

Метод и алгоритм расчета координат точек прицеливания в задаче высокоточной посадки пилотируемого возвращаемого аппарата при спуске с околоземной орбиты

© С.И. Кудрявцев

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев, 141070, Россия

Рассмотрена задача прицеливания для обеспечения посадки возвращаемого аппарата (ВА) скользящего типа с парашютно-реактивной системой мягкой посадки, входящего в состав перспективного пилотируемого орбитального корабля, на малоразмерных полигонах на территории России. Проведен анализ факторов, требующих введения поправок в координаты прицельной конечной точки траектории управляемого спуска относительно прицельной точки приземления ВА. Показано, что традиционное прицеливание с использованием номинальных характеристик ВА и атмосферы не обеспечивает условий для гарантированного высокоточного приведения ВА из-за возможного уменьшения его реальных маневренных возможностей. Предложены метод и алгоритм смещения прицельной точки начала работы системы мягкой посадки с использованием априорной статистической оценки возможной недостаточности бокового маневра ВА. Представлены результаты численного моделирования, подтверждающие эффективность предлагаемых метода и алгоритма.

Ключевые слова: *пилотируемый возвращаемый аппарат, высокоточное управление спуском, задача прицеливания, недостаточность фактического бокового маневра, смещение точки прицеливания*

Введение. В настоящее время в РФ ведутся работы по созданию многоцелевого пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения, который должен прийти на смену транспортным пилотируемым кораблям (ТПК) типа «Союз» для обеспечения орбитальных полетов.

Принципиальным отличием нового ПТК является планируемая организация посадки его многоразового возвращаемого аппарата (ВА) скользящего типа с парашютно-реактивной системой мягкой посадки (СМП) на территории России. Это возможно только при условии существенного повышения точности посадки по сравнению с последними модификациями ТПК «Союз» («Союз ТМА», «Союз ТМА-М», «Союз МС») [1]. Данная особенность обусловлена отсутствием на территории России пригодных (по требованиям безопасности экипажа при приземлении) посадочных площадок с большой площадью, аналогичных используемым площадкам на территории Республики Казахстан.

Обеспечение высокой точности посадки ВА является комплексной научно-технической проблемой, включающей в себя ряд новых баллистических задач. Наиболее сложной из них является задача проектирования системы управления спуском (СУС), способной обеспечить требуемое увеличение точности приведения ВА в точку начала работы СМП (ТСМП) до уровня порядка 1 км [2–6].

Однако, как показали проведенные исследования, создание высокоточной СУС является необходимым, но не достаточным условием обеспечения высокой точности посадки ВА. Проблема заключается в необходимости совершенствования методов решения задачи прицеливания с учетом особенностей влияния возмущающих факторов, действующих на движущийся в плотных слоях атмосферы ВА.

В работе проведен анализ причин невозможности использования существующего метода прицеливания (баллистическое обеспечение спусков ПТК «Союз МС») применительно к задаче точной посадки перспективного ПТК. Разработаны метод и алгоритм расчета координат точек прицеливания, позволяющие устранить недостаток существующего метода.

Решение задачи прицеливания. Целевой задачей спуска пилотируемого ВА является обеспечение его приземления в окрестности центральной точки выделенного района посадки — прицельной точки посадки (ПТП). Для решения данной целевой задачи в рамках оперативного баллистико-навигационного обеспечения спуска в обязательном порядке до начала операций по проведению спуска следует решить задачу двухкоординатного прицеливания (по значениям географических координат ПТП: широты $\varphi_{ПТП}$ и долготы $\lambda_{ПТП}$). Задача прицеливания может быть решена как на Земле (пример — подготовка командно-уставочной информации за сутки до спуска ПТК «Союз МС»), так и на борту ПТК.

При спуске с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) задача прицеливания формулируется следующим образом. Требуется определить время $t_{вкл}$ включения тормозной двигательной установки (ТДУ) ПТК для схода с ОИСЗ, а также значения параметров, определяющих направление и значение бокового маневра ВА на атмосферном участке спуска, при которых обеспечиваются заданные терминальные условия номинальной траектории спуска ВА.

В качестве исходных данных для решения задачи прицеливания использованы следующие характеристики и параметры:

- параметры исходной предпусковой орбиты ПТК для посадочного витка, трасса которого проходит в допустимой по боковому маневру близости от ПТП;
- массово-центровочные и аэродинамические характеристики ПТК и ВА;

- характеристики ТДУ, режимы ориентации и стабилизации ПТК при выдаче тормозного импульса;
- текущие параметры солнечной активности и геомагнитной возмущенности;
- номинальный профиль модуля угла скоростного крена ВА.

Терминальными условиями номинальной траектории спуска являются географические координаты $\varphi_{ПТП}$ и $\lambda_{ПТП}$ ПТП. В случае применения парашютно-реактивной СМП траектория управляемого спуска ВА заканчивается на высоте $h_{СМП}$ выдачи команды на начало работы автоматики СМП в точке с географическими координатами $\varphi_{СМП}$ и $\lambda_{СМП}$.

Применение парашютно-реактивной СМП с неуправляемой парашютной системой и наличие достаточно продолжительного участка парашютирования в условиях воздействия ветровых возмущений приводят к отклонению точки приземления ВА от ТСМП. В таблице приведены примеры параметров ветрового сноса на участке парашютирования, полученные в результате прогнозирования за сутки до спуска при выполнении работ по оперативному баллистико-навигационному обеспечению (БНО) спусков ПТК типа «Союз» последних модификаций.

Параметры ветрового сноса на участке парашютирования

ПТК, дата спуска	Даль- ность, км	Азимут, град	ПТК, дата спуска	Даль- ность, км	Азимут, град
Союз ТМА-М 16.03.2011	17,7	100,8	Союз ТА-13М 10.11.2014	5,9	164,0
Союз ТМА-02М 22.11.2011	23,3	71,6	Союз ТМА-14М 12.03.2015	14,3	143,0
Союз ТМА-03М 01.07.2012	11,1	146,0	Союз ТМА-15М 11.06.2015	5,4	38,6
Союз ТМА-04М 17.09.2012	10,9	113,7	Союз ТМА-16М 12.09.2015	18,1	68,1
Союз ТМА-05М 19.11.2012	9,5	134,8	Союз ТМА-17М 11.12.2015	14,3	93,1
Союз ТМА-06М 15.03.2013	12,3	186,0	Союз ТМА-18М 02.03.2016	23,3	107,5
Союз ТМА-07М 14.05.2013	10,4	128,0	Союз ТМА-19М 18.06.2016	13,1	125,9
Союз ТМА-08М 11.09.2013	16,9	61,4	Союз ТМА-20М 07.09.2016	6,1	70,1
Союз ТМА-09М 11.11.2013	13,5	165,4	Союз МС 30.10.2016	17,1	49,8
Союз ТМА-10М 11.03.2014	4,8	135,0	Союз МС-02 10.04.2017	6,9	31,1
Союз ТМА-11М 14.05.2014	6,9	191,9	Союз МС-03 02.06.2017	2,2	268,2
Союз ТМА-12М 11.09.2014	13,6	129,5	Союз МС-04 03.09.2017	4,8	269,8

Исходными данными для расчета параметров ветрового сноса являлись предоставляемые Гидрометцентром РФ результаты прогноза ветровой обстановки в расчетных районах посадки (направление и скорость ветра в пяти слоях для диапазона высот 0...10,5 км). Дальность сноса определяли по поверхности сферы, радиус которой равен радиусу Земли в ПТП, между ТСМП и точкой приземления. Расчет траектории парашютирования проводили с учетом логики работы основной системы парашютов. Азимут сноса соответствует азимуту направления «ТСМП — точка приземления».

В практике БНО ТПК «Союз» ветровой снос на участке парашютирования учитывается в ходе решения задачи прицеливания посредством смещения прицельной точки для определения значения $t_{\text{вкл}}$ и параметров бокового маневра относительно ПТП на значение прогнозируемого ветрового сноса. Географические координаты прицельной ТСМП в этом случае имеют вид

$$\varphi_{\text{ТСМП}} = \varphi_{\text{ПТП}} + \Delta\varphi_{\text{сн}}; \quad (1)$$

$$\lambda_{\text{ТСМП}} = \lambda_{\text{ПТП}} + \Delta\lambda_{\text{сн}}, \quad (2)$$

где $\Delta\varphi_{\text{сн}}$, $\Delta\lambda_{\text{сн}}$ — составляющие прогнозируемого ветрового сноса по широте и долготе.

Следует отметить, что при уменьшении высоты начала работы СМП значение ветрового сноса при прочих равных условиях будет снижаться за счет уменьшения времени парашютирования. Для перспективного ТПК высота начала работы СМП будет составлять 4,5 км (против 10,7 км для ТПК «Союз», время парашютирования составит примерно 15 мин). Тем не менее решение задачи прицеливания необходимо выполнять с учетом прогнозируемого ветрового сноса на участке парашютирования.

Рассмотрим общую схему (рис. 1) и физические особенности решения задачи прицеливания при спуске ВА скользящего типа с ОИСЗ. Выбор $t_{\text{вкл}}$ при определенной полной дальности спуска для заданного профиля угла крена ВА на атмосферном участке спуска (при постоянном угле крена $\pm 60^\circ$ для ТПК «Союз МС») проводится в основном исходя из условия такого положения зоны маневра ВА на момент входа в плотные слои атмосферы, когда прицельная ТСМП располагается на линии, соединяющей ТСМП для значений угла крена -60° и 60° . Таким образом решается задача прицеливания по продольной дальности.

Начальный знак угла крена ВА при входе в атмосферу определяется взаимным расположением прицельной ТСМП и трассы посадочного витка (в примере на рис. 1 требуется левый боковой маневр). В процессе спуска размеры зоны маневра ВА за счет потери высоты

и скорости быстро уменьшаются [7, 8]. С учетом данного явления, путем определения момента смены знака угла крена, когда текущая граница зоны маневра будет проходить через прицельную ТСМП (см. рис. 1), обеспечивается решение задачи прицеливания по боковой дальности.

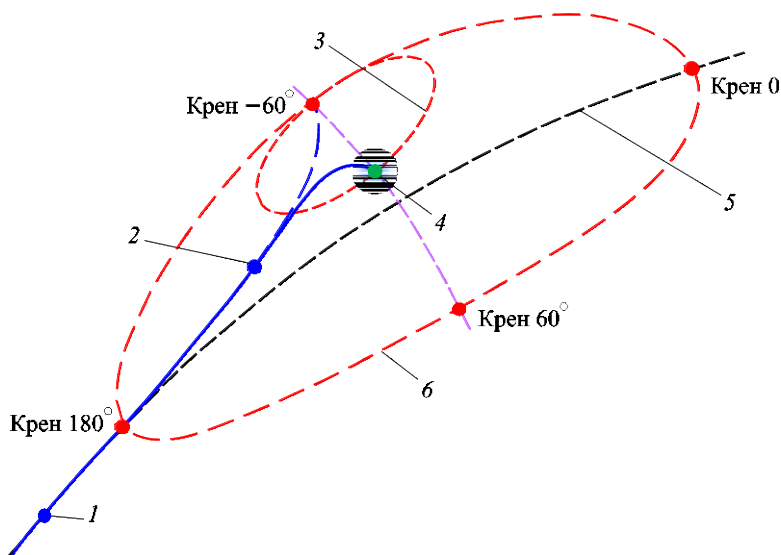


Рис. 1. Схема прицеливания ВА скользящего типа при спуске с ОИСЗ:

1 — точка входа в плотные слои атмосферы; 2 — точка смены знака угла крена; 3 — граница номинальной зоны маневра ВА в момент смены знака угла крена; 4 — прицельная точка ввода парашютной системы; 5 — трасса витка посадки; 6 — граница номинальной зоны маневра ВА от входа в атмосферу

Такая схема (в первом приближении) применяется для оперативного БНО спусков ТПК типа «Союз». Как отмечено выше, прицельные географические координаты ТСМП определяются с учетом прогнозируемого ветрового сноса на участке парашютирования.

Следует отметить, что решение задачи прицеливания выполняется до начала операций по спуску с ОИСЗ, и для этого могут использоваться только номинальные значения аэродинамических характеристик ВА и параметров атмосферы.

Анализ влияния разброса аэродинамических сил на решение задачи прицеливания. Существенной особенностью обеспечения высокоточной посадки ВА скользящего типа является невозможность априорного учета разброса аэродинамических характеристик ВА и случайных вариаций параметров атмосферы. Данные факторы оказывают значительное влияние на размеры зоны маневра. При этом в случае применения рассмотренного традиционного метода прицеливания расположение заданной ТСМП внутри границы фактической

зоны маневра ВА и соответственно высокоточное приведение ВА в заданную ТСМП не гарантируются.

Для иллюстрации этого положения рассмотрим пример возможных вариаций маневренных возможностей ВА ТПК «Союз МС» при начале маневрирования на высоте 45 км, обусловленных случайным разбросом силовых аэродинамических коэффициентов ВА $C_{x\alpha}$ и $C_{y\alpha}$, а также случайными вариациями плотности и температуры атмосферы, скорости широтного и меридионального ветра (модель ЦНИИмаша). Пример результатов статистических расчетов (1000 реализаций), показывающий оценку возможного рассеивания четырех характерных точек номинальной зоны маневра ВА (соответствующих значениям угла скоростного крена 0, 180 и $\pm 60^\circ$), приведен на рис. 2.

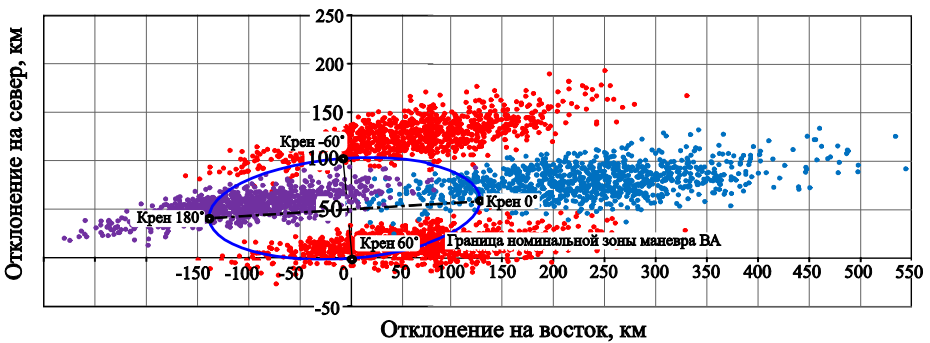


Рис. 2. Пример возможного рассеивания точек номинальной зоны маневра ВА

Как показали исследования, наибольшее негативное влияние при решении задачи прицеливания оказывают вариации маневренных возможностей ВА в боковом направлении, причем высокоточное приведение ВА в заданную ТСМП невозможно при уменьшении фактического располагаемого бокового маневра ВА относительно номинального.

Таким образом, возникает задача учета возможного уменьшения размеров фактической зоны маневра ВА относительно номинальных при решении задачи прицеливания для обеспечения гарантированного нахождения ТСМП внутри границы фактической зоны маневра и, следовательно, обеспечения необходимого условия высокоточного приведения ВА в ТСМП.

Метод и алгоритм расчета географических координат точек прицеливания. Ниже приведен метод, суть которого заключается в дополнительном смещении прицельной ТСМП для решения задачи прицеливания (с использованием номинальных характеристик ВА и атмосферы) в боковом направлении на значение $\Delta L_{3.м. \text{бок}}$, определя-

емое на основании результатов статистической оценки возможной недостаточности бокового маневра ВА. На рис. 3 приведена схема дополнительного смещения прицельной точки начала работы СМП, иллюстрирующая применение метода для модификации традиционной схемы решения задачи прицеливания.

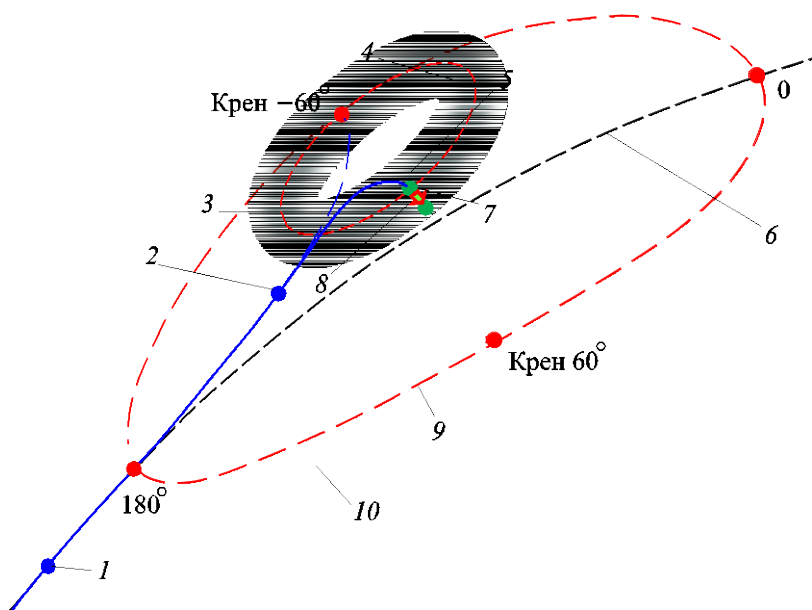


Рис. 3. Схема дополнительного смещения прицельной точки начала работы СМП: 1 — точка входа в плотные слои атмосферы; 2 — точка смены знака угла крена; 3 — граница номинальной зоны маневра ВА для приведения в прицельную точку; 4 — возможный разброс границы зоны маневра ВА при приведении в прицельную точку; 5 — область недостаточного бокового маневра; 6 — трасса витка посадки; 7 — прицельная точка ввода парашютной системы; 8 — требуемое смещение прицельной точки при сходе с ОИСЗ; 9 — граница номинальной зоны маневра ВА от входа в атмосферу; 10 — возможный разброс границы зоны маневра ВА от входа в атмосферу

Алгоритм реализации метода включает в себя расчет дополнительного смещения географических координат прицельной точки по широте $\Delta\varphi_{\text{пр}}$ и долготе $\Delta\lambda_{\text{пр}}$. Соотношения для расчета $\Delta\varphi_{\text{пр}}$ и $\Delta\lambda_{\text{пр}}$ имеют вид:

$$\Delta\varphi_{\text{пр}} = \frac{c\Delta L_{\text{з.м. бок}} \sin A}{R_3}; \quad (3)$$

$$\Delta\lambda_{\text{пр}} = \frac{c\Delta L_{\text{з.м. бок}} \cos A}{R_3 \cos \varphi_{\text{ПТП}}}. \quad (4)$$

Здесь $c = \begin{cases} -1 & \text{при левом начальном боковом маневре;} \\ +1 & \text{при правом начальном боковом маневре;} \end{cases}$

R_3 — радиус Земли в ПТП;

A — азимут касательной к трассе витка посадки в районе ПТП,

$$A = 90^\circ + \arcsin \frac{e_x c_1 + e_y c_2}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2 + c_3^2}};$$

$$e_x = -\sin \lambda^*;$$

$$e_y = \cos \lambda^*;$$

$$\lambda^* = \lambda_{\text{ПТП}} + \omega_3 (t_k - t_{\text{в.у}});$$

$\omega_3 = 7,29211587 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}$ — угловая скорость вращения Земли;

$$c_1 = yV_z^*;$$

$$c_2 = -xV_z^*;$$

$$c_3 = xV_y^* - yV_x^*;$$

$$V_x^* = V_x - \omega_3 y;$$

$$V_y^* = V_y + \omega_3 x;$$

$$V_z^* = V_z;$$

x, y, z, V_x, V_y, V_z — компоненты вектора состояния центра масс ПТК в гринвичской системе координат в момент прохождения восходящего витка посадки;

t_k — время достижения конечной точки траектории спуска на 1-й итерации решения задачи прицеливания;

$t_{\text{в.у}}$ — время прохождения восходящего узла витка посадки.

Особо следует отметить вариант обеспечения значения бокового маневра, близкого к нулевому. В этом случае момент смены знака угла выбирается из условия обеспечения боковой дальности $-c\Delta L_{\text{з.м.бок}}$ («раньше», чем для обеспечения нулевой боковой дальности). Это является еще одним отличием методики прицеливания для обеспечения высокоточного наведения от методики, применяемой при БНО пусков ТПК типа «Союз».

Для решения задачи прицеливания при высокоточной посадке ВА следует рассматривать три прицельные точки:

- 1) прицельная точка приземления ВА с координатами $\varphi_{\text{ПТП}}$ и $\lambda_{\text{ПТП}}$, находящаяся в центре выделенного района посадки;
- 2) прицельная точка начала работы СМП, смещенная относительно точки 1) ПТП на значение прогнозируемого ветрового сноса на участке

парашютирования. Будем называть эту точку ТСМП1, ее географические координаты вычисляются с использованием соотношений (1) и (2). Координаты ТСМП1 используются СУС ВА в процессе спуска;

3) прицельная точка начала работы СМП, смещенная относительно точки 2) (ТСМП1) на значение возможной недостаточности бокового маневра ВА $\Delta L_{з.м. бок}$. Будем называть эту точку ТСМП2, ее географические координаты вычисляются путем дополнительного смещения ТСМП1 с использованием соотношений (3) и (4). Координаты ТСМП2 используются до спуска ПТК для решения задачи прицеливания с использованием номинальных характеристик ВА и атмосферы.

Для обеспечения высокоточного наведения следует применять соответствующую методику выбора витков посадки. Диапазон высоты восходящего узла витка для посадки ВА в заданном районе необходимо выбирать с учетом фактической поперечной центровки ВА, определяющей его аэродинамическое качество и возможности бокового маневра, а также значения $\Delta L_{з.м. бок}$ для конкретного сезона спуска.

Анализ численных результатов. В качестве примера рассмотрим характеристики рассеивания ТСМП ВА для случая использования высокоточной комбинированной СУС, обеспечивающей точность приведения ВА в прицельную ТСМП с ошибкой не более 1 км [5, 10]. Такая точность достигается, как отмечено выше, при выполнении необходимого условия, заключающегося в нахождении прицельной ТСМП внутри фактической зоны маневра ВА для возникших атмосферных возмущений.

При традиционном решении задачи прицеливания (без дополнительного смещения прицельной ТСМП1, пример соответствует рис. 1) область рассеивания, определенная в результате сквозного статистического моделирования траекторий спуска ПТК от включения ТДУ для схода с ОИСЗ до достижения ТСМП (1000 случайных реализаций, учитывающих достаточно полный набор возмущающих факторов [5]) относительно ТСМП1, имеет вид, приведенный на рис. 4.

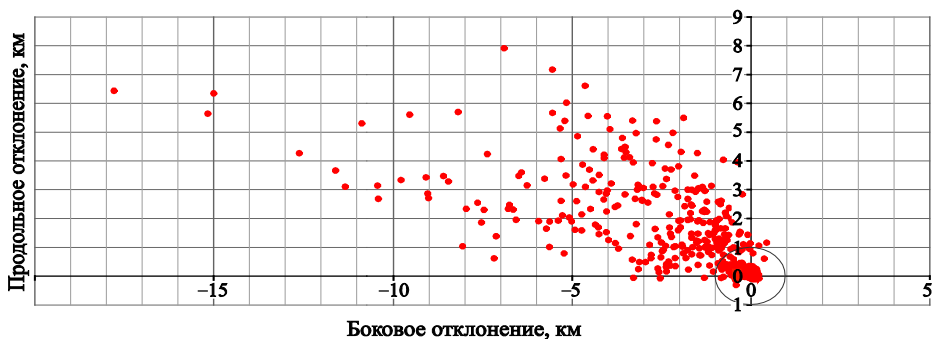


Рис. 4. Область рассеивания ТСМП ВА при традиционном решении задачи прицеливания

Максимальное значение промаха достигает 19 км. Большие промахи, превышающие 1 км, вызваны недостаточным запасом маневренных возможностей ВА при неблагоприятных сочетаниях возмущающих факторов. Следует отметить, что полученное максимальное значение промаха соответствует максимальному боковому промаху при спуске спускаемых аппаратов ТПК типа «Союз» (модификации «Союз ТМА», «Союз ТМА-М», «Союз МС»), СУС которых не обеспечивает управления боковым промахом. В обоих случаях причиной являются одни и те же физические факторы.

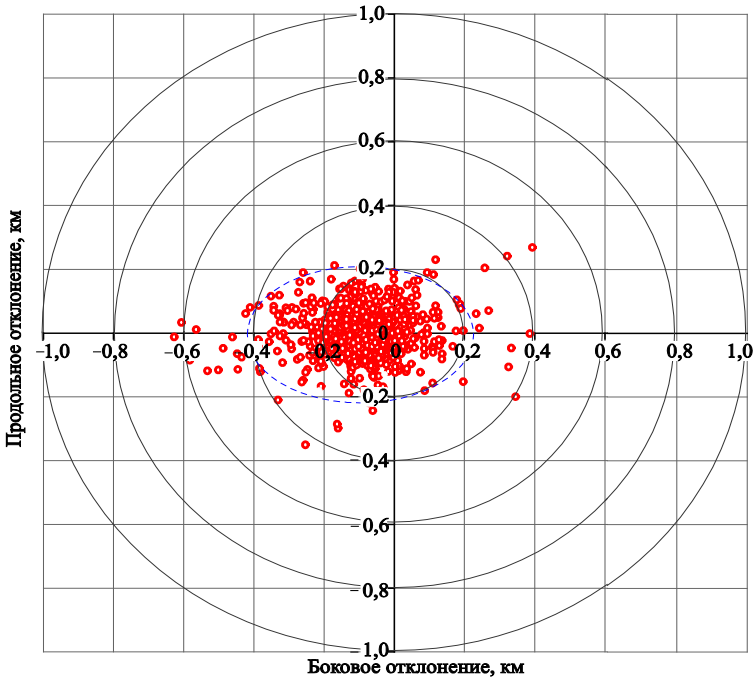


Рис. 5. Область рассеивания ТСМП ВА при решении задачи прицеливания с дополнительным смещением прицельной ТСМП

На рис. 5 представлена область рассеивания ТСМП ВА (выделена цветом) для тех же исходных данных спуска, однако решение задачи прицеливания выполнено с использованием предложенных метода и алгоритма расчета географических координат прицельной ТСМП2. Видно, что точность приведения ВА в прицельную ТСМП1 соответствует возможностям высокоточной СУС [9,10]. Следовательно, предложенные метод и алгоритм позволяют устранить при решении задачи прицеливания негативное влияние непрогнозируемых атмосферных возмущений на точность приведения ВА в ТСМП1.

Заключение. Проведенные исследования показали, что создание высокоточной СУС не гарантирует высокой точности приведения ВА скользящего типа при спуске с ОИСЗ в прицельную точку начала

работы СМП. При традиционном решении задачи прицеливания (для ТПК типа «Союз») с использованием номинальных характеристик ВА и атмосферы в условиях влияния непрогнозируемых атмосферных возмущений, способных привести к уменьшению маневренных возможностей ВА в боковом направлении, гарантированное приведение ВА в прицельную ТСМП невозможно.

Предложенные для определения времени схода с ОИСЗ и требуемого бокового маневра метод и алгоритм расчета географических координат точек прицеливания, суть которого заключается в дополнительном смещении прицельной ТСМП на величину априорной статистической оценки возможной недостаточности бокового маневра ВА, обеспечивают большую точность по сравнению с традиционным методом прицеливания.

Применение методов и алгоритмов высокоточного управления спуском в сочетании с предложенным методом и алгоритмом расчета географических координат прицельных точек позволят обеспечить безопасную посадку ВА перспективного пилотируемого корабля после спуска с ОИСЗ на малоразмерных посадочных площадках, расположенных на территории России.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А., Рыжков В.С., Самитов Р.М. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА». *Гироскопия и навигация*, 2004, № 3, с. 5–13.
- [2] Коросташевский Г.Н., Иванов Н.М., Ногов О.А. Об алгоритмах радионаведения в применении к управлению спуском в атмосфере Земли космических аппаратов. *Космические исследования*, 1973, т. XI, вып. 1, с. 31–39.
- [3] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. *Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу*. Москва, Наука, 1975, 400 с.
- [4] 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, с. 473–481.
- [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] Калужских Ю.Н., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритм управления спуском корабля-спасателя в атмосфере Земли. *Космические исследования*, 2000, т. 38, № 3, с. 278–284.
- [7] Андреевский В.В. *Динамика спуска космических аппаратов на Землю*. Москва, Машиностроение, 1970, 235 с.
- [8] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Бином, 2015, 400 с.

- [9] 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, № 3 (51). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-3-1473
- [10] Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Использование в оперативном контуре управления космическим аппаратом перспективного алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 2 (50). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1467

Статья поступила в редакцию 31.05.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кудрявцев С.И. Метод и алгоритм расчета координат точек прицеливания в задаче высокоточной посадки пилотируемого возвращаемого аппарата при спуске с околоземной орбиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 12.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1715>

Кудрявцев Сергей Иванович родился в 1959 г., окончил с отличием Московский лесотехнический институт в 1981 г. Канд. техн. наук, начальник лаборатории, доцент ФГУП ЦНИИмаш. Доцент Мытищинского филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный испытатель космической техники. Область научных интересов: проектно-баллистические исследования проблем спуска и посадки, оперативное баллистико-навигационное обеспечение полета космических аппаратов в части спуска. e-mail: s.i.kudriavtsev@yandex.ru

Method and algorithm for the aiming point data derivation in the task of high-precision landing of a manned reentry vehicle at the earth orbit letdown

© S.I. Kudryavtsev

Federal State Unitary Enterprise Central Research Institute of Machine Building
(TsNIIMach), Korolyev town, 141070, Russia

The paper centers on the aiming task that ensures the landing of a sliding reentry vehicle (RV) with a rocket-assisted parachute non-destructive landing system. The vehicle is part of an advanced manned orbiting spacecraft on small-sized launch sites on the territory of Russia. Within the research we analyzed the factors that require the corrective action concerning the aiming end point of the controlled letdown path with respect to the aiming point of the RV landing. Findings of the research show that conventional aiming, which uses the rated performance of the RV and atmosphere, does not provide the conditions for the guaranteed high-precision RV casting because of the possible reduction of its real maneuvering potential. As a result, the study introduces a method and an algorithm of the aiming point bias of the non-destructive landing system start with the a priori statistical estimation of the possible RV side-step manoeuvre incompetence. Finally, the study gives the results of numerical simulations confirming the effectiveness of the proposed method and algorithm.

Keywords: *manned reentry vehicle, high-precision letdown control, aiming task, actual side-step manoeuvre incompetence, aiming point bias*

REFERENCES

- [1] 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 — Gyroscopy and Navigation*, 2004, no. 3, pp. 5–13.
- [2] Korostashevskiy G.N., Ivanov N.M., Nogov O.A. *Kosmicheskie issledovaniia — Cosmic Research*, 1973, vol. XI, no. 1, pp. 31–39.
- [3] Okhotsimskiy D.E., Golubev Yu.F., Sikharulidze Yu.G. *Algoritmy upravleniya kosmicheskim apparatom pri vkhode v atmosferu* [Algorithms for controlling the spacecraft at the entrance to the atmosphere]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 400 p.
- [4] Ivanov N.M., Kudryavtsev S.I. *Kosmicheskie issledovaniia — Cosmic Research*, 1988, vol. XXVI, no. 4, pp. 473–481.
- [5] Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2015, no. 1 (80), pp. 5–13.
- [6] Kaluzhskikh Yu.N., Sikharulidze Yu.G. *Kosmicheskie issledovaniia — Cosmic Research*, 2000, vol. 38, no. 3, pp. 278–284.
- [7] Andreevskiy V.V. *Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlyu* [The dynamics of spacecraft letdown to the Earth]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970, 235 p.
- [8] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics and guidance]. Moscow, Binom Publ., 2015, 400 p.
- [9] Kudryavtsev S.I. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, no. 3 (51).
DOI: 10.18698/2308-6033-2016-3-1473.

- [10] Kutomanov A.Yu., Kudryavtsev S.I. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, no. 2 (50).
DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1467

Kudryavtsev S.I. (b. 1959) graduated with honors from Moscow State Forest University in 1981. Cand. Sc. (Eng.), Head of the Laboratory, Federal State Unitary Enterprise Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMach), Assoc. Professor, Bauman Moscow State Technical University, Mytishi Branch. Honored Space System Test Engineer. Research interests include design and ballistic studies of the problems of descent and landing, operational ballistic-navigational support of spacecraft flight during the let-down. e-mail: s.i.kudriavtsev@yandex.ru