

УДК 629.7.064

В.Д.Закаблукровский, А.К.Мартынов

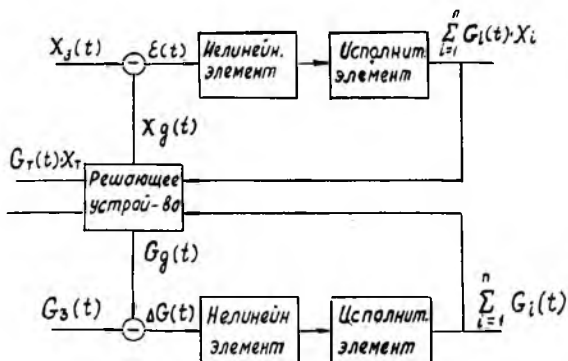
РЕШАЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЦЕНТРОВКИ И ПОЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА-ЛАБОРАТОРИИ

В процессе проведения летных испытаний самолетов необходимо в широких пределах изменять полетный вес и центровку. Наиболее перспективной для этих целей является гидробалластная система (ГБС) изменения положения центра масс и веса самолета в полете. В данной работе рассматривается система управления (СУ ГБС) при контролируемом перемещении и расходе масс (расход топлива, перераспределение и слив гидробалласта).

В задачу СУ ГБС, составной частью которой является решающее устройство, выполненное на базе электронной моделирующей машины (ЭММ) типа МН-10, входит обработка исходной информации о количестве гидробалласта и его размещении в баках ГБС; учет имеющегося на борту запаса топлива, необходимые вычисления. В случае отклонения действительного положения центра масс (или веса) от заданного выдается команда на исполнительные элементы (насосы, наддув баков, перекрывные краны воздушных и гидравлических магистралей ГБС), конкретная реализация которых в данной работе не рассматривается.

Анализ разомкнутой и замкнутой схем построения СУ ГБС показывает, что разомкнутая схема имеет существенные недостатки: накопление ошибок расходомерными датчиками при многократных изменениях центровки, необходимость использования специального блока деления двух переменных напряжении при реализации решающего устройства. Разомкнутую СУ ГБС можно рекомендовать при полуавтоматическом управлении ГБС, когда поправки на расход топлива и слив гидробалласта, а также уточнения по размещению гидробалласта в баках вводятся оператором. Точность работы замкнутой СУ ГБС не зависит от продолжительности и количества экспериментов.

Структурная схема замкнутой СУ ГЭС приведена на рис. 1.



Р и с . 1

Действительное положение центра масс X_g в проекции на САХ определяется по формуле:

$$X_g(t) = \frac{G_{снс} X_{снс} + G_T(t) X_T(t) + \sum_{i=1}^n G_i(t) X_i}{G_{снс} + G_T(t) + \sum_{i=1}^n G_i(t)}; \quad (I)$$

где $G_{снс}$ — вес снаряженного самолета;
 G_T — вес топлива;
 G_i — вес гидробалласта в i -м баке ГЭС;
 $X_{снс}, X_T, X_i$ — соответствующие координаты ц.т. в проекции на САХ.

Для самолетов, у которых при программной выработке топлива центр тяжести топлива перемещается незначительно, можно считать X_T постоянной величиной, в необходимых случаях в числитель формулы (I) вводится переменная

$$G_T(t) X_T(t) = S_T(t),$$

рассчитываемая в специальном штатном блоке счетно-решающего устройства, предусматриваемого для новых тяжелых самолетов. В решающее устройство для автоматического расчета действительного положения центра масс самолета в полете по формуле (I) необходимо непрерывно вводить напряжения $U_{снс}, U_T, U_1, \dots, U_i, \dots, U_n$ являющиеся аналогами весов снаряженного самолета, топлива и гидро-

областа в каждом баке ГЭС. При этом реализуется алгоритм расчета

$$U_{xg}(t) = \frac{U_{снс} K_{снс} + U_{\tau}(t) K_{\tau} + \sum_{i=1}^n U_i(t) K_i}{U_{снс} z_{снс} + U_{\tau}(t) z_{\tau} + \sum_{i=1}^n U_i(t) z_i}, \quad (2)$$

где

$$K_{снс} = \frac{X_{снс}}{\mu_{снс}} \mu_s; \quad z_{снс} = \frac{\mu_s^*}{\mu_{снс}};$$

$$K_{\tau} = \frac{X_{\tau}}{\mu_{\tau}} \mu_s; \quad z_{\tau} = \frac{\mu_s^*}{\mu_{\tau}};$$

$$K_i = \frac{X_i}{\mu_{Gi}} \mu_s; \quad z_i = \frac{\mu_s^*}{\mu_{Gi}}.$$

Если характеристика масштабных усилителей линейна в пределах ± 100 (25) В, то

$$\mu_s = \frac{U_{с.с.}}{\theta X} = \frac{U_s}{S} = \frac{100(25)}{[G_{снс} X_{снс} + G_{\tau} X_{\tau} + \sum_{i=1}^n G_i X_i]_{max}}.$$

В результате расчета выдается напряжение U_{xg} являющееся аналогом координаты действительного положения центра масс

$$\mu_x = \frac{U_x}{X} = \frac{\mu_s}{\mu_s^*}, \quad \mu_s^* = \frac{100(25)}{[G_{снс} + G_{\tau} + \sum_{i=1}^n G_i]_{max}}, \quad \mu_s = \frac{U_s}{\theta}.$$

С учетом масштаба m блока деления

$$U_{xg}^* = m U_{xg}; \quad \mu_x^* = m \frac{\mu_s}{\mu_s^*},$$

где m определяется из условия

$$U_{xgmax}^* = X_{gmax} m \frac{\mu_s}{\mu_s^*} \leq 100(25);$$

$$m \leq \frac{100(25)}{\mu_s} \mu_s^* X_{gmax}.$$

Аналог заданного значения центровки X_3 в напряжении U_{x3} подается на элемент сравнения (см. рис. 1) с потенциометра

$$U_{x3}^* = X_3 \mu_x.$$

Приведенный алгоритм (2) реализуется на масштабных суммирующих усилителях и блоке деления. Наличие операции деления является недостатком данного алгоритма, так как блок деления имеет погрешность в 8-10 раз большую, чем масштабный усилитель.

Проанализируем возможность реализации решающего устройства на масштабных усилителях без блока деления:

1. Из формулы (2) видно, что реализация алгоритма на масштабных усилителях возможна, если в знаменателе будет постоянная величина, т.е. средний вес самолета $G_{ср}$ или его аналог $U_{G_{ср}}$:

$$U_{xg}(t) \approx \frac{U_S(t)}{U_{G_{ср}}} = C U_S(t), \quad (3)$$

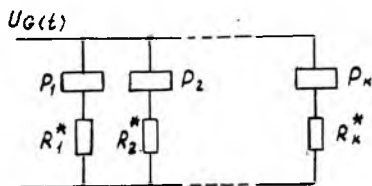
где U_S — аналог в напряжении статического момента самолета относительно выбранного начала отсчета по оси САХ.

Алгоритм (3) дает погрешность, существенно зависящую от выбора начала отсчета. Для тяжелых самолетов, у которых относительное изменение веса составляет

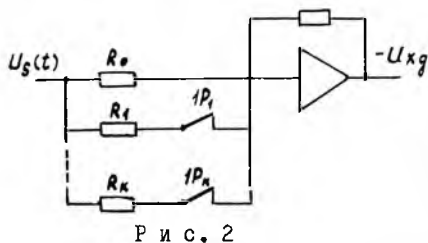
$$\sigma_G = \frac{\Delta G_{max}}{G_{ср}} = 0,2 - 0,3,$$

ошибка в определении положения центра масс по формуле (3) составляет 20-30%. При оптимальном выборе начала отсчета в средней части возможного диапазона центровок максимальная ошибка составляет 10-15% от возможного диапазона центровок.

Использование релейной схемы переключения коэффициента масштабного усилителя (рис. 2) позволяет уменьшить погрешность в K раз при использовании K релейных элементов:



$$U_{xg}(t) = \frac{U_S(t)}{U_{G_i}} = C_i(U_{G_i})U_S(t)$$



Р и с. 2

2. Предлагается реализовать на масштабных усилителях принципиально другой алгоритм, который позволял бы получить напряжение, являющееся аналогом ошибки СУ ГЭС, т.е. отклонения ε действительного положения цен-

тра масс от заданного. Такой алгоритм предполагает переменное положение начала координат по оси САХ, которое соответствует заданному положению центра масс самолета $\varepsilon = X_3 - X_g$.

Алгоритм определения ε имеет вид:

$$\varepsilon(t) = \frac{G_{снс} [X_3(t) - X_{снс}] + G_T(t) [X_3(t) - X_T] + \sum_{i=1}^n G_i(t) [X_3(t) - X_i]}{G_{снс} + G_T(t) + \sum_{i=1}^n G_i(t)} =$$

$$\frac{[G_{снс} \quad G_T(t) + \sum_{i=1}^n G_i(t)] X_3(t) - G_{снс} X_{снс} - G_T(t) X_T - \sum_{i=1}^n G_i(t) X_i}{G_{снс} + G_T(t) + \sum_{i=1}^n G_i(t)} \quad (4)$$

$$\frac{[G_{снс} + G_T(t) + \sum_{i=1}^n G_i(t)] X_3(t) - G_{снс} X_{снс} - G_T(t) X_T - \sum_{i=1}^n G_i(t) X_i}{G_{ср}}$$

Требования ГСБ к точности расчета ε невелики. В первую очередь интересует знак ошибки СУ ГСБ (в какую сторону требуется перекачивать гидробалласт для устранения ошибки), который точно определяется по формуле (4). При работе системы ошибка ε уменьшается. Уменьшается и погрешность расчета ε . В пределе ошибка стремится к нулю или ограничивается нечувствительностью исполнительных элементов, работающих в нелинейном (релейном) режиме.

Реализация алгоритма по формуле (4) имеет вид:

$$u_\varepsilon(t) = [u_{снс} z_{снс} + u_T(t) z_T + \sum_{i=1}^n G_i(t) z_i] K_3(t) -$$

$$- u_{снс} K_{снс}^* - u_T(t) K_T^* - \sum_{i=1}^n u_i(t) K_i^*,$$

где $K_{снс}^* = X_{снс} A \frac{\mu_G}{\mu_{G_{снс}}}$; $A = \frac{\mu_\varepsilon}{\mu_G G_{ср}}$;

$$K_T^* = X_T A \frac{\mu_G}{\mu_{G_T}}; \quad K_i^* = X_i A \frac{\mu_G}{\mu_{G_i}};$$

$$K_3(t) = \frac{X_3(t) \mu_\varepsilon}{\mu_G G_{ср}} = X_3(t) A.$$

Если $X_{снс}$, X_T , X_i - координаты относительно носка САХ, то для ц.т. снаряженного самолета, топлива и хвостовых $(l+1) \div n$ баков ГСБ координаты будут иметь положительный знак, а для носовых баков ГСБ отрицательный. Заданное значение центровки также будет положительным

$$u_\varepsilon(t) = [u_{снс} z_{снс} + u_T(t) z_T + \sum_{i=1}^n G_i(t) z_i] / K_3(t) -$$

$$- u_{снс} / K_{снс}^* - u_T(t) / K_T^* - \sum_{i=l+1}^n u_{G_i}(t) / K_i^* + \sum_{i=1}^l u_{G_i}(t) / K_i^* \quad (5)$$

Отклонение полетного веса самолета от заданного значения

$$\Delta G = G_3 - [G_{снс} + G_T(t) + \sum_{i=1}^n G_i(t)];$$

$$u_{\Delta G} = u_{G_3} - [u_{G_{снс}} z_{снс} + u_{G_T}(t) z_T + \sum_{i=1}^n u_{G_i}(t) z_i], \quad (6)$$

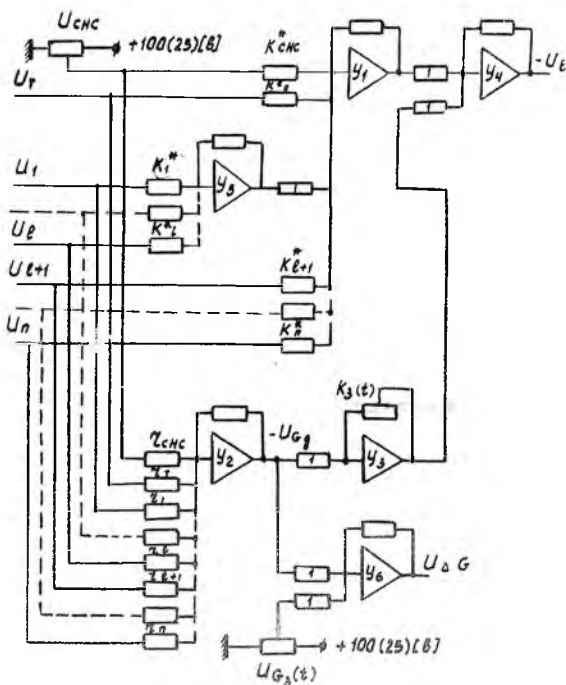
где $u_{G_3} = G_3 \mu_G^*$.

Максимальное количество масштабных усилителей ЭММ получается при реализации алгоритмов (5) и (6) решающим устройством, приведенным на рис. 3, и равно 6. Положительному напряжению U_c соответствует перекачка гидробалласта из хвостовых баков ГЭС в носовые. Положительному напряжению $U_{\Delta c}$ соответствует избыточный вес. Необходим слив гидробалласта. Реализовать переменный коэффициент

$$K_3(t) = X_3(t) \frac{\mu \varepsilon}{\int U_c G_{cp}}$$

целесообразно с помощью переменного сопротивления в обратной связи усилителя Y_3 (см. рис. 3):

$$K_3(t) = \frac{R_{oc}(t)}{R_{\delta, x}}$$



Р и с . 3

Это обеспечивает линейную зависимость

$$R_{oc}(t) = R_{ex} X_3(t) \frac{\mu_{\varepsilon}}{\mu_{\varepsilon}^* G_{cp}} = c^* X_3(t)$$

и позволяет использовать высокоточные десятиоборотные проводочные потенциометры. Напряжения с усилителей y_1 и y_3 противоположны по знаку, поэтому напряжение с усилителя y_4 не превышает по абсолютной величине максимального напряжения с усилителей y_1 или y_3 , и, следовательно:

$$\mu_{\varepsilon} \leq \frac{100(25)}{|\varepsilon|_{max} G_{cp}} G_{max}$$

Рассмотренный алгоритм по формуле (5) позволяет обеспечить заданное положение центра тяжести с необходимой точностью без блоки деления и релейных схем переключения коэффициентов.