

УДК 62-503.57

Адаптивный алгоритм управления в продольном канале самолета

Резяпкин Андрей Владимирович

Бронников Андрей Михайлович (научный руководитель)

АО МНПК «Авионика», Москва, Россия

Рассмотрена разработка адаптивного алгоритма управления в продольном канале системы улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) неманевренного самолета, устраняющий необходимость ручной регулировки параметров на основе априорной информации о математической модели (ММ). Для этого используется концепция адаптивного управления с идентификатором и эталонной моделью (ЭМ), основанная на упрощенных требованиях к идентификатору. Оценка параметров в реальном времени производится рекуррентным методом наименьших квадратов с фактором забывания. Адаптивный алгоритм обеспечивает заданные характеристики устойчивости и управляемости без необходимости сходимости идентифицируемых параметров ММ к точным значениям. Желаемое качество слежения за ЭМ осуществляется при иных, более простых и практически выполнимых условиях. Проводимые в работе исследования подтверждают эффективность подхода.

Ключевые слова: адаптивная система, эталонная модель, идентификация, рекуррентный метод наименьших квадратов с фактором забывания, угловая скорость тангажа

Введение. Современные методы разработки СУУ самолетов основаны, как правило, на получении априорной информации структуры и параметров математической модели. В связи с этим синтез и корректировка алгоритмов управления сопряжены с значительными материальными и временными затратами. В процессе эксплуатации параметры ММ летательного аппарата (ЛА) могут существенно отклоняться от расчетных значений из-за комплекса факторов: аэродинамического срыва, механических отказов элементов управления, обледенения и прочих нештатных ситуаций. При решении задач управления в условиях параметрической неопределенности можно не только снизить материальные и временные затраты за счет снижения требований к подробности и точности ММ самолета, но и повысить качество управления в случаях, когда ММ самолета изменяется в полете непредвиденным образом. Наиболее приспособлены к решению задач управления в условиях неполной параметрической неопределенности адаптивные системы. В работах [1–3] обоснован подход к адаптивному управлению с идентификатором и ЭМ, в которых слежение за ЭМ обеспечивается при упрощенных требованиях к идентификатору, когда от идентификатора требуется получение состоятельных оценок. В подходе [1–3] точность слежения за ЭМ связывается не с получением точных оценок параметров, а с малой величиной невязки идентификации, которая используется для получения оценок параметров. Эта не-

вязка быстро сходится к нулю при простых и выполнимых на практике условиях [4]. Данный подход можно использовать как при слежении за ЭМ как по всему вектору состояния, так и его части [5]. В докладе рассматривается задача разработки продольного канала адаптивной СУУ самолета, где слежение за ЭМ обеспечивается только по угловой скорости тангажа.

Математическая модель продольного канала тяжелого неманевренного самолета. В докладе используется упрощенная нестационарная линеаризованная ММ продольного канала ЛА в следующем виде [6]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\omega}_z \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_y^\alpha & 1 & a_y^\vartheta \\ a_{m_z}^\alpha & a_{m_z}^{\omega_z} & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \omega_z \\ \vartheta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_y^{\delta_{ст}} \\ b_{m_z}^{\delta_{ст}} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{ст} + \begin{bmatrix} c_\alpha \\ c_{\omega_z} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где α — приращение угла атаки; ω_z — угловая скорость тангажа; ϑ — приращение угла тангажа; $\delta_{ст}$ — приращение угла отклонения стабилизатора; c_α и c_{ω_z} — неконтролируемые внешние возмущения. Коэффициенты в модели (1) определяются по формулам [6]

$$a_y^\alpha = -\frac{qS}{mV} c_{y\alpha}^\alpha(\alpha, M); a_{m_z}^\alpha = \frac{qSb_A}{J_z} m_z^\alpha(\alpha, M); a_{m_z}^{\omega_z} = \frac{qSb_A^2}{J_z V} m_z^{\omega_z}(\alpha, M);$$

$$b_y^{\delta_{ст}} = -\frac{qS}{mV} c_{y\alpha}^{\delta_{ст}}(\alpha, M); b_{m_z}^{\delta_{ст}} = \frac{qSb_A}{J_z} m_z^{\delta_{ст}}(\alpha, M),$$

где $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор; S — площадь крыла; m — масса самолета; V — воздушная скорость; ρ — плотность воздуха; M — число Маха; b_A — средняя аэродинамическая хорда; J_z — момент инерции относительно оси OZ связанной системы координат. Все ненулевые и отличные от единицы коэффициенты в ММ (1) являются неизвестными величинами.

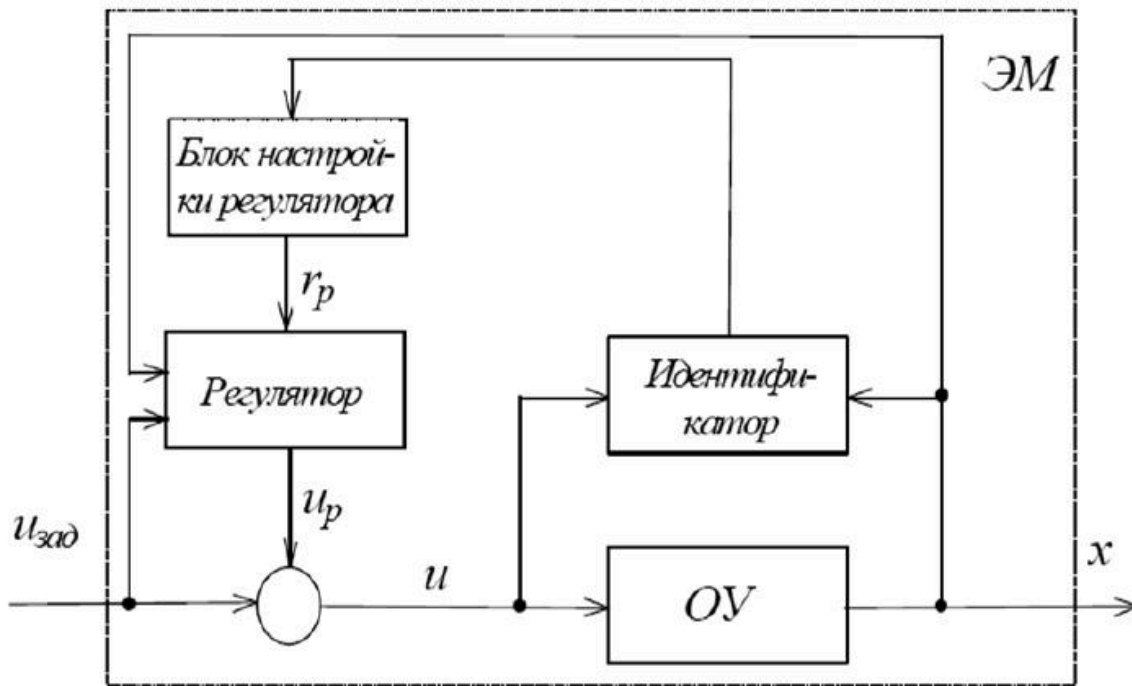
Концепция построения адаптивной системы. В данной работе используется адаптивная система управления с идентификатором и ЭМ (см. рисунок).

Применяется параллельная схема включения адаптивного регулятора, так как в случае отказа адаптивного регулятора на ОУ будут поступать задающие воздействия со стороны летчика.

ЭМ определяет желаемое поведение системы, задавая эталонную динамику (например, требуемое время переходного процесса, перерегулирование и статическую точность). ЭМ реализуется в виде системы дифференциальных уравнений или передаточной функции.

Идентификатор параметров осуществляет онлайн-оценку текущих параметров ОУ.

В адаптивном регуляторе корректируются параметры прямых и обратных связей на основе информации от идентификатора, обеспечивая минимизацию ошибки адаптации (между выходами объекта и ЭМ) в реальном времени.



Упрощенная структурная схема построения адаптивных систем управления на основе соединения процессов идентификации и собственно управления:

x — выход объекта управления (ОУ); $u_{\text{зад}}$ — задающее воздействие (применительно к СУУ самолета — управляющее воздействие со стороны летчика); u_p — управление регулятора; u — управление, поступающее на объект; r_p — параметры регулятора

Цель управления при изменении свойств ОУ и внешней среды достигается за счет принудительного изменения структуры и параметров (или только параметров) регулятора.

Преимуществами данной концепции является:

- высокое качество адаптивного управления независимо от режима полета, возможность организации оптимального управления на основе заданного функционала качества;
- возможность синтеза эффективного алгоритмического обеспечения на основе незначительного объема априорной информации о свойствах ОУ, что позволяет существенно снизить затраты на автоматизацию процесса управления;
- универсальность системы по синтезу различных законов управления.

Формирование закона управления. Требования к желаемым характеристикам (СУУ) будем задавать в виде ЭМ второго порядка

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_m \\ \dot{\omega}_{zm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}^m & 1 \\ a_{21}^m & a_{22}^m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_m \\ \omega_{zm} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1^m \\ b_2^m \end{bmatrix} X_T, \quad (2)$$

где индекс «м» говорит о принадлежности компонентов состояния и параметров к ЭМ; X_T — продольное отклонение летчиком ручки управления самолетом. Качество СУУ будем оценивать по характеристикам управления по угловой скорости тангажа: переходным характеристикам, частотным харак-

теристикам. Выбором параметров ЭМ (2) обеспечиваются желаемые характеристики. Как видно, здесь порядок ЭМ (2) и порядок ОУ (1) не совпадают. Общий случай использования ЭМ другого порядка, чем порядок ОУ, рассмотрен в работе [5].

Решаемая задача сводится в синтезе такого закона управления стабилизатором $\delta_{\text{ст}}$ при котором обеспечивается слежение по угловой скорости тангажа ММ (1) за ЭМ (2) в условиях неопределенности параметров ММ (1) и внешних возмущений. Цель синтеза является обеспечение близости к нулю модуля невязки

$$|e| = |\omega_z - \omega_{zm}| \leq \lambda$$

на всем промежутке времени работы системы, где λ — малое положительное число; e — ошибка слежения.

Запишем цепочку равенств для производной ошибки слежения:

$$\begin{aligned} \dot{e} = \dot{\omega}_z - \dot{\omega}_{zm} = a_{m_z}^{\alpha} \alpha + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + b_{m_z}^{\delta_{\text{ст}}} \delta_{\text{ст}} + \\ + c_{\omega_z} - a_{21}^M \alpha_m - a_{22}^M \omega_{zm} - b_2^M X_T. \end{aligned} \quad (3)$$

К правой части равенства (3) добавим и вычтем слагаемое $a_{22}^M \omega_z$ и сгруппируем слагаемые с учетом $e = \omega_z - \omega_{zm}$. Получим выражение

$$\dot{e} - a_{22}^M e = (a_{m_z}^{\omega_z} - a_{22}^M) \omega_z + a_{m_z}^{\alpha} \alpha - a_{21}^M \alpha_m + b_{m_z}^{\delta_{\text{ст}}} \delta_{\text{ст}} - b_2^M X_T + c_{\omega_z}. \quad (4)$$

Пусть параметр ЭМ $a_{22}^M < 0$ — в этом случае ЭМ асимптотически устойчива. Тогда левая часть (4) является устойчивым дифференциальным уравнением, а правая часть (4) — его возмущением. Найдем такое управление стабилизатором, при котором правая часть (4) станет нулевой.

Получаем точный закон управления

$$\delta_{\text{ст}} = \frac{1}{b_{m_z}^{\delta_{\text{ст}}}} \left((a_{22}^M - a_{m_z}^{\omega_z}) \omega_z - a_{m_z}^{\alpha} \alpha + a_{21}^M \alpha_m + b_2^M X_T - c_{\omega_z} \right). \quad (5)$$

Закон управления (5) обеспечивает точное слежение ММ (1) за ЭМ (2) по углу атаки. Но он основывается на точных значениях параметров ММ (1), которые не известны. Перейдем к адаптивному закону управления.

Для оценки неизвестных параметров и внешних возмущений ММ (1) будем использовать рекуррентный метод наименьших квадратов с фактором забывания [4]:

$$\begin{aligned} \hat{a}_i &= \hat{a}_{i-1} + P_i z_{i-1} \varepsilon_i; \\ P_i &= \tilde{P}_{i-1} - \frac{\tilde{P}_{i-1} z_i z_i^T \tilde{P}_{i-1}}{1 + z_i z_i^T \tilde{P}_{i-1}}; \quad \tilde{P}_{i-1}; \quad P_0 = \nu I, \end{aligned}$$

где P_i — ковариационная матрица ошибок; $\tilde{P}_i$ — вспомогательная матрица; λ_3 — фактор забывания; ν — некоторое положительное число, определяющее норму $\|P_i\|$ при запуске алгоритма; I — единичная матрица; $z_i =$

$= [\alpha_i \ \omega_{zi} \ \delta_{cti} \ 1 \ t_i]^T$ — вектор факторов; i — номер дискретного момента времени; t_i — дискретное время; $\hat{a}_i^T = [\hat{a}_{m_z}^\alpha \ \hat{a}_{m_z}^{\omega_z} \ \hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}} \ \hat{c}_{1i} \ \hat{c}_{ti}]$ — вектор оценок параметров; $\varepsilon_i = \dot{\omega}_{zi} - -\hat{a}_i^T z_i$ — невязка идентификации.

В предложенном алгоритме идентификации неизвестное внешнее возмущение в (1) аппроксимируется формулой $\hat{c}_{\omega_{zi}} = \hat{c}_{1i} + \hat{c}_{ti} t_i$, представляющей уравнение прямой. Такая аппроксимация была выбрана экспериментально. Возможны и иные варианты аппроксимации, как рассмотрено, например, в работе [4].

В адаптивной системе вместо закона управления (5) используется закон управления, основанный на оценках:

$$\delta_{ct} = \frac{1}{\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}}} \left((a_{22}^M - \hat{a}_{m_z}^{\omega_z}) \omega_z - \hat{a}_{m_z}^\alpha \alpha + a_{21}^M \alpha_m + b_2^M X_T - \hat{c}_1 - \hat{c}_t t \right). \quad (6)$$

Сходимости оценок $\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}}$, $\hat{a}_{m_z}^{\omega_z}$, $\hat{a}_{m_z}^\alpha$, $\hat{c}_{\omega_z}$ к их истинным значениям $b_{m_z}^{\delta_{ct}}$, $a_{m_z}^{\omega_z}$, $a_{m_z}^\alpha$, c_{ω_z} достичь проблематично в связи с нестационарностью движения ЛА, поэтому докажем, что сходимость ошибки адаптации e к нулю достигается более быстро и при более простых условиях.

Прежде чем перейти к поиску зависимости, найдем взаимосвязь динамики ошибки адаптации замкнутой регулятором системы от некоторого произвольного управления регулятора δ_{ct}^* . Искомую зависимость получаем из уравнения (5) в виде

$$\dot{e} - a_{22}^M e = b_{m_z}^{\delta_{ct}} (\delta_{ct} - \delta_{ct}^*),$$

где $(-b_{m_z}^{\delta_{ct}} \delta_{ct}^*) = (a_{m_z}^{\omega_z} - a_{22}^M) \omega_z + a_{m_z}^\alpha \alpha - a_{21}^M \alpha_m - b_2^M X_T + c_{\omega_z}$.

В адаптивной системе управление δ_{ct} определяется согласно закону (6), к правой части которого добавим и вычтем слагаемые $a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z$, $a_{m_z}^\alpha \alpha$, $b_{m_z}^{\delta_{ct}} \delta_{ct}$, $\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}} \delta_{ct}$, c_{ω_z} . В итоге получим

$$\delta_{ct} = \frac{1}{\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}}} \times$$

$$\times \left(\left\{ (a_{m_z}^{\omega_z} - \hat{a}_{m_z}^{\omega_z}) \omega_z + (a_{m_z}^\alpha - \hat{a}_{m_z}^\alpha) \alpha + (b_{m_z}^{\delta_{ct}} - \hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}}) \delta_{ct} + (c_{\omega_z} - \hat{c}_{\omega_z}) \right\} + \right. \\ \left. + \left\{ (a_{22}^M - a_{m_z}^{\omega_z}) \omega_z - a_{m_z}^\alpha \alpha + a_{21}^M \alpha_m + b_2^M X_T - c_{\omega_z} \right\} + \hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}} \delta_{ct} - b_{m_z}^{\delta_{ct}} \delta_{ct} \right). \quad (7)$$

В (7) выражение в первых фигурных скобках равно ε , выражение во вторых фигурных скобках равно $b_{m_z}^{\delta_{ct}} \delta_{ct}^*$. Преобразовав, получим

$$\dot{e} - a_{22}^M e = \varepsilon, \quad (8)$$

при выполнении условия $\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ct}} \neq 0$.

Из (8) следует, что при малости невязки идентификации ε обеспечивается малость ошибки слежения e .

Исследования работы адаптивного управления угловой скоростью тангажа. При проведении исследований алгоритмы первичной обработки информации, идентификации и управления работали с шагом дискретности 0,01 с (100 Гц). Отдельно были проведены исследования влияния шага дискретности работы алгоритмического обеспечения.

Первоначально в алгоритме управления непосредственно использовалась оценка параметра $\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ст}}$. Однако данная оценка может переходить через ноль. Ее приближение к нулю приводит к росту коэффициента усиления в замкнутой системе и возникновению высокочастотных колебаний. Для устранения этого явления примем допущение об известности знака параметра $b_{m_z}^{\delta_{ст}}$ (этот параметр отрицательный) и ограничим его сверху:

$$\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ст}} \leq -b_{min},$$

где b_{min} некоторое положительное число. Данное число выбиралось экспериментально по результатам численных исследований.

При $b_{min} = 0,001$ замкнутая система практически точно следит за ЭМ, но в движении стабилизатора периодически возникают высокочастотные колебания, которые незначительно проявляются в угловой скорости тангажа. Экспериментально было выбрано, что при $b_{min} = 0,01$ высокочастотные колебания стабилизатора практически исчезли и переходный процесс по угловой скорости тангажа стал плавным. Дальнейшее увеличение граничного значения вызывает увеличение ошибки слежения.

Заключение. Проведенные исследования подтверждают, что для устойчивости замкнутой системы управления по ошибке адаптации является достаточным обеспечение малости нормы невязки идентификации. Требование сходимости оценок параметров к истинным значениям является не обязательным. Кроме этого, для хорошего качества управления необходимо ограничивать значение оценки $\hat{b}_{m_z}^{\delta_{ст}}$, ограничивая тем самым «эффективный» коэффициент усиления в замкнутой адаптивной системе. Полученный закон управления подтверждает работоспособность адаптивного алгоритма. Новизной доклада является рассмотренный пример управления неманевренным самолетом по угловой скорости тангажа в продольном канале СУУ самолета.

Литература

- [1] Буков В.Н., Круглов С.П., Решетняк Е.П. Адаптируемость линейной динамической системы с идентификатором и эталонной моделью. *Автоматика и телемеханика*, 1994, № 3, с. 99–107.
- [2] Круглов С.П. Уточнение условий адаптируемости систем управления с идентификатором и эталонной моделью. *Автоматика и телемеханика*, 2002, № 12, с. 78–91.

- [3] Бронников А.М., Круглов С.П., Максимов И.С., Сегедин Р.А. *Адаптивная система управления с идентификатором и эталонной моделью*. Патент № 2191419 С1 РФ, 2001, 19 с.
- [4] Бронников А.М., Каравашкина Е.О. Алгоритмы текущей идентификации в адаптивной системе управления вертолетом. *Радиотехника*, 2017, № 8, с. 66–71.
- [5] Бронников А.М., Буков В.Н. Условия точного слежения выхода линейной системы за эталонной моделью пониженного порядка. *Автоматика и телемеханика*, 2008, № 3, с. 60–69.
- [6] Буков В.Н. *Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом*. Москва, Наука, 1987.

Adaptive control algorithm in the longitudinal channel of an aircraft

Rezyapkin Andrey Vladimirovich

Bronnikov Andrey Mikhailovna (*scientific advisor*)

MNPC "Avionics", Moscow, Russia

The article discusses the development of an adaptive control algorithm in the longitudinal channel of a Stability and Control Augmentation System (SCAS) for a non-maneuverable aircraft, eliminating the need for manual parameter adjustment based on a priori information about the mathematical model (MM). For this purpose, an adaptive control concept with an identifier and a reference model (RM) is used, based on simplified requirements for the identifier. Real-time parameter estimation is performed using the recursive least squares method with a forgetting factor. The adaptive algorithm provides the specified stability and controllability characteristics without requiring the identified MM parameters to converge to exact values. The desired reference model tracking performance is achieved under other, simpler, and more practical conditions. The research conducted in the study confirms the effectiveness of the approach.

Keywords: adaptive system, reference model, Identification, recursive least squares method with forgetting factor, pitch rate