

© Корнеев А. А., Кузнецов В. И.
Korneev A. A., Kuznetsov V. I.

СТОХАСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ МИНОМЕТНОГО СТАРТА РАКЕТЫ

STOCHASTIC MODEL DYNAMICS OF MORTAR START OF ROCKET

Аннотация. В статье рассмотрены вопросы формализованного описания математической модели динамики миномётного старта ракеты в виде нелинейной нестационарной динамической стохастической системы. Обеспечена линейная связь уравнений состояний и измерений за счёт расширения вектора состояний и включения в его состав уравнений измерений. Выполнены необходимые условия, обеспечивающие возможности применений алгоритмов адаптивной нелинейной фильтрации для решения задачи оценивания состояний и параметрической идентификации.

Annotation. In clause(article) questions of the formalized description of mathematical model of dynamics start of a rocket as nonlinear non-stationary dynamic stochastic system are considered. Linear communication of the equations of conditions and measurements is provided due to expansion of a vector of conditions and inclusion in its structure of the equations of measurements. The necessary conditions providing opportunities of applications of algorithms of an adaptive nonlinear filtration for the decision of a task of an estimation of conditions and parametrical identification are executed.

Ключевые слова. Измерение, испытания, модель, нестационарность, оценивание, параметр, процесс, случайный, состояние.

Key words. Measuring, testing, model, dependence, estimation, parameter, process, random state.

В современных условиях проведения испытаний перспективных образцов ракетного вооружения, в первую очередь таких дорогостоящих как лётные, особо жесткие требования предъявляются к качеству получаемых оценок обрабатываемых объектов и повышению эффективности процесса экспериментальной отработки.

Одной из важных задач в процессе лётных испытаний является экспериментальная отработка системы старта боевых ракет из транспортно-пусковых контейнеров (ТПК), поскольку недостаточный уровень отработанности и низкая надёжность системы старта способны нанести наибольший ущерб, когда в результате аварийного исхода утрачивается практическая возможность изучения процессов функционирования всех остальных систем и агрегатов ракеты.

Старт современных боевых ракет происходит по так называемой миномётной схеме, когда запуск маршевого двигателя первой ступени ракеты происходит после выброса (выхода) ракеты из ТПК под давлением газов, вырабатываемых пороховым газогенератором. Важность изучения миномётного старта обусловлена тем, что каж-

дый конкретный старт ракеты закладывает необходимые начальные условия и те возмущения, которые должны быть парированы системой управления уже при последующем полете. Требуемые при этом запасы устойчивости, эффективности органов управления, прочностные характеристики корпуса должны определяться с учетом возможных возмущений, возникающих во время старта.

Решение практических задач анализа динамики минометного старта боевых ракет на основе измерительных данных представляет важную и самостоятельную задачу в общей проблеме испытаний и отработки существующих и новых образцов изделий. Весомая значимость анализа динамики старта обусловлена особенностями протекающих процессов, для которых характерны:

- высокая динамичность;
- стохастический характер происходящих во время минометного старта измерений;
- неуправляемость развивающихся процессов;
- влияние различного рода возмущающих факторов: технологических, атмосферных и пр.

Первым шагом на пути изучения динамики старта

Корнеев Андрей Александрович – заместитель начальника научно-испытательного управления, 4 ГЦМП МО РФ;

Кузнецов Валерий Иванович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник отдела ОАО «Военно-инженерная корпорация», тел. (495)543-36-76.

Korneev Andrey Aleksandrovich – the deputy chief of scientific-test management, 4 State Central Range of the Ministry of Defence the Russian Federation.

Kuznetsov Valery Ivanovich – Cand.Tech.Sci., the senior scientific employee, the chief of a department of Open Society «Military-engineering corporation», tel. (495)543-36-76.

современных боевых ракет является разработка математической модели, удовлетворяющей требованиям адекватного описания указанных особенностей протекающих процессов. Наличие такой модели является необходимой основой решения в последующем таких задач, как:

- оценивание состояний и идентификация параметров анализируемой системы (нелинейной, нестационарной, динамической, стохастической системы миномётного старта) по результатам измерений;
- оценивание технических характеристик системы миномётного старта по совокупности испытаний;
- прогнозирование функционирования системы миномётного старта в математических экспериментах, а также ряд других, связанных с общей проблемой повышения эффективности системы экспериментальной отработки перспективных образцов ракетного вооружения.

Важно отметить, что наличие математической модели, ориентированной к наиболее полному анализу доступных измерительных данных, обеспечивает возможности анализа нештатных ситуаций, в том числе с аварийными исходами, что является наиболее ценным в условиях ограниченного количества испытательных пусков.

С учётом последнего при разработке рассматриваемой математической модели необходимо обеспечить:

- адекватное описание процесса динамики миномётного старта;
- разрешение вопроса обеспечения наиболее полного использования доступных объёмов измерительных данных;
- применение стохастической постановки задачи анализа динамики миномётного старта с учётом действующих факторов неопределённости.

В качестве действующих факторов неопределённости следует выделить:

- неопределённость параметров, характеризующих распределение случайной помехи в измерениях;
- неопределённость параметров случайных возмущений, действующих в реальной динамической стохастической системе миномётного старта (ПАД, контейнер, ракета, внешняя среда и т.д.).

Основными зависимостями при анализе динамики миномётного старта ракет являются:

- суммарная перегрузка n_{Σ} изделия при движении в ТПК, которая определяется по избыточному давлению в заданном объёме контейнера в виде:

$$n_{\Sigma}(t) = g_0 \cdot \frac{F_K - K_T(t)}{G(t)} \cdot P_{КД}(t), \quad (1)$$

где F_K – площадь сечения контейнера, см²;

K_T – величина учета силы трения, см²;

G – вес ракеты в момент трогания;

$P_{КД}$ – давление в контейнере (в донной части);

- газодинамическая нагрузка после трогания ракеты до выхода её из ТПК, определяемая зависимостью

$$N_G(t) = P_{КД}(t) \cdot [F_T - F_{ДН} - K_T(t)], \quad (2)$$

где $F_T, F_{ДН}$ – характеристики контейнера.

При движении ракеты в контейнере возникают угловые возмущения, что должно быть учтено в проекциях суммарной перегрузки (1) на оси связанной с ракетой системы координат (см. рисунок):

$$\begin{pmatrix} n_{x1} \\ n_{y1} \\ n_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{11} \\ m_{21} \\ m_{31} \end{pmatrix} \cdot n_{\Sigma} + \begin{pmatrix} 0 \\ \delta n_{y1} \\ \delta n_{z1} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

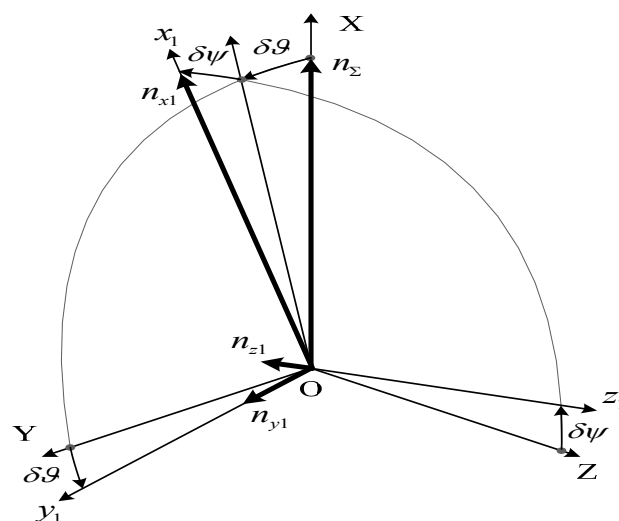
где n_{x1}, n_{y1}, n_{z1} – проекции суммарной перегрузки n_{Σ} на оси связанной (с ракетой) системы координат;

m_{11}, m_{21}, m_{31} – коэффициенты матрицы направляющих косинусов

$$\begin{pmatrix} m_{11} = \cos \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \\ m_{21} = -\sin \delta\vartheta \\ m_{31} = \sin \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \end{pmatrix}, \quad (4)$$

$\delta\vartheta, \delta\psi, \delta\varphi$ – угловые возмущения по тангажу, рысканию и вращению соответственно;

$\delta n_{y1}, \delta n_{z1}$ – медленно меняющиеся вариации проекций перегрузки, возникающие за счёт неучтенных в модели состояний возмущающих факторов.



Проекция суммарной перегрузки на оси связанной системы координат

На основе представленных зависимостей (1),..., (3) детерминированную векторную функцию математической модели, описывающей динамику миномётного старта, можно представить в виде следующей системы дифференциальных уравнений первого порядка.

$$\begin{aligned}
 x_1 &= \cos \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \cdot n_\Sigma; & \dot{x}_1 &= \cos \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \cdot \dot{n}_\Sigma - \\
 & & & - (\sin \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \cdot \omega_y + \\
 & & & + \cos \delta\psi \cdot \sin \delta\vartheta \cdot \omega_z) \cdot n_\Sigma; \\
 x_2 &= -\sin \delta\vartheta \cdot n_\Sigma + \delta n_{y1}; & \dot{x}_2 &= -\cos \delta\vartheta \cdot \omega_z \cdot n_\Sigma - \\
 & & & - \sin \delta\vartheta \cdot \dot{n}_\Sigma + \delta \dot{n}_{y1}; \\
 x_3 &= \sin \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \cdot n_\Sigma + \delta n_{z1}; & \dot{x}_3 &= \sin \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \cdot \dot{n}_\Sigma + \\
 & & & + (\cos \delta\psi \cdot \cos \delta\vartheta \cdot \omega_y - \\
 & & & - \sin \delta\psi \cdot \sin \delta\vartheta \cdot \omega_z \cdot n_\Sigma + \delta \dot{n}_{z1}); \\
 x_4 &= g_0 \cdot \frac{F_K - K_T(t)}{G(t)} \cdot P_{КД}(t); & \dot{x}_4 &= \frac{g_0}{G(t)} \cdot \{ [F_K - K_T(t)] \times \\
 & & & \times \dot{P}_{КД}(t) - \dot{K}_T(t) \cdot P_{КД}(t) \}; \\
 x_5 &= P_{КД}(t); & \dot{x}_5 &= \dot{P}_{КД}(t); \\
 x_6 &= \dot{P}_{КД}(t); & \dot{x}_6 &= 0; \\
 x_7 &= K_T(t); & \dot{x}_7 &= \dot{K}_T(t); \\
 x_8 &= \dot{K}_T(t); & \dot{x}_8 &= 0; \\
 x_9 &= \delta n_{y1}; & \dot{x}_9 &= \delta \dot{n}_{y1}; \\
 x_{10} &= \delta n_{z1}; & \dot{x}_{10} &= \delta \dot{n}_{z1}; \\
 x_{11} &= \delta \dot{n}_{y1}; & \dot{x}_{11} &= 0; \\
 x_{12} &= \delta \dot{n}_{z1}; & \dot{x}_{12} &= 0; \\
 x_{13} &= \delta\vartheta; & \dot{x}_{13} &= \omega_z; \\
 x_{14} &= \delta\psi; & \dot{x}_{14} &= \omega_y; \\
 x_{15} &= \delta\varphi; & \dot{x}_{15} &= \omega_x; \\
 x_{16} &= \omega_x; & \dot{x}_{16} &= \varepsilon_x; \\
 x_{17} &= \omega_y; & \dot{x}_{17} &= \varepsilon_y; \\
 x_{18} &= \omega_z; & \dot{x}_{18} &= \varepsilon_z; \\
 x_{19} &= \varepsilon_x; & \dot{x}_{19} &= 0; \\
 x_{20} &= \varepsilon_y; & \dot{x}_{20} &= 0; \\
 x_{21} &= \varepsilon_z; & \dot{x}_{21} &= 0.
 \end{aligned}$$

Представленная модель состояний должна быть дополнена уравнениями связи с измеряемыми параметрами, что позволит перейти к линейной модели измерений, существенным образом упростив последующее применение методов оценивания состояний и идентификации параметров системы (координаты $x_6, x_8, x_{11}, x_{12}, x_{19} - x_{21}$).

В качестве измеряемых выходных параметров динамической системы рассматриваются следующие:

- перегрузки n_{x1}, n_{y1}, n_{z1} (в связанной системе координат $Ox_1y_1z_1$);
- угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ (в связанной системе координат $Ox_1y_1z_1$);
- давление в донной части контейнера $P_{КД}$;
- суммы импульсов акселерометров $N_\alpha, N_\beta, N_\gamma$ в приборной косоугольной системе координат $O\alpha\beta\gamma$;
- углы ГСП ϑ, ψ, φ в приборной прямоугольной системе координат $O\xi\eta\zeta$.

Далее следует отметить, что измеряемые величины осевых перегрузок n_{x1}, n_{y1}, n_{z1} , угловых скоростей

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ и давления в донной части контейнера $P_{КД}$ уже включены в систему дифференциальных уравнений (координаты $x_1, x_2, x_3, x_5, x_{16}, x_{17}, x_{18}$). В отношении других измеряемых величин, таких как суммы импульсов цифровых интегрирующих акселерометров $N_\alpha, N_\beta, N_\gamma$ и платформенные углы ϑ, ψ, φ , регистрируемых комплексами командных приборов системы управления, необходимо рассмотреть дополнительные соотношения, которые также должны быть включены в общую систему дифференциальных уравнений модели, описывающей динамику миномётного старта.

Так, для проекций осевых перегрузок на оси ортогональной гироскопической системы координат $O\xi\eta\zeta$ можно записать

$$\begin{pmatrix} n_\xi \\ n_\eta \\ n_\zeta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} n_{x1} \\ n_{y1} \\ n_{z1} \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где коэффициенты l_{ij} матрицы направляющих косинусов определяются следующими зависимостями:

$$\begin{aligned}
 l_{11} &= \cos \vartheta \cdot \cos \psi; \\
 l_{12} &= \sin \vartheta \cdot \cos \psi; \\
 l_{13} &= -\sin \psi; \\
 l_{21} &= \cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \varphi - \sin \vartheta \cdot \cos \varphi; \\
 l_{22} &= \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \varphi + \cos \vartheta \cdot \cos \varphi; \\
 l_{23} &= \cos \psi \cdot \sin \varphi; \\
 l_{31} &= \cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \varphi + \sin \vartheta \cdot \sin \varphi; \\
 l_{32} &= \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \varphi - \cos \vartheta \cdot \sin \varphi; \\
 l_{33} &= \cos \psi \cdot \cos \varphi.
 \end{aligned}$$

А для приборной косоугольной системы координат справедливо

$$\begin{pmatrix} n_\alpha \\ n_\beta \\ n_\gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_{11} & k_{21} & k_{31} \\ k_{12} & k_{22} & k_{32} \\ k_{13} & k_{23} & k_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} n_\xi \\ n_\eta \\ n_\zeta \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где k_{ij} – коэффициенты матрицы направляющих косинусов, определяющих переход из прямоугольной гироскопической системы координат $O\xi\eta\zeta$ в приборную косоугольную систему координат $O\alpha\beta\gamma$.

Для модели измерений сумм импульсов интегрирующих акселерометров систему дифференциальных уравнений можно дополнить следующими соотношениями:

$$\begin{aligned}
 x_{22} &= g_0 \cdot \int_{\tau_u} n_\alpha dt; & \dot{x}_{22} &= g_0 \cdot n_\alpha; \\
 x_{23} &= g_0 \cdot \int_{\tau_u} n_\beta dt; & \dot{x}_{23} &= g_0 \cdot n_\beta; \\
 x_{24} &= g_0 \cdot \int_{\tau_u} n_\gamma dt; & \dot{x}_{24} &= g_0 \cdot n_\gamma.
 \end{aligned}$$

Соответственно, для платформенных углов $\mathcal{G}, \psi, \varphi$ следует

$$\begin{aligned} x_{25} &= \mathcal{G}; & \dot{x}_{25} &= \dot{\mathcal{G}}; \\ x_{26} &= \psi; & \dot{x}_{26} &= \dot{\psi}; \\ x_{27} &= \varphi; & \dot{x}_{27} &= \dot{\varphi}. \end{aligned}$$

Угловые скорости $\dot{\mathcal{G}}, \dot{\psi}, \dot{\varphi}$ определяются с учётом угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ корпуса ракеты и взаимной ориентации гироскопической $0\xi\eta\zeta$ и связанной $0x_1y_1z_1$ систем координат, т.е.

$$\begin{aligned} \dot{\mathcal{G}} &= l_{31} \cdot \omega_x + l_{32} \cdot \omega_y + l_{33} \cdot \omega_z; \\ \dot{\psi} &= l_{21} \cdot \omega_x + l_{22} \cdot \omega_y + l_{23} \cdot \omega_z; \\ \dot{\varphi} &= l_{11} \cdot \omega_x + l_{12} \cdot \omega_y + l_{13} \cdot \omega_z. \end{aligned}$$

Однако необходимости включения уравнений угловых скоростей $\dot{\mathcal{G}}, \dot{\psi}, \dot{\varphi}$ в общую систему дифференциальных уравнений нет, поскольку они полностью определяются текущими углами $\mathcal{G}, \psi, \varphi$, угловыми скоростями $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, а также их первыми производными по времени, поэтому могут быть определены аналитически по результатам решения рассматриваемой задачи.

В то же время имеет смысл дополнительно включить ряд уравнений, обеспечивающих более полное представление об анализируемой системе, в частности:

- уравнения определения текущей высоты (центра гироскопической системы координат)

$$\begin{aligned} x_{28} &= H(t); & \dot{x}_{28} &= V_H; \\ x_{29} &= V_H(t); & \dot{x}_{29} &= \dot{V}_H = \dot{W}_n + g_0. \end{aligned}$$

- уравнение газодинамической нагрузки после трогания ракеты до выхода её из ТПК

$$x_{30} = P_{кл}(t) \cdot [F_T - F_{дн} - K_T(t)];$$

$$\dot{x}_{30} = \dot{P}_{кл}(t) \cdot [F_T - F_{дн} - K_T(t)] - P_{кл}(t) \cdot \dot{K}_T(t).$$

Таким образом, полученная система дифференциальных уравнений первого порядка содержит 30 пар уравнений (координаты вектора состояний и их производные по времени), описывающих динамику минимётного старта ракеты с учетом измеряемых параметров выходов рассматриваемой динамической системы. Представленные уравнения обеспечивают возможности определения аналитических зависимостей коэффициентов переходных матриц состояний и возмущений для реализации дискретной расчётной схемы алгоритма оценивания и параметрической идентификации [1].

Переходная матрица состояний. Необходимо отметить, что для дискретных моделей расчёт траекторий состояний может выполняться при использовании переходных матриц. Действительно, можно записать, что

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{x}(k-1) + d\mathbf{x}(k/k-1). \quad (7)$$

Приращение вектора состояний для нелинейных систем определяется соотношением

$$\begin{aligned} d\mathbf{x}(k/k-1) &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{x}(k-1) \cdot d\mathbf{x}(k-1) = \\ &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{x}(k-1) \cdot \dot{\mathbf{x}}(k-1) \cdot \tau = \\ &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}}(k-1) \cdot \mathbf{x}(k-1) \cdot \tau = \\ &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}}(k-1) \cdot \tau \cdot \mathbf{x}(k-1). \end{aligned} \quad (8)$$

С учётом полученного можно записать

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k) &= \mathbf{x}(k-1) + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}}(k-1) \cdot \tau \cdot \mathbf{x}(k-1) = \\ &= \left[\mathbf{I} + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}}(k-1) \cdot \tau \right] \cdot \mathbf{x}(k-1) = \\ &= \mathbf{F}(k/k-1) \cdot \mathbf{x}(k-1), \end{aligned} \quad (9)$$

где $\mathbf{F}(k/k-1)$ – есть матрица перехода из состояния с номером $(k-1)$ в состояние с номером k .

Модель измерений. Уравнение измерений представлено в виде аддитивной смеси полезного сигнала и случайной помехи с нулевым средним на момент времени t_k

$$\mathbf{y}(t_k) = \mathbf{h}(t_k) \cdot \mathbf{x}(t_k) + \mathbf{v}(t_k), \quad (10)$$

где $\mathbf{y}(t_k)$ – результат измерения;

$\mathbf{x}(t_k)$ – измеряемый параметр;

$\mathbf{v}(t_k)$ – случайная помеха;

$\mathbf{h}(t_k)$ – матрица измерений.

Связь выходной (измеряемой) величины $x(k)$ с цифровым кодом $y(k)$, формируемым цифровым измерительным датчиком, можно представить в виде соотношения, учитывающего тарировочную характеристику преобразующего (цифрового) измерительного датчика и текущие калибровочные уровни телеметрического тракта. Так, для калибровочной характеристики можно записать

$$K^{(100)}(k) - K^{(0)}(k) = 100\%;$$

$$y(k) - K^{(0)}(k) = u\%,$$

откуда

$$y(k) = K^{(0)}(k) + \frac{K^{(100)}(k) - K^{(0)}(k)}{100} \cdot u. \quad (11)$$

Здесь $K^{(0)}(k)$, $K^{(100)}(k)$ – значения калибровочной характеристики для 0% и 100% уровней сигнала измерительной шкалы на момент времени с индексом k ;

u – процентный уровень измеряемого сигнала в процентах измерительной шкалы.

Соответственно, для тарировочной характеристики измерительного датчика можно записать

$$x_{\max} - x_{\min} = (TX_{\max} - TX_{\min})\%;$$

$$x(k) - x_{\min} = (u - TX_{\min})\%,$$

откуда следует, что

$$u(k) = \frac{(TX_{\max} - TX_{\min})}{x_{\max} - x_{\min}} \cdot [x(k) - x_{\min}] + TX_{\min}, \quad (12)$$

Стохастическая составляющая модели состояния. Полнота описания модели состояния предполагает, что допускаемые на этапе её формализации допущения, различного рода упрощения, а также ограниченный учёт всего многообразия действующих возмущающих факторов включаются в общую систему уравнений в виде соответствующей векторной стохастической составляющей [2], обеспечивающих компенсацию погрешностей формализации. Такая векторная стохастическая составляющая может быть задана переходной матрицей случайных возмущений, воздействующих на вектор состояний анализируемой динамической системы. В этом случае, коэффициенты переходной матрицы возмущений определяются из следующего соотношения:

$$\mathbf{G}(k/k-1) = \begin{pmatrix} \mathbf{I} + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}}(k) \cdot \tau \\ \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{y}}(k) \cdot \tau \end{pmatrix} \cdot \mathbf{h}_w^T, \quad (16)$$

где \mathbf{h}_w – матрица выбора зашумляемых координат вектора состояний.

Здесь следует обратить внимание на ряд моментов:

- коэффициенты переходной матрицы возмущений в предлагаемой постановке рассматриваются как соответствующие показатели интенсивности формирующего шума, воздействующего на зашумляемые координаты вектора состояний;
- параметры распределения векторного формирующего шума являются априорно неизвестными, что приводит к необходимости применения адаптивного (параметрического) подхода к решению задачи оценивания состояний и идентификации параметров [1];
- в качестве зашумляемых координат вектора состояний могут выступать те из них, для которых формальные правила описания поведения не заданы, либо не определены.

Из последнего следует, что в рассматриваемой задаче описания модели динамики миномётного старта

матрица \mathbf{h}_w должна быть составлена из элементов, для которых $h_{w,ij} = 1$ в тех случаях, когда индексы i, j соответствуют данным, приведенным в следующей таблице:

i	1	2	3	4	5	6	7
j	6	8	11	12	19	20	21

Полученные соотношения (15), (16) в совокупности с расширенным вектором состояний, в состав которого включены уравнения измерений выходных параметров динамической системы миномётного старта ракеты, обеспечивают:

- формализованное представление анализируемой динамической системы в виде дискретного стохастического уравнения в форме Ланжевена [3]:

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{F}(k/k-1) \cdot \mathbf{x}(k-1) + \mathbf{G}(k/k-1) \cdot \mathbf{w}(k-1); \quad (17)$$

- линейную связь уравнения состояний (17) с уравнением измерений в виде аддитивной смеси полезного сигнала и случайной помехи

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{h}(k) \cdot \mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k),$$

что в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к описанию рассматриваемой математической модели, в части:

- адекватного описания процесса динамики миномётного старта;
- обеспечения наиболее полного использования доступных объёмов измерительных данных при их комплексировании [4];
- применения стохастической постановки задачи анализа динамики миномётного старта с учётом действующих факторов неопределённости, а также удовлетворяет рассмотренному в ранее опубликованной статье [5] требованию по обеспечению необходимых условий для функционирования контура параметрической адаптации алгоритма нелинейной фильтрации – линейной связи уравнений состояний и измерений.

Литература

1. Кузнецов В.И. Адаптивная фильтрация в задачах параметрической идентификации нестационарных динамических систем. – Двойные технологии, 2008, № 1 (42). – с. 29-34.
2. Кузнецов В.И. Применимость конечномерных моделей состояния и измерений в задачах параметрической идентификации динамических систем – Двойные технологии, 2008, № 2 (43). – с. 38-41.
3. Справочник по теории автоматического управления/Под ред. А.А.Красовского. – М.:Наука, 1987. – 712 с.
4. Корнеев А.А., Кузнецов В.И. Комплексирование измерительных данных в задачах параметрической идентификации динамических систем. – Двойные технологии, 2008, № 3 (44). – с. 65-68.
5. Кузнецов В.И. Наблюдаемость и идентифицируемость нелинейных нестационарных динамических стохастических систем. – Двойные технологии, 2009, № 3 (48). – с. 28-31.

Материал поступил в редакцию 26. 11. 2009 г.