки (СМП);
- адаптивностью к реальным условиям движения ВА при воздействии возмущающих факторов;
- использованием минимального объема входной информации;
- высокой вычислительной эффективностью;
- отсутствием необходимости априорного определения для каждого варианта исходных данных по ВА набора констант, определяющих точность управления;
- обеспечением комфортного режима спуска (минимизация перепадов ВА по крену);
- обеспечением комфортного перегрузочного режима спуска (по возможности).



Рис. 2. Структурная схема комплекса алгоритмов терминального наведения

Входной информацией комплекса являются:

- исходные данные наведения (географические координаты прицельной точки, массово-центровочные характеристики ВА);
- текущий вектор состояния центра масс (ЦМ) ВА (компоненты векторов положения и скорости), получаемый от комбинированной навигационной системы;

- текущие значения измеренных аэродинамических ускорений ВА по осям скоростной системы координат для адаптации алгоритма наведения к реальным условиям спуска.

Результатом работы комплекса является текущая величина командного угла скоростного крена ВА, выдаваемая в автомат стабилизации для управления направлением действия аэродинамической подъемной силы.

Назначение структурных элементов:

- алгоритм подготовки априорной информации предназначен для расчета характерных параметров зон маневра ВА, после решения общей задачи прицеливания и выбора номинальной попадающей траектории спуска (параметры схода с ОИСЗ и требуемого бокового маневра) работает однократно и должен завершить работу до начала терминального наведения;

- многошаговый дискретный алгоритм терминального наведения на основании результатов прогнозирования текущих параметров зоны маневра ВА формирует текущее значение командного угла крена [5, 8];

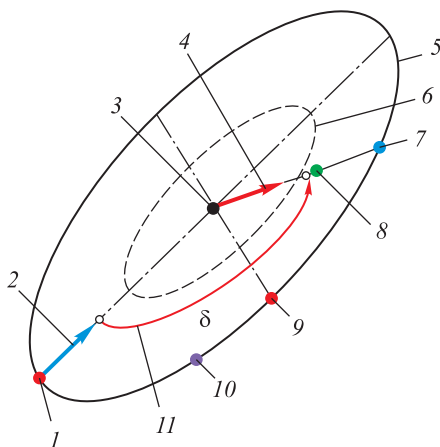
- численная модель движения ЦМ ВА используется для прогнозирования конечных точек траектории спуска и определения текущих параметров зоны маневра ВА; построена с учетом особенностей динамики движения ВА на малых высотах [9];

- алгоритм идентификации модели движения ВА на основании измеренных значений аэродинамических ускорений определяет правочные коэффициенты к расчетным номинальным аэродинамическим ускорениям, используемым в модели движения [10];

- в модели движения ЦМ ВА используются модели стандартной атмосферы, среднесезонных вариаций параметров атмосферы и модель номинальных аэродинамических характеристик.

**Схема алгоритма терминального наведения.** Основным алгоритмом комплекса является многошаговый дискретный алгоритм терминального наведения, формирующий значения командного угла скоростного крена ВА. Он построен на основе «стягивания» зоны маневра ВА в точку к моменту достижения конечной высоты. Цель управления — обеспечение движения прогнозируемого центра зоны маневра ВА в направлении прицельной точки. В алгоритме для определения текущих параметров зоны маневра ВА используется двукратное прогнозирование конечных точек траектории спуска. Порядок действий определен таким образом, что использование подбираемых для обеспечения заданной точности управления констант не требуется. В качестве априорной информации используются рассчитанные заранее характерные параметры зон маневра ВА, соответствующие спуску по номинальной попадающей траектории. Предусмотрена минимизация количества переключений ВА по крену

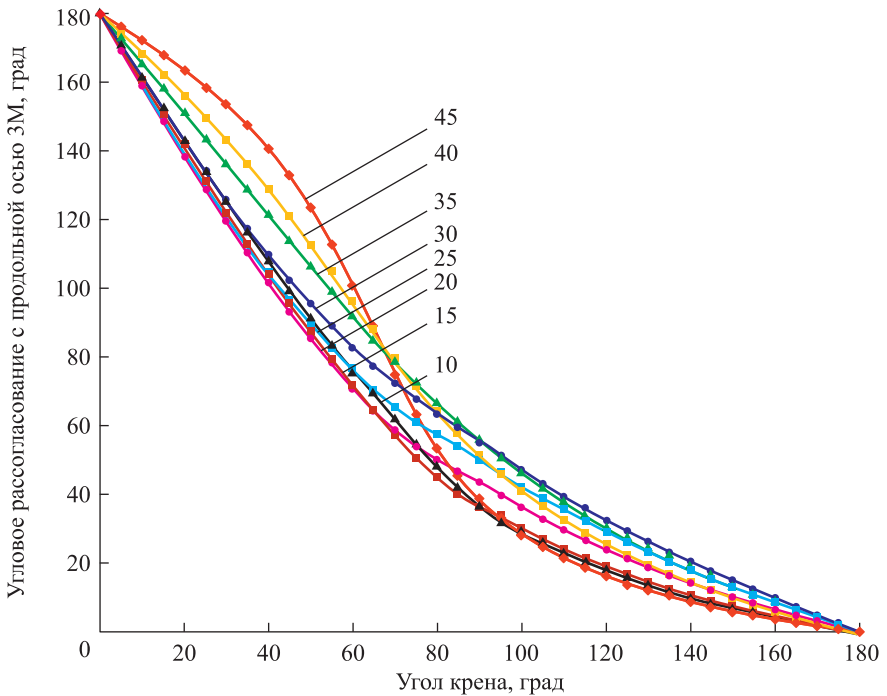
посредством введения в алгоритм зоны нечувствительности. Существует возможность ограничения величины максимальной перегрузки. Упрощенная схема алгоритма наведения представлена на рис. 3. Зависимость углового рассогласования  $\delta$ -направления из центра зоны маневра на заданную точку с продольной осью зоны маневра (параметр, используемый для выбора величины командного угла крена) от высоты показана на рис. 4.



**Рис. 3.** Схема терминального алгоритма наведения (ЗМ — зона маневра):

1 — конечная точка для  $\gamma = 180^\circ$ ; 2 — горизонтальная проекция вектора скорости; 3 — прогнозируемый центр ЗМ на  $i$ -м шаге управления; 4 — требуемое направление движения центра ЗМ; 5 — граница ЗМ на  $i$ -м шаге управления; 6 — граница зоны нечувствительности на  $i$ -м шаге управления; 7 — конечная точка для требуемого командного крена на  $i$ -м шаге управления; 8 — прицельная точка; 9 — конечная точка для  $\gamma = \gamma^*$ ; 10 — конечная точка для предельно допустимого угла крена (ограничение по перегрузке); 11 — угловое рассогласование с продольной осью ЗМ

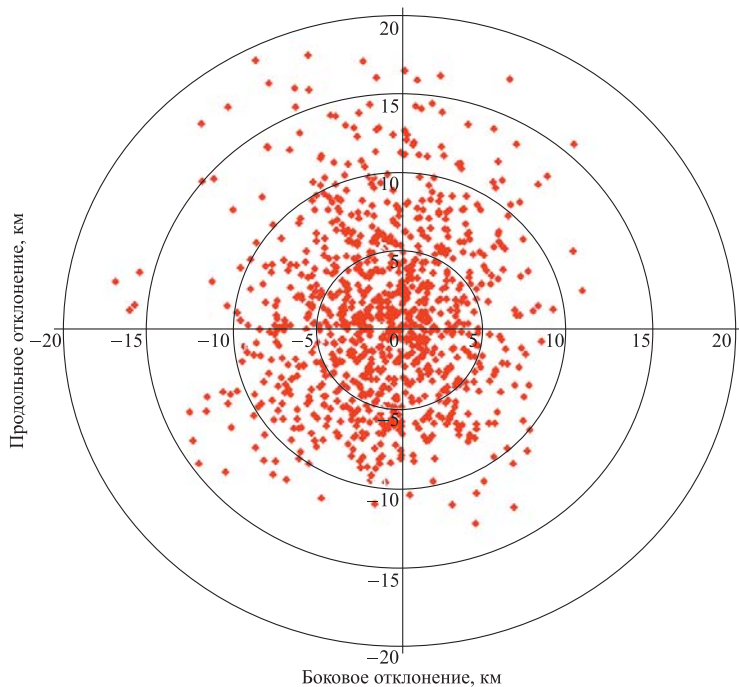
**Оценка точностных характеристик наведения ВА.** Исследование возможных точностных характеристик комбинированной СУС, использующей предлагаемый комплекс алгоритмов, проводилось с помощью сквозного статистического моделирования этапов спуска корабля с орбиты искусственного спутника Земли. Учитывалось влияние всех известных возмущающих факторов (ошибки определения исходной орбиты, ошибки ориентации, разброс характеристик тормозной двигательной установки, вариации параметров атмосферы, ошибки знания аэродинамических характеристик ВА, некомпенсированный момент крена ВА и др.). В ходе исследований сформулированы требования к автомату стабилизации ВА в канале крена. Моделирование проводилось с использованием модернизированного программно-математического комплекса баллистико-навигационного обеспечения реальных спусков транспортных кораблей «Союз ТМА-М» [11].



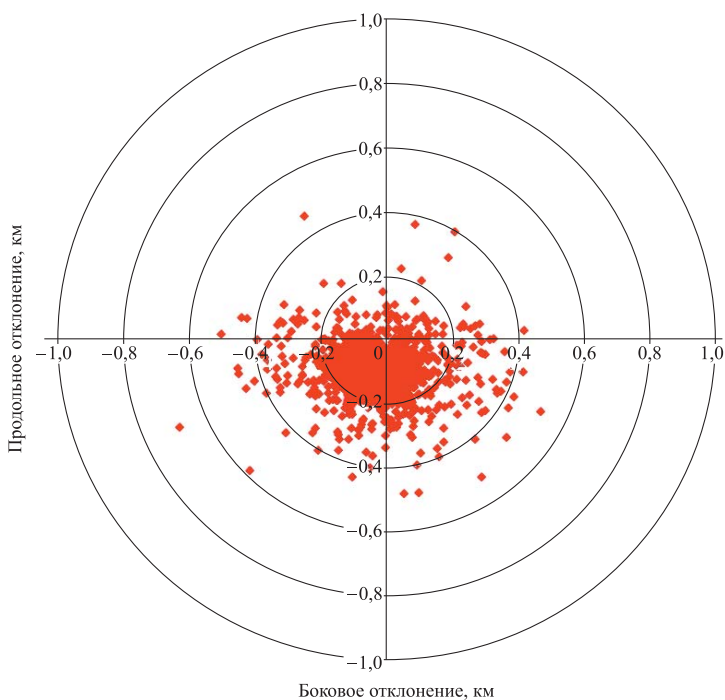
**Рис. 4.** Зависимость характерного параметра зоны маневра ВА от начальной высоты, км

На рис. 5 показан вид области рассеяния конечных точек траектории спуска ВА при использовании только автономной СУС. Максимальное отклонение от прицельной точки может достигать  $\approx 20$  км, что соответствует данным, приведенным в [6].

Применение комбинированной СУС, использующей предлагаемый комплекс алгоритмов терминального наведения, позволяет существенно уменьшить размеры области рассеивания точек приведения ВА. На рис. 6 можно увидеть результаты статистического моделирования процесса наведения для одного из расчетных вариантов. Максимальное отклонение от прицельной точки не превышает 0,7 км. Отметим, что координаты прицельной точки для терминального наведения выбираются с учетом прогнозируемого ветрового сноса ВА на участке парашютирования. Смещенная точка прицеливания должна находиться внутри границ зоны гарантированной достижимости ВА (зона маневра при наиболее неблагоприятной комбинации возмущающих факторов). Данное условие является необходимым для точного приведения ВА, его выполнение обеспечивается выбором времени включения тормозной двигательной установки корабля для схода с орбиты и величины бокового маневра.

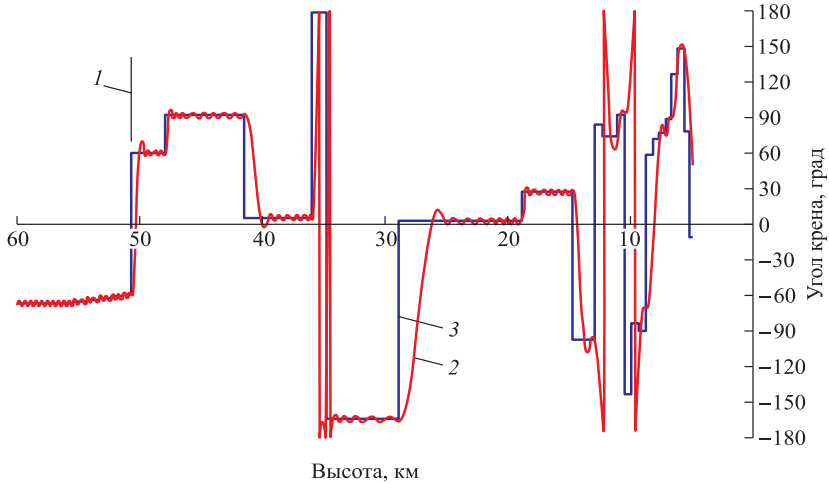


**Рис. 5.** Вид области рассеивания точек начала работы СМП при работе автономной СУС (1000 реализаций возмущенной траектории)

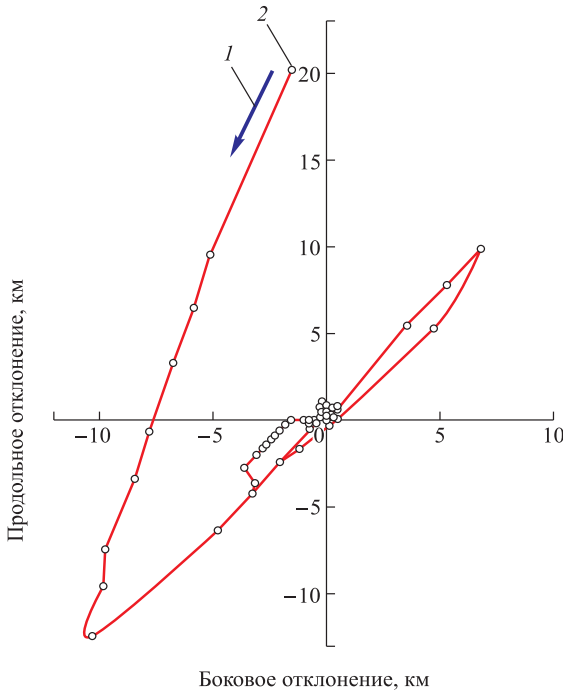


**Рис. 6.** Характерный вид области рассеивания точек начала работы СМП при работе комбинированной СУС (1000 реализаций возмущенной траектории)

Изменение параметров наведения для одной из случайных реализаций во времени показано на рис. 7–9. Изменение угла крена ВА происходит по кратчайшему пути с использованием алгоритма стабилизации, оптимального по быстрдействию. При этом уменьшается влияние инерционности разворотов, особенно заметное на высотах менее 15 км.



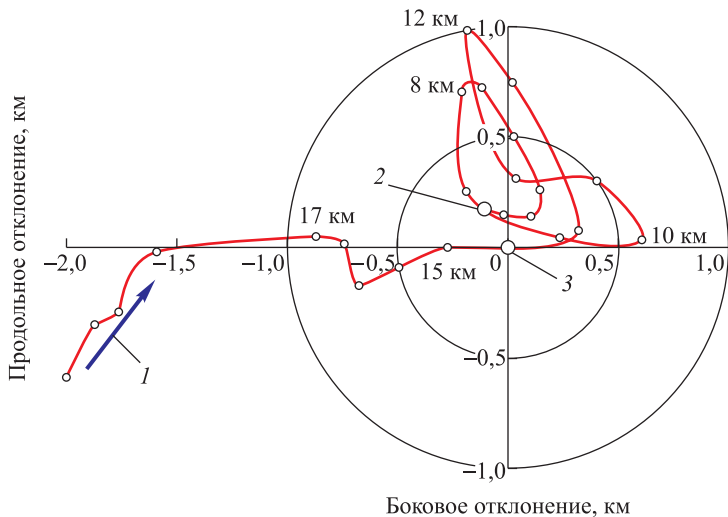
**Рис. 7.** Пример реализации изменения угла крена ВА при терминальном наведении: 1 — начало терминального наведения; 2 — текущий крен; 3 — командный крен



**Рис. 8.** Пример реализации траектории движения прогнозируемого в алгоритме наведения центра зоны маневра ВА:

1 — направление движения прогнозируемого центра зоны маневра;  
2 — начало терминального наведения (высота 48 км)





**Рис. 9.** Пример реализации траектории движения прогнозируемого в алгоритме наведения центра зоны маневра ВА (завершающий участок наведения):  
 1 — высота 20 км; 2 — высота 5 км, окончание наведения; 3 — прицельная точка

**Закключение.** Комплекс разработан с учетом результатов исследований особенностей динамики движения ВА скользящего типа на конечном участке спуска. Учтен опыт практической работы по баллистико-навигационному обеспечению спусков транспортных пилотируемых кораблей типа «Союз» различных модификаций. Результаты численного статистического моделирования процесса управления спуском показывают, что отклонение ВА от прицельной точки на момент начала работы системы мягкой посадки не превышает заданной допустимой величины 1 км.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. *Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу*. Москва, Наука, 1975.
- [2] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика летательных аппаратов*. Москва, Наука, 1982.
- [3] Ярошевский В.А. *Вход в атмосферу космических летательных аппаратов*. Москва, Наука, 1988.
- [4] Андреевский В.В. *Динамика спуска космических аппаратов на Землю*. Москва, Машиностроение, 1970.
- [5] Кудрявцев С.И. Комплексный баллистический анализ проблем высокоточного управления спуском перспективного пилотируемого корабля в атмосфере Земли. *Космонавтика и ракетостроение*, 2015, № 1 (80), с. 5–13.
- [6] Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И. и др. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА». *Гирокоспия и навигация*, 2004, № 3 (46), с. 5–13.

- [7] Безменов А.Е., Алексашенко В.А. *Радиофизические и газодинамические проблемы прохождения атмосферы*. Москва, Машиностроение, 1982.
- [8] Иванов Н.М., Кудрявцев С.И. Информативный алгоритм терминального управления спуском в атмосфере Земли летательных аппаратов с малым аэродинамическим качеством. *Космические исследования*, 1988, т. XXVI, вып. 4.
- [9] Кудрявцев С.И. Особенности точного наведения пилотируемых космических аппаратов на конечном участке их спуска. *Сб. PKT, ЦНИИмаш*, 1990, сер. IX, вып. 1. URL: <http://tsniimash.ru/publications>
- [10] Кудрявцев С.И. Идентификация параметров модели спускаемого аппарата при радиоуправлении в атмосфере Земли. *Сб. PKT, ЦНИИмаш*, 1984, сер. XI, вып. 1. URL: <http://tsniimash.ru/publications>
- [11] Кудрявцев С.И., Савченко А.А. Автоматизированный комплекс программ расчета спусков кораблей «Союз ТМ» и «Прогресс М». *Сб. PKT, ЦНИИмаш*, 1991, сер. IX, вып. 2. URL: <http://tsniimash.ru/publications>

Статья поступила в редакцию 27.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кудрявцев С.И. Исследование точностных характеристик комплекса алгоритмов терминального наведения перспективного пилотируемого космического корабля на конечном участке спуска в атмосфере Земли. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1473.html>

DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1473

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.*

**Кудрявцев Сергей Иванович** родился в 1959 г., окончил Московский лесотехнический институт в 1981 г. Канд. техн. наук, начальник лаборатории ФГУП ЦНИИмаш, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГУЛеса. Автор и соавтор более 70 работ в области проектной баллистики и баллистико-навигационного обеспечения спуска космических аппаратов.

e-mail: [s.i.kudriavtsev@yandex.ru](mailto:s.i.kudriavtsev@yandex.ru)

# Investigating precision capabilities of a system of terminal guidance algorithms for prospective manned spacecraft during final descent phase in the Earth's atmosphere

© S.I. Kudryavtsev

Federal State Unitary Enterprise TsNIIMash, Korolev, 141070, Russia

*The article deals with the problem of ensuring high-precision landing during gliding reentry of a prospective manned spacecraft reentry capsule. The importance of this problem stems from the necessity of transferring landing sites from the territory of Kazakhstan to the territory of Russia. To solve this problem, we intend to use a combined reentry guidance system performing precise terminal guidance based on navigation data from a satellite system during the final phase of capsule descent. A brief description of the system of terminal guidance algorithms designed is given. Issues of research methodology for investigations performed using a modified software package for reentry flight dynamics support of the "Soyuz TMA-M"-type spacecraft are considered. Results of statistical simulation of a combined guidance system in operation, including simulation of both autonomous reentry control before radio reacquisition and final terminal guidance, are presented. The study shows that the error of delivering the capsule to the target point does not exceed the desired value of 1 km.*

**Keywords:** reentry capsule, precision landing, combined guidance system, system of terminal guidance algorithms

## REFERENCES

- [1] Okhotsimskiy D.E., Golubev Yu.F., Sikharulidze Yu.G. *Algoritmy upravleniya kosmicheskim apparatom pri vkhode v atmosferu* [Guidance algorithms for spacecraft during atmospheric reentry]. Moscow, Nauka Publ., 1975.
- [2] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics]. Moscow, Nauka Publ., 1982.
- [3] Yaroshevskiy V.A. *Vkhod v atmosferu kosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Atmospheric reentry of spacecraft]. Moscow, Nauka Publ., 1988.
- [4] Andreevskiy V.V. *Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlyu* [Dynamics of spacecraft deorbiting onto the Earth]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970.
- [5] Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie – Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2015, no. 1 (80), pp. 5–13.
- [6] Berenov N.K., Branets V.N., Evdokimov S.N., Klimanov S.I., Komarova L.I., Mikrin E.A., Ryzhkov V.S., Samitov R.M. *Giroskopiya i navigatsiya – Gyroscopes and Navigation*, 2004, no. 3 (46), pp. 5–13.
- [7] Bezmenov A.E., Aleksashenko V.A. *Radiofizicheskie i gazodinamicheskie problemy prokhozhdeniya atmosfery* [Radiophysics and gas dynamics issues of atmospheric transit]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982.
- [8] Ivanov N.M., Kudryavtsev S.I. *Kosmicheskie issledovaniya – Space Research*, 1988, vol. XXVI, no. 4.
- [9] Kudryavtsev S.I. Osobennosti tochnogo navedeniya pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov na konechnom uchastke ikh spuska [Specifics of precise guidance of manned spacecraft during the final descent phase]. *Sb. RKT* [Rocket and Space Technology Miscellany], TsNIIMash Publ., 1990, ser. IX, no. 1. Available at: <http://tsniimash.ru/publications>

- [10] Kudryavtsev S.I. Identifikatsiya parametrov modeli spuskaemogo apparata pri radioupravlenii v atmosfere Zemli [Determining the parameters of a landing module model for radio guidance in the Earth's atmosphere]. *Sb. RKT* [Rocket and Space Technology Miscellany], TsNIImash Publ., 1984, ser. XI, no. 1. Available at: <http://tsniimash.ru/publications>
- [11] Kudryavtsev S.I., Savchenko A.A. Avtomatizirovanny kompleks programm rascheta spuskov korably "Soyuz TM" i "Progress M" [Automated computational software package for Soyuz TM and Progress M spacecraft deorbiting]. *Sb. RKT* [Rocket and Space Technology Miscellany], TsNIImash Publ., 1991, ser. IX, no. 2. Available at: <http://tsniimash.ru/publications>

**Kudryavtsev S.I.** (b. 1959) graduated from the Moscow Forest Engineering Institute (Moscow State Forest University) in 1981. Cand. Sci. (Eng.), Head of the Laboratory, Federal State Unitary Enterprise TsNIImash, Assoc. Professor, Department of Automated Control Systems, Moscow State Forest University. Author and co-author of over 70 scientific publications in the fields of design ballistics and ballistic and navigation support of spacecraft deorbiting. e-mail: [s.i.kudriavtsev@yandex.ru](mailto:s.i.kudriavtsev@yandex.ru)