ложенные в выражениях (2) частоты 1602,018, 1246,014 и 1203,048 МГц, что позволит с использованием метода некратных шкал получить диапазон РН до 48,8 м по выборке одномоментных измерений на трех частотах или 6,8 м — при использовании метода СДВ на двух частотах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Пономарев В. А., Пономарев А. В., Пономарева Т. М., Бахолдин В. С.* Разрешения неоднозначности в информационно-измерительных многошкальных приборах и системах. СПб: ВИКУ, 2001.
2. Пат. 2157547 РФ. Способ разрешения неоднозначности фазовых измерений / *В. А. Пономарев, В. С. Бахолдин.* 1999.
3. Пат. 2213979 РФ. Способ разрешения неоднозначности фазовых измерений в системе GPS / *В. А. Пономарев, В. С. Бахолдин.* 2003.
4. КА ГЛОНАСС-К2. Структура излучаемых навигационных радиосигналов L1SC, L1OC, L2SC, L2OC, L2 КСИ, L3OC с кодовым разделением частотных диапазонов L1, L2, L3: Интерфейсный контрольный документ. Версия 13, 17.09.2011 / Рос. науч.-исслед. ин-т космического приборостроения. М., 2011. 32 с.

Сведения об авторе

Владимир Станиславович Бахолдин — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: bakholdin_vs@mail.ru

Рекомендована кафедрой
космической радиолокации
и радионавигации

Поступила в редакцию
11.03.14 г.

УДК 519.2

В. Н. Арсеньев, П. В. Лабецкий

ОЦЕНИВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ПУСКОВ В РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ

Рассматривается задача оценивания характеристик точности системы управления ракеты-носителя по результатам испытаний в различных условиях. Предлагается новый подход к определению оператора приведения результатов испытаний к единым условиям, позволяющий повысить точность оценок.

Ключевые слова: *система управления, ракета-носитель, точностные характеристики, условия пусков, неоднородные данные.*

Введение. Качество решения задач, возлагаемых на космический аппарат (КА), существенно зависит от начальных параметров движения (фазовых координат) центра масс КА в момент его отделения от ракеты-носителя (РН). Фазовые координаты являются случайными, что обусловлено большим числом случайных возмущений, действующих на ракету-носитель и ее систему управления (СУ) на активном участке траектории [1].

Характеристики разброса фазовых координат РН в конце активного участка траектории или, как их часто называют, характеристики точности системы управления можно оценить, используя метод статистического моделирования возмущенного движения РН. Эти оценки могут отличаться от фактических значений характеристик точности из-за невозможности учета в модельном эксперименте совокупности факторов, оказывающих влияние на движение РН.

Достоверная информация о точности выведения КА на заданную орбиту формируется путем многократных пусков РН в одних и тех же условиях, обеспечивающих однородность получаемых статистических данных. Условия пусков можно полагать идентичными при совпадении граничных значений (точек старта и орбит выведения), программ управления, вероятностных характеристик параметров системы управления и массогабаритных характеристик КА.

На практике, как правило, имеется фактическая информация о рассеивании фазовых координат РН в точках выведения, формируемая по результатам запусков различных типов КА на разные орбиты. Такая информация является весьма важной, поскольку отражает фактические возможности РН в плане обеспечения требуемой точности выведения КА на орбиту. Однако из-за отличия условий пусков информация об отклонениях фазовых координат РН от расчетных значений является неоднородной. Большинство классических методов оценивания характеристик точности СУ РН ориентировано на однородные статистические данные. Устранение неоднородности статистической информации может быть осуществлено путем приведения результатов всех пусков РН к единым условиям.

Впервые эта задача была поставлена и решена проф. В. И. Мироновым [2] для класса линейных операторов. Развитие его идеи можно найти в работах [3, 4] и др. Известные способы определения операторов базируются на следующих процедурах:

— линеаризации уравнений возмущенного движения РН, использовании коэффициентов чувствительности и аппарата обобщенного обращения матриц [2];

— решении нелинейного матричного уравнения, связывающего ковариационные матрицы вариаций фазовых координат СУ РН в различных условиях [2];

— решении нелинейного матричного уравнения, учитывающего систематические составляющие вектора вариаций фазовых координат [3, 4];

— допущении об отсутствии корреляционных связей между составляющими вектора вариаций фазовых координат;

— выборе оператора приведения в виде диагональной матрицы.

В основу перечисленных методов положено использование только априорной информации, накопленной до проведения натурных испытаний. В то же время наличие данных, полученных при испытаниях даже ограниченного числа опытных образцов РН, позволяет повысить точность определения оператора приведения результатов пусков к единым условиям испытаний и, как следствие, увеличить достоверность оценивания области рассеивания фазовых координат РН в момент отделения КА.

Постановка задачи. Рассмотрим модель движения РН на активном участке траектории:

$$\frac{d\hat{\mathbf{X}}}{dt} = \mathbf{F}\left(\hat{\mathbf{X}}, \mathbf{U}, \hat{\boldsymbol{\lambda}}, t\right), \ \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \tag{1}$$

где знак „^“ используется для отличия случайной величины от детерминированной; $\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{X}_{\text{н}}(t) + \Delta\hat{\mathbf{X}}(t) \in \mathbf{R}^n$ — вектор фазовых координат СУ РН в момент времени t; $\mathbf{X}_{\text{н}}(t)$ — его номинальное значение; $\Delta\hat{\mathbf{X}}(t)$ — вектор случайных вариаций фазовых координат СУ РН относительно номинального значения $\mathbf{X}_{\text{н}}(t)$; $\mathbf{U} = \mathbf{R}^q$ — вектор-функция программ управления; $\hat{\boldsymbol{\lambda}} = \boldsymbol{\lambda}_{\text{н}} + \Delta\hat{\boldsymbol{\lambda}} \in \mathbf{R}^m$ — вектор случайных параметров системы; $\boldsymbol{\lambda}_{\text{н}}$ — его номинальное значение; $\Delta\hat{\boldsymbol{\lambda}}$ — вектор случайных возмущений (отклонений параметров системы управления от их номинальных значений), закон распределения которого полагается известным; $t \in \left(t_0, t_{\text{к}}\right)$; t_0 и $t_{\text{к}}$ — моменты времени начала (старта РН) и окончания (выведения КА на заданную орбиту) движения РН.

Полагается [1, 2], что распределение вектора $\Delta\hat{\mathbf{X}}(t_к)$ вариаций фазовых координат СУ РН в конце активного участка траектории является многомерным нормальным $N\left(\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}, \mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}\right)$ с математическим ожиданием $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$ и ковариационной матрицей $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$. Величины $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$ характеризуют область рассеивания фазовых координат РН в момент отделения КА и являются характеристиками точности СУ РН.

Пусть в некоторых условиях *1* проведено i_1 пусков РН, а в отличных от них условиях *2* — i_2 пусков. Результаты пусков представлены соответственно множествами $\Delta\mathbf{X}_{1j}$, $j=\overline{1,i_1}$, и $\Delta\mathbf{X}_{2j}$, $j=\overline{1,i_2}$, значений вектора вариаций фазовых координат СУ РН в точке выведения.

Необходимо получить оценки $\mathbf{M}_{12}$ и $\mathbf{K}_{12}$ параметров $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$, характеризующих точность СУ РН в условиях *1*, по результатам испытаний РН в условиях *1* и *2*.

Определение оператора приведения. Полагается, что в условиях *1* и *2* векторы $\Delta\hat{\mathbf{X}}_1$ и $\Delta\hat{\mathbf{X}}_2$ вариаций фазовых координат СУ РН в конечных точках траекторий связаны линейной зависимостью

$$\Delta\hat{\mathbf{X}}_1 = \mathbf{P}_{12}\Delta\hat{\mathbf{X}}_2, \tag{2}$$

где $\mathbf{P}_{12}$ — $(n\times n)$-матрица, которую в дальнейшем будем называть оператором приведения результатов пусков РН в условиях *2* к условиям *1*.

По результатам реальных пусков определяются опытные оценки

$$\tilde{\mathbf{M}}_1 = \frac{1}{i_1}\sum_{j=1}^{i_1}\Delta\mathbf{X}_{1j}, \; \tilde{\mathbf{K}}_1 = \frac{1}{i_1-1}\sum_{j=1}^{i_1}\left(\Delta\mathbf{X}_{1j}-\tilde{\mathbf{M}}_1\right)\left(\Delta\mathbf{X}_{1j}-\tilde{\mathbf{M}}_1\right)^T \tag{3}$$

характеристик $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ точности СУ РН в условиях *1* и аналогичные оценки

$$\tilde{\mathbf{M}}_2 = \frac{1}{i_2}\sum_{j=1}^{i_2}\Delta\mathbf{X}_{2j}, \; \tilde{\mathbf{K}}_2 = \frac{1}{i_2-1}\sum_{j=1}^{i_2}\left(\Delta\mathbf{X}_{2j}-\tilde{\mathbf{M}}_2\right)\left(\Delta\mathbf{X}_{2j}-\tilde{\mathbf{M}}_2\right)^T \tag{4}$$

характеристик $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_2}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}2}$ в условиях *2*.

Согласно выражению (2) матрица $\mathbf{P}_{12}$ должна удовлетворять уравнению

$$\tilde{\mathbf{M}}_1 = \mathbf{P}_{12}\cdot\tilde{\mathbf{M}}_2, \tag{5}$$

которое при $n>1$ имеет бесконечное множество решений.

Рассмотрим функционал

$$\mathbf{J} = \mathrm{tr}\left\{M\left[\left(\Delta\mathbf{X}_1-\mathbf{P}_{12}\Delta\mathbf{X}_2\right)\left(\Delta\mathbf{X}_1-\mathbf{P}_{12}\Delta\mathbf{X}_2\right)^T\right]\right\}, \tag{6}$$

где $M[\cdot]$ — оператор математического ожидания, $\mathrm{tr}\{\cdot\}$ — функция вычисления следа матрицы.

Правую часть выражения (6) можно представить в виде

$$\mathbf{J} = \mathrm{tr}\left\{\mathbf{G}_1 - \mathbf{P}_{12}\cdot\mathbf{G}_{21} - \mathbf{G}_{12}\cdot\mathbf{P}_{12}^T + \mathbf{P}_{12}\cdot\mathbf{G}_2\cdot\mathbf{P}_{12}^T\right\}, \tag{7}$$

где матрицы $\mathbf{G}_1 = M\left[\Delta\hat{\mathbf{X}}_1\Delta\hat{\mathbf{X}}_1^T\right]$, $\mathbf{G}_{12} = \mathbf{G}_{21}^T = M\left[\Delta\hat{\mathbf{X}}_1\Delta\hat{\mathbf{X}}_2^T\right]$, $\mathbf{G}_2 = M\left[\Delta\hat{\mathbf{X}}_2\Delta\hat{\mathbf{X}}_2^T\right]$ определяются путем статистических испытаний модели (1), причем число модельных экспериментов может быть сколь угодно большим.

Для повышения точности определения оператора приведения необходимо в процедуре его вычисления учитывать всю имеющуюся априорную и апостериорную информацию. Поэтому в качестве $\mathbf{P}_{12}$ берется матрица, обеспечивающая минимум функции (6) при строгом выполнении условия (5).

Для решение этой оптимизационной задачи следует использовать метод неопределенных множителей Лагранжа. Функция Лагранжа имеет вид

$$L = \mathrm{tr}\left\{\mathbf{G}_1 - \mathbf{P}_{12}\cdot\mathbf{G}_{21} - \mathbf{G}_{12}\cdot\mathbf{P}_{12}^T + \mathbf{P}_{12}\cdot\mathbf{G}_2\cdot\mathbf{P}_{12}^T\right\} + 2\boldsymbol{\mu}^T\left(\tilde{\mathbf{M}}_1 - \mathbf{P}_{12}\cdot\tilde{\mathbf{M}}_2\right),$$

где $\boldsymbol{\mu}$ — $n\times 1$-вектор неопределенных множителей.

Из необходимых условий $\partial L/\partial\boldsymbol{\mu} = 0$ и $\partial L/\partial\mathbf{P}_{12} = 0$ минимума функции L следует

$$\mathbf{P}_{12} = \left[\mathbf{G}_{12} + \frac{1}{\tilde{\mathbf{M}}_2^T\cdot\mathbf{G}_2^{-1}\cdot\tilde{\mathbf{M}}_2}\left(\tilde{\mathbf{M}}_1 - \mathbf{G}_{12}\cdot\mathbf{G}_2^{-1}\cdot\tilde{\mathbf{M}}_2\right)\tilde{\mathbf{M}}_2^T\right]\mathbf{G}_2^{-1}. \tag{8}$$

Оценивание характеристик точности СУ РН. Результаты пусков РН в условиях *2*, приведенные к условиям *1*, — $\mathbf{P}_{12}\Delta\mathbf{X}_{2j}$, $j=\overline{1,i_2}$, и результаты пусков РН в условиях *1* — $\Delta\mathbf{X}_{1j}$, $j=\overline{1,i_1}$, рассматриваются как выборка из одной генеральной совокупности с законом распределения $N\left(\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1},\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}\right)$. Тогда оценки математического ожидания $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ и ковариационной матрицы $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ определяются по формулам

$$\mathbf{M}_{12} = \frac{1}{i_1+i_2}\left(\sum_{j=1}^{i_1}\Delta\mathbf{X}_{1j} + P_{12}\sum_{j=1}^{i_2}\Delta\mathbf{X}_{2j}\right) = \tilde{\mathbf{M}}_{12}, \tag{9}$$

$$\mathbf{K}_{12} = \frac{1}{i_1+i_2-2}\left\{\sum_{j=1}^{i_1}\left(\Delta\mathbf{X}_{1j}-\tilde{\mathbf{M}}_1\right)\left(\Delta\mathbf{X}_{1j}-\tilde{\mathbf{M}}_1\right)^T + \mathbf{P}_{12}\left[\sum_{j=1}^{i_2}\left(\Delta\mathbf{X}_{2j}-\tilde{\mathbf{M}}_2\right)\left(\Delta\mathbf{X}_{2j}-\tilde{\mathbf{M}}_2\right)^T\right]\right\}\mathbf{P}_{12}^T =$$

$$= \frac{1}{i_1+i_2-2}\left[(i_1-1)\tilde{\mathbf{K}}_1 + (i_2-1)\mathbf{P}_{12}\cdot\tilde{\mathbf{K}}_2\cdot\mathbf{P}_{12}^T\right]. \tag{10}$$

Можно показать, что оценки (9), (10) являются несмещенными, причем дисперсии элементов оценок $\mathbf{M}_{12}$ и $\mathbf{K}_{12}$ меньше дисперсий соответствующих элементов оценок $\tilde{\mathbf{M}}_1$ и $\tilde{\mathbf{K}}_1$.

Пример. Рассмотрим трехмерный вектор $\Delta\hat{\mathbf{X}}$ отклонений фазовых координат СУ РН от их расчетных значений (значения отклонений измеряются в метрах).

По результатам 100 000 модельных пусков в условиях *1* и такого же количества пусков в условиях *2* получены матрицы

$$\mathbf{G}_1 = \begin{bmatrix} 814\,706 & 711 & 1\,404\,233 \\ 711 & 1\,533 & 1\,253 \\ 1\,404\,233 & 1\,253 & 2\,429\,981 \end{bmatrix};\ \mathbf{G}_2 = \begin{bmatrix} 776\,930 & 548\,748 & 547\,866 \\ 548\,748 & 388\,356 & 387\,435 \\ 547\,866 & 387\,435 & 387\,521 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{G}_{12} = \begin{bmatrix} 795\,285 & 561\,471 & 559\,955 \\ 440 & 1196 & 177 \\ 1\,373\,076 & 970\,993 & 970\,130 \end{bmatrix}.$$

Поскольку реальные пуски РН не производились, то необходимые статистические данные были получены путем моделирования. В условиях *1* проведено 6 пусков и получены следующие результаты:

$$\Delta\mathbf{X}_{11} = \begin{bmatrix} -1276 & -56 & -2290 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{12} = \begin{bmatrix} 26 & -24 & -51 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{13} = \begin{bmatrix} 1427 & 36 & 2456 \end{bmatrix}^T;$$

$$\Delta\mathbf{X}_{14} = \begin{bmatrix} -729 & 11 & -1332 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{15} = \begin{bmatrix} 684 & 17 & 1184 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{16} = \begin{bmatrix} 54 & 39 & 189 \end{bmatrix}^T,$$

в условиях *2* — 8 пусков с результатами:

$$\Delta\mathbf{X}_{21} = \begin{bmatrix} -1257 & -933 & -910 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{22} = \begin{bmatrix} 32 & 10 & 29 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{23} = \begin{bmatrix} 1388 & 999 & 974 \end{bmatrix}^T;$$

$$\Delta\mathbf{X}_{24} = \begin{bmatrix} -730 & -521 & -540 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{25} = \begin{bmatrix} 667 & 482 & 471 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{26} = \begin{bmatrix} 70 & 88 & 81 \end{bmatrix}^T;$$

$$\Delta\mathbf{X}_{27} = \begin{bmatrix} -446 & -308 & -316 \end{bmatrix}^T;\ \Delta\mathbf{X}_{28} = \begin{bmatrix} 429 & 258 & 289 \end{bmatrix}^T.$$

По этим данным рассчитаны оценки математических ожиданий $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ и $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_2}$:

$$\tilde{\mathbf{M}}_1 = \begin{bmatrix} 31 & 4 & 43 \end{bmatrix}^T,\ \tilde{\mathbf{M}}_2 = \begin{bmatrix} 19 & 9 & 9 \end{bmatrix}^T.$$

Оператор приведения определяется по формуле (8):

$$\mathbf{P}_{12} = \begin{bmatrix} 3{,}11 & -1{,}66 & -1{,}28 \\ 0{,}74 & 0{,}12 & -1{,}16 \\ 3{,}28 & -2{,}55 & 0{,}43 \end{bmatrix}.$$

Тогда оценки $\mathbf{M}_{12}$ и $\mathbf{K}_{12}$ характеристик точности СУ РН в условиях *1*, полученные по результатам всех пусков РН в условиях *1* и *2*, в соответствии с формулами (9), (10) примут следующий вид:

$$\mathbf{M}_{12} = \begin{bmatrix} 31 & 4 & 43 \end{bmatrix}^T;\ \mathbf{K}_{12} = \begin{bmatrix} 794\,713 & 11\,432 & 1\,394\,803 \\ 11\,432 & 746 & 19\,894 \\ 1\,394\,803 & 19\,894 & 2\,450\,938 \end{bmatrix}.$$

Очевидно, что дисперсии элементов оценок $\mathbf{M}_{12}$ и $\mathbf{K}_{12}$, учитывающих результаты 14 пусков РН в условиях *1* и *2*, будут меньше дисперсий соответствующих элементов оценок $\tilde{\mathbf{M}}_1$ и $\tilde{\mathbf{K}}_1$, полученных по результатам только 6 пусков РН в условиях *1*.

Заключение. Предложенный подход к совместной обработке результатов натурных испытаний РН в различных условиях несложно использовать для решения смежных задач. Так, результаты пусков РН в условиях *1*, наоборот, могут быть пересчитаны для условий *2*. Или же, в более общем случае, результаты пусков в условиях *1* и *2* могут быть использованы для повышения качества оценивания характеристик точности СУ РН в некоторых, отличных от рассмотренных условиях пусков. Возможны и другие достаточно очевидные постановки задач, связанных с обработкой неоднородной статистической информации.

Следует также заметить, что добиться повышения точности решения задачи приведения можно на базе известных методов [2—4], если использовать в них вместо априорных оценок характеристик точности СУ РН комбинированные оценки [5].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Эльясберг П. Е.* Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976. 415 с.

2. *Миронов В. И.* Задача приведения вариаций фазовых координат нелинейных динамических систем к заданным условиям испытаний // Изв. АН СССР. Техн. кибернетика. 1970. № 3.

3. *Арсеньев В. Н.* Метод оценивания характеристик рассеивания параметров состояния динамических систем // Изв. вузов СССР. Приборостроение. 1989. Т. 32, № 5. С. 24—29.

4. *Арсеньев В. Н.* Определение характеристик точности системы по результатам ее испытаний в различных условиях испытаний // Изв. РАН. Техн. кибернетика. 1992. № 2. С. 118—121.

5. *Арсеньев В. Н.* Новые методы принятия решений при ограниченных экспериментальных данных. МО СССР. 1999. 90 с.

Сведения об авторах

Владимир Николаевич Арсеньев — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра бортовых информационных и измерительных комплексов, Санкт-Петербург; E-mail: vladar56@mail.ru

Павел Владимирович Лабецкий — аспирант; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра бортовых информационных и измерительных комплексов, Санкт-Петербург; E-mail: p.v.labetskiy@gmail.com

Рекомендована кафедрой бортовых информационных и измерительных комплексов

Поступила в редакцию 21.05.14 г.

УДК 519.7

И. Б. Фуртат, К. А. Хвостова, Д. А. Хвостов

АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Представлено решение задачи адаптивного управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку. Рассматривается разработанная система управления летательным аппаратом на основе модифицированного алгоритма адаптации высокого порядка. Приведены результаты моделирования, иллюстрирующие эффективность синтезированного алгоритма.

Ключевые слова: *летательный аппарат, адаптивное управление, оптимальное управление.*

Введение. Для управления движением летательных аппаратов (ЛА) применяются различные методы. Так как летательные аппараты относятся к системам, параметры которых определены не полностью, то эффективными в данном случае являются методы адаптивного и робастного управления.

В работе [1] рассматривается алгоритм адаптивного управления, основанный на методе пассификации и предположении о гиперминимально-фазовости уравнения объекта. Отметим, что при наличии значительных внешних возмущающих воздействий могут возникнуть некоторые режимы управления летательным аппаратом, отличные от номинального. Решение данной проблемы рассматривается в работе [2] на базе метода скоростного градиента и антивиндапа (Anti-Windup). В работе [3] изложен новый метод вложения систем для построения инвариантных систем управления; полученные здесь алгоритмы применяются для управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку в условиях параметрической неопределенности и внешних возмущений. Алгоритм компенсации параметрических и внешних возмущений применительно к управлению летательными аппаратами рассмотрен в работе [4], а в работах [5, 6] приведен сравнительный анализ данного алгоритма с известными, такими как H_∞-управление и метод скоростного градиента; там же показано, что алгоритм компенсации робастен по отношению к возмущениям и реальным ограничениям в сигнале управления.

В настоящей статье для управления боковым движением летательного аппарата предлагается использовать новый модифицированный алгоритм адаптации высокого порядка, впервые рассмотренный в работе [7]. Этот алгоритм, в отличие от аналогов [8], имеет невысокий