

Научная статья  
УДК 629.7.05  
DOI: [10.34759/trd-2022-124-18](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-18)

## **СПОСОБ АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ МАЛОГАБАРИТНОГО САМОЛЕТА С ОГРАНИЧЕНИЕМ СИГНАЛА ИНТЕГРАЛЬНОЙ КОМПОНЕНТЫ**

Эдуард Матвеевич Абадеев<sup>1</sup>, Оксана Ивановна Пискунова<sup>2</sup>,

Артем Владимирович Третьяков<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Государственный университет «Дубна»,

Дубна, Московская область, Россия

<sup>1,2,3</sup>[ifi@uni-dubna.ru](mailto:ifi@uni-dubna.ru)

*Аннотация.* В работе проводится исследование характеристик перспективной системы управления и стабилизации продольного движения динамического объекта, например, малогабаритного самолета (МС), основанной на способе формирования адаптивного сигнала [1, 2].

Исследование рассматриваемого способа управления произведено методом математического моделирования изолированного канала тангажа с реализацией предлагаемых законов управления МС при достаточно характерных внешних воздействиях на него. Моделирование производилось в условиях изменения по заданному закону «медленных движений» [3] – параметров полета: высоты и скорости.

Для оценки эффективности вновь вводимых особенностей управления произведено сравнение процессов управления МС с предлагаемой структурой САУ и процессов управления при традиционном – пропорционально-дифференциальном способе управления [4], адаптированном к данной ситуации в работах [5, 6, 7].

Актуальность работы заключается в том, что достигаемое предлагаемым способом повышение скорости, уменьшение степени перерегулирования и, соответственно, повышение точности обработки управляющих сигналов может способствовать улучшению маневренных характеристик и характеристик управляемости МС.

**Ключевые слова:** адаптивное управление, система угловой стабилизации, малогабаритный летательный аппарат, устойчивость, управляемость.

**Для цитирования:** Абадеев Э.М., Пискунова О.И., Третьяков А.В. Способ адаптивного управления продольным движением малогабаритного самолета с ограничением сигнала интегральной компоненты // Труды МАИ. 2022. № 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-18](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-18)

## **METHOD FOR ADAPTIVE CONTROL OF THE LONGITUDINAL MOVEMENT OF A SMALL-SIZED AIRCRAFT WITH A SIGNAL LIMITATION OF THE INTEGRAL COMPONENT**

**Eduard M. Abadeev<sup>1</sup>, Oksana I. Piskunova<sup>2</sup>, Artem V. Tretyakov<sup>3</sup>**

<sup>1,2,3</sup>Dubna State University

Dubna, Moscow region, Russia

**Abstract.** The article conducts the studies of characteristics of the promising control and longitudinal motion stabilization system of a dynamic object, such as a small-sized aircraft (SSA), based on the technique of the adaptive signal formation [1, 2].

The study of the control method being considered was conducted by the mathematical modeling method of an isolated pitch channel with implementation of the proposed SSA control laws at rather characteristic external impacts on it. Simulation was being performed under conditions of changes by the given “slow motions” law [3] of the flight parameters such as altitude and velocity.

Comparison of the control processes of the SSA with the system being proposed and control processes with the conventional proportional-differential control technique [4] adapted to the given situation in [5, 6, 7] was performed to evaluate the effectiveness of the newly introduced control specifics.

The relevance of the presented work consists in the fact that the velocity increase being achieved by the proposed technique, overshoot degree reduction and, correspondingly, increasing the control signals processing accuracy may contribute to the SSA maneuvering and controllability characteristics improvement.

**Keywords:** adaptive control, angular stabilization system, small-sized aircraft, stability, controllability

**For citation:** Abadeev E.M., Piskunova O.I., Tretyakov A.V. Method for adaptive control of the longitudinal movement of a small-sized aircraft with a signal limitation of the integral component. *Trudy MAI*, 2022, no. 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-18](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-18)

## **Введение**

Синтез системы управления динамическим объектом, например малогабаритным самолетом, с учетом технических ограничений ее реализации: располагаемого диапазона и скорости изменения управляющего сигнала, транспортных и информационных запаздываний вызывает определенные сложности. Изучение вопросов синтеза законов управления МС, имеет длительную историю [8, 9]. Проблемы синтеза систем стабилизации маневренных МС решаются до сих пор [10, 11, 12]. Усложняет и без того непростую задачу управления требуемая для такой системы динамичность изменения характеристик и адаптивность к внешним факторам (ветровым порывам и турбулентности), в совокупности с требованиями по точности обработки управляющих сигналов [13].

### **Математическая модель МС**

Система уравнений движения МС в изолированном канале тангажа вместе с принятыми уравнениями рулевого привода МС и датчика угловой скорости имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\omega_z}{dt} + a_1\omega_z + a_2\alpha + a_3\delta_B = 0, \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z, \\ \frac{d\theta}{dt} = a_4\alpha + a_5\delta_B, \\ \alpha = \vartheta - \theta + \alpha_w, \\ \frac{d\delta_B}{dt} = \frac{1}{T_{pn}}(\sigma_B - \delta_B), \\ T_d^2 \frac{d^2\omega_{zd}}{dt^2} + 2\zeta_d T_d \frac{d\omega_{zd}}{dt} + \omega_{zd} - \omega_z = 0. \end{array} \right. \quad (1)$$

где  $\omega_z$ ,  $\omega_{zd}$  – угловые скорости в канале тангажа, соответственно, истинная и измеренная датчиком угловой скорости;  $\vartheta$ ,  $\vartheta_{зад}$  – углы тангажа, соответственно, истинное значение и программное заданное;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $\alpha$  – угол атаки МС;  $\alpha_w$  – составляющая ветра;  $\sigma_B$  и  $\delta_B$  – соответственно, сигналы управления рулем высоты и фактическое значение угла отклонения руля;  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$ ,  $a_4$ ,  $a_5$  – динамические коэффициенты МС;  $T_{pn}$ ,  $T_d$ ,  $\zeta_d$  – постоянные времени математической модели рулевого привода и датчика угловой скорости и коэффициент демпфирования этого датчика.

Динамические коэффициенты в системе уравнений движения МС рассчитываются по следующим формулам:

$$a_1 = -\frac{\bar{\omega} m_z^z q S b_a^2}{J_z V}; \quad a_2 = -\frac{m_z^\alpha q S b_a}{J_z};$$

$$a_3 = -\frac{m_z^\delta q S b_a}{J_z}; \quad a_4 = \frac{C_y^\alpha q S + P}{mV};$$

$$a_5 = \frac{C_{y^{\xi}}^{\delta_B} q S}{mV},$$

где  $q$  – скоростной напор;  $m$  – масса МС;  $V$  – скорость движения по траектории;  $P$  – тяга двигателя;  $J_z$  – момент инерции МС по тангажу;  $S$ ,  $l$ ,  $b_a$  – характерные аэродинамические размеры;  $m_z^{\xi}$ ,  $\xi = \alpha, \delta_B, \omega_z$  – коэффициенты производной аэродинамического момента;  $C_{y^{\xi}}^{\delta_B}$ ,  $\xi = \alpha, \delta_B$  – коэффициенты производной аэродинамической силы по соответствующему параметру.

Запаздывание в рулевом приводе описывается следующим образом:

$$\delta_B = \begin{cases} \delta_{B(t)}^*, & \text{если } N_{\text{шага}} \% N_{\text{зап}} = 0 \\ \delta_{B(t - \tau_{\text{зап}})}^*, & \text{если } N_{\text{шага}} \% N_{\text{зап}} \neq 0, \end{cases} \quad (2)$$

где

$$N_{\text{шага}} = \text{int} \left[ \frac{t}{h} \right], \quad N_{\text{зап}} = \text{int} \left[ \frac{\tau_{\text{зап}}}{h} \right]; \quad (3)$$

$t$  – текущее время интегрирования модели;  $h$  – шаг интегрирования модели;  $\tau_{\text{зап}}$  –

величина запаздывания;  $\delta_B^*$  – величина отклонения руля без учета запаздывания. В

приведенных уравнениях: символ «%» – операция вычисления остатка от деления;

символ «int» – целая часть числа.

### Пропорционально-дифференциальный способ управления

Уравнения стабилизации МС дополняются соотношениями, необходимыми для реализации характерных внешних воздействий. Становится традиционным

исследовать процессы стабилизации не в условиях «замороженных параметров медленных движений» [14], а в условиях их изменения по такому закону, который бы способствовал выявлению наиболее сложных условий эксплуатации [15, 16]. В настоящей работе моделирование производилось в условиях изменения по линейному закону параметров и высоты и скорости полета, а также в условиях горизонтального полета. Данный вид траектории наиболее приближен к условиям полета самолета по «эшелону» [17].

В соответствии с изменениями высоты менялись параметры стандартной атмосферы [18].

Расчет изменения текущей высоты полета:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta \quad (4)$$

Расчет скоростного напора

$$q = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (5)$$

где  $\rho$  - плотность воздуха, вычисляемая по упрощенной формуле для стандартной атмосферы:

$$\rho = 1,225 \frac{20000 - H(t)}{20000 + H(t)}. \quad (6)$$

Стандартный управляющий сигнал представляет собой ПД-регулятор стабилизации высоты полета в заданном диапазоне:

$$g_{\text{упр}} = k_H \Delta H + k_{\dot{H}} \left( \frac{dH}{dt} \right)^*, \quad (7)$$

Где

$$\Delta H = \begin{cases} (H - H_{\text{зад}})_{\min}, & \text{при } (H - H_{\text{зад}}) < (H - H_{\text{зад}})_{\min}, \\ (H - H_{\text{зад}}), & \text{при } (H - H_{\text{зад}})_{\min} < (H - H_{\text{зад}}) < (H - H_{\text{зад}})_{\max}, \\ (H - H_{\text{зад}})_{\max}, & \text{при } (H - H_{\text{зад}}) > (H - H_{\text{зад}})_{\max}, \end{cases} \quad (8)$$

$$\left(\frac{dH}{dt}\right)^* = \begin{cases} \left(\frac{dH}{dt}\right)_{\min}, & \text{при } \left(\frac{dH}{dt}\right) < \left(\frac{dH}{dt}\right)_{\min}, \\ \left(\frac{dH}{dt}\right), & \text{при } \left(\frac{dH}{dt}\right)_{\min} < \left(\frac{dH}{dt}\right) < \left(\frac{dH}{dt}\right)_{\max}, \\ \left(\frac{dH}{dt}\right)_{\max}, & \text{при } \left(\frac{dH}{dt}\right) > \left(\frac{dH}{dt}\right)_{\max}. \end{cases} \quad (9)$$

Пропорциональный сигнал управления углом тангажа:

$$\Delta \mathcal{G} = \mathcal{G} - \mathcal{G}_{\text{зад}}. \quad (10)$$

В этом диапазоне изменяется и сигнал управления рулем высоты:

$$\sigma_{\text{в}} = \begin{cases} \sigma_{\text{вmin}}, & \text{при } i_{\text{в}} (\Delta \mathcal{G} + \mathcal{G}_{\text{упр}}) + \rho_{\text{в}} \omega_{\text{зд}} < \sigma_{\text{вmin}}, \\ i_{\text{в}} (\Delta \mathcal{G} + \mathcal{G}_{\text{упр}}) + \rho_{\text{в}} \omega_{\text{зд}}, & \text{при } \sigma_{\text{вmin}} < i_{\text{в}} (\Delta \mathcal{G} + \mathcal{G}_{\text{упр}}) + \rho_{\text{в}} \omega_{\text{зд}} < \sigma_{\text{вmax}}, \\ \sigma_{\text{вmax}}, & \text{при } i_{\text{в}} (\Delta \mathcal{G} + \mathcal{G}_{\text{упр}}) + \rho_{\text{в}} \omega_{\text{зд}} > \sigma_{\text{вmax}}. \end{cases} \quad (11)$$

В системе уравнений  $\mathcal{G}$ ,  $\mathcal{G}_{\text{зад}}$ ,  $\mathcal{G}_{\text{упр}}$  – углы тангажа, соответственно, истинное и заданное значения, и сигнал управления по тангажу;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $H$ ,  $H_{\text{зад}}$  – текущее и заданное значения высоты полета МС;  $\sigma_{\text{в}}$  и  $\delta_{\text{в}}$  – соответственно, сигнал на отклонение и фактическое значение угла отклонения рулей высоты;  $i_{\text{в}}$ ,  $\rho_{\text{в}}$  – передаточные числа системы.

## **Способ управления продольным движением МС с ограничением сигнала интегральной компоненты**

Этот способ управления и стабилизации продольного движения МС представлен в соответствии с [1, 2].

Способ заключается в том, что задают сигнал управления, измеряют сигналы углового положения, формируют сигнал рассогласования между заданным сигналом управления и измеренным сигналом углового положения. Сигнал рассогласования, умноженный на соответствующее передаточное число, является первой из трех составляющих суммарного сигнала управления и стабилизации МС.

Второй составляющей суммарного сигнала является измеренный сигнал угловой скорости МС, также умноженный на соответствующее передаточное число.

Третьей составляющей суммарного сигнала является сигнал интегральной компоненты, который получается путем интегрирования сигнала, называемого здесь логически управляемым сигналом рассогласования, после умножения его на своё передаточное число.

Логически управляемый сигнал рассогласования получается следующим образом. Формируют сигнал модульной функции от сигнала интегральной компоненты. Задают опорный сигнал и формируют сигнала логического управления отличным от нуля при превышении сигнала модульной функции над заданным опорным сигналом и при одинаковых знаках сигнала рассогласования текущего значения углового положения МС и его заданным значением и сигнала интегральной компоненты. Сигнал логического управления приравнивается нулю

при сигнале модульной функции, меньшем или равном заданному опорному сигналу.

Наконец, логически управляемый сигнал рассогласования формируют равным сигналу рассогласования текущего и заданного значения углового положения МС при сигнале логического управления равном нулю; если этот последний сигнал не равен нулю, то логически управляемый сигнал рассогласования формируют равным нулю.

Выходной сигнал рассматриваемой системы управления формируют путем ограничения суммарного сигнала управления и стабилизации МС.

Идея использования сигнала адаптации в управлении МС заключается в измерении дополнительного сигнала – источника информации о параметрах полета – скоростного напора.

Формирование сигнала адаптации с использованием скоростного напора можно осуществить на основе априорно известных аэродинамических характеристик МС как функции высоты и скорости полета (по существу, функции числа  $M$  полета и скоростного напора набегающего потока). Использование априорной информации позволяет существенно упростить структуру САУ.

С целью сохранения работоспособности алгоритма в случаях выхода величины скоростного напора за пределы расчетных значений, в закон формирования сигнала адаптации вводятся нелинейные ограничения скоростного напора, а само значение этой величины масштабируется в соответствии с алгоритмом:

$$\tilde{\lambda} = \begin{cases} K_M q_{\min}, & q < q_{\min} \\ K_M q, & q_{\min} < q < q_{\max} \\ K_M q_{\max}, & q > q_{\max} \end{cases} \quad (12)$$

где  $K_M$  - коэффициент масштабирования,

$$K_M = K_{\text{пр}} \frac{a_3}{q}. \quad (13)$$

Передаточные числа по сигналам рассогласования, угловой скорости и интегральной компоненты формируют обратно пропорциональными величине сигнала адаптации по законам

$$k_1 = \frac{K_g}{\tilde{\lambda}}, \quad k_2 = \frac{K_{\omega_z}}{\tilde{\lambda}}, \quad k_3 = \frac{K_f}{\tilde{\lambda}}, \quad (14)$$

при этом константы  $K_g, K_{\omega_z}, K_f$  определяются по условиям устойчивости и качества переходных процессов.

Суммарный сигнал управления  $\sigma_\Sigma$ , как указано выше, формируют суммированием сигнала углового рассогласования  $\Delta\mathcal{G} = \mathcal{G} - \mathcal{G}_{\text{зад}}$ , умноженного на передаточное число по сигналу рассогласования  $k_1$ , сигнала угловой скорости  $\omega_z$ , умноженного на передаточное число по сигналу угловой скорости  $k_2$ , и сигнала интегральной компоненты  $\sigma_u$ , умноженного на передаточное число по сигналу интегральной компоненты  $k_3$ :

$$\sigma_\Sigma = k_1 \cdot \Delta\mathcal{G} + k_2 \cdot \omega_z + k_3 \cdot \sigma_u. \quad (15)$$

Этот сигнал ограничивается заданным уровнем  $A_1$  и является выходным сигналом устройства  $\sigma_{\text{ВЫХ}}(t)$ :

$$\sigma_{\text{ВЫХ}}(t) = \begin{cases} \sigma_{\Sigma}(t), & \text{при } |\sigma_{\Sigma}(t)| < A_1, \\ A_1 \cdot \text{sign}[\sigma_{\Sigma}(t)], & \text{при } \sigma_{\Sigma}(t) \geq A_1. \end{cases} \quad (16)$$

Уровень ограничения  $A_1$  определяет предельную величину сигнала управления в рассматриваемом канале стабилизации и управления по тангажу, учитывая, что рули МС должны обрабатывать сигналы и других каналов (курса и крена) [19].

### Структурная схема устройства

Устройство содержит три взаимосвязанных канала:

- 1) канал управления быстрым маневренным движением МС;
- 2) канал управления медленным балансировочным движением МС;
- 3) канал адаптации, обеспечивающий изменение передаточных чисел по сигналам рассогласования, угловой скорости и интегральной компоненты, а также уровень ограничения интегральной компоненты в функции скоростного напора.

Блок-схема структуры устройства приведена на рис. 1. Устройство работает следующим образом. Задатчиком сигнала управления формируется сигнал управления  $\mathcal{G}_{\text{зад}}(t)$ , составными компонентами которого являются:

- медленная компонента  $\mathcal{G}_{\text{задм}}(t)$ , соответствующая медленным разворотам МС с балансировочными углами атаки  $\alpha_{\text{бал}}$  и балансировочными углами отклонения рулей  $\delta_{\text{бал}}$ ;

— быстрая компонента  $\mathcal{G}_{\text{задб}}(t)$ , соответствующая маневренным разворотам МС.

Таким образом,

$$\mathcal{G}_{\text{зад}}(t) = \mathcal{G}_{\text{задм}}(t) + \mathcal{G}_{\text{задб}}(t). \quad (17)$$

В задатчике опорного сигнала выставляется величина  $A_2$ , она определяет ограничение расходов рулей на стабилизацию балансировочного режима и принимается равной:

$$A_2 \approx (1,1 \dots 1,3) \frac{K_f}{K_M q_{\min}}. \quad (18)$$

Эта величина соответствует зоне нечувствительности релейного элемента, предусмотренного в составе логического блока сравнения.

Сигнал угловой скорости МС поступает от датчика угловой скорости (ДУС)  $\omega_{z\text{ДУС}}(t)$ .

Сигнал углового положения  $\mathcal{G}(t)$  формируется свободным гироскопом (СГ).

Закон управления и стабилизации МС формируется по закону (15):

$$\sigma_{\Sigma} = k_1 \cdot \Delta \mathcal{G} + k_2 \cdot \omega_z + k_3 \cdot \sigma_u$$

Формирование передаточных чисел по сигналам рассогласования, угловой скорости и интегральной компоненты осуществляется согласно соотношениям (14).

Сигнал рассогласования  $\Delta \mathcal{G}(t)$  формируется элементом сравнения по сигналу  $\mathcal{G}_{\text{зад}}(t)$  (17) и  $\mathcal{G}(t)$  – текущему сигналу свободного гироскопа.

$$\Delta \mathcal{G}(t) = \mathcal{G}(t) - \mathcal{G}_{\text{зад}}(t). \quad (19)$$

Сигнал интегральной компоненты  $\sigma_f$  формируется интегрирующим усилителем по логически управляемому сигналу рассогласования  $\Delta \mathcal{G}_{\text{лы}}(t)$ :

$$\sigma_f(t) = \int \Delta \mathcal{G}_{\text{лы}}(t) dt. \quad (20)$$

Введение вместе с адаптивным изменением передаточного числа  $k_3$  по сигналу интегральной компоненты еще и ограничения сигнала интегральной компоненты  $\sigma_f(t)$  с «плавающим» значением ограничения (в диапазоне  $A_2 \dots \frac{K_f}{K_M q_{\min}}$ ) позволяет уменьшить колебательность в замкнутом контуре регулирования и выбросы (перерегулирование) переходных процессов в условиях нестационарности МС, т.е. при изменении высоты и скорости полета.

Алгоритм формирования логически управляемого сигнала рассогласования  $\Delta \mathcal{G}_{\text{лы}}(t)$  состоит в следующем. В блоке выделения сигнала модульной функции формируется сигнал

$$\mathcal{G}^M(t) = \left| \sigma_f(t) \right|. \quad (21)$$

Логический блок сравнения формирует сигнал логического управления  $B$ . При превышении сигналом модульной функции  $\mathcal{G}^M$  заданного опорного сигнала  $A_2$  и при одинаковых знаках сигнала рассогласования  $\Delta \mathcal{G}(t)$  и сигнала интегральной компоненты  $\sigma_f(t)$  формируется значение сигнала логического управления  $B = 1$ .

Таким образом, в блоке логического сравнения реализуется алгоритм формирования сигнала логического управления  $B$ :

$$B = \begin{cases} 0, & \text{при } \mathcal{G}^M \leq A_2 \\ 1, & \text{при } (\mathcal{G}^M > A_2) \wedge (\text{sign}(\Delta \mathcal{G}) = \text{sign}(\sigma_f)) \end{cases} \quad (22)$$

При  $B=1$  ключ отключает сигнал рассогласования  $\Delta \mathcal{G}(t)$  с выхода элемента сравнения от входа интегрирующего усилителя и прекращает тем самым дальнейшее его интегрирование:

$$\Delta \mathcal{G}_{\text{лн}}(t) = \begin{cases} 0, & \text{при } B = 1, \\ \Delta \mathcal{G}(t), & \text{при } B = 0. \end{cases} \quad (23)$$

*Выходной сигнал управления*, подаваемый на рулевой привод, формируется ограничением выходного сигнала сумматора  $\sigma_{\Sigma}(t)$  до уровня  $A_1$  и является выходным сигналом устройства  $\sigma_{\text{вых}}(t)$ :

$$\sigma_{\text{вых}}(t) = \begin{cases} \sigma_{\Sigma}(t), & \text{при } |\sigma_{\Sigma}(t)| < A_1, \\ A_1 \text{sign}(\sigma_{\Sigma}(t)), & \text{при } |\sigma_{\Sigma}(t)| \geq A_1. \end{cases} \quad (24)$$

*Уровень ограничения*  $A_1 \approx K_{\text{огр}}/1,15$ , установленный на этом ограничителе, определяет предельную величину сигнала управления в рассматриваемом канале стабилизации и управления по тангажу, которую необходимо ограничивать, учитывая, что этими же рулями должны обрабатываться сигналы других каналов (курса и крена).

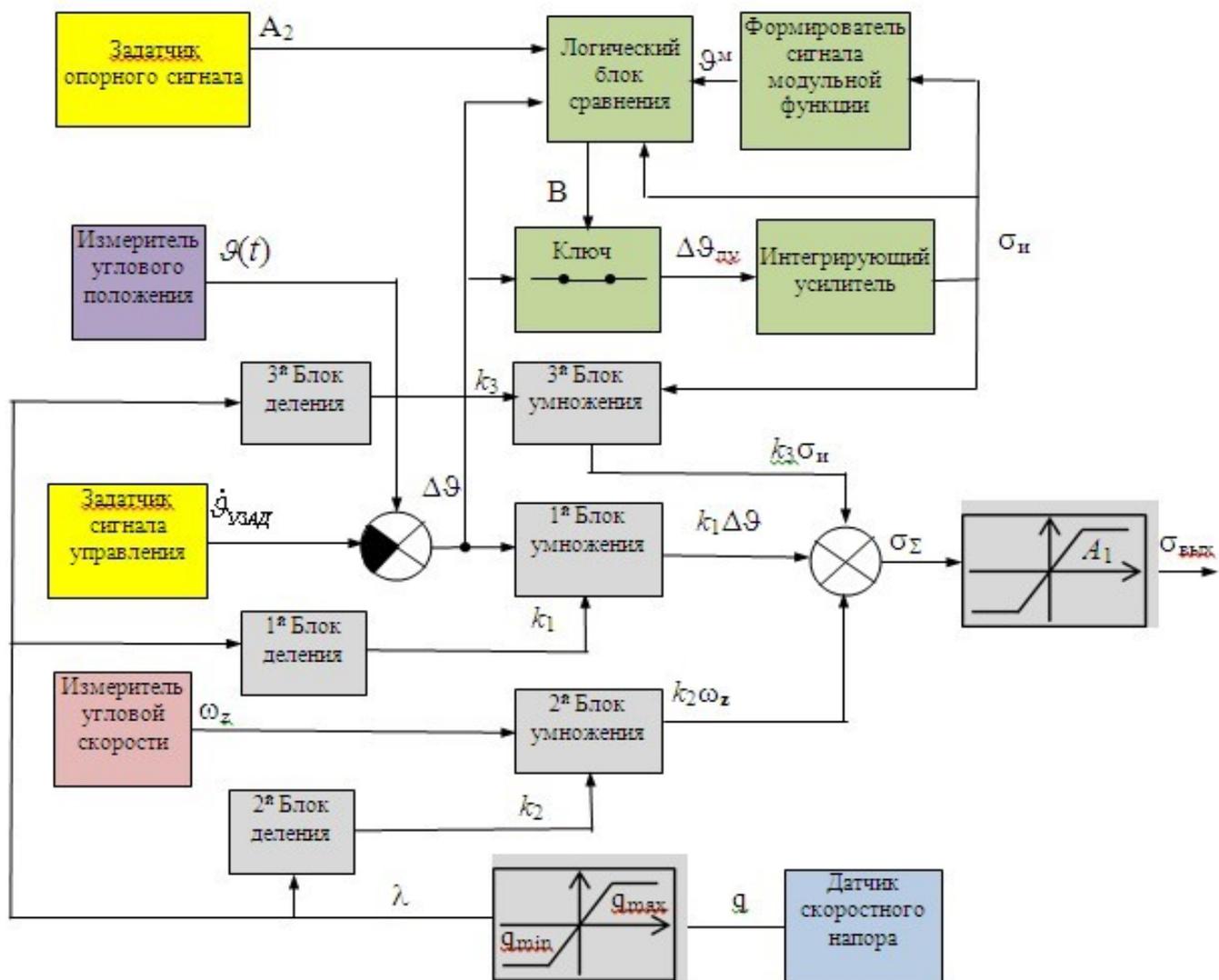


Рис. 1 – Блок-схема устройства формирования адаптивного сигнала управления и стабилизации углового движения МС

### Методика математического моделирования

Методика представляет собой последовательность действий при решении поставленной задачи – динамического проектирования летательного аппарата. Цель такого проектирования – обеспечение выполнения поставленных для МС тактико-технических требований по качеству переходных процессов при выполнении траекторных маневров, а также переходных процессов в стабилизационном движении МС при воздействии случайных возмущений.

При моделировании каждого варианта задавались значения  $H_0, H_{\text{зад}}, V_0, P, V(t), \alpha_w(t), \mathcal{G}_{\text{зад}}(t)$ , а также начальные значения всех угловых параметров движения. При этом  $\alpha_w(t)$  и  $\mathcal{G}_{\text{зад}}(t)$ , задавались в виде ступенчатых функций, а  $V(t)$  – в виде линейной функции на заданном интервале времени моделирования – от нескольких секунд до нескольких десятков секунд.

Задавались также значения динамических коэффициентов для  $H_0, V_0$ . Текущие значения этих коэффициентов вычисляются по формулам:

$$a_1(t) = a_{10} \frac{q(t)V_0}{q_0 V(t)}, \quad a_{2,3}(t) = a_{20,30} \frac{q(t)}{q_0},$$

$$a_4''(t) = a_4'(t) + a_4''(t), \quad a_4'(t) = a_{40}' \frac{q(t)V_0}{q_0 V(t)}, \quad a_4''(t) = a_{40}'' \frac{V_0}{V(t)}, \quad (25)$$

$$a_5(t) = a_{50} \frac{q(t)V_0}{q_0 V(t)}.$$

где

$$a_{40}' = \frac{C_y^\alpha q_0 S}{mV_0}, \quad a_{40}'' = \frac{P}{mV_0}.$$

Алгоритм изменения «медленных движений»: высоты и скорости описан ниже.

### Режим А

Полет в режиме снижения, например, от  $H_0 = 12000$  м до выхода на горизонтальный полет ( $\text{flag}(H_{\text{ГП}}) = \text{«истина»}$ ), при  $H_{\text{ГП}} = 300$  м. Это движение реализуется за счет управляющего сигнала

$$\mathcal{G}_{\text{упр}} = \begin{cases} -15^\circ & \text{если } (H > H_0) \wedge (\text{flag}(H_{\text{ГП}}) = \text{ложь}), \\ -\left[0,05(H - H_0) + 0,05\left(\frac{dH}{dt}\right)\right] & \text{если } (H \leq H_0) \wedge (\text{flag}(H_{\text{ГП}}) = \text{истина}). \end{cases} \quad (26)$$

При этом увеличивали скорость полета от  $V_0=450$  м/с до  $V_{\max} = 950$  м/с по закону:

$$V = \begin{cases} V_0 - 5t, & \text{если } V < 950, \\ 950, & \text{если } V \geq 950. \end{cases} \quad (27)$$

*Режим Б*

Полет в режиме набора высоты, например, от  $H_0 = 300$  м до  $H_{\text{ГП}} = 12000$  м за счет управляющего сигнала

$$g_{\text{упр}} = \begin{cases} 15^\circ, & \text{если } (H < H_0) \wedge (\text{flag}(H_{\text{ГП}}) = \text{ложь}), \\ -\left[0,05(H - H_0) + 0,05\left(\frac{dH}{dt}\right)\right], & \text{если } (H \geq H_0) \wedge (\text{flag}(H_{\text{ГП}}) = \text{истина}). \end{cases} \quad (28)$$

Скорость полета снижали от  $V_0 = 950$  м/с до  $V_{\min} = 450$  м/с по закону:

$$V = \begin{cases} V_0 + 5t & \text{если } V > 450, \\ 450 & \text{если } V \leq 450. \end{cases} \quad (29)$$

Традиционно задача стабилизации решается в условиях воздействия возмущающих факторов в виде порывов ветра [20, 21]. Для имитации воздействия внешних возмущающих факторов в нашем случае использовалась математическая модель ветра, в соответствии с рекомендациями ЦАГИ [22]. Ветровое возмущение  $\alpha_w(t)$  в уравнении системы (1) определяется в зависимости от текущей скорости полета соотношениями [23]:

$$\alpha_w(t) = \begin{cases} 0, & \text{при } t < t_{\text{зад}1}, t_{\text{зад}2} < t < t_{\text{зад}3}, t_{\text{зад}4} < t < t_{\text{зад}5}, t > t_{\text{зад}6}, \\ 0,5(t - t_{\text{зад}i}), & \text{при } t_{\text{зад}i} < t < t_{\text{зад}j}, \alpha_w < \alpha_w^*, \\ \alpha_w^*, & \text{при } t_{\text{зад}i} \geq t \geq t_{\text{зад}j}, \alpha_w \geq \alpha_w^*, \end{cases} \quad (30)$$

где  $i = 1, 3, 5; j = 2, 4, 6$ .

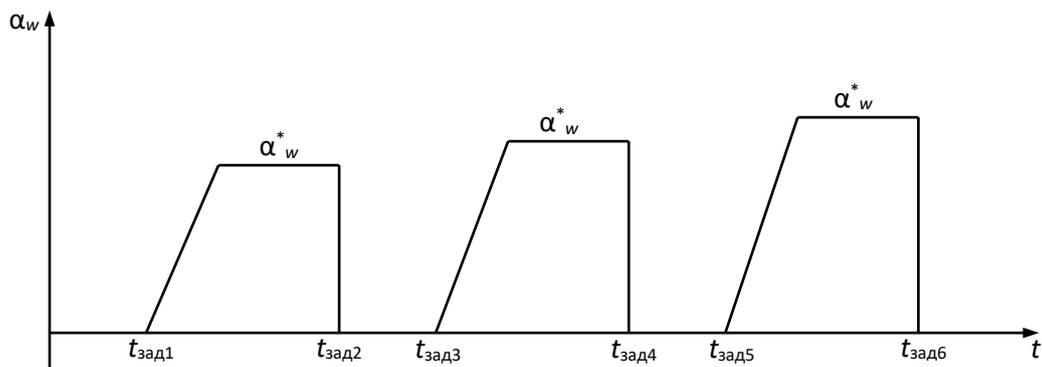


Рис. 2 – Модель профилей ветра

График  $\alpha_w(t)$  представлен на рис. 2. Конкретные значения времен включения/выключения ветровых порывов подбираются по вариантам моделирования (не менее 3-х порывов за сеанс). За это время существенно изменяются параметры движения - скорость и скоростной напор - и становится возможным наблюдение за влиянием адаптации на все компоненты сигнала управления. На рисунках 3 и 4 приведены результаты моделирования ветрового воздействия в режимах набора высоты и снижения МС.

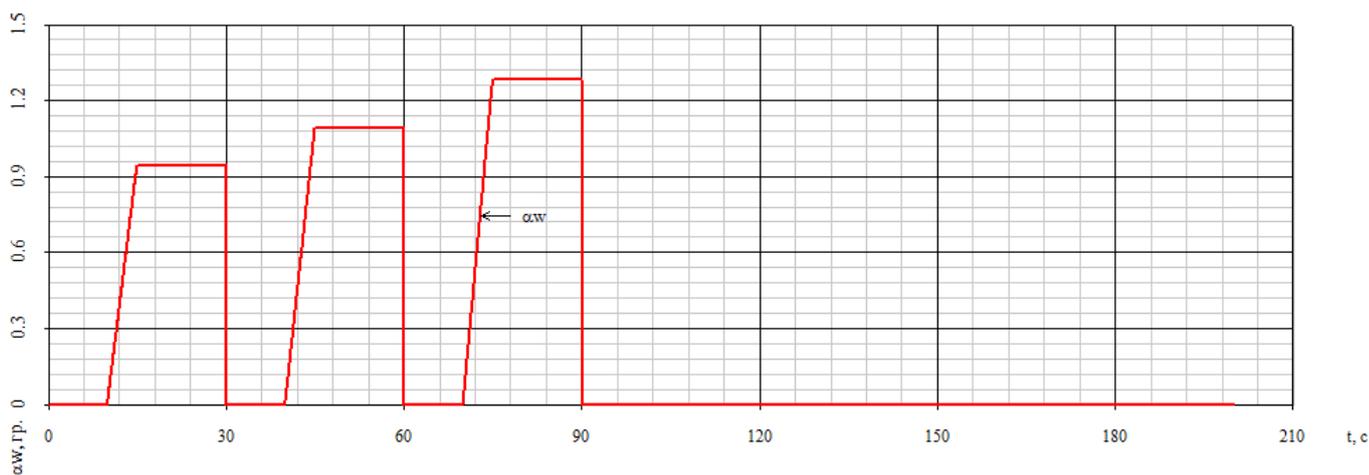


Рис. 3 – Ветровые порывы в режиме набора высоты МС

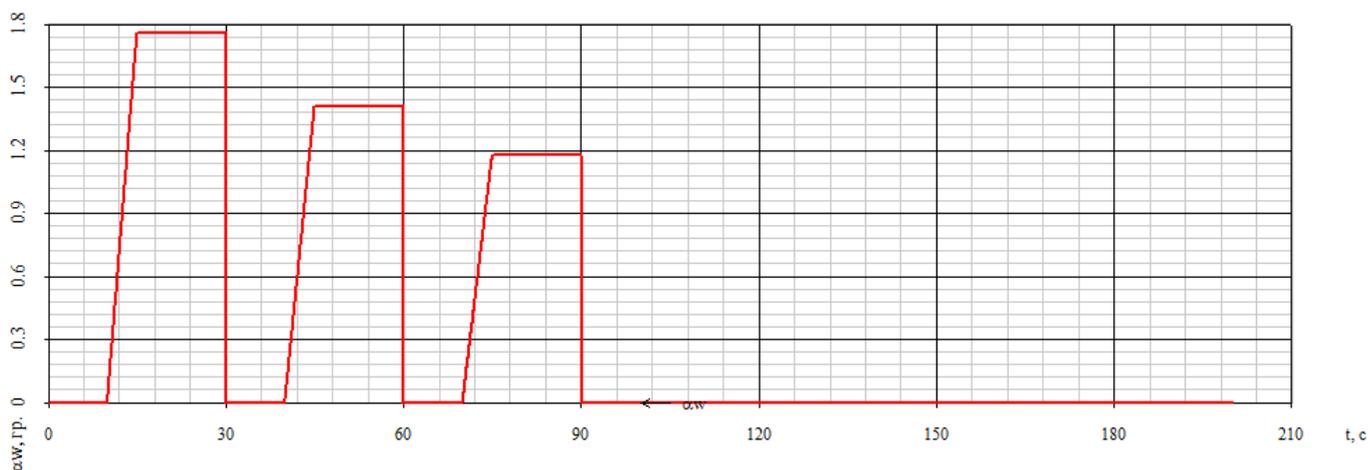


Рис. 4 – Ветровые порывы в режиме снижения МС

Моделирование динамического движения МС и визуализация полученных результатов производилось с помощью разработанных авторами программ на языке С++:

- 1) Программы расчета параметров движения и стабилизации МС;
- 2) Программы мультимасштабной визуализации динамических параметров [24].

При моделировании были использованы алгоритмы имитации работы ДУС и рулевого привода с учетом информационного запаздывания [25].

### Настройка системы

Известны два способа оптимальной настройки регулятора: технический (модульный) и симметричный оптимумы. Выбор способа настройки регулятора зависит от структуры объекта и требуемого качества переходных процессов. При настройке системы на технический оптимум требуется, чтобы модуль частотной характеристики замкнутого контура был близок к единице на возможно большем интервале частот работы системы. По сути это условие воспроизведения входного

сигнала. Настройка замкнутой системы на технический оптимум невозможна для объектов управления, содержащих интегрирующие звенья, т.к. применение интегрирующих регуляторов для компенсации постоянных времени объекта приводит систему на границу устойчивости [26]. Поэтому рассматриваемую систему настраиваем на симметричный оптимум (рис. 5).

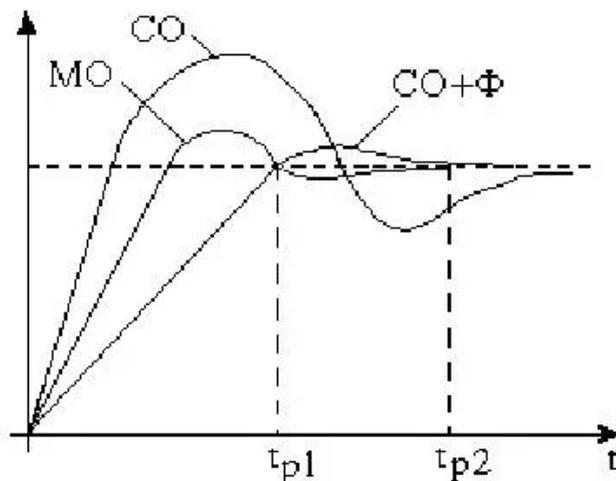


Рис. 5 – Переходные процессы при различных настройках регулятора: модульный оптимум (МО), симметричный оптимум (СО), вариант использования сглаживающего фильтра (СО+Ф)

### Результаты моделирования

Целью моделирования является подтверждение фактов улучшения качества управления (уменьшение времени переходного процесса, перерегулирования, статической ошибки) в случае использования в схеме управления МС логически отключаемого интегратора [1]. Сравнение произведено с базовыми вариантами, в реализации которых не использовалось данное логическое отключение. Характерные результаты сравнения углов наклона траектории  $\Theta$ , для режимов набора высоты и снижения приведены на рис. 6 и 7. При моделировании была

использована модель ветровых возмущений. Результаты сравнения углов наклона траектории  $\Theta$  для двух режимов, с учетом влияния на угловые параметры стабилизации возмущения от порывов ветра приведено на рис. 8 и 9.

При поступлении на вход алгоритма сигнала управления (при маневре МС) обработка его осуществляется относительно балансировочного движения, что повышает скорость обработки управляющих воздействий. На графике наблюдается небольшое перерегулирование, которое может быть исправлено путем подключения дополнительного коэффициента перед интегральной составляющей ПИД-регулятора.

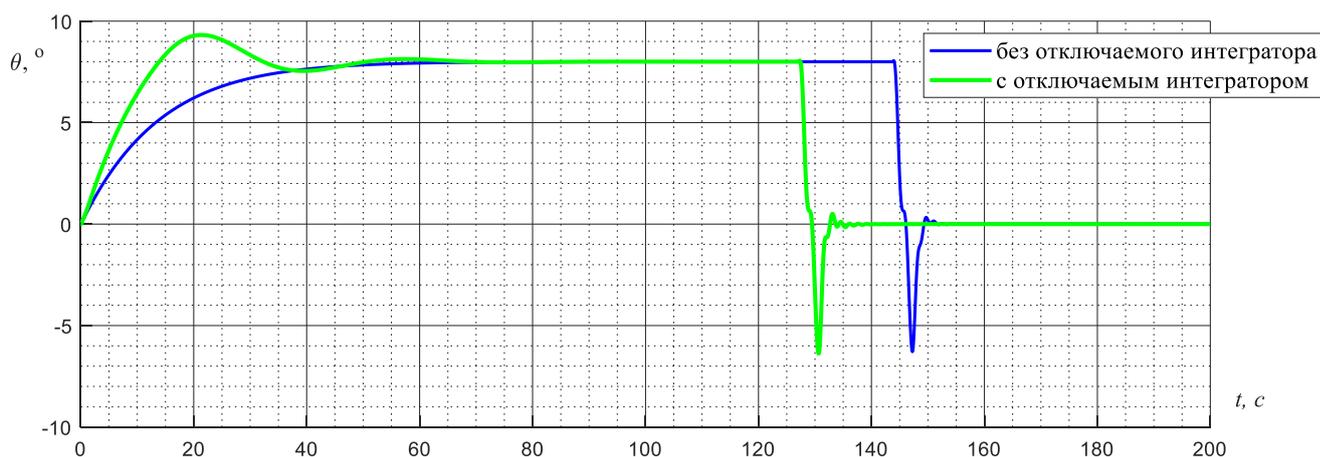


Рис. 6 – Сравнение угла наклона траектории в режиме набора высоты МС



Рис. 7 – Сравнение угла наклона траектории в режиме снижения МС

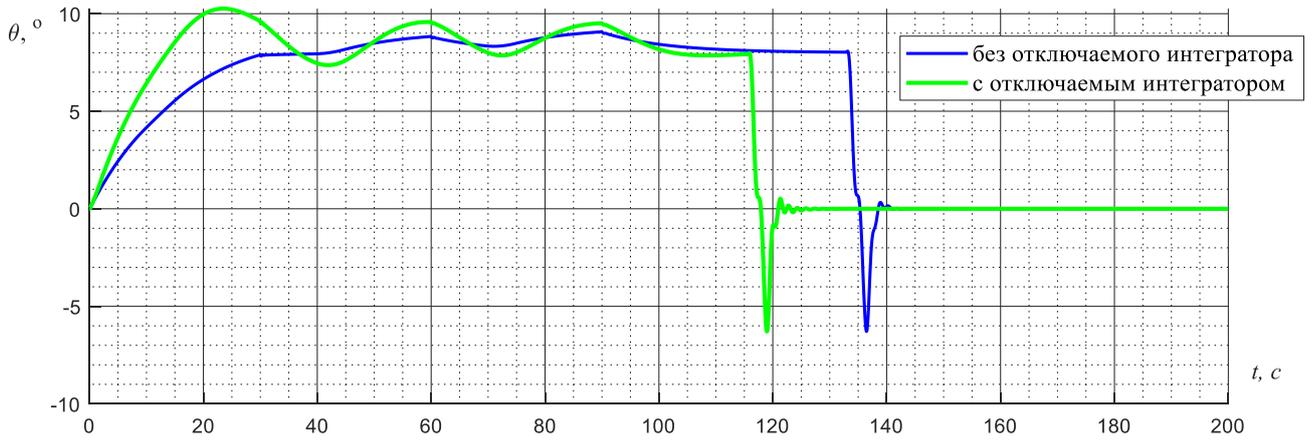


Рис. 8 – Сравнение угла наклона траектории в режиме набора высоты МС с учетом влияния порывов ветра

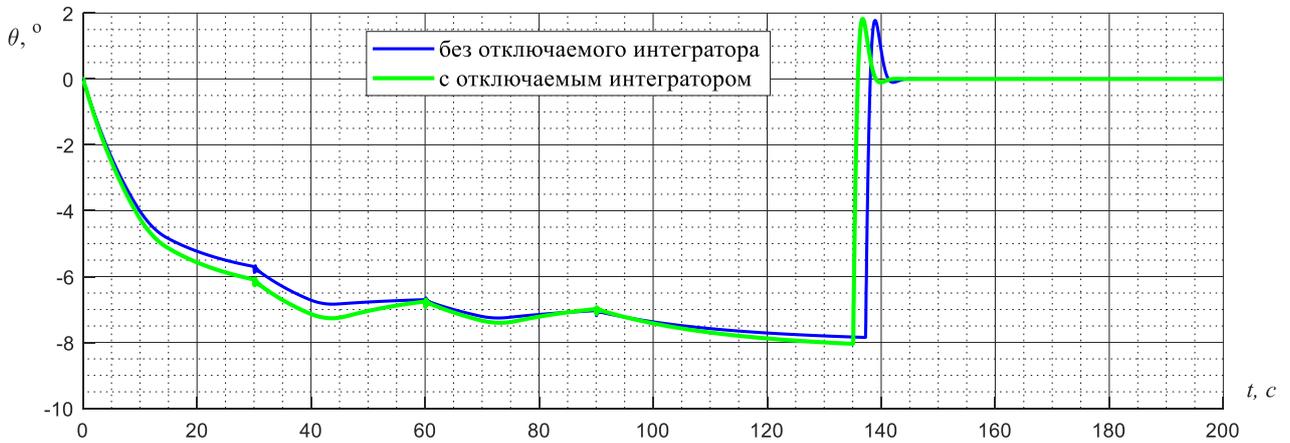


Рис. 9 – Сравнение угла наклона траектории в режиме снижения МС с учетом влияния порывов ветра

На рисунках 10, 11 приведена одна из реализаций параметров стабилизации МС в режиме снижения.

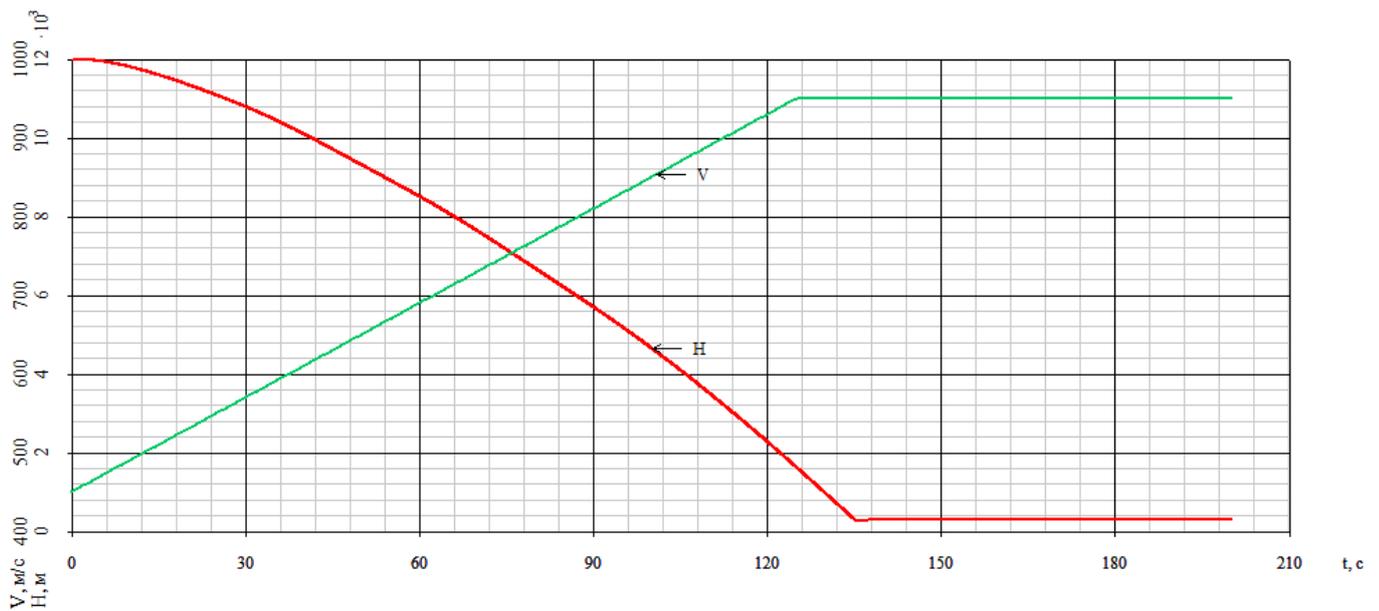


Рис. 10 – Параметры траектории в режиме снижения МС

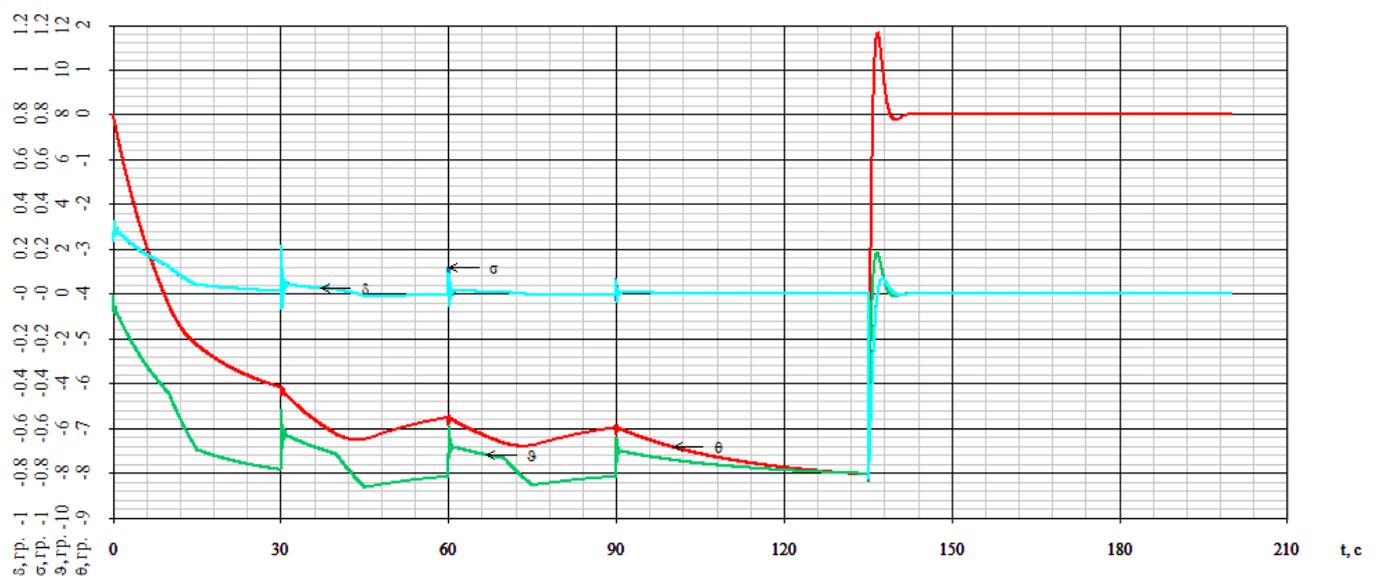


Рис. 11 – Угловые параметры в режиме снижения МС

## Заключение

Введение ограничения сигнала интегральной компоненты  $\sigma_{\text{н}}(t)$  с «плавающим» в заданном диапазоне (за счет адаптации) значением ограничения этого сигнала позволяет уменьшить колебательность в замкнутом контуре управления продольным движением МС и выбросы (перерегулирование)

переходных процессов с учетом нестационарности условий полета, т.е. при изменении полетной высоты и скорости.

По сути, введён канал управления медленным балансировочным движением МС, т.е. канал ограничения сигнала интегральной компоненты, что обеспечивает интенсивную отработку балансировочной (медленной компоненты сигнала управления). Благодаря этому установившееся значение сигнала интегральной компоненты управления соответствует балансировочному значению угла отклонения рулевых поверхностей МС.

При поступлении на вход прямой цепи устройства быстрой компоненты сигнала управления (для реализации маневра МС) отработка его будет осуществляться относительно балансировочного движения МС, что повышает точность отработки управляющих воздействий в целом.

Актуальность работы заключается в том, что достигаемое предлагаемым способом повышение скорости, уменьшение степени перерегулирования и, соответственно, повышение точности отработки управляющих сигналов может способствовать улучшению маневренных характеристик и характеристик управляемости МС. Предлагаемый способ может найти применение в системах управления маневренными МС, к которым предъявляются достаточно высокие требования по точности управления в широком диапазоне изменения условий полета при ограниченных энергетических или динамических ресурсах исполнительных органов систем управления.

## Список источников

1. Абадеев Э.М., Пучков А.М. Способ формирования адаптивного сигнала управления и стабилизации углового движения ЛА и устройство для его осуществления. Патент RU2569580 С2. Бюл. № 33, 20.05.2015
2. Абадеев Э.М. Адаптивная система с эталонной моделью для управления летательным аппаратом. Патент RU2647405 С1. Бюл. № 8, 15.03.2018
3. Востриков А.С., Французова Г.А. Теория автоматического регулирования. – М.: Юрайт, 2019. – 279 с.
4. Пупков К.А., Егупов Н.Д. Методы классической и современной теории автоматического управления. Т.3: Синтез регуляторов систем автоматического управления. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 616 с.
5. Третьяков А.В., Сеница С.П. Разработка и исследование цифро-аналоговой адаптивной системы управления беспилотным летательным аппаратом класса «воздух-поверхность» // VIII-я Всероссийская юбилейная научно-техническая конференция «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов» (Москва, 21-23 июня 2010): сборник докладов. - М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 146-150.
6. Третьяков А.В., Сеница С.П. Исследование и отработка цифро-аналоговой адаптивной системы управления беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2011. № 45. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=25521>
7. Третьяков А.В. Моделирование траекторий семейства беспилотных летательных аппаратов класса «воздух-поверхность» с расширенными тактико-

техническими характеристиками. // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2017. № 3. С. 16-24.

8. Боднер В.А. Козлов М.С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. – М.: Оборонгиз, 1961. - 508 с.

9. Кузовков Н.Т. Динамика систем автоматического управления. – М.: Машиностроение, 1968. - 428 с.

10. Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С. Особенности и принципы построения интегральной компоненты регулирования в задачах управления летательными аппаратами // VIII-я всероссийская юбилейная научно-техническая конференция «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов» (Москва, 21-23 июня 2010): сборник докладов. - М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 334-339.

11. Корнилов В.А., Молодяков Д.С., Синявская Ю.А. Система управления мультикоптером // Труды МАИ. 2012. № 62. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35543>

12. Аминова Ф.Э. Исследование эффективности алгоритмов наведения и стабилизации системы управления ракетно-космического комплекса «Старт-1» // Труды МАИ. 2020. № 111. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=115168>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-16](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-16)

13. Парафесь С.Г. Выбор параметров контура стабилизации упругого маневренного беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28250>

14. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко., В.Н. и др. Динамика полета. - М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
15. Богословский С.В., Дорофеев А.Д. Динамика полета летательных аппаратов. – СПб.: СПбГУАП, 2002. - 64 с.
16. Агеев А.М., Сизых В.Н. Синтез оптимальных регуляторов системы управления самолетом через решение обратной задачи АКОР // Научный вестник НГТУ. 2014. Т. 56. № 3. С. 7-22.
17. Балакин Ю.Н., Лазарев В.Л. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королева, 2002. - 56 с.
18. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Издательство стандартов, 2003. – 182 с.
19. Пучков А.М. Критерии и метод расчета ограничений распределяемых сигналов управления рулевыми приводами ЛА // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 6. С. 49-54.
20. Рыбников С.И., Нгуен Тхань Шон. Повышение точности управления боковым движением среднемагистрального самолета с использованием калмановского наблюдателя знакопеременного ветрового возмущения // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90450>
21. Хрусталеv М.М., Халина А.С. Идентификаторы пониженной размерности в задаче стабилизации беспилотного летательного аппарата в неспокойной атмосфере. // Труды МАИ. 2018. № 102. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=99065>

22. Авиация общего назначения рекомендации для конструкторов / Под ред. В.Г. Микеладзе. – Жуковский: ЦАГИ, 1996. - 300 с.
23. Абадеев Э.М., Ляпунов В.В. Динамическое проектирование систем автономного управления беспилотными летательными аппаратами. – Дубна: Государственный университет «Дубна», 2017. – 265 с.
24. Третьяков А.В. Программа мультимасштабной визуализации динамических параметров. Свидетельство государственной регистрации программы для ЭВМ RU2021666244 от 11.10.2021.. Бюл. № 10, 11.10.2021.
25. Крушель Е.Г., Степанченко И.В. Информационное запаздывание в цифровых системах управления. – Волгоград: ВолгГТУ, 2004. – 124 с.
26. Певзнер Л.Д. Теория систем управления. – СПб.: Лань, 2021. – 424 с.

## References

1. Abadeev E.M., Puchkov A.M. *Patent RU2569580 C2*. Byul. no. 33, 20.05.2015
2. Abadeev E.M. *Patent RU2647405 C1*. Byul. no. 8, 15.03.2018
3. Vostrikov A.S., Frantsuzova G.A. *Teoriya avtomaticheskogo regulirovaniya* (Theory of automatic regulation), Moscow, Yurait, 2019, 279 p.
4. Pupkov K.A., Egupov N.D. *Metody klassicheskoi i sovremennoi teorii avtomaticheskogo upravleniya. T.3: Sintez regulyatorov sistem avtomaticheskogo upravleniya* (Methods of classical and modern theory of automatic control. V.3. Synthesis of regulators of automatic control systems), Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2004, 616 p.

5. Tret'yakov A.V., Sinitsa S.P. *VIII-ya Vserossiiskaya yubileinaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Problemy sovershenstvovaniya robototekhnicheskikh i intellektual'nykh sistem letatel'nykh apparatov»*: sbornik dokladov, Moscow, MAI-PRINT, 2010, pp. 146-150.
6. Tret'yakov A.V., Sinitsa S.P. *Trudy MAI*, 2011, no. 45. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25521>
7. Tret'yakov A.V. *Vestnik komp'yuternykh i informatsionnykh tekhnologii*, 2017, no. 3, pp. 16-24.
8. Bodner V.A. Kozlov M.S. *Stabilizatsiya letatel'nykh apparatov i avtopiloty* (Aircraft stabilization and autopilots), Moscow, Oborongiz, 1961, 508 p.
9. Kuzovkov N.T. *Dinamika sistem avtomaticheskogo upravleniya* (Dynamics of automatic control systems), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 428 p.
10. Kareva E.M., Puchkov A.M., Syrov A.S. *VIII-ya Vserossiiskaya yubileinaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Problemy sovershenstvovaniya robototekhnicheskikh i intellektual'nykh sistem letatel'nykh apparatov»*: sbornik dokladov. Moscow, MAI-PRINT, 2010, pp. 334-339.
11. Kornilov V.A., Molodyakov D.S., Sinyavskaya Yu.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 62. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35543>
12. Aminova F.E. *Trudy MAI*, 2020, no. 111. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=115168>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-16](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-16)
13. Parafes' S.G. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28250>

14. Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N. et al. *Dinamika poleta* (Flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 2011, 776 p.
15. Bogoslovskii S.V., Dorofeev A.D. *Dinamika poleta letatel'nykh apparatov* (Flight dynamics of aircraft), Saint-Petersburg, SPbGUAP, 2002, 64 p.
16. Ageev A.M., Sizykh V.N. *Nauchnyi vestnik NGTU*, 2014, vol. 56, no. 3, pp. 7-22.
17. Balakin Yu.N., Lazarev V.L. *Dinamika poleta samoleta. Raschet traektorii i letnykh kharakteristik* (Dynamics of the aircraft flight. Calculation of trajectories and flight characteristics), Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet im. S.P. Koroleva, 2002, 56 p.
18. *GOST 4401-81. Atmosfera standartnaya. Parametry* (State standard 4401-81. Standard atmosphere. Parameters), Moscow, Standarty, 2003, 182 p.
19. Puchkov A.M. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 6, pp. 49-54.
20. Rybnikov S.I., Nguen Tkhan' Shon. *Trudy MAI*, 2018, no. 98. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=90450>
21. Khrustalev M.M., Khalina A.S. *Trudy MAI*, 2018, no. 102. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=99065>
22. Mikeladze V.G. *Aviatsiya obshchego naznacheniya rekomendatsii dlya konstruktorov* (General aviation recommendations for designers), Zhukovskii, TsAGI, 1996, 300 p.
23. Abadeev E.M., Lyapunov V.V. *Dinamicheskoe proektirovanie sistem avtonomnogo upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami* (Dynamic design of autonomous control systems for unmanned aerial vehicles), Dubna, Gosudarstvennyi universitet «Dubna», 2017, 265 p.

24. Tret'yakov A.V. *Svidetel'stvo gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM RU2021666244*. Byul. no. 10, 11.10.2021.
25. Krushel' E.G., Stepanchenko I.V. *Informatsionnoe zapazdyvanie v tsifrovyykh sistemakh upravleniya* (Information delay in digital control systems), Volgograd, VolgGTU, 2004, 124 p.
26. Pevzner L.D. *Teoriya sistem upravleniya* (Theory of control systems). Saint Petersburg, Lan', 2021, 424 p.

Статья поступила в редакцию 04.03.2022

Статья после доработки 05.03.2022

Одобрена после рецензирования 19.04.2022

Принята к публикации 21.06.2022

The article was submitted on 04.03.2022; approved after reviewing on 19.04.2022; accepted for publication on 21.06.2022