

УДК.639.7.05

ПОВЫШЕНИЕ УПРАВЛЯЕМОСТИ АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СНАРЯДА С ОДНОКАНАЛЬНОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ

Б. И. ДОЦЕНКО, д-р техн. наук, **Ю. И. ШЕПЕЛЕВ**, канд. техн. наук
(ГП «Государственное Киевское конструкторское бюро «Луч»)

Рассмотрен способ повышения эффективности работы рулевого привода в одноканальной системе управления артиллерийского снаряда, позволяющий в процессе полета изменять режим работы системы управления от одноканального до псевдодвухканального.

Розглянуто спосіб підвищення ефективної роботи кермового приводу в одноканальній системі керування артилерійського снаряда, який дозволяє в процесі польоту змінювати режим роботи системи керування від одноканального до псевдодвухканального.

Method for efficiency increase of the steering drive operation in a single-channel artillery projectile control system is considered which allows changing in the process of flight the control system operation mode from a single-channel to the pseudo double-channel one.

Современное артиллерийское вооружение включает противотанковые управляемые снаряды, относящиеся к классу управляемых беспилотных летательных аппаратов. Повышение надежности и точности наведения, улучшение тактико-технических характеристик управляемых артиллерийских снарядов достигается улучшением характеристик систем управления прежде всего рулевого привода. Улучшение тактико-технических характеристик артиллерийских управляемых снарядов может быть достигнуто за счет обеспечения постоянства модуля вектора управления при исключении одного канала рулевого привода.

В большинстве существующих систем [1] используется способ управления вращающимся по крену снарядом, при котором команды управления с гирораскладчика в виде двух гармонических сигналов управления, модулированных частотой вращения снаряда, подаются на два рулевых привода:

$$U_{\delta_1} = S(h_1 \cos \gamma + h_2 \sin \gamma),$$

$$U_{\delta_2} = S(-h_1 \sin \gamma + h_2 \cos \gamma),$$

где h_1, h_2 — отклонения центра масс снаряда от центра луча наведения в вертикальной и

горизонтальной плоскости; γ — текущий угол крена снаряда; S — коэффициент пропорциональности.

Управляющие сигналы $U_{\delta_1}, U_{\delta_2}$ сдвинуты по фазе один относительно другого на 90° и изменяются с частотой вращения ракеты. Управляющие моменты, действующие в связанной со снарядом системе координат, соответственно равны:

$$M_Y = K(h_1 \cos \gamma + h_2 \sin \gamma),$$

$$M_Z = K(-h_1 \sin \gamma + h_2 \cos \gamma).$$

Моменты, действующие в вертикальной и горизонтальной плоскости, соответственно составят

$$M_B = K h_1, \quad M_T = K h_2,$$

где K — коэффициент пропорциональности.

Модуль вектора управляющего момента в пределах одного оборота равен

$$\|M\| = K \sqrt{h_1^2 + h_2^2},$$

и постоянен за весь оборот вращения снаряда относительно продольной оси. Недостатком такого способа управления вращающимся снарядом является то, что постоянство модуля

© Б. И. ДОЦЕНКО, Ю. И. ШЕПЕЛЕВ, 2009

вектора управления обеспечивается двумя рулевыми приводами.

Известен [2, 3] способ управления вращающимся по крену снарядом с одноканальной системой управления, заключающийся в формировании сигнала управления по закону

$$U_{\delta_1} = S(h_1 \cos \gamma + h_2 \sin \gamma).$$

Управляющие моменты в связанной со снарядом системе координат равны

$$M_Y = K(h_1 \cos \gamma + h_2 \sin \gamma), \quad M_Z = 0.$$

Проекции вектора управляющего момента, действующие в вертикальной и горизонтальной плоскости, составляют

$$M_B = K(h_1 \cos^2 \gamma + 0,5h_2 \sin 2\gamma),$$

$$M_T = K(h_2 \sin^2 \gamma + 0,5h_1 \sin 2\gamma).$$

Недостатком данного способа является то, что модуль вектора управляющего момента в пределах одного оборота изменяется в процессе вращения снаряда в соответствии с изменением угла крена

$$\|M\| = \sqrt{M_B^2 + M_T^2} \sin \left(\gamma + \arctg \frac{h_1}{h_2} \right),$$

что уменьшает запас устойчивости и соответственно точность наведения.

Для повышения устойчивости и управляемости снаряда требуется увеличение эффективной площади рулей, приводящее в итоге к усложнению конструкции привода и ухудшению массогабаритных характеристик снаряда в целом.

Существует способ [4] управления ракетой с аэродинамическими рулями, в котором широтно-импульсные модулированные трехпозиционные сигналы подаются на два рулевых привода. При наведении важной технической задачей является обеспечение постоянства модуля вектора управляющего момента за весь оборот снаряда с одним рулевым приводом, повышение надежности и точности наведения, улучшение габаритно-массовых характеристик.

Постоянство модуля вектора управляемого момента может быть достигнуто тем, что ко-

манды управления на привод формируются как сумма двух ортогональных трехпозиционных сигналов управления, причем каждая из входящих последовательностей сигналов формируется в моменты времени, когда результирующая управляющая сила действует в горизонтальной или вертикальной плоскости.

Гармонические сигналы с гирораскладчика преобразуются в последовательности дискретных сигналов по закону:

$$U_1 = A_0 \left[\text{sign}(U_{\delta_1} + P_1) + \text{sign}(U_{\delta_1} - P_1) \right] / 2,$$

$$U_2 = A_0 \left[\text{sign}(U_{\delta_2} + P_2) + \text{sign}(U_{\delta_2} - P_2) \right] / 2,$$

где P_1, P_2 — пороговые значения, определяющие длительность импульсов; A_0 — максимальное отклонение руля.

Значения порогов P_1, P_2 определяются выражениями

$$P_1 = \mu \cos \left(\frac{\lambda h_1 \dot{\gamma}}{2} \right),$$

$$P_2 = \mu \cos \left(\frac{\lambda h_2 \dot{\gamma}}{2} \right),$$

где μ, λ — коэффициенты; $\dot{\gamma}$ — угловая скорость вращения снаряда.

В этом случае суммарный управляющий дискретный сигнал на рулевой привод имеет вид

$$U_{\text{пр}} = U_1 + U_2 = A_0 \times \\ \times [\text{sign}(U_{\delta_1} + P_1) + \text{sign}(U_{\delta_1} - P_1) + \\ + \text{sign}(U_{\delta_2} + P_2) + \text{sign}(U_{\delta_2} - P_2)] / 2.$$

Известно [5], что импульсное управление рулевым приводом является более эффективным и обеспечивает линейность коэффициента шарнирного момента при больших углах отклонения рулей без срыва потока.

Управляющие моменты, действующие в вертикальной и горизонтальной плоскости, соответственно равны

$$M_B = \eta K h_1, \quad M_T = \eta K h_2.$$

Модуль вектора управляющего момента управления равен

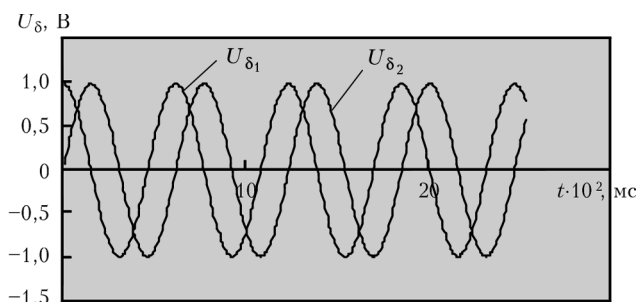


Рис. 1. Графики двух гармонических управляющих сигналов, снимаемых с гирораскладчика двухканальной системы управления вращающегося артиллерийского снаряда

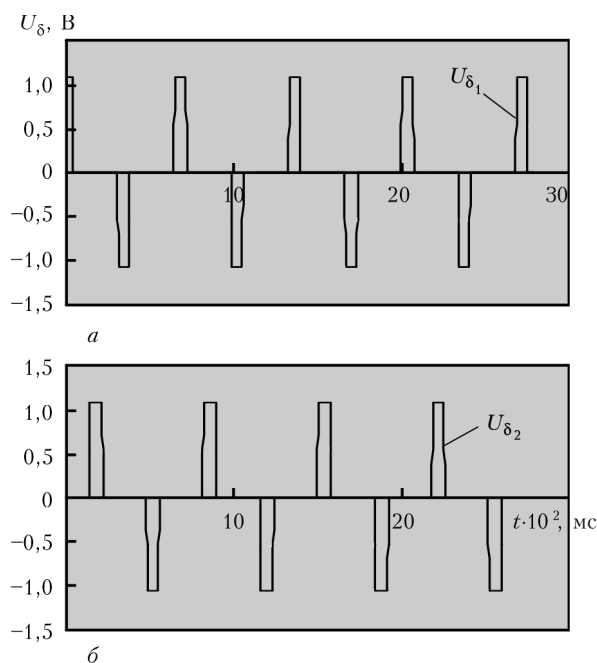


Рис. 2. График трехпозиционного широтно-импульсного модулированного сигнала, получаемого из сигнала гирораскладчика первого (а) и второго (б) канала привода

$$\|M\| = \eta K \sqrt{h_1^2 + h_2^2},$$

и таким образом обеспечивается постоянство модуля вектора управляющего момента за весь период вращения.

Управление осуществляется таким образом, что анализируются сигналы с датчика угла крена. В пределах углов крена, кратных 45° , начинается и заканчивается управление приводом в вертикальной или горизонтальной

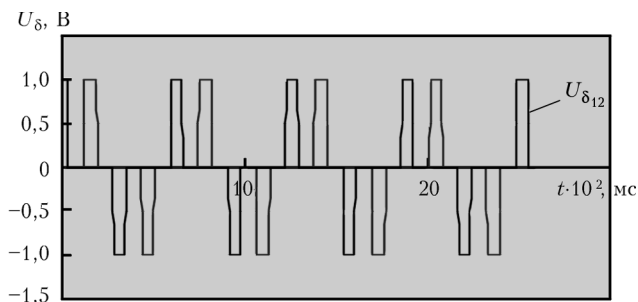


Рис. 3. График суммарного трехпозиционного широтно-импульсного модулированного сигнала, поступающего на привод одноканальной системы управления

плоскости. Когда сигнал с датчика крена составляет угол, кратный 90° , руль отклоняется на максимальный угол, при этом ось вращения вала привода становится перпендикулярной к вертикальной или горизонтальной плоскости, а руль отклоняется на максимальный угол.

На рис. 1–3 приведены графики, поясняющие принцип работы одноканальной системы управления приводом рулей.

Данный способ управления артиллерийским снарядом позволяет в одноканальной системе управления артиллерийского снаряда обеспечить устойчивость и точность наведения, близкие к двухканальной системе управления с линейным управлением и гармоническими сигналами; реализовать комбинированный способ управления; изменять эффективность действия рулей в процессе полета. ♣

1. *Архангельский Р. А.* Отечественные ПТРК // Техника и вооружение. — 2001. — № 1. — С. 16–20.
2. *Кузков Н. Т.* Системы стабилизации летательных аппаратов. — М.: Высш. шк., 1976. — 270 с.
3. *Василов Ю. А., Румянцев Е. А., Сучков А. И.* Вопросы теории одноканальной системы управления вращающихся ракет // Труды ВВИА им. Н. Г. Жуковского. — 1961. — Вып. 939.
4. *Пат. 2182306 РФ.* Способ управления ракетой с аэродинамическими рулями. — Бюл. № 13 от 10.05.2002.
5. *Исследования по аэроавтоупругости* / Труды ВВИА им. Н. Г. Жуковского // Под ред. С. М. Белоцерковского. — 1978. — Вып. 1308. — С. 85–97.