



УДК 629.762.5

*Косовенко Е.В., Кузьмин В.П., Сайног М.Б.*

Государственное предприятие "Государственное Киевское конструкторское бюро "Луч". Украина, Киев

### К ВОПРОСУ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАЮЩИХСЯ ПРОТИВОТАНКОВЫХ РАКЕТ

#### *Анотація*

*Розглядаються умови забезпечення стійкості систем управління ракет, що обертаються по крену. Приводяться кількісні значення параметрів, при яких забезпечується стійкість системи керування.*

#### *Abstract*

*The conditions of roll-rotating rockets automatic control systems stability are considered. Quantitative meanings of parameters providing stability of a control system are presented.*

В современных ствольных и контейнерных управляемых в лазерном луче противотанковых ракетах с целью снижения их стоимости применяются системы управления с минимальным составом датчиков первичной информации.

В качестве управляющего сигнала в системе управления используется отклонение центра масс ракеты (точнее хвостовой части, где расположено фотоприемное устройство) от центральной линии лазерного луча, которое модулируется гирораскладчиком команд в зависимости от угла крена ракеты, а затем поступает на рулевой привод.

Так в известных ствольных ракетах калибров 100, 125 мм при одно-двухканальном управлении отсутствуют классические датчики угловых скоростей и нормальных ускорений, позволяющих структурно обеспечивать демпфирование и необходимые запасы устойчивости в системах управления при различной степени продольной статической устойчивости, а, следовательно, и при различной собственной частоте ракеты. Использование органов газодинамического управления позволяет обеспечивать устойчивость систем управления и балансировку ракеты на повышенных углах атаки и при статически неустойчивых ракетах, но при наличии датчиков угловых скоростей и акселерометров. В такой ситуации при создании ракет снижают требования к диапазону изменения собственной частоты ракеты при различных условиях боевого применения.

Учитывая особенность построения систем управления без датчиков угловых скоростей, т.е. стабилизация ракеты относительно центра масс осуществляется за счет естественного аэродинамического демпфирования, то аэродинамическая компоновка ракеты обязательно должна обладать необходимым запасом продольной статической устойчивости. Поэтому во вращающихся ракетах предъявляются достаточно жесткие требования к степени продольной статической устойчивости, а следовательно и к собственной частоте ракеты.

Анализ продольной устойчивости систем управления без датчиков угловых скоростей показывает, что существует минимальное допустимое значение собственной частоты ракеты, при котором ещё возможно обеспечить необходимые запасы устойчивости контура наведения. Для современных ствольных и контейнерных управляемых в лазерном луче ракет минимально допустимое значение собственной частоты ракеты составляет около  $f = 2,5$  Гц. Минимальная собственная частота соответствует минимальной линейной скорости ракеты. Тогда степень продольной статической устойчивости определяется из следующего соотношения /1/

$$m_z^\alpha = -\frac{4\pi^2 f_{z\min} I_z}{qSL} = -\frac{10\pi^2 I_z}{qSL}, (*)$$

где  $f_{z\min}$  — минимальное значение собственной частоты ракеты;

$I_z$  — момент инерции относительно поперечной оси;

$q$  — скоростной напор,  $q = \frac{\rho v_{\min}^2}{2}$ ;

$S, L$  — характерные размеры ракеты;

$v_{\min}$  — минимальная скорость ракеты.

Коэффициент  $m_z^\alpha$  обеспечивается необходимым выбором конструктивных параметров и скорости ракеты. Минимальную скорость определяют, исходя из энергобаллистического расчета при пуске ракеты на максимальную дальность.

Для статически устойчивой ракеты, у которой минимальная собственная частота составляет 2,5 Гц, путем формирования управляющего сигнала с использованием ПИД-регулятора можно структурно обеспечить необходимые запасы устойчивости разомкнутой системы по фазе  $30^\circ$  и по амплитуде 7 дБ (рис. 1, 2).

Однако данные запасы устойчивости не гарантируют устойчивости системы управления по каналу тангажа и рыскания, т.к. ракета вращается по крену с достаточно высокой частотой, что приводит к существенному взаимному влиянию каналов при ограниченном быстродействии рулевого привода.

При вращении ракеты по крену в соответствии с работой гирораскладчика команд по синусно-

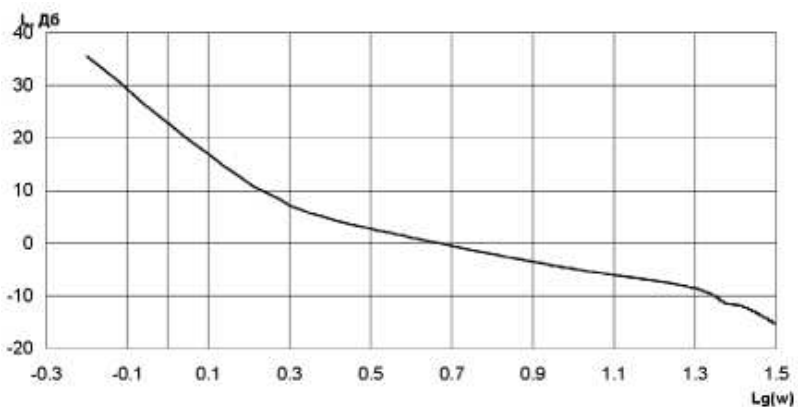


Рис. 1. Амплитудно-частотная характеристика разомкнутой системы

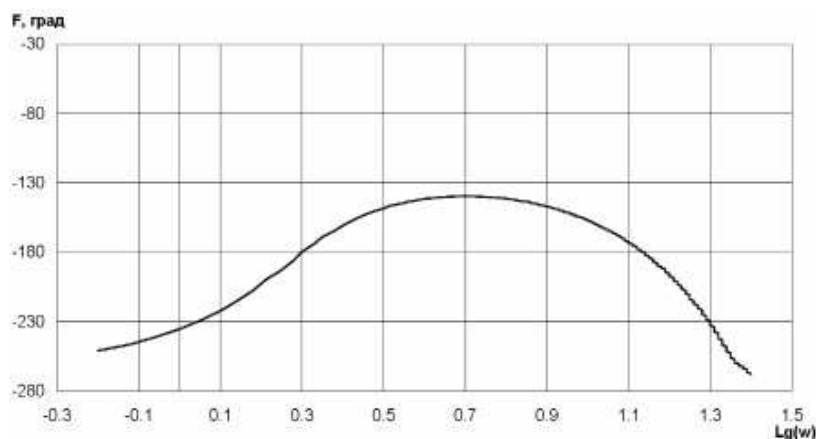


Рис. 2. Фазо-частотная характеристика разомкнутой системы



косинусному закону "перекладка" рулей приводом для отработки управляющих команд по тангажу и рысканию происходит с запаздыванием.

Математическое моделирование процесса наведения вращающейся ракеты с реальным рулевым приводом показывает, что при фазовом запаздывании рулевого привода на частоте вращения ракеты по крену, более чем на  $30^\circ$ , происходит "раскачка" ракеты по тангажу и рысканию и потеря устойчивости системы управления. Учитывая разброс параметров в реальных рулевых приводах, негоризонтальность пусковой установки, для обеспечения необходимого запаса устойчивости в системе управления следует считать допустимым фазовое запаздывание, не более  $10-15^\circ$  на частоте вращения ракеты по крену (рис. 3, рис. 4).

Кроме того, на устойчивость процесса наведения, а, следовательно, и на устойчивость системы управления существенное влияние оказывает соотношение частоты вращения ракеты по крену и собственной частоты ракеты. При их равенстве возникают резонансные явления, приводящие к потере устойчивости системы управления. Поэтому необходимо, чтобы указанные частоты максимально отличались друг от друга. Математическое моделирование показывает, что устойчивость системы управления обеспечивается, если частота вращения по крену не менее, чем в 2 раза превосходит собственную частоту ракеты.

Для предотвращения колебания ракеты относительно центра масс на собственной частоте ракеты из управляющего сигнала необходимо удалить его составляющую, частота которой равна

собственной частоте ракеты с помощью фильтра-пробки, настроенного на собственную частоту ракеты.

Таким образом, условиями обеспечения устойчивости системы управления вращающейся по крену ракеты являются:

- выбор необходимой степени продольной статической устойчивости ракеты на основании соотношения (\*);
- обеспечение классических значений запасов устойчивости разомкнутой системы управления в продольном канале по амплитуде 7 дБ, по фазе  $30^\circ$ ;
- обеспечение динамических характеристик привода рулей, при которых фазовое запаздывание привода на частоте вращения ракеты не превышало бы  $10-15^\circ$ ;
- выбор частоты вращения ракеты по крену не менее, чем в 2 раза превышающей собственную частоту ракеты.

Литература

1. Теоретические основы проектирования ствольных управляемых ракет. Монография под редакцией О.П. Коростелева. — К., 2007. — 445 с.

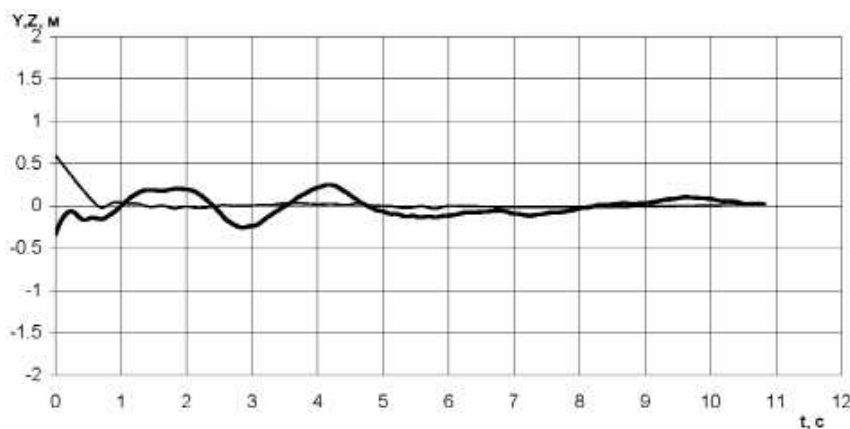


Рис. 3. Траектория полета при фазовом запаздывании менее  $30^\circ$  град.  
 — Координата Y — Координата Z

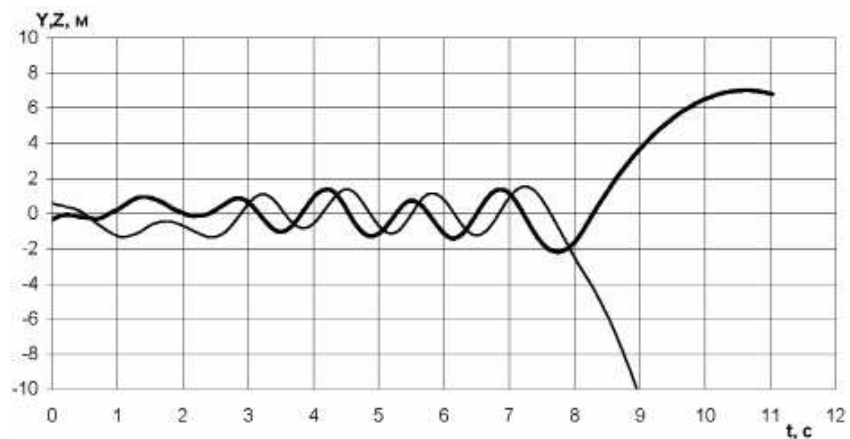


Рис. 3. Траектория полета при фазовом запаздывании более  $30^\circ$  град.  
 — Координата Y — Координата Z