

УДК 629.7.051.5

doi: 10.53816/20753608_2025_2_50

АДАПТИВНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА

ADAPTIVE STABILIZATION OF UNMANNED AIRCRAFT-TYPE VEHICLE MOTION

По представлению академика РАН А.Г. Леонова

М.В. Палкин, М.В. Зенченко

ВПК «НПО машиностроения»

M.V. Palkin, M.V. Zenchenko

Описан алгоритм бортовой системы адаптивной стабилизации крестокрылого атмосферного летательного аппарата (ЛА). Показан подход к оцениванию неизмеряемых координат вектора состояния — углов атаки и скольжения, и уточнению аэродинамических характеристик ЛА для обновления в полете настроек контура стабилизации. Алгоритм реализован на моделирующем стенде, приведены расчетные примеры.

Ключевые слова: летательный аппарат, идентификация характеристик, возмущенное движение, адаптивная стабилизация, аэродинамические характеристики.

The algorithm of the atmospheric aircraft on-board adaptive stabilization system is presented. An approach for the unmeasured coordinates estimation - the angles of attack and slip and the aerodynamic characteristics of the aircraft, during flight is specified. The algorithm is implemented on the simulation stand, calculation examples are described.

Keywords: aircraft, identification of characteristics, disturbed motion, adaptive stabilization, aerodynamic characteristics.

Введение

В настоящее время актуально использование адаптивных систем управления в системах управления беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) [1–3].

Большая часть систем управления движением ЛА строится как система управления программным движением — траектория разбивается на участки, для которых строятся отдельные математические модели движения с выбираемыми на этапе определения компоновки ЛА настройками — значениями коэффициентов стабилизации контуров [2–4]. Значения коэффициентов

стабилизации в вертикальной и горизонтальной плоскостях полета выбираются из требований обеспечения устойчивости и качества (точности и быстродействия) систем. На заключительном этапе значения коэффициентов подтверждаются по результатам статистического моделирования по полной модели движения ЛА.

Как показывает практика [6], с расширением применения БПЛА формы траекторий часто изменяются, что делает затруднительным применение подхода предполетного моделирования для удовлетворения требований обеспечения устойчивого полета. Поэтому в данной работе предлагается алгоритм адаптивной стабилизации

в процессе возмущенного полета [2, 6], основанный на пересчете в процессе полета коэффициентов стабилизации в зависимости от изменяющихся внешних условий.

Согласно предлагаемому авторами алгоритму бортовой системы адаптивной стабилизации крестокрылого атмосферного летательного аппарата на маршевом участке полета, выполненного по нормальной аэродинамической схеме, со схемой аэродинамических рулей «плюс», на первом этапе оцениваются неизмеряемые координаты вектора состояния ЛА — углы атаки и скольжения [5, 10], а также измеряемые координаты вектора состояния — угловые скорости ЛА и перегрузки. На втором этапе в процессе полета уточняются аэродинамические характеристики ЛА, заложенные при предполетном моделировании. На третьем этапе производится обновление настроек контура — коэффициентов стабилизации.

Идентификация характеристик ЛА в процессе полета

В качестве измерителей в БПЛА приняты датчики угловых скоростей и акселерометры [8]. Далее вся необходимая информация (углы ориентации, линейные скорости) получается путем интегрирования показаний этих датчиков.

Одной из существенных составляющих качества стабилизации является точность оценивания в процессе полета неизмеряемых координат вектора состояния — углов атаки и скольжения ЛА [6], а точнее — коэффициентов производных аэродинамических подъемной и боковой сил и приведенных аэродинамических коэффициентов моментов a_2 , b_3 .

Проведем идентификацию производной аэродинамической подъемной силы по углу атаки C_y^α . Выберем некоторый участок движения, на котором значение угла атаки отлично от нуля. На этом участке выделим некоторое количество точек l с равными интервалами между ними. В каждой точке зафиксируем значения оцененного угла атаки, измеренной нормальной перегрузки и угла отклонения руля высоты.

С учетом того, что нормальная перегрузка, обусловленная отклонением руля высоты, мало влияет на величину полной нормальной перегрузки, можно пренебречь влиянием допусков на

C_y^δ и q . В связи с этим из измеряемой нормальной перегрузки n_{yn} можно выделить составляющую, зависящую от угла атаки:

$$n_{yia} = n_{yn} - C_y^{\delta_b} \frac{qS}{mg} \delta_b.$$

Значения $C_y^{\delta_b}$ известны с удовлетворительной точностью из модели рулевого привода, значения скоростного напора q вычисляются в зависимости от текущей скорости полета и принятых параметров атмосферы.

Далее, в каждой рассматриваемой точке вычислим значения C_{yi}^α по формуле:

$$C_{yi}^\alpha = \frac{n_{yia} mg}{\hat{\alpha}_i qS}, \quad i = 1, \dots, l,$$

где n_{yia} — измеряемое в полете значение перегрузки; $\hat{\alpha}_i$ — оцениваемое (восстанавливаемое) на основе фильтра Калмана — Бьюси (ФКБ) значение неизмеряемого в полете угла атаки.

Значение идентифицируемого коэффициента C_{yn}^α на выбранном участке движения вычисляется как среднее значение величины C_{yi}^α на этом участке:

$$C_{yn}^\alpha = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^l C_{yi}^\alpha.$$

Также проведем оценку значений скоростного напора, который в дальнейшем будет использоваться при расчете коэффициентов a_3 и b_3 :

$$q_n = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \frac{n_{yi} mg}{(C_{yi}^\alpha \hat{\alpha}_i + C_{yi}^{\delta_b} \delta_{bi}) S}.$$

Задача идентификации производной аэродинамического момента тангажа по углу атаки m_z^α сводится к задаче идентификации коэффициента a_2 .

Из уравнений математической модели движения можно записать выражение для определения реализованного коэффициента \hat{a}_2 , который в дальнейшем будет необходим для пересчета значений коэффициентов стабилизации:

$$\hat{a}_2 = \frac{1}{\hat{\alpha}} (\dot{\hat{\omega}}_z - a_3 \delta_b).$$

Здесь $\dot{\hat{\omega}}_z$ — производная от оцененной угловой скорости тангажа; $\hat{\alpha}$ — оцениваемый угол атаки; δ_n — измеренный угол отклонения руля высоты.

Проведем идентификацию производной коэффициента поперечной аэродинамической силы C_z^β .

Из измеряемой поперечной перегрузки n_{zn} можно выделить составляющую, зависящую от угла скольжения:

$$n_{zn\beta} = n_{zn} - C_z^{\delta_n} \frac{qS}{mg} \delta_n.$$

Далее, в каждой рассматриваемой точке вычисляются значения C_{zj}^β по формуле:

$$C_{zj}^\beta = \frac{n_{zn\beta j} mg}{\hat{\beta}_j qS}, j=1, \dots, k.$$

Значение идентифицируемого коэффициента C_{zn}^β на выбранном участке движения вычисляется как среднее значение величины C_{zj}^β на этом участке:

$$C_{zn}^\beta = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k C_{zj}^\beta.$$

Значение скоростного напора будет вычисляться по формуле:

$$q_n = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \frac{n_{zni} mg}{(C_{zi}^\beta \hat{\beta}_i + C_{zi}^{\delta_n} \delta_{ni}) S}. \quad (1)$$

Задача идентификации производной аэродинамического момента по углу скольжения m_y^β сводится к задаче идентификации коэффициента b_5 .

Аналогично проводится вывод для определения приведенного аэродинамического коэффициента \hat{b}_5 , который в дальнейшем будет необходим для пересчета значений коэффициентов стабилизации:

$$\hat{b}_5 = \frac{1}{\hat{\beta}} (\dot{\hat{\omega}}_y - b_6 \delta_n).$$

Здесь $\dot{\hat{\omega}}_z$ — производная от оцениваемой угловой скорости тангажа; $\hat{\beta}$ — оцениваемый угол атаки; δ_n — измеренный угол отклонения руля направления.

Оценка координат вектора состояния, идентификация характеристик и корректировка коэффициентов стабилизации проводятся в процессе полета с тактовой частотой бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) конкретного ЛА.

При этом до старта беспилотного ЛА на борту имеется массив данных об аэродинамических характеристиках и начальных значениях коэффициентов стабилизации на «типовых» траекториях. При полете, в зависимости от изменяющихся внешних условий, аэродинамические характеристики идентифицируются (уточняются) и коэффициенты стабилизации пересчитываются. Таким образом, реализована параметрическая адаптация к априорно неизвестным условиям полета.

Результаты

Оценивание координат вектора состояния ЛА продемонстрируем моделированием на стенде возмущенного полета, с разделением движения на продольное и боковое (в вертикальной и горизонтальной плоскостях) [7–9].

Для демонстрации процесса оценивания углов атаки и угловой скорости тангажа построим переходные процессы отработки ветрового возмущения при стабилизации программного угла тангажа $\vartheta_{np} = 1^\circ$. Рассмотрим упрощенную схему контура стабилизации ЛА по углу тангажа (рис. 1).

Здесь ЛА — летательный аппарат, АС — автомат стабилизации, РП — рулевой привод.

Передаточная функция замкнутой системы имеет вид

$$\frac{g}{g_{np}} = - \frac{W_{ac} W_{rp} W_{kr}^g}{1 - W_{ac} W_{rp} W_{kr}^g}.$$

В частности, передаточная функция АС в вертикальной плоскости имеет вид:

$$W_{ac} = \frac{K_g s^2 + K_g s + K_{f_g}}{s},$$

где

$$K_g = \frac{a_{30}}{a_3} K_{g0} - \frac{a_2 - a_{20}}{a_3 D};$$

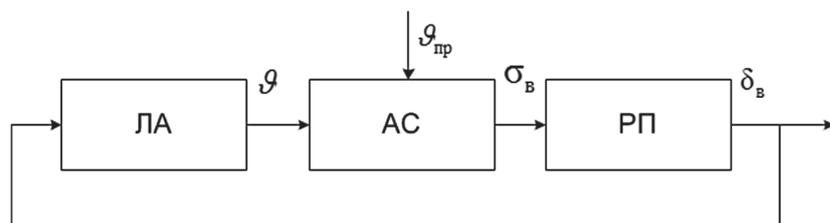


Рис. 1. Схема стабилизации ЛА по углу тангажа

$$K_{\dot{\vartheta}} = \frac{a_{20} - a_2}{a_3} + \frac{a_0 K_{\dot{\vartheta}0} - a K_{\dot{\vartheta}}}{a_3} + a_{30} K_{\dot{\vartheta}0};$$

$$b_5 = \frac{m_y^\beta qSL}{I_y}; \quad b_6 = \frac{m_y^\delta qSL}{I_y} —$$

$$K_{\int \dot{\vartheta}} = \frac{a_{30}}{a_3} K_{\int \dot{\vartheta}0} + \frac{a_0 K_{\dot{\vartheta}0} - a K_{\dot{\vartheta}}}{a_3}.$$

Для горизонтальной плоскости полета [6] имеем вид:

$$K_{\dot{\psi}} = \frac{b_{60}}{b_6} K_{\dot{\psi}0} - \frac{b_5 - b_{50}}{b_6 D};$$

$$K_{\psi} = \frac{b_{50} - b_5}{b_6} + \frac{b_0 K_{\dot{\psi}0} - b K_{\dot{\psi}}}{b_6} + b_{60} K_{\dot{\psi}0};$$

$$K_{\int \dot{\psi}} = \frac{b_{60}}{b_6} K_{\int \dot{\psi}0} + \frac{b_0 K_{\dot{\psi}0} - b K_{\dot{\psi}}}{b_6},$$

где

$$a_2 = \frac{m_z^\alpha qSL}{I_z}; \quad a_3 = \frac{m_z^\delta qSL}{I_z};$$

приведенные аэродинамические коэффициенты ЛА;

$a_{20}, a_{30}, b_{50}, b_{60}$ — начальные значения коэффициентов a_2, a_3, b_5, b_6 , вычисляемые из известных априорно (результаты продувок, результаты компьютерного моделирования) аэродинамических характеристик ЛА;

D — добротность рулевого привода;

$m_z^\alpha, m_z^\delta, m_y^\beta, m_y^\delta$ — производные коэффициентов аэродинамических моментов ЛА по углам α, β и δ ;

S, L — характерные площадь и длина ЛА соответственно;

q — скоростной напор;

I_z, I_y — моменты инерции ЛА относительно осей OZ и OY связанной системы координат.

Для идентификации значений скоростного напора при моделировании принят участок маршевого полета на высоте 10 м, при продольном движении выбраны 8 точек на участке [0; 4] с интервалом между точками 0,5 с. В этих точках проведены вычисления по формуле (1).

Таблица 1

Значения идентифицируемого скоростного напора варианта продольного возмущенного движения

i	t_i, c	n_{yi}	$\hat{\alpha}_i, grad$	$q_{ii}, Па$
1	0,5	-0,0978	-0,0796	272026,7
2	1,0	0,6152	0,5375	283107,1
3	1,5	0,8555	0,7455	293307,4
4	2,0	0,8712	0,7616	279745,2
5	2,5	0,8832	0,7736	291835,7
6	3,0	0,9153	0,7994	277967,8
7	3,5	0,9438	0,8255	291673,6
8	4,0	0,9617	0,8388	265934,6

Результаты приведены в табл. 1. Значения идентифицируемых коэффициентов \hat{a}_2 приведены в табл. 2. Для данного варианта продольного возмущенного движения: $\hat{a}_2 = 41,395$, $a_{2ном} = 40,171$, $m_z^a = 6,336 \cdot 10^{-3}$, ошибка идентификации составила 3,046 %.

На рис. 2, 3 приведены результаты применения алгоритма при стабилизации ЛА в продольном возмущенном движении.

Как видно на графиках, разработанный алгоритм позволяет осуществлять стабилизацию ЛА с повышенными показателями качества

системы управления, точность оценки находится в пределах допустимой (перерегулирование по углу атаки не более 5 %), что говорит о преимуществе использования алгоритма адаптивной стабилизации возмущенного полета перед алгоритмами стабилизации программного движения.

Заключение

Таким образом, разработан алгоритм адаптивного изменения настроек контура системы угловой стабилизации ЛА с заданной структурой на основе

Таблица 2

Значения a_2 для варианта продольного возмущенного движения

i	t _i , с	\hat{a}_{2i}
1	0,5	41,548
2	1,0	40,353
3	1,5	40,265
4	2,0	39,423
5	2,5	40,283
6	3,0	39,747
7	3,5	40,215
8	4,0	39,776

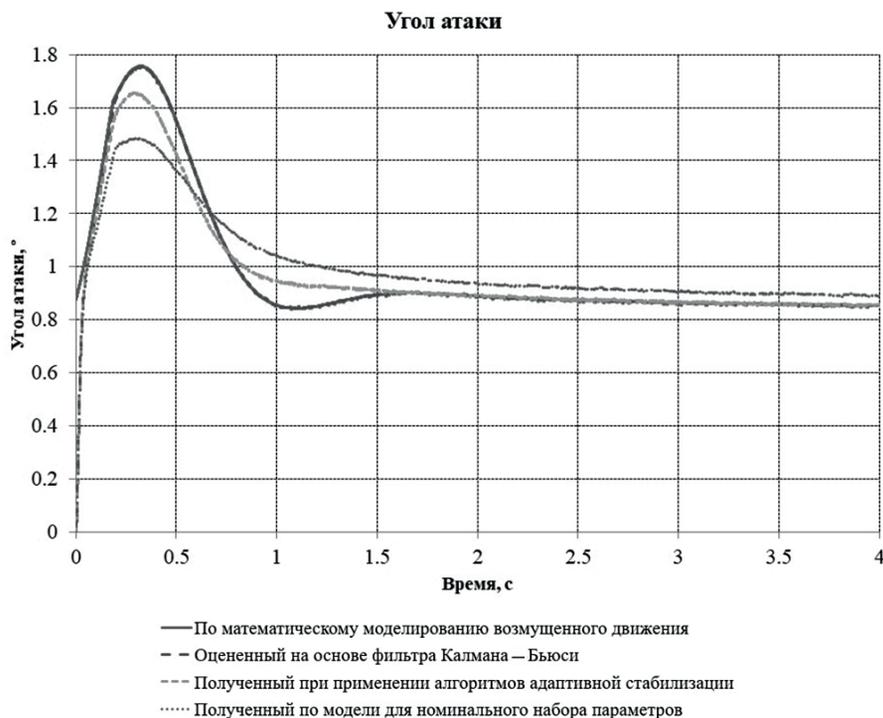


Рис. 2. Зависимости угла атаки для различных режимов варианта продольного возмущенного движения

