

УДК 629.764.07/.08+531.551

А. В. ГОЛУБЕК

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Украина

## СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ КОМПЛЕКСА КОМАНДНЫХ ПРИБОРОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫВЕДЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ТЕРМИНАЛЬНЫМ НАВЕДЕНИЕМ

*Разработана стохастическая адаптивная математическая модель возмущённого движения ракеты-носителя, использующей терминальный принцип наведения, с учётом инструментальных погрешностей комплекса командных приборов системы управления. С использованием методов пофакторного анализа и статистического моделирования проведена априорная оценка точности выведения космического аппарата на солнечно-синхронную орбиту. Получены законы распределения ошибок оскулирующих параметров орбиты в точке выведения. Показано, что для априорной оценки точности выведения космического аппарата ракетой-носителем, использующей терминальный принцип наведения, следует использовать метод статистического моделирования движения на активном участке траектории.*

**Ключевые слова:** ракета-носитель, комплекс командных приборов, априорная оценка точности выведения.

### Введение

Одной из основных характеристик, определяющих эффективность проектируемой системы управления (СУ) ракетой-носителем (РН) является точность выведения космического аппарата (КА) на орбиту [1 - 3].

Большинство современных СУ построены по цифровому принципу и реализуют на борту алгоритмы терминального наведения [4], позволяющие формировать команды управления адаптивно в зависимости от условий конкретного пуска с учётом действующих возмущений. Но, несмотря на использование терминального наведения, в конце активного участка траектории (АУТ) РН будет наблюдаться отклонение реализованной орбиты от требуемой, которое вызвано действием множества факторов различной природы [5, 6]. Определяющими из них являются инструментальные погрешности комплекса командных приборов (ККП), которые не могут быть зарегистрированы и учтены средствами автономной СУ в полёте [3].

Вышесказанное приводит к необходимости определения точностных характеристик выведения КА на целевую орбиту и выбора наиболее приемлемого метода для решения этой задачи.

Состояние вопроса.

В настоящее время рассматриваются два основных метода определения точностных характеристик РН: априорная и апостериорная оценка точности. Применительно к новым комплексам, которые ещё не прошли лётные испытания и не имеют статистики пусков, используется только априорная

оценка.

В [7] проведен обзор и дано краткое описание методов оценки точности выведения КА, разработанных в ГKB «Южное» РН. Рассмотрены подходы к априорной и апостериорной оценке точности выведения. Приведены результаты оценки точности выведения ракетного комплекса «Зенит».

Описаны основные методы априорной и апостериорной оценки рассеивания ракет при стрельбе [6]. В качестве основных априорных методов рассматриваются:

- метод матрицы влияния;
- применение теории марковских процессов;
- статистическое моделирование.

Для оценки точности бесплатформенных инерциальных навигационных систем предложено использовать ковариационный анализ [8]. При этом ошибки определяются путём параллельного расчёта реальной траектории и траектории по данным СУ с дальнейшим сравнением результатов.

В [9] предлагается для анализа работы системы навигации использовать ковариационный анализ и метод статистического моделирования.

В работе [1] предлагается основанный на пофакторном анализе упрощённый метод расчёта точности выведения КА. Рассмотрим основные его положения.

1. Определение перечня возмущающих факторов, влияющих на точность выведения КА.

2. Вводится предположение о линейной зависимости отклонений кинематических параметров движения РН от возмущающих факторов.

3. Пофакторный расчёт точности выведения.

4. Расчёт ковариационной матрицы предельных отклонений. При условии выполнения п. 2 получаемая матрица описывает распределение случайной многомерной величины – отклонений кинематических параметров движения РН в момент окончания АУТ за счёт влияния возмущающих факторов.

5. Статистическое моделирование распределения кинематических параметров движения РН в момент окончания АУТ и расчёт соответствующих им распределений оскулирующих параметров орбиты.

6. Оценка точности выведения КА на заданную орбиту.

Предлагаемый в [1] метод позволяет уйти от затратного в вычислительном отношении процесса статистического моделирования всего АУТ РН для возмущённого случая, заменив его статистическим моделированием в точке окончания АУТ с использованием матрицы ковариации предельных отклонений.

Следует отметить, что этот метод даёт хорошие результаты для РН с функциональным наведением, когда происходит постоянный контроль движения в заданной узкой трубке траекторий и возврат в неё в случае выхода за установленные пределы. Получаемая в результате зависимость отклонений кинематических параметров движения РН относительно номинальной траектории до малых второго порядка считается линейной. Такое допущение позволяет применить к анализу точности принцип суперпозиции [7]. То есть рассматривать влияние на точность каждого случайного возмущающего фактора в отдельности с последующим геометрическим суммированием результатов.

Использование в составе СУ алгоритмов терминального наведения приводит к отклонениям времени окончания АУТ и векторов кинематических параметров движения от номинальных значений, которые могут достигать достаточно больших величин. В результате наблюдается расширение трубки траекторий [10]. В этом случае отклонение кинематических параметров движения РН уже нельзя считать зависящими линейно от возмущающих факторов, и использование принципа суперпозиции может привести к достаточно большим методическим погрешностям вычисления.

Такая же картина наблюдается и в близкой по содержанию задаче оценки точности – расчёту гарантийных запасов топлива РН с терминальным наведением. Приведенные в работе [10] результаты исследования подтвердили гипотезу о том, что использование упрощённого метода, основанного на пофакторном анализе, приводит к достаточно большим методическим погрешностям и его использование нежелательно.

## 1. Постановка задачи

Целью статьи является определение методической погрешности метода априорной оценки точности выведения КА [1] путём математического моделирования возмущённого движения РН с терминальным наведением при наличии инструментальных погрешностей ККП.

Сформулируем задачу исследования.

Даны: аэродинамические, массово-инерционные характеристики РН, характеристики двигательных установок, расположение точки старта, параметры целевой орбиты и распределения инструментальных погрешностей ККП.

Требуется: разработать математическую модель возмущённого движения ракеты-носителя, использующей терминальный принцип наведения, а также определить методическую ошибку метода априорной оценки точности выведения КА [1].

## 2. Математическая модель движения ракеты-носителя с учётом ошибок комплекса командных приборов

Введём предположения:

- РН – твёрдое тело;
- методическая ошибка систем наведения, навигации и стабилизации не учитывается;
- система стабилизации обрабатывает команды системы наведения без запаздывания;
- разделение ступеней, а также отделение головного обтекателя и КА происходит мгновенно с соответствующими приращениями кажущейся скорости.

Рассмотрим задачу в следующей постановке. Траектория РН с учётом принятых допущений в любой момент времени описывается кинематическими параметрами движения и ориентации: векторами скорости, текущего положения и угловой скорости вращения, а также кватернионом ориентации относительно инерциального пространства.

Полёт РН по реальной траектории происходит под действием различных сил и моментов, но в результате решения навигационной задачи за счёт инструментальных погрешностей ККП в СУ рассчитывается траектория, отличная от реальной. При этом команды системы наведения, управляющие полётом РН по реальной траектории, формируются на основании данных о траектории по данным СУ.

Следовательно, процесс движения РН на АУТ в рассматриваемой постановке можно описать двумя наборами кинематических параметров:

- реальными, обусловленными действием реальных сил и моментов;

– возмущёнными, обусловленными решением навигационной задачи СУ при наличии инструментальных погрешностей ККП.

Опишем движение РН следующей системой дифференциальных уравнений в нормальной форме Коши:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{V}} &= \dot{\bar{W}} + \bar{g}; \\ \dot{\bar{R}} &= \bar{V}; \\ \dot{\Lambda} &= \frac{1}{2} \Lambda \circ \Omega; \\ \dot{\bar{V}}^* &= \dot{\bar{W}}^* + \bar{g}^*; \\ \dot{\bar{R}}^* &= \bar{V}^*; \\ \dot{\Lambda}^* &= \frac{1}{2} \Lambda^* \circ \Omega^*; \\ \dot{m} &= \frac{\dot{G}(t)}{g_0}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где  $\bar{V}$  – вектор реальной абсолютной скорости;  
 $\bar{W}$  – вектор реальной кажущейся скорости;  
 $\bar{g}$  – вектор реального гравитационного ускорения;  
 $\bar{R}$  – вектор реального текущего положения;  
 $\Lambda$  – кватернион реальной ориентации относительно инерциального пространства;  
 $\Omega$  – кватернион реальной угловой скорости вращения;  
 $\bar{V}^*$  – вектор абсолютной скорости по данным СУ;  
 $\bar{W}^*$  – вектор кажущейся скорости по данным СУ;  
 $\bar{g}^*$  – вектор гравитационного ускорения по данным СУ;  
 $\bar{R}^*$  – вектор текущего положения по данным СУ;  
 $\Lambda^*$  – кватернион ориентации относительно инерциального пространства по данным СУ;  
 $\Omega^*$  – кватернион угловой скорости вращения по данным СУ;  
 $m$  – текущая масса;  
 $\dot{G}(t)$  – зависимость весового секундного расхода от времени полёта;  
 $g_0$  – характерное значение силы тяжести на поверхности Земли.

Систему (1) необходимо дополнить алгебраическими уравнениями, связывающими зависимость кажущегося ускорения РН от массы, а также гравитационного ускорения от текущего положения цен-

тра масс

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{W}} &= \frac{1}{m} (\bar{F}_T + \bar{F}_A); \\ \bar{g} &= f_G(\bar{R}); \\ \bar{g}^* &= f_G(\bar{R}^*), \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где  $\bar{F}_T$  – суммарная сила тяги двигательных установок;

$\bar{F}_A$  – сила аэродинамического сопротивления атмосферы;

$f_G$  – функциональная зависимость гравитационного ускорения от текущего геоцентрического положения.

Определим кватернион угловой скорости через программный кватернион, рассчитываемый системой наведения

$$\Omega = 2\tilde{M} \circ \dot{\Lambda}^*, \quad (3)$$

где  $M$  – программный кватернион. Он, имеет сложную функциональную зависимость от данных СУ по векторам текущего положения, скорости и кажущегося ускорения, кватерниона возмущённой ориентации, а также требуемых кинематических параметров движения в момент окончания АУТ [4].

То есть:

$$M = f_M(t, \bar{R}^*, \bar{V}^*, \bar{W}^*, \bar{g}^*, \Lambda^*, t_T, \bar{R}_T, \bar{V}_T), \quad (4)$$

где  $f_M$  – функциональная зависимость программного кватерниона от параметров движения РН;

$t$  – время от момента отключения точного приведения;

$t_T$  – прогнозируемое время окончания АУТ;

$\bar{R}_T$  – вектор требуемого положения в момент окончания АУТ;

$\bar{V}_T$  – вектор требуемой абсолютной скорости в момент окончания АУТ.

Определим в системе (1) взаимосвязь между возмущёнными значениями измеряемых ККП параметров движения и их погрешностями

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{W}}^* &= \dot{\bar{W}} + \bar{\xi}; \\ \Omega^* &= \Omega + \Xi, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

где  $\bar{\xi}$  – случайная ошибка определения вектора кажущегося ускорения;

$\Xi$  – случайная ошибка определения кватерниона угловой скорости вращения.

В общем случае, случайные ошибки определяются, как функции инструментальных погрешностей ККП и измеряемых ими параметров, то есть:

$$\left. \begin{aligned} \bar{\xi} &= f_{\xi} \left( \bar{\delta}_A, \dot{\bar{W}} \right); \\ \bar{\Xi} &= f_{\Xi} \left( \bar{\delta}_G, \Omega \right) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

где  $f_{\xi}$  – функциональная зависимость ошибки определения вектора кажущегося ускорения от инструментальных погрешностей акселерометров и действующего кажущегося ускорения;

$\bar{\delta}_A$  – вектор случайных инструментальных погрешностей акселерометров;

$f_{\Xi}$  – функциональная зависимость ошибки определения кватерниона угловой скорости вращения от инструментальных погрешностей гироскопов и кватерниона угловой скорости вращения;

$\bar{\delta}_G$  – вектор случайных инструментальных погрешностей гироскопов.

В итоге, математическая модель движения РН (1)-(6) представляет собой нелинейную, адаптивную стохастическую модель, состоящую из 21 дифференциального и 31 алгебраического уравнения.

### 3. Оценка методической погрешности

Оценку методической погрешности метода [1], принятого в качестве базового, проведём путём сравнения получаемых с его использованием результатов с результатами эталонного метода. Для базового метода таковым является метод статистического моделирования всего АУТ РН, начиная с момента отключения точного приведения [2, 6].

В качестве контролируемых параметров, характеризующих точность выведения КА, будем рассматривать оскулирующие параметры орбиты, такие как высота апогея и перигея, наклонение, долгота восходящего узла и аргумент перигея [7].

Сравнительный анализ методов проведём для разрабатываемой РН «Циклон-4» с бесплатформенной инерциальной навигационной системой. Рассматривается запуск КА массой 1600 кг с космодрома Алькантара на солнечно-синхронную орбиту (параметры приведены в табл. 1). Обозначения, используемые в табл. 1:  $h_A$  – высота апогея;  $h_P$  – высота перигея;  $i$  – наклонение;  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $\omega$  – аргумент перигея.

Таблица 1

Параметры целевой орбиты КА	
Оскулирующий параметр	Значение
$h_A$ , км	678
$h_P$ , км	662
$i$ , град	98,1
$\Omega$ , град	46,551
$\omega$ , град	326,661

Используемые предельные ( $3\sigma$ ) инструментальные погрешности ККП СУ приведены в табл. 2.

По результатам проведенного согласно базовому методу пофакторного анализа получены средние квадратические отклонения ошибок кинематических параметров движения КА в проекциях на оси абсолютной геоцентрической системы координат в момент отделения от РН и корреляционная матрица между ними (табл. 3 и 4). Обозначения таблиц:  $R_X, R_Y, R_Z$  – проекции текущего положения КА;  $V_X, V_Y, V_Z$  – проекции вектора абсолютной скорости КА.

Таблица 2  
Инструментальные погрешности ККП

Погрешность	Значение
Дрейф нуля акселерометра от запуска к запуску, м/с <sup>2</sup>	$10^{-3}$
Дрейф нуля акселерометра в запуске, м/с <sup>2</sup>	$3 \cdot 10^{-4}$
Погрешность масштабного коэффициента акселерометра	$10^{-4}$
Погрешность установки оси чувствительности акселерометра, угл. с	15
Дрейф нуля гироскопа от запуска к запуску, град/час	0,05
Дрейф нуля гироскопа в запуске, град/час	0,05
Случайный дрейф нуля гироскопа, град/час <sup>1/2</sup>	0,01
Погрешность масштабного коэффициента гироскопа	$10^{-5}$
Погрешность ориентации оси чувствительности гироскопа, угл. с	15
Погрешность начальной выставки в азимут, угл. мин	1
Погрешность начальной выставки в плоскости местного горизонта, угл. мин	0,2

Таблица 3  
СКО ошибок кинематических параметров движения КА для РН с терминальным наведением

$R_X$ , м	$R_Y$ , м	$R_Z$ , м	$V_X$ , м/с	$V_Y$ , м/с	$V_Z$ , м/с
60813	36342	21521	44,023	43,868	48,227

Таблица 4  
Корреляционная матрица ошибок кинематических параметров движения КА для РН с терминальным наведением

	$R_X$	$R_Y$	$R_Z$	$V_X$	$V_Y$	$V_Z$
$R_X$	1,00000	-0,99987	0,99997	-0,99997	-0,99993	0,99997
$R_Y$	-0,99987	1,00000	-0,99983	0,99985	0,99998	-0,99986
$R_Z$	0,99997	-0,99983	1,00000	-0,99997	-0,99990	0,99999
$V_X$	-0,99997	0,99985	-0,99997	1,00000	0,99992	-0,99998
$V_Y$	-0,99993	0,99998	-0,99990	0,99992	1,00000	-0,99993
$V_Z$	0,99997	-0,99986	0,99999	-0,99998	-0,99993	1,00000

Для сравнения, СКО и корреляционная матрица ошибок кинематических параметров движения КА в момент отделения для РН с функциональным наведением приведены в табл. 5 и 6.

Таблица 5  
СКО ошибок кинематических параметров движения КА для РН с функциональным наведением

$R_x, м$	$R_y, м$	$R_z, м$	$V_x, м/с$	$V_y, м/с$	$V_z, м/с$
12	930	1027	1,278	5,383	0,672

Таблица 6  
Корреляционная матрица ошибок кинематических параметров движения КА для РН с функциональным наведением

	$R_x$	$R_y$	$R_z$	$V_x$	$V_y$	$V_z$
$R_x$	1,00000	-0,09709	-0,05998	0,04879	-0,10669	-0,00025
$R_y$	-0,09709	1,00000	0,99456	-0,94061	0,99269	-0,34420
$R_z$	-0,05998	0,99456	1,00000	-0,95883	0,98935	-0,35430
$V_x$	0,04879	-0,94061	-0,95883	1,00000	-0,95018	0,38803
$V_y$	-0,10669	0,99269	0,98935	-0,95018	1,00000	-0,33251
$V_z$	-0,00025	-0,34420	-0,35430	0,38803	-0,33251	1,00000

По полученным СКО и корреляционной матрице проведен анализ точности выведения КА (табл. 7). Результаты анализа точности с использованием эталонного метода при тех же начальных условиях приведены в табл. 8. Обозначения табл. 7 и 8: Мин. – минимальное предельное значение ( $3\sigma$ ); Макс. – максимальное предельное значение ( $3\sigma$ ); МО – математическое ожидание.

Таблица 7  
Априорная оценка точности выведения КА, полученная базовым методом

	Мин.	Макс.	МО	СКО
$h_A, км$	-40,974	2,425	-1,936	4,790
$h_P, км$	-11,164	3,575	-0,986	2,652
$i, град$	-0,013	0,015	0,000	0,004
$\Omega, град$	-0,006	0,006	0,000	0,002
$\omega, град$	-81,445	106,924	-2,708	38,317

Таблица 8  
Априорная оценка точности выведения КА, полученная эталонным методом

	Мин.	Макс.	МО	СКО
$h_A, км$	-2,542	1,772	-0,135	0,698
$h_P, км$	-2,315	3,977	0,159	1,135
$i, град$	-0,013	0,013	0,000	0,005
$\Omega, град$	-0,006	0,006	0,000	0,002
$\omega, град$	-57,513	32,193	-1,651	15,522

Распределения ошибок оскулирующих параметров орбиты представлены на рис. 1-5. Как следует из полученных данных, распределения ошибок базового и эталонного методов на рис. 1, 2 и 5 имеют существенные отличия, тогда как распределения на рис. 3 и 4 приблизительно одинаковы. При этом согласно критерию  $\chi^2$  для доверительной вероятности 0,95 распределения ошибок по наклонению и долготе восходящего узла нормальны.

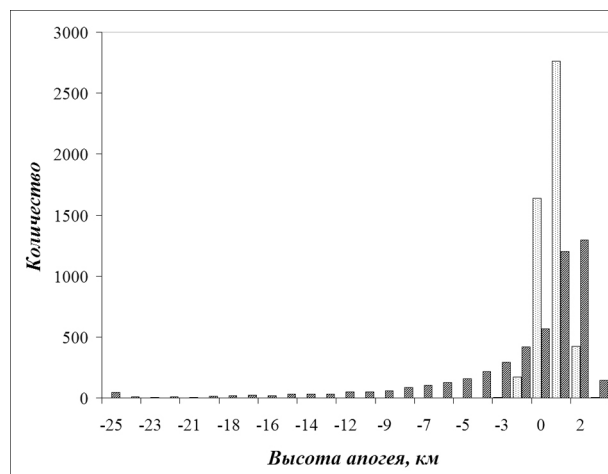


Рис. 1. Распределение ошибок по высоте апогея орбиты:  
■ – базовый метод; □ – эталонный метод

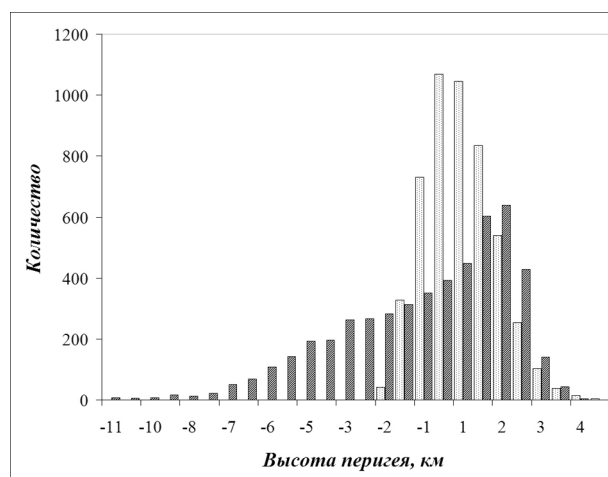


Рис. 2. Распределение ошибок по высоте перигея орбиты:  
■ – базовый метод; □ – эталонный метод

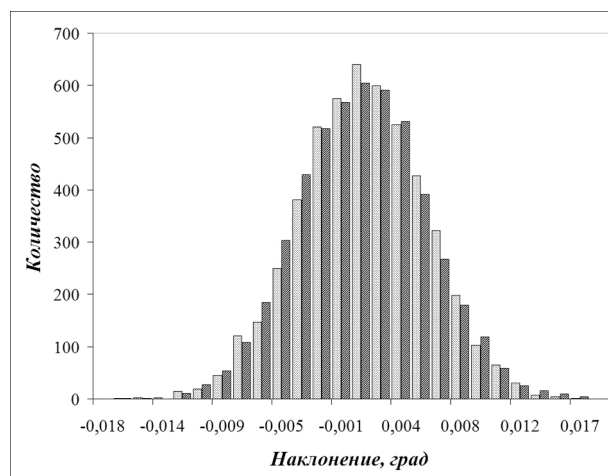


Рис. 3. Распределение ошибок по наклонению орбиты:  
■ – базовый метод; □ – эталонный метод

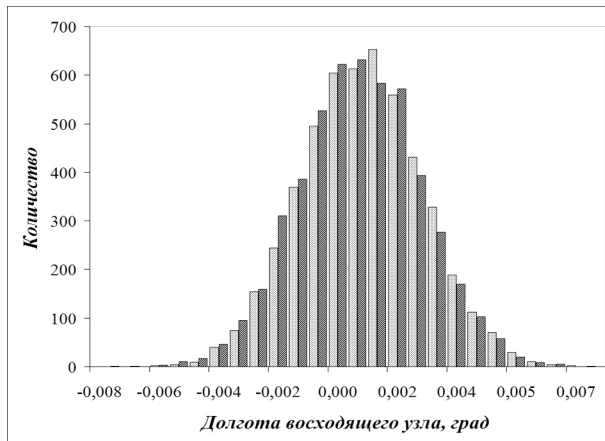


Рис. 4. Распределение ошибок по долготе восходящего узла орбиты:  
■ – базовый метод; □ – эталонный метод

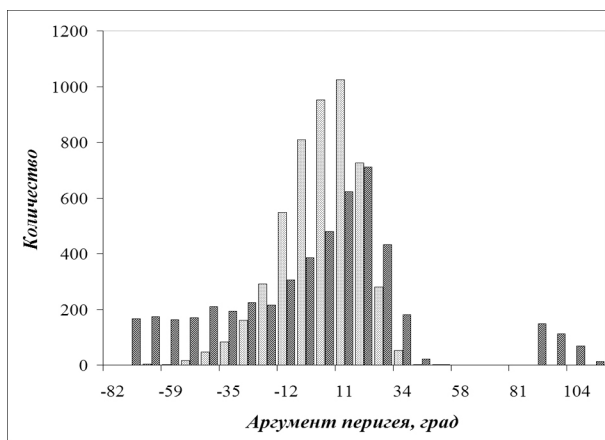


Рис. 5. Распределение ошибок по аргументу перигея орбиты:  
■ – базовый метод; □ – эталонный метод

Проверим гипотезу о единстве распределений отклонений оскулирующих параметров орбиты, рассчитанных базовым и эталонным методами. Для этого оценку МО проведём с использованием F-критерия, а СКО – с использованием критерия Романовского [11]. Доверительная вероятность принимается равной 0,95. Результаты проверки приведены в табл. 9.

Таблица 9

Проверка гипотез о равенстве распределений ошибок оскулирующих параметров орбиты

	F-критерий	Критерий Романовского
$h_A$	гипотеза отклоняется	гипотеза отклоняется
$h_P$	гипотеза отклоняется	гипотеза отклоняется
$i$	гипотеза принимается	гипотеза принимается
$\Omega$	гипотеза отклоняется	гипотеза принимается
$\omega$	гипотеза отклоняется	гипотеза отклоняется

Данные табл. 9 подтверждают необоснованность принятой в базовом методе гипотезы о линейной зависимости отклонений кинематических пара-

метров движения РН от погрешностей ККП. Учитывая, что при выведении КА заказчиком в подавляющем большинстве случаев задаётся точность выведения по оскулирующим параметрам орбиты, базовый метод не даёт достоверных априорных оценок точности выведения РН с терминальным наведением.

### Заключение

На основании данных табл. 7-9, а также рис. 1-5 можно сделать следующие выводы.

1. Базовый метод [1], основанный на пофакторном анализе, в сравнении с эталонным даёт хорошие оценки точности по наклонению и долготе восходящего узла орбиты. Распределения нормальные с близким размахом. При этом по наклонению распределения равны, по долготе восходящего узла наблюдается равенство дисперсий при неравенстве средних.

2. Применительно к высотам апогея и перигея, а также к аргументу перигея орбиты наблюдаются существенные расхождения предельных значений при полном различии распределений.

Методическая ошибка определения оскулирующих параметров орбиты приведена в табл. 10.

Таблица 10

Методическая ошибка базового метода

	МО	СКО	Размах
$h_A$ , км	1,801	-4,092	-39,085
$h_P$ , км	1,145	-1,517	-8,447
$i$ , град	0,000	0,001	-0,002
$\Omega$ , град	0,000	0,000	0,000
$\omega$ , град	1,057	-22,795	-98,663

Следует отметить, что долгота восходящего узла и наклонение в сравнении с высотой апогея, высотой перигея и аргументом перигея согласно [12] менее чувствительны к действующим орбитальным возмущениям векторов кинематических параметров движения. Это может служить причиной того, что методические ошибки базового метода, обусловленные принятыми допущениями, слабо влияют на орбитальные параметры, характеризующие ориентацию плоскости орбиты КА относительно Земли.

Следовательно, для априорной оценки точности выведения КА РН с терминальным наведением следует использовать метод статистического моделирования. Метод априорной оценки точности выведения КА на основе пофакторного анализа может применяться только на первоначальных этапах работ по оценке точности РН.

Предложенная адаптивная стохастическая математическая модель возмущённого движения РН может использоваться не только для априорной оценки точности выведения, но и для расчёта гарантийных запасов топлива, определения загрузки ор-

ганов управления, а также комплексного моделирования полёта, при условии её адаптации под решаемую задачу.

### Литература

1. Литвинов, В. С. Точность выведения ракет-носителей [Текст] : учеб. пособие / В. С. Литвинов, А. В. Новиков, В. Л. Тихонов ; под ред. акад. НАН Украины С. Н. Конюхова. – Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2009. – 190 с.
2. Лысенко, Л. Н. Наведение и навигация баллистических ракет [Текст] : учеб. пособие / Л. Н. Лысенко. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007. – 672 с.
3. Машиностроение [Текст] : энциклопедия / К. В. Фролов (пред.) [и др.]. – М. : Машиностроение. Т. IV-22. Кн. 1. 2012. – 925 с.
4. Сихарулидзе, Ю. Г. Баллистика летательных аппаратов [Текст] / Ю. Г. Сихарулидзе. – М. : Наука, 1982. – 352 с.
5. Герасюта, Н. Ф. Баллистика ракет [Текст] / Н. Ф. Герасюта, А. А. Лебедев. – М. : Машиностроение, 1970. – 244 с.
6. Дмитриевский, А. А. Внешняя баллистика [Текст] : учеб. для вузов / А. А. Дмитриевский, Л. Н. Лысенко, С. С. Богодистов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1991. – 640 с.

7. *Методология и результаты анализа точности выведения космических аппаратов ракетой-носителем «Зенит»* [Текст] / В. В. Брикер, В. С. Литвинов, А. А. Негода, А. В. Новиков // *Космічна наука і технологія*. – 1996. – Т. 2, № 3-4. – С. 66–69.

8. Titterton, D. H. *Strapdown Inertial Navigation Technology* [Text] / D. H. Titterton, J. L. Weston. – 2nd Edition. – The Institution of Electrical Engineers, 2004. – 581 p.

9. Farrell, A. J. *Aided Navigation GPS with High Rate Sensors* [Text] / A. J. Farrell. – The McGraw-Hill Companies, 2008. – 530 p.

10. Маштак, И. В. Об уточнении модели расчётов гарантийных запасов топлива ракет с терминальным наведением [Текст] / И. В. Маштак, А. Д. Шентун // *Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник*. – 2013. – № 2. – С. 27–32.

11. Кобзарь, А. И. *Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников* [Текст] / А. И. Кобзарь. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 816 с.

12. Эльясберг, П. Е. *Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли* [Текст] / П. Е. Эльясберг. – М. : Либроком, 2014. – 544 с.

Поступила в редакцию 24.12.2014, рассмотрена на редколлегии 20.03.2015

## ПОРІВНЯННЯ МЕТОДІВ ОЦІНКИ ВПЛИВУ ПОХИБОК КОМПЛЕКСУ КОМАНДНИХ ПРИЛАДІВ НА ТОЧНІСТЬ ВИВЕДЕННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ З ТЕРМІНАЛЬНИМ НАВЕДЕННЯМ

**О. В. Голубек**

Розроблено стохастичну адаптивну математичну модель збуреного руху ракети-носія, яка використовує термінальний принцип наведення, з урахуванням інструментальних похибок комплексу командних приладів системи керування. З використанням методів пофакторного аналізу і статистичного моделювання проведено апріорну оцінку точності виведення космічного апарату на сонячно-синхронну орбіту. Отримано закони розподілу похибок оскулюючих параметрів орбіти в точці виведення. Показано, що для апріорної оцінки точності виведення космічного апарату ракетою-носієм, яка використовує термінальний принцип наведення, слід використовувати метод статистичного моделювання руху на активній дільниці траєкторії.

**Ключові слова:** ракета-носієй, комплекс командних приладів, апріорна оцінка точності виведення.

## COMPARISON OF PROCEDURES FOR ASSESSMENT OF EFFECT OF CONTROLLER COMPLEX ERRORS ON INJECTION ACCURACY OF LAUNCH VEHICLE WITH ITERATIVE GUIDANCE

**A. V. Golubek**

The paper addresses a developed stochastic adaptive math model of disturbed motion of a launch vehicle with iterative guidance, taking into account instrumentation errors of the control system controller complex. Prior estimation of accuracy of spacecraft injection into sun synchronous orbit was conducted using a factor-by-factor analytical method and statistical modeling. Distribution laws for errors of orbit osculating parameters in the injection point were derived. The paper provides a rationale that in order to conduct the prior estimation of accuracy of spacecraft injection onboard the launch vehicle with iterative guidance, the method of statistical modeling of motion in powered flight should be applied.

**Key words:** launch vehicle, controller complex, prior estimation of injection accuracy.

**Голубек Александр Вячеславович** – канд. техн. наук, вед. инженер-программист отдела динамики полета ракет и РН, баллистики РН, разгонных блоков, КА и баллистико-навигационного обеспечения управления полетом КА, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.