

Л. В. АНДРЕЕВ, С. В. БОГОСЛОВСКИЙ, Б. В. ВИДИН, И. О. ЖАРИНОВ,
О. О. ЖАРИНОВ, П. П. ПАРАМОНОВ, Ю. И. САБО

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ВЕКТОРА НАБЛЮДЕНИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проанализирована структура измерительного комплекса беспилотного летательного аппарата. Формализован вектор наблюдений.

Ключевые слова: измерительный комплекс авионики, вектор наблюдений.

Введение. В систему управления беспилотного летательного аппарата (ЛА) помимо сигналов, характеризующих вектор состояния объекта управления, поступают сигналы (воздействия), параметры которых система не может воспринимать. Такие сигналы являются внешними по отношению к системе управления. Внешние воздействия условно разделяют на полезные, обеспечивающие нормальную работу системы управления, и вредные, снижающие эффективность работы системы управления, т.е. возмущающие, или помехи.

Рассмотрим принципы управления по обратной связи и управления по возмущению, учитывающие измерение внешних воздействий и подачу измеренного сигнала через усилитель на вход устройства системы управления (УСУ).

Первый шаг математической постановки задачи в общем случае подразумевает конструирование компьютерной модели, т.е. качественное описание исследуемого процесса с помощью тех или иных операторов. Для решения этой задачи исходную блочно-операторную схему преобразуют в структуру, имеющую один выход.

Преобразование передаточных функций системы управления ЛА. Общий подход к получению передаточных функций (ПФ), в том числе параметрически заданных, заключается в нахождении изображения выходной координаты методом преобразования Лапласа в зависимости от возмущения, интересующего исследователя.

Правила преобразования структурных схем стационарных систем, в том числе с перекрестными связями, подробно изложены в литературе [1]. В качестве примера рассмотрим последовательность преобразования структурной схемы стационарной части системы маневрирования (рис. 1). На рис. 1 приняты следующие обозначения: x_1, x_2, \dots, x_7 — координаты вектора состояния системы — выходные координаты отдельных звеньев, стоящих в прямой цепи (координата x_4 на схеме не показана, так как предполагается, что передаточная функция $W_C(p)$ имеет второй порядок и координата x_4 скрыта внутри соответствующего блока структурной схемы); K — постоянные коэффициенты (индексы относятся к отдельным блокам структурной схемы); $\frac{1}{\tau}$ — ПФ нестационарного кинематического звена, $\tau = t - t_0$ — оставшееся время полета ЛА до конечной точки траектории (КТТ), взятое со знаком минус, $t_0 = \frac{D_0}{U}$ — полное время полета до КТТ, D_0 — начальная дальность до КТТ; U — скорость изменения дальности (скорость сближения с КТТ);

$$-W_C(p) = -\frac{K_a}{p} \frac{T_{1C} p + 1}{T_C^2 p^2 + 2\xi_C T_C p + 1}$$

— ПФ ЛА в вертикальной плоскости; ξ_C, T_C — коэффициент относительного затухания и постоянная времени самолета в горизонтальной плоскости соответственно;

$$W_{kz}(p) = \frac{1}{T_{1C}p + 1}$$

— ПФ инерционного кинематического звена, преобразующего угол тангажа в угол наклона вектора скорости; $\frac{-1}{U}$ — стационарный коэффициент усиления нестационарного кинематического звена;

$\frac{1}{p}$ — ПФ интегрирующего кинематического звена; V — модуль вектора скорости ЛА;

$W_{oc9}(p) = K_1 + K_2p$ — ПФ стабилизирующей обратной связи по углу тангажа; K_1, K_2 — коэффициенты обратной связи по углу и по угловой скорости тангажа соответственно;

$$W_{ycy}(p) = \frac{K_{ycy}}{p}$$

— ПФ устройства формирования сигналов управления;

$$-K_y W_y(p) = \frac{K_a p + K_{a1} - K_y + K_\omega p}{p + K_{a1}}$$

— ПФ звена упреждения; K_y — коэффициент усиления.

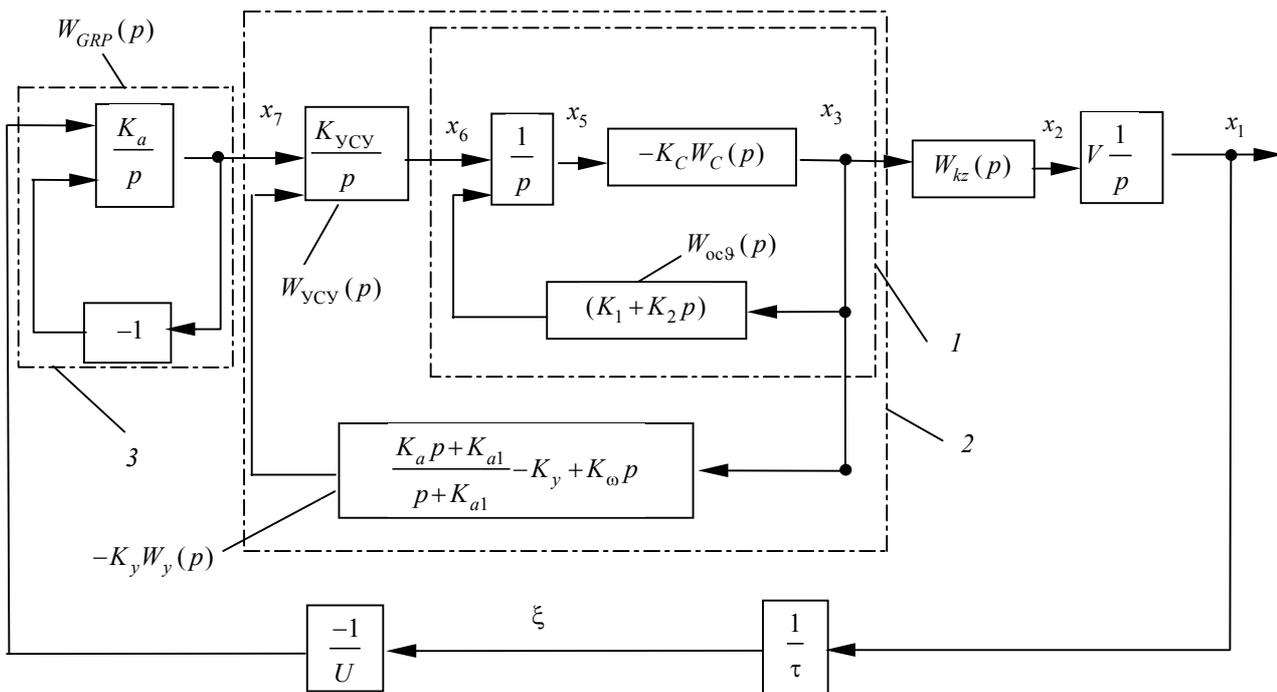


Рис. 1

Для преобразования схемы рис. 1 к схеме с одним входом и одним выходом необходимо последовательно найти передаточные функции $W_1(p), W_2(p), W_3(p)$ контуров, обозначенных на рис. 1 цифрами (1—3). При этом передаточная функция стационарной части системы (от выхода ξ нестационарного звена $\frac{1}{\tau}$ до выхода по координате x_1) будет (передаточная функция $W_1(p)$ включается в состав $W_2(p)$)

$$\Phi(p) = \frac{x_1(p)}{\xi(p)} = -\frac{1}{U} W_3(p) W_2(p) W_{kz}(p) \frac{V_C}{p}. \tag{1}$$

При $K_{a1} = 1$ получим

$$W_1(p) = \frac{-K_C(T_{1C}p+1)}{K_C(T_{1C}p+1)(K_1+K_2p)+p(T_C^2p^2+2\xi_C T_C p+1)} = \frac{P_1(p)}{Q_1(p)};$$

$$P_1(p) = -K_C(T_{1C}p+1);$$

$$Q_1(p) = T_C^2 p^3 + (2\xi_C T_C + K_C T_{1C} K_2) p^2 + (1 + K_C T_{1C} K_1 + K_C K_2) p + K_C K_1;$$

$$W_2(p) = \frac{P_2(p)}{Q_2(p)}; P_2(p) = -K_{yCy} K_C (T_{1C}p+1);$$

$$Q_2(p) = T_C^2 p^4 + (2\xi_C T_C + K_C T_{1C} K_2) p^3 + (1 + K_C T_{1C} K_1 + K_C K_2 + K_\omega K_y K_C T_{1C}) p^2 + \\ + [K_C K_1 + (1 - K_y) K_{yCy} K_C T_{1C} + K_\omega K_{yCy} K_C] p + (1 - K_y) K_{yCy} K_C;$$

$$W_3(p) = \frac{P_3(p)}{Q_3(p)}; P_3(p) = K_a; Q_3(p) = p + K_a.$$

Следовательно,

$$\Phi(p) = \frac{b_1}{a_1 p^6 + a_2 p^5 + a_3 p^4 + a_4 p^3 + a_5 p^2 + a_6 p}, \quad (2)$$

где

$$b_1 = \frac{V_C}{U} K_y K_C K_a; a_1 = T_C^2; a_2 = T_C^2 K_a + 2\xi_C T_C + K_C T_{1C} K_2;$$

$$a_3 = K_a (2\xi_C T_C + K_C T_{1C} K_2) + 1 + K_C T_{1C} K_1 + K_C K_2 + K_\omega K_{yCy} K_C T_{1C};$$

$$a_4 = (1 + K_C T_{1C} K_1 + K_C K_2 + K_\omega K_{yCy} K_C T_{1C}) K_a + K_C K_1 + (1 - K_y) K_{yCy} K_C T_{1C} + K_\omega K_{yCy} K_C;$$

$$a_5 = [K_C K_1 + (1 - K_y) K_{yCy} K_C T_{1C} + K_\omega K_{yCy} K_C] K_a + (1 - K_y) K_{yCy} K_C;$$

$$a_6 = (1 - K_y) K_{yCy} K_C K_a.$$

Приведение системы к нулевым начальным условиям. Формула (2) представляет собой искоемую передаточную функцию стационарной части нестационарной системы управления с одним входом и одним выходом. Подобные передаточные функции используются в теории стационарных систем для построения переходных процессов по вещественной частотной характеристике, при исследовании систем с одной нелинейностью методом гармонического баланса и в некоторых других случаях, когда на первый план выступают требования наглядности получаемых результатов. В системах нестационарного управления с особой точкой такое представление передаточных функций необходимо для получения интегрального представления решения по первой координате. Рассмотрим подробнее внешние и начальные возмущения, действующие в астатической системе нестационарного управления.

Под возмущением будем понимать факторы, влияющие на параметры движения динамического объекта и не зависящие от системы управления.

Начальные возмущения, или начальные условия, определяются предшествующим маневрированию участком движения ЛА. Чаще всего маневрированию предшествует участок установившегося движения, например, горизонтальный полет ЛА на заданной высоте или прямолинейное движение в плоскости маневрирования. В этом случае, если уравнения движения ЛА и рулевого тракта записать в вариациях параметров относительно балансируемых значений, начальные условия будут нулевыми.

Однако следует иметь в виду, что в момент перехода системы автоматического управления в режим маневрирования к заданному положению, нули некоторых измерителей и звеньев могут не соответствовать балансирующим параметрам движения. Типичным в этом смысле возмущением для астатической системы автоматического управления (САУ) является возмущение $f_{УСУ_0} = \vartheta_{GRP_0} - K_y \vartheta_{y_0}$, возникающее в том случае, когда не производится „обнуление“ по сигналу ϑ_{GRP} привода антенны радиоприемника и сигналу ϑ_y упреждения.

Учет обнуления заключается в том, что при моделировании полагают $f_{УСУ_0} = 0$ и вводят возмущение $f_\varepsilon = -\varepsilon_0$, компенсирующее начальное значение угла места.

К наиболее характерным возмущениям, действующим в САУ в вертикальной плоскости, относятся:

- начальное значение высоты полета $H(0) = H_0$;
- установочный угол $f_{УСУ}(t) = \vartheta_{GRP}$, вводимый для исключения возможности занижения САУ высоты полета ЛА;
- случайные возмущения, вызванные наличием пассивных и активных помех в антенном тракте, эти возмущения могут быть учтены заданием функции $f_{x_1}(t)$;
- движение посадочной платформы (может быть учтено, если положить $U = V - V_{п_x}$, где $V_{п_x}$ — проекция скорости движения посадочной платформы);
- изменение состояния атмосферы, приводящее к движению воздушных масс; движение воздушных масс принято делить на крупномасштабное (ветер) и мелкомасштабное (турбулентность), при этом ветер учитывается возмущением $f_W(t)$, непосредственно приводящим к изменению скорости движения центра масс, а турбулентность приводит к изменению углового движения вокруг центра масс и может быть учтена возмущением рулевого тракта $f_{РТ}(t)$ [2].

Наиболее характерными возмущениями САУ в горизонтальной плоскости являются:

- движение посадочной платформы с постоянной скоростью, движение платформы в этом случае может быть учтено заданием функции $f_{x_1} = V_{п_z}$;
- случайные возмущения, вызванные наличием пассивных и активных помех в антенном тракте;
- начальное значение бокового отклонения $Z(0) = Z_0$, которое может быть вызвано помехами в момент начала маневрирования;
- переменный ветер, влияние скорости которого можно учесть согласно рис. 2.

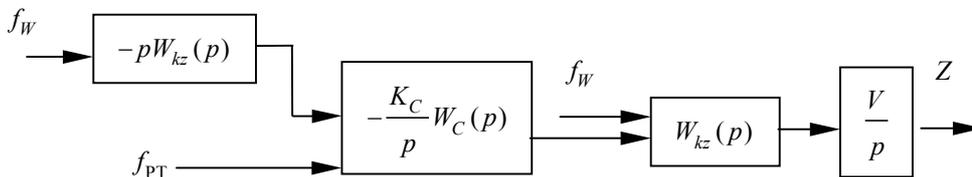


Рис. 2

На рис. 2 приняты следующие обозначения: f_W — возмущение, обусловленное воздействием ветра — отношение скорости ветра к скорости ЛА;

$$-\frac{K_C}{p} W_C(p) = -\frac{K_C}{p} \frac{T_{1C} p + 1}{T_C^2 p^2 + 2\xi_C T_C p + 1}$$

— передаточная функция ЛА в горизонтальной плоскости, T_{1C} — постоянная времени кинематического звена.

Все указанные выше детерминированные возмущения могут быть описаны функциями времени, для которых существуют и известны преобразования по Лапласу, а случайные возмущения могут быть описаны известными случайными функциями. В частности, предполагается, что заменой переменных все начальные возмущения могут быть учтены в виде внешних возмущений таким образом, чтобы в новых переменных система имела нулевые начальные условия. Приводимость системы к нулевым начальным условиям необходима для получения передаточных функций отдельных звеньев и последующего их объединения в общую структурную блочно-операторную схему.

Заключение. Анализ структуры САУ позволил путем последовательного преобразования перейти от многоконтурной схемы к одноконтурной. Такой переход позволяет определить параметрически заданные передаточные функции стационарной части нестационарной системы, применяемые при исследовании систем с одной нелинейностью. Классификация внешних возмущений позволила формализовать вектор измерений и привести систему к нулевым начальным условиям для получения передаточных функций отдельных звеньев и последовательного их объединения в общую структурную блочно-операторную схему.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Герасимов А. Н., Григорьева Н. Н., Жаринов И. О., Жаринов О. О., Исаков В. И., Орлов А. П., Кулин А. Н., Шенета А. П. Линейные системы автоматического управления: Учеб. пособие. СПб: ГУАП, 2009. 232 с.
2. Богословский С. В., Богословский В. С. Теория нестационарного управления: Учеб. пособие. СПб: ГУАП, 2005. 380 с.

	<i>Сведения об авторах</i>
Леонид Владимирович Андреев	— аспирант; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, кафедра стабилизации, навигации и управления; E-mail: Lio8300@mail.ru
Сергей Владимирович Богословский	— д-р техн. наук, профессор; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, кафедра стабилизации, навигации и управления; E-mail: postmaster@elavt.spb.ru
Борис Викторович Видин	— канд. техн. наук, профессор; ОКБ „Электроавтоматика“ им. П. А. Ефимова, Санкт-Петербург; E-mail: postmaster@elavt.spb.ru
Игорь Олегович Жаринов	— канд. техн. наук, доцент; ОКБ „Электроавтоматика“ им. П. А. Ефимова, Санкт-Петербург; E-mail: igor_rabota@pisem.net
Олег Олегович Жаринов	— канд. техн. наук; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, кафедра моделирования вычислительных и электронных систем; E-mail: zharinov@hotmail.ru
Павел Павлович Парамонов	— д-р техн. наук, профессор; ОКБ „Электроавтоматика“ им. П. А. Ефимова, Санкт-Петербург; E-mail: postmaster@elavt.spb.ru
Юрий Иванович Сабо	— д-р техн. наук, профессор; ОКБ „Электроавтоматика“ им. П. А. Ефимова, Санкт-Петербург; E-mail: post-master@elavt.spb.ru

Рекомендована кафедрой
систем управления и информатики

Поступила в редакцию
01.07.09 г.