ИЗВЕСТИЯ
ТОМСКОГО ОРДЕНА ОКТЯБРЬСКОЙ РЕВОЛЮЦИИ И ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ ПОЛИТЕХНИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА им. С. М. КИРОВА

Том 192 1975

О ТОЧНОСТИ НЕЛИНЕЙНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРИ СЛУЧАЙНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ

А. А. ЧАПКОВИЧ

(Представлена научно-техническим семинаром кафедры гироскопических приборов и устройств)

На летательный аппарат в полете непрерывно воздействуют внешние возмущения различной природы, некоторые из которых являются случайными функциями времени. Реальные элементы системы стабилизации летательного аппарата являются линейными только в какой-то ограниченной области и всегда содержат участки насыщения, нечувствительности и т. п. При проектировании и расчете автомата стабилизации необходимо учитывать как нелинейность реальных элементов, так и случайный характер внешних возмущающих воздействий.

Рассмотрим систему стабилизации крена летательного аппарата, структурная схема которой представлена на рис. 1, *а*. В соответствии со схемой считаем, что линейная часть системы состоит из объекта стабилизации $W_1(p)$ и элементов $W_2(p) \div W_6(p)$ [1]. Между элементами $W_4(p)$ и $W_5(p)$ имеется нелинейное звено, характеристика которого представлена на рис. 1, *б*. Далее на рис. 1, *а*:

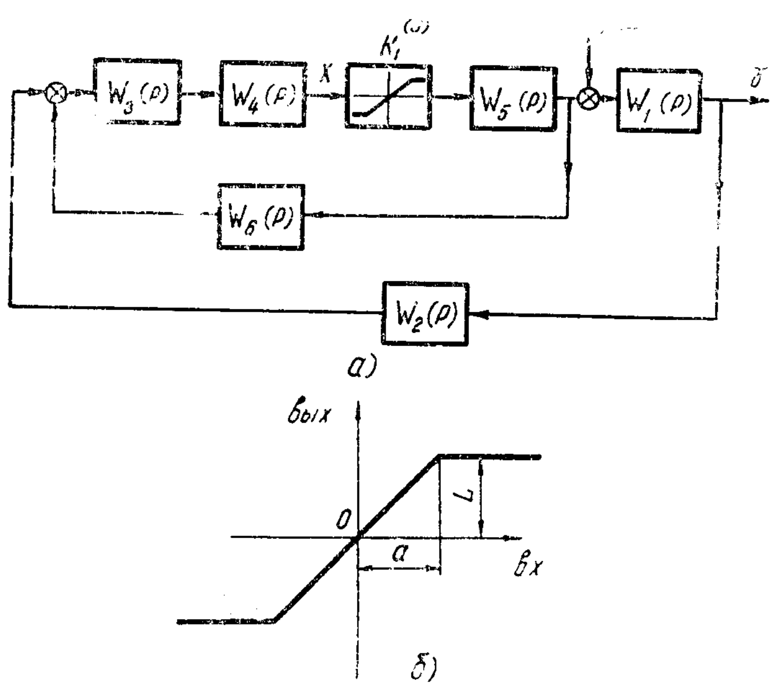

Рис. 1

$f(t)$ — внешнее возмущающее воздействие относительно продольной оси летательного аппарата, представляющее собой стационарную нормальную случайную функцию времени с равным нулю математическим ожиданием;

X — координата на входе нелинейного звена;

γ — выходная координата летательного аппарата, которая характеризует работу системы стабилизации.

Возьмем передаточные функции элементов системы в виде:

$$W_1(p) = \frac{\kappa_1}{(T_1 p + 1)\, p};$$

$$W_2(p) = \frac{\kappa_2}{p}(1 + T_{21} p)(1 + T_{22} p)(1 + T_{23} p);$$

$$W_3(p) = \frac{\kappa_3}{T_3 p + 1};$$

$$W_4(p) = \frac{\kappa_4}{T_4 p + 1};$$

$$W_5(p) = \frac{\kappa_5}{(T_5 p + 1)\, p};$$

$$W_6(p) = \kappa_{\text{о.с}},$$

где

$\kappa_1 \div \kappa_5$ и $\kappa_{\text{о. с}}$ — коэффициенты усиления элементов системы;

T_1, T_{21}, T_{22}, T_{23}, T_3, T_4, T_5 — постоянные времени элементов системы.

При отсутствии нелинейного звена в случае линейной системы частотные характеристики $W_{\text{р. с}}(j\omega)$ системы, разомкнутой по координате γ, представлены на рис. 2, *а*. Линейная система обладает достаточными запасами устойчивости по амплитуде и фазе [1]. Воспользуемся частотным методом анализа нелинейной системы, проведя статистическую линеаризацию нелинейности [2]. Согласно [3], представим нелинейное звено в виде эквивалентного коэффициента усиления $\kappa_1^{(3)}$, зависящего от среднеквадратичного значения координаты системы на входе нелинейного звена σ_x и параметров нелинейности a и L. При принятых параметрах нелинейности $a = L = 0{,}049$ эквивалентный коэффициент усиления $\kappa_1^{(3)}$ определяется значение σ_x или соответственно среднеквадратичным значением внешнего случайного воздействия σ_f при неизменной нормированной спектральной плотности $S_f(\omega)$ внешнего случайного воздействия, приведенного к отклонению руля летательного аппарата. При изменении σ_f меняется σ_x и $\kappa_1^{(3)}$, а следовательно, не остается постоянной частотная характеристика системы, причем система может стать неустойчивой.

Для определения зависимости системы от эквивалентного коэффициента усиления $\kappa_1^{(3)}$ удобно построить частотные характеристики системы, разомкнутой по координате x. Эти характеристики представлены на рис. 2, *б* для линейной системы (условно можно положить $\kappa_1^{(3)} = 1$) по выражению

$$W^*_{\text{р. с}}(p) = W_3(p) \cdot W_4(p) \cdot W_5(p)\,[W_6(p) + W_1(p)\, W_2(p)] \cdot \kappa_1^{(3)}. \qquad (1)$$

В выражение (1) $\kappa_1^{(3)}$ входит сомножителем, и при изменении $\kappa_1^{(3)}$ происходит смещение логарифмической амплитудной частотной характеристики на рис. 2, *б*, а логарифмическая фазовая частотная характеристика не меняется. Для системы автоматического регулирования характеристическое уравнение единственно, поэтому из рассмотрения рис. 2,*б* можно сделать общий вывод, что система может стать неустойчивой. Далее рассматривается работа устойчивой системы стабилизации, при этом определяется коэффициент $\kappa_1^{(3)}$, соответствующий границе устойчивости. При построениях используются совместно методы статистической и гармонической линеаризации нелинейности.

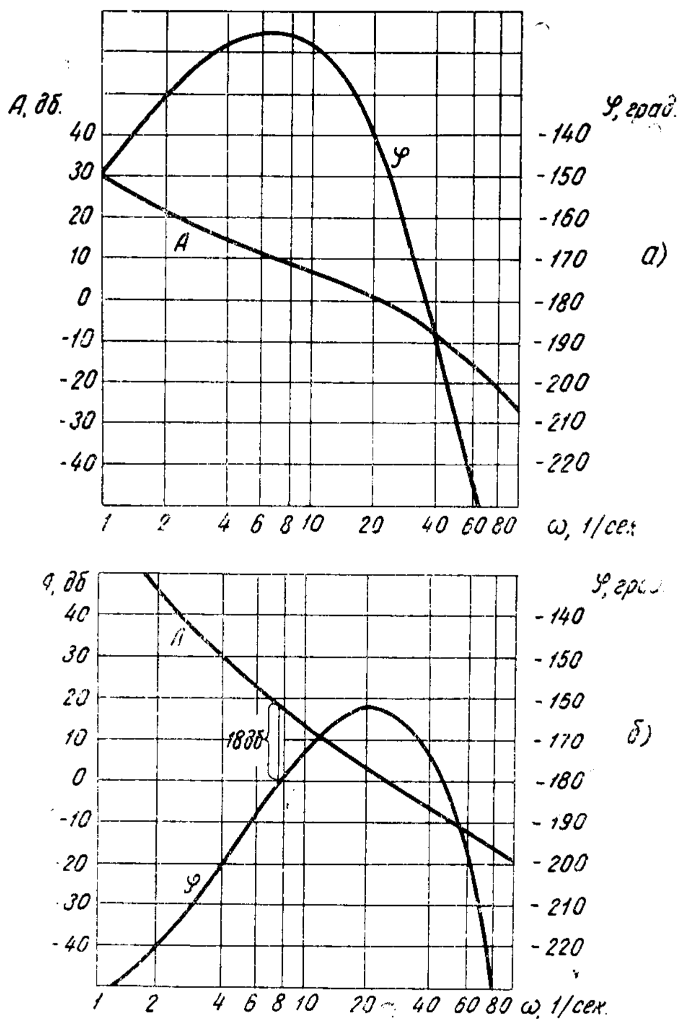

Рис. 2

Определим зависимость эквивалентного коэффициента $\kappa_1^{(3)}$ от уровня внешнего случайного возмущения σ_f. Для этого решаем графически систему уравнений

$$\sigma_x = \sigma_f \cdot \sqrt{\int_0^{\infty} \left| \frac{W_f^*(j\omega)}{1 + W_{\text{р. с}}^*(j\omega)} \right|^2 S_f(\omega)\, d\omega}, \tag{2}$$

$$\kappa_1^{(3)} = \kappa_1^{(3)}(\sigma_x,\ a,\ L), \tag{3}$$

где

$W_f^*(p)$ — передаточная функция части системы между точкой приложения внешнего воздействия и выходом системы; выходом системы здесь считаем координату x.

Нормированную спектральную плотность внешнего случайного возмущающего воздействия, приведенного к отклонению руля летательного аппарата, примем в виде

$$S_f(\omega) = \frac{1}{\pi} \cdot \frac{\alpha}{\alpha^2 + (\omega - \beta)^2},$$

$$\alpha = 3{,}2\ 1/\text{сек.},\ \beta = 10\ 1/\text{сек.}$$

В координатах $\kappa_1^{(3)}$ и $\dfrac{a}{\sigma_x}$ по уравнению (3) строим зависимость (2). Далее задаемся определенным значением σ_f и для нескольких значений $\kappa_1^{(3)}$ определяем σ_x по уравнению (2), пользуясь графоаналитическим методом. Результаты решения уравнения (2) представим на

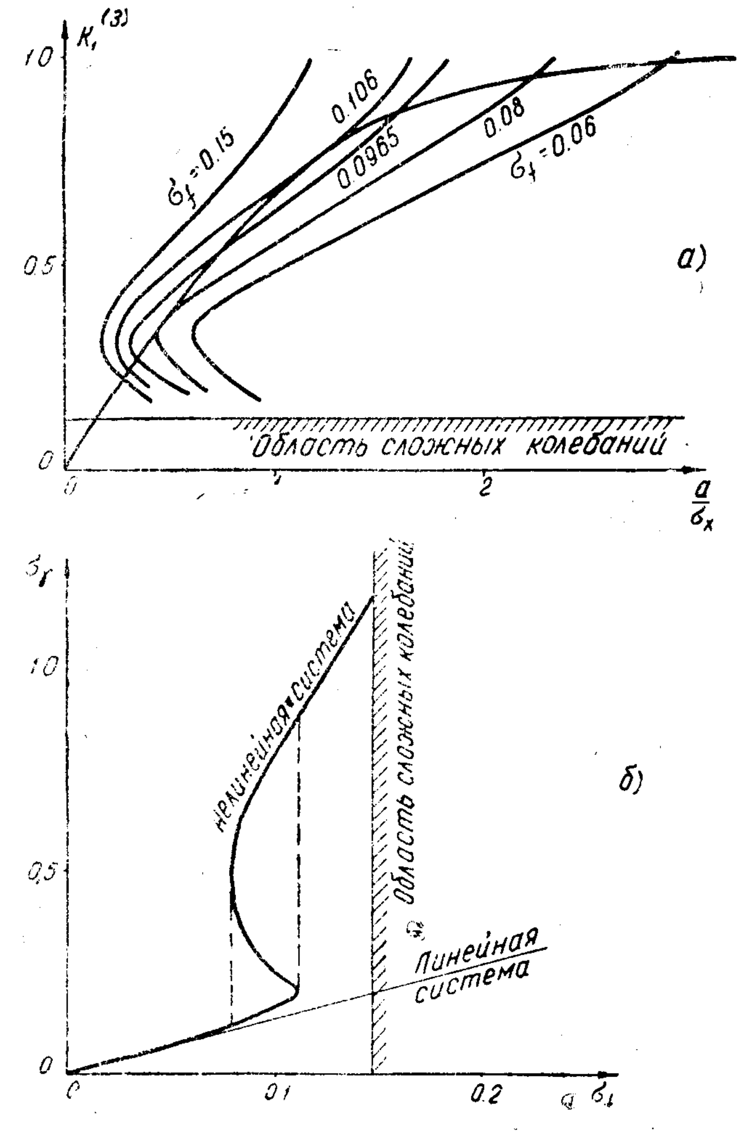

Рис. 3

том же графике, где представлена зависимость (3). Пересечение кривых дает решение системы уравнений (2) и (3), как это изображено на рис. 3, *а*. На основании зависимости, приведенной на рис. 3, *а*, и решая графоаналитическим методом уравнение

$$\sigma_\gamma = \sigma_f \sqrt{\int\limits_0^\infty \left| \frac{W_1 (j\omega)}{1 + W_{\text{р.с}} \ (j\omega)} \right|^2 S_f (\omega)\, d\omega} \ , \qquad (4)$$

построим кривую зависимости σ_γ от σ_f (рис. 3,*б*).

Эта зависимость имеет скачок, который с физической точки зрения можно объяснить как увеличение колебательности системы при изменении ее параметров в соответствии с видом нелинейной характеристики и видом случайного возмущения [2]. Скачкообразное изменение выходной координаты летательного аппарата является нежелательным и опасным, так как это может вызвать недопустимо большие перегрузки летательного аппарата, выход его на опасные режимы полета, помешать выполнению задачи полета. Следовательно, при расчете системы стабилизации необходимо учитывать нелинейность звеньев системы и случайные воздействия на систему.

ЛИТЕРАТУРА

1. В. А. Павлов, С. А. Понырко, Ю. М. Хованский. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. М., «Высшая школа», 1964.

2. К. А. Пупков. Статистический расчет нелинейных систем автоматического управления. М., «Машиностроение», 1965.

3. И. Е. Казаков, Б. Г. Доступов. Статистическая динамика нелинейных автоматических систем. М., ФМ, 1962.

4. А. А. Первозванский. Случайные процессы в нелинейных автоматических системах. М., ФМ, 1962.