

МЕТОД АДАПТИВНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ КАНАЛА КРЕНА

М.В. Зенченко
О.Л. Точилова

vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов,
Московская обл., Российская Федерация

Аннотация

Приведен метод адаптивной стабилизации бокового движения крестокрылого атмосферного сверхзвукового летательного аппарата с аэродинамической нормальной конструктивной схемой и аэродинамическими рулями по схеме «плюс» на маршевом участке полета. Рассмотрена угловая стабилизация по курсу и крену в процессе возмущенного движения. Предложен метод адаптивной угловой стабилизации бокового движения в процессе полета. Исследована возможность оперативного пересчета коэффициентов стабилизации на борту летательного аппарата с учетом внешних воздействий. Разработан метод пересчета коэффициентов на основе идентифицируемых в процессе полета аэродинамических характеристик и восстанавливаемых неизмеряемых координат вектора состояния объекта. Построен фильтр оценки измеряемых и восстановления неизмеряемых координат вектора состояния объекта управления. Получены зависимости пересчета коэффициентов стабилизации в процессе полета. Проведены оценка измеряемых и восстановление неизмеряемых координат вектора состояния, а также идентификация аэродинамических характеристик. На основе идентифицируемых характеристик выполнен пересчет значений коэффициентов стабилизации. Приведен расчетный вариант адаптивной стабилизации при повороте на заданный курсовой угол. Выполнено сравнение переходных процессов с существующими методами стабилизации. Метод апробирован на автономных стендах моделирования полета и рекомендуется к использованию в бортовых алгоритмах стабилизации и управления движением летательного аппарата

Ключевые слова

Адаптивная стабилизация, идентификация, аэродинамические характеристики, восстановление, неизмеряемые координаты, вектор состояния, возмущенное боковое движение

Поступила 21.03.2024

Принята 18.04.2024

© Автор(ы), 2024

Введение. При проектировании и отработке новейших и перспективных летательных аппаратов (ЛА) в настоящее время остро стоит вопрос об удовлетворении зачастую противоречивых требований заказчика: обеспечить как можно большие гарантированные и максимальные достигаемые дальности полета, реализовать маневрирование в вертикальной и горизонтальной плоскостях как можно с большими радиусами разворота, быстродействиями по времени и с большим диапазоном скоростей, высот и др.

При разработке систем управления движением и стабилизацией таких ЛА возникает проблема обеспечения требуемых точности и быстродействия [1, 2] с учетом всех возможных видов возмущающих воздействий, в том числе в ходе программных маневров, параметры которых заданы в полетном задании [3].

С учетом наработанного опыта диапазоны значений настроек контура стабилизации рассчитываются с применением следующего подхода [4]. Программная траектория разбивается на некоторые квазистационарные участки, например, участок набора высоты, пикирования, маршевого полета и др. Внутри каждого участка выбираются характерные точки, в которых исследуются и определяются запасы устойчивости известными методами (D -разбиение в плоскости двух и более параметров и др.). Каждой характерной точке соответствует область устойчивости, при этом исследуются три режима сочетания допусков: лучший N^+ , номинальный N и худший N^- .

Настройки определяются как квазиравноудаленные от границ областей точки. Как показывает практика, достаточно часто возникают такие контрольные варианты, в которых общая часть области либо мала, либо отсутствует, что не позволяет удовлетворить изначальные требования.

В процессе решения описанной проблемы разработан метод [5–8] адаптивной стабилизации, основанный на параметрической идентификации ЛА как объекта управления. Оценка неизменяемых параметров проводится на базе наблюдателя Луенбергера и фильтра Калмана [9], а идентификация — в бортовом комплексе аппарата в реальном масштабе времени на существующих частотах обмена [10–16].

Идентификация характеристик объекта проводится в части уточнения априори известных характеристик ЛА (по данным продувок в аэродинамических трубах, теоретическим зависимостям и др.). Наиболее существенные разбросы имеют коэффициенты аэродинамических моментов, которые также входят в формулу по идентификации этих коэффициентов и корректировке коэффициентов стабилизации ЛА.

Адаптивная стабилизация обеспечивается переменными настройками (значениями коэффициентов стабилизации), которые корректируются в процессе полета (пересчитываются на тактовой частоте обмена на борту объекта).

Последовательность операций при реализации метода. Уравнения возмущенного бокового движения с учетом крена ЛА [1] приведены далее. Датчики угловых скоростей и акселерометры принимаются измерительными системами с учетом компактности конструкции ЛА [17].

Первые три уравнения — это уравнения динамики бокового возмущенного движения (угла скольжения и угловых скоростей крена и рыскания) [1]. Затем приведены уравнения углов крена и рыскания, уравнения боковой перегрузки и углов отклонения рулей направления и элеронов через уравнения рулевого привода. Вся необходимая информация получается интегрированием показаний этих датчиков:

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= b_8\beta + b_9\delta + \alpha\omega_x + \omega_y + f_\beta; \\ \dot{\omega}_x &= b_2\beta + b_3\delta + b_4\omega_x + f_{\omega_x}; \\ \dot{\omega}_y &= b_5\beta + b_6\delta + b_7\omega_y + f_{\omega_y}; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x; \quad \dot{\psi} = \omega_y; \\ n_z &= \frac{V}{g}(b_8\beta + b_9\delta); \\ T\dot{\delta}_H + \delta_H &= K_\Psi(\psi_H - \psi_{\text{пр}}) + K_{\int\Psi}\int(\psi_H - \psi_{\text{пр}})dt + K_{\dot{\Psi}}\omega_{\Psi}; \\ T\dot{\delta}_\Theta + \delta_\Theta &= K_\gamma\gamma_H + K_{\int\gamma}\int\gamma_H dt + K_{\dot{\gamma}}\omega_{\text{ХИ}}; \\ \omega_{\text{ХИ}} &= \omega_x + \eta_{\omega_{\text{ХИ}}}; \quad \omega_{\text{УИ}} = \omega_y + \eta_{\omega_{\text{УИ}}}; \\ n_{\text{ЗИ}} &= n_z + \eta_{n_z}; \quad \gamma_{\text{И}} = \gamma; \quad \psi_{\text{И}} = \psi; \\ \delta_1 &= \sigma_H - \sigma_\Theta; \quad \delta_3 = \sigma_H + \sigma_\Theta; \\ \delta_{1\text{И}} &= \delta_1; \quad \delta_{3\text{И}} = \delta_3. \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь β — угол скольжения; α — угол атаки; ω_x, ω_y — угловые скорости крена и рыскания; $b_2 = m_x^\beta qSD/I_x$; $b_3 = m_x^\delta qSD/I_x$; $b_4 = m_x^{\bar{\omega}_x} qSD^2/(I_x V)$; $b_5 = m_y^\beta qSL/I_y$; $b_6 = m_y^\delta qSL/I_y$; $b_8 = C_z^\beta qS/(mg)$; $b_9 = C_z^\delta qS/(mV)$; $C_z^\beta, C_z^\delta, m_x^\beta, m_x^\delta, m_x^{\bar{\omega}_x}, m_y^\beta, m_y^\delta, m_y^{\bar{\omega}_y}$ — коэффициенты аэродинамиче-

ских сил и моментов ЛА; q — скоростной напор; S, L, D — характерная площадь и размеры ЛА; I_x, I_y — моменты инерции ЛА; V — скорость ЛА; T — постоянная времени рулевого тракта; m — масса ЛА; δ_1, δ_3 — углы отклонения нижнего первого и верхнего третьего рулей ЛА (при виде по полету, схема «плюс»); $\delta_{1и}, \delta_{3и}$ — измеренные значения углов отклонения первого и третьего рулей; σ_n, σ_δ — сигналы на рули направления и крена; $f_\beta, f_{\omega_x}, f_{\omega_y}$ — векторы возмущений:

$$f_\beta = K_{C_z^\beta} \frac{C_z^\beta q S}{mV} \beta + K_{C_z^{\delta_n}} \frac{C_z^{\delta_n} q S}{mV} \delta_n + f_{W_z} + K_\rho \left(\frac{C_z^\beta q S}{mV} \beta + \frac{C_z^{\delta_n} q S}{mV} \delta_n \right);$$

$$f_{\omega_x} = K_{m_x^\beta} \frac{m_x^\beta q S}{mV} \beta + K_{m_x^{\delta_\delta}} \frac{m_x^{\delta_\delta} q S}{mV} \delta_\delta + K_{\Delta z} \frac{M_{z \text{воз}}}{I_z} + K_{\Delta y} \frac{M_{y \text{воз}}}{I_y} +$$

$$+ K_\rho \left(\frac{m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_\delta} \delta_\delta}{I_x} qSD + \frac{m_x^{\bar{\omega}_x} qSD^2}{I_x V} \omega_x \right);$$

$$f_{\omega_y} = K_{m_y^\beta} \frac{m_y^\beta q S}{mV} \beta + K_{m_y^{\delta_n}} \frac{m_y^{\delta_n} q S}{mV} \delta_n + K_{\Delta z} \frac{M_{z \text{воз}}}{I_z} + K_{\Delta y} \frac{M_{y \text{воз}}}{I_y} +$$

$$+ K_\rho \left(\frac{m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n}{I_y} qSD + \frac{m_y^{\bar{\omega}_x} qSL^2}{I_y V} \omega_y \right);$$

$K_{C_z^\beta}, K_{C_z^{\delta_n}}, K_{m_x^\beta}, K_{m_x^{\delta_\delta}}, K_{m_y^\beta}, K_{m_y^{\delta_n}}$ — допуски на аэродинамику; $f_{W_z} = \dot{W}_z / V$ — возмущения, вызванные ветром; W_z — скорость бокового ветрового порыва; K_ρ — допуск на плотность воздуха; $K_{\Delta z}, K_{\Delta y}$ — допуски на отклонения центра масс ЛА; $\psi_{\text{пр}}$ — программное значение угла курса; $K_\psi, K_{\int \psi}, K_{\dot{\psi}}$ — настройки контура стабилизации по курсу; $K_\gamma, K_{\int \gamma}, K_{\dot{\gamma}}$ — настройки контура стабилизации по крену.

Координаты вектора состояния оцениваются путем фильтрации на базе наблюдателя Луенбергера и фильтра Калмана [7, 18, 19]. Уравнения наблюдателя Луенбергера:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{X}} &= A\hat{X} + u + PH^T R^{-1} (z - H\hat{X} - Du); \\ \dot{P} &= AP + PA^T - PH^T R^{-1} HP + Q, \end{aligned} \quad (2)$$

где \hat{X} — оценка; A — правая часть математической модели движения (1); u — вектор известных составляющих правой части; P — ковариация в процессе оценки; H — правая часть в модели измерений; R — ковариация погрешностей измерений; Q — ковариации внешних возмущений.

По результатам математического моделирования бокового возмущенного движения [5] в качестве наиболее существенных возмущающих воздействий приняты неточности знания параметров атмосферы, допусков на коэффициенты аэродинамических сил и моментов, ветровые возмущения (отраслевые стандарты предприятий — разработчиков ЛА).

В фильтре Калмана в матрице ковариаций шумов измерений также учитываются характеристики шумов измерительных приборов (систематические и случайные). При использовании нелинейных характеристик в правой части выполняется их линеаризация, как детерминированная, так и статистическая.

Важным фактором, определяющим качество стабилизации, является точность, с которой будет проведена оценка (восстановление) неизмеряемого угла скольжения [20].

При строгом подходе в фильтре Калмана размерность вектора состояния должна быть равна размерности вектора измерения, здесь используется наблюдатель Луенбергера.

Раскрывая уравнения (2) и применяя их к исследуемому движению, получаем:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\beta}} &= b_8 \hat{\beta} + \alpha \hat{\omega}_x + \hat{\omega}_y + b_9 \delta + \\ &+ \frac{V}{g} \frac{b_8 p_{11}}{D_{n_z}} \left(n_{zи} - \frac{V}{g} b_8 \hat{\beta} \right) - \frac{p_{12}}{D_{\omega_x}} (\hat{\omega}_x - \omega_{xи}) - \frac{p_{13}}{D_{\omega_y}} (\hat{\omega}_y - \omega_{yи}); \\ \dot{\hat{\omega}}_x &= b_2 \hat{\beta} + b_4 \hat{\omega}_x + b_3 \delta + \\ &+ \frac{V}{g} \frac{b_8 p_{21}}{D_{n_z}} \left(n_{zи} - \frac{V}{g} b_8 \hat{\beta} \right) - \frac{p_{22}}{D_{\omega_x}} (\hat{\omega}_x - \omega_{xи}) - \frac{p_{23}}{D_{\omega_y}} (\hat{\omega}_y - \omega_{yи}); \\ \dot{\hat{\omega}}_y &= b_5 \hat{\beta} + b_7 \hat{\omega}_y + b_6 \delta + \\ &+ \frac{V}{g} \frac{b_8 p_{31}}{D_{n_z}} \left(n_{zи} - \frac{V}{g} b_8 \hat{\beta} \right) - \frac{p_{32}}{D_{\omega_x}} (\hat{\omega}_x - \omega_{xи}) - \frac{p_{33}}{D_{\omega_y}} (\hat{\omega}_y - \omega_{yи}); \\ \dot{p}_{11} &= p_{13} + p_{31} + \alpha p_{12} + \alpha p_{21} + 2b_8 p_{11} - \\ &- \left(\frac{V}{g} b_8 \right)^2 \frac{p_{11}^2}{D_{n_z}} - \frac{p_{12} p_{21}}{D_{\omega_x}} - \frac{p_{13} p_{31}}{D_{\omega_y}} + D_{\hat{\beta}W}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_{12} &= p_{32} + \alpha p_{22} + b_2 p_{11} + b_4 p_{12} + b_8 p_{12} - \left(\frac{V}{g} b_8 \right)^2 \frac{p_{11} p_{12}}{D_{n_z}} - \frac{p_{12} p_{22}}{D_{\omega_x}} - \frac{p_{13} p_{32}}{D_{\omega_y}}; \\ \dot{p}_{13} &= p_{33} + \alpha p_{23} + b_5 p_{11} + b_7 p_{13} + b_8 p_{13} - \left(\frac{V}{g} b_8 \right)^2 \frac{p_{11} p_{13}}{D_{n_z}} - \frac{p_{12} p_{23}}{D_{\omega_x}} - \frac{p_{13} p_{33}}{D_{\omega_y}}; \\ \dot{p}_{22} &= b_2 p_{12} + b_2 p_{21} + 2b_4 p_{22} - \left(\frac{V}{g} b_8 \right)^2 \frac{p_{12} p_{21}}{D_{n_z}} - \frac{p_{22}^2}{D_{\omega_x}} - \frac{p_{23} p_{32}}{D_{\omega_y}} + \xi_{\omega_x}^2; \\ \dot{p}_{23} &= b_2 p_{13} + b_5 p_{21} + b_4 p_{23} + b_7 p_{23} - \left(\frac{V}{g} b_8 \right)^2 \frac{p_{21} p_{13}}{D_{n_z}} - \frac{p_{22} p_{23}}{D_{\omega_x}} - \frac{p_{23} p_{33}}{D_{\omega_y}}; \\ \dot{p}_{33} &= b_5 p_{13} + b_5 p_{31} + 2b_7 p_{33} - \left(\frac{V}{g} b_8 \right)^2 \frac{p_{13} p_{31}}{D_{n_z}} - \frac{p_{23} p_{32}}{D_{\omega_x}} - \frac{p_{33}^2}{D_{\omega_y}} + \xi_{\omega_y}^2; \\ p_{21} &= p_{12}; \quad p_{31} = p_{13}; \quad p_{32} = p_{23}. \end{aligned}$$

Здесь $\hat{\beta}$, $\hat{\omega}_x$, $\hat{\omega}_y$ — результаты оценивания скольжения и угловых скоростей крена и курса, D_{n_z} , D_{ω_x} , D_{ω_y} — диагональные элементы (дисперсии) матрицы измерений; $D_{\hat{\beta}_W}$ — ковариация ветрового возмущения.

В результате анализа возмущающих воздействий значения дисперсий приняты следующими: $D_{n_z} = 0,014 \text{ с}^{-2}$; $D_{\omega_x} = 0,01 \text{ с}^{-2}$; $D_{\omega_y} = 0,0009 \text{ с}^{-2}$; $D_{\hat{\beta}_W} = 1,56 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-2}$.

Результаты. Переходные процессы обработки разворота ЛА на угол рыскания 5° на примере угла скольжения при нулевых начальных значениях вектора состояния приведены на рис. 1 для:

- номинальных значений случайных параметров и скорости ветра;
- возмущенного движения, полученного случайным выбором набора параметров $K_{C_z^\beta} = -15,8 \%$; $K_{m_x^\beta} = -3,5 \%$; $K_{m_x^{\delta_\alpha}} = -9,1 \%$; $K_{m_y^\beta} = 0,05 \%$; $K_{\Delta z} = -2,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$, и трапециевидного ветрового возмущения с $\Delta h = 100 \text{ м}$, $l = 250 \text{ м}$, $W'_{\max} = 16,4 \text{ м/с}$;
- возмущенного движения, восстановленного с помощью фильтра Калмана.

Наибольшие отклонения от номинала в части допусков содержит коэффициент момента b_5 по углу скольжения [10]. Коэффициенты сил C_z^β , C_z^δ и момент от отклонения руля m_z^δ принимаем с малыми допусками.

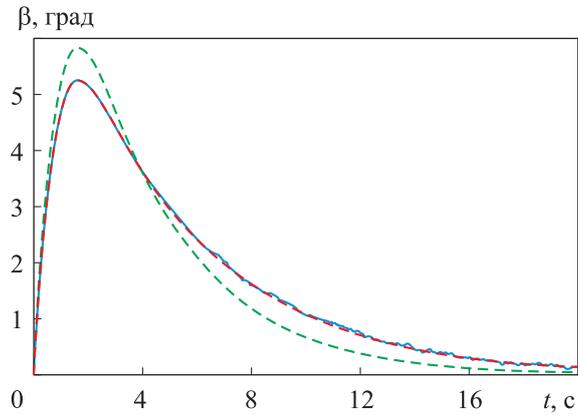


Рис. 1. График углов скольжения для номинального (---), возмущенного (---) и восстановленного (—) движения

Запишем оценку коэффициента \hat{b}_5 следующим образом:

$$\hat{b}_5 = \frac{1}{\hat{\beta}} (\dot{\hat{\omega}}_y - b_6 \delta), \quad (4)$$

где $\dot{\hat{\omega}}_y$ — производная угловой скорости курса; $\hat{\beta}$ — оцениваемый в процессе полета угол скольжения; δ — угол отклонения руля.

Так, настройки контура пересчитываются на основной тактовой частоте по рекуррентным зависимостям, приведенным в [20].

В результате летных испытаний получены зависимости угла скольжения от времени (рис. 2). Пересчет значений выполнен методом адаптивной стабилизации.

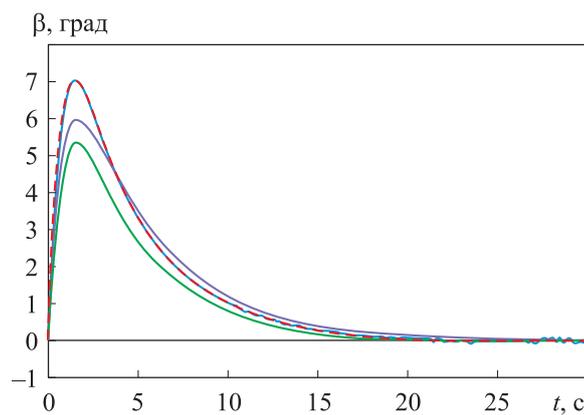


Рис. 2. Зависимости угла скольжения от времени с применением метода для невозмущенного (—), возмущенного (---), восстановленного (—) движений и движения со скорректированными коэффициентами (—)

Решена проблема обеспечения быстродействия и точности переходных процессов отработки разворота на программный угол курса. Это особенно важно при совместном применении нескольких ЛА в целях повышения эффективности.

Процессы восстановления, идентификации и корректировки коэффициентов стабилизации проводятся на текущих тактовых частотах, принятых для конкретного ЛА. Пусть частота измерений равна $n_{\text{изм}}$, тогда фильтр восстановления, оценки и идентификации работает на частоте $8n_{\text{изм}}$. Вопросу выбора частоты решения задачи посвящено отдельное исследование [9].

Заключение. Предложенный метод адаптивной стабилизации с учетом канала крена позволяет обеспечить требуемое качество программных разворотов с учетом возмущений.

Построена робастная по выходу адаптивная система [21] с идентификатором в реальном масштабе времени для конкретного изделия.

Результаты могут быть использованы как при проектировании систем управления движением стабилизации, так и для модернизации существующих систем, используемых в современных летательных аппаратах.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М., Наука, 1998.
- [2] Гуков В.В., Костров А.В. Метод нелинейной идентификации движения летательного аппарата. *Автоматика и телемеханика*, 1988, № 7, с. 38–50.
- [3] Кисин Ю.К. Определение координат летательных аппаратов по разностно-дальномерным измерениям при наличии индивидуальных систематических погрешностей. *Стохастическая оптимизация в информатике*, 2013, т. 9, № 1, с. 59–67. EDN: RCFOYR
- [4] Первушина Н.А., Фролова А.Д. Разработка адаптивной системы стабилизации для беспилотного летательного аппарата самолетного типа. *Проблемы управления*, 2022, № 5, с. 3–15. DOI: <https://doi.org/10.25728/ru.2022.5.1>
- [5] Зенченко М.В., Плавник Г.Г. Идентификация параметров вектора состояния и характеристик ЛА на примере бокового движения. *Матер. III Междунар. науч.-техн. конф. «Аэрокосмические технологии»*. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, с. 133–134.
- [6] Касьянов В.А., Ударцев Е.П. Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. М., Машиностроение, 1988.
- [7] Брайсон А., Хо Ю.Ши. Прикладная теория оптимального управления. М., Мир, 1972.

- [8] Андриевский Б.Р., Фрадков А.Л. Адаптивное управление летательным аппаратом с идентификацией на скользящих режимах. *Управление большими системами*, 2009, № 26, с. 113–144. EDN: KWATCB
- [9] Зенченко М.В. Об одном подходе к идентификации аэродинамических характеристик сверхзвукового летательного аппарата. *Вестник воздушно-космической обороны*, 2016, № 3, с. 5–11.
- [10] Зенченко М.В., Плавник Г.Г. Восстановление параметров движения и идентификация характеристик ЛА на примере исследования бокового движения. *XXXIX Академические чтения по космонавтике*, 2015, с. 121–129.
- [11] Никитин А.И. Методика идентификации аэродинамических коэффициентов летательного аппарата на основе синтеза следящей системы. *XXXIX Академические чтения по космонавтике*, 2015, с. 112–121.
- [12] Исмаилов К.К. Определение аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата самолетного типа аналитическими методами. *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*, 2022, № 78, с. 112–124. DOI: <https://doi.org/10.17223/19988621/78/9>
- [13] Дейч А.М. Методы идентификации динамических объектов. М., Энергия, 1979.
- [14] Егорова Е.Ю., Левитин И.М., Овчаренко В.Н. Идентификация аэродинамического коэффициента момента тангажа многоцелевого маневренного самолета по результатам летных испытаний. *Труды МАИ*, 2011, № 44.
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=25011>
- [15] Корсун О.Н., Веселов Ю.Г., Гулевич С.Н. Прогнозирование параметров движения самолета на основе идентификации упрощенной линейной модели. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2011, № 12.
URL: <http://engineering-science.ru/doc/290540.html>
- [16] Льюнг Л. Идентификация систем. М., Наука, 1991.
- [17] Кисин Ю.К. Математическое моделирование в задачах натурных испытаний ракетной техники. СПб., ВВМ, 2015.
- [18] Дегтярёв А.А., Тайль Ш. Элементы теории адаптивного расширенного фильтра Калмана. *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2003, № 26. EDN: PGBAVV
- [19] Chen W., Valasek J. Observer/Kalman filter identification for online system identification of aircraft. *J. Guid. Control Dyn.*, 2003, vol. 26, no. 2, pp. 347–353.
DOI: <https://doi.org/10.2514/2.5052>
- [20] Зенченко М.В., Точилова О.Л. Способ формирования адаптивного сигнала угловой стабилизации по крену летательного аппарата. Патент РФ 2809632. Заявл. 11.04.2023, опубл. 14.12.2023.
- [21] Andrievsky B., Fradkov A., Peaucelle D. Adaptive identification of angular motion model parameters for LAAS helicopter benchmark. *IEEE CCA'07*, 2007, pp. 825–830.
DOI: <https://doi.org/10.1109/CCA.2007.4389335>

Зенченко Максим Викторович — канд. техн. наук, заместитель начальника отдела механики полета АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143960, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Точилова Ольга Леонидовна — ведущий инженер отдела механики полета АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143960, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Зенченко М.В., Точилова О.Л. Метод адаптивной стабилизации бокового движения летательного аппарата с учетом канала крена. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 2 (149), с. 96–108. EDN: RUGFJR

**METHOD OF THE AIRCRAFT LATERAL MOTION
ADAPTIVE STABILIZATION TAKING INTO ACCOUNT
THE ROLL CHANNEL INFLUENCE**

M.V. Zenchenko
O.L. Tochilova

vpk@vpk.npomash.ru

JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”, Reutov, Moscow Region, Russian Federation

Abstract

The paper presents a method of the lateral motion adaptive stabilization for a cross-wing atmospheric supersonic aircraft with the normal aerodynamic design scheme and aerodynamic control surfaces of the “plus” pattern during the flight cruising phase. The heading and roll angular stabilization in the perturbed motion is considered. A method of the in-flight lateral motion adaptive angular stabilization is proposed. Possibility of prompt recalculation of the stabilization coefficients on board an aircraft is studied taking into account the external influences. A method is developed to recalculate coefficients based on the aerodynamic characteristics identified during flight and the reconstructed unmeasured coordinates of the object’s state vector. A filter is constructed to estimate the measured and restored unmeasured coordinates of the control object state vector. Dependencies are obtained for recalculating the in-flight stabilization coefficients. The state vector measured and restored unmeasured coordinates are assessed. Besides, aerodynamic characteristics are identified, and the stabilization coefficients values are recalculated based on the

Keywords

Adaptive stabilization, identification, aerodynamic characteristics, restoration, unmeasured coordinates, state vector, perturbed lateral motion

identified characteristics. The paper provides a calculated version of the adaptive stabilization with turning at a given heading angle. Transient processes are compared with the existing stabilization techniques. The method was tested on the autonomous flight simulation benches and is recommended for introduction in the aircraft on-board stabilization and flight control algorithms

Received 21.03.2024

Accepted 18.04.2024

© Author(s), 2024

REFERENCES

- [1] Byushgens G.S. Aerodinamika, ustoychivost i upravlyaemost sverkhzvukovykh samoletov [Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft]. Moscow, Nauka Publ., 1998.
- [2] Gukov V.V., Kostrov A.V. Method for nonlinear identification of flight. *Avtomatika i telemekhanika*, 1988, no. 7, pp. 38–50 (in Russ.).
- [3] Kisin Yu.K. Determination of aircraft coordinates using differential rangefinder measurements in the presence of individual systematic errors. *Stokhasticheskaya optimizatsiya v informatike*, 2013, vol. 9, no. 1, pp. 59–67 (in Russ.). EDN: RCFOYR
- [4] Pervushina N.A., Frolova A.D. Designing an adaptive stabilizing system for an unmanned aerial vehicle. *Problemy upravleniya* [Control Sciences], 2022, no. 5, pp. 3–15 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.25728/pu.2022.5.1>
- [5] Zenchenko M.V., Plavnik G.G. [Identification of state vector parameters and characteristics of an aircraft using the example of lateral movement]. *Mater. III Mezhdunar. nauch. tekh. konf. "Aerokosmicheskie tekhnologii"* [Proc. 3rd Int. Tech. Conf. Aerospace Technologies]. Moscow, BMSTU Publ., 2014, pp. 133–134 (in Russ.).
- [6] Kasyanov V.A., Udartsev E.P. Opredelenie kharakteristik vozдушnykh sudov metodami identifikatsii [Determination of aircraft characteristics using identification methods]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988.
- [7] Bryson A.E., Ho Yu.C. Applied optimal control. Waltham, Blaisdell Publishing Company, 1969.
- [8] Andrievskiy B.R., Fradkov A.L. Adaptive flight control based on parameter identification procedure simultaneously with sliding mode motion. *Upravlenie bolshimi sistemami* [Large-Scale Systems Control], 2009, no. 26, pp. 113–144 (in Russ.). EDN: KWATCB
- [9] Zenchenko M.V. An approach to aerodynamic characteristics identification of supersonic airborne vehicle. *Vestnik vozдушno-kosmicheskoy oborony*, 2016, no. 3, pp. 5–11 (in Russ.).
- [10] Zenchenko M.V., Plavnik G.G. [Reconstruction of motion parameters and identification of aircraft characteristics using the example of a study of lateral motion]. *XXXIX Akademicheskie chteniya po kosmonavtike* [XXXIX Academic Readings on Cosmonautics], 2015, pp. 121–129 (in Russ.).

- [11] Nikitin A.I. [Methodology for identifying aerodynamic coefficients of an aircraft based on the synthesis of a tracking system]. *XXXIX Akademicheskie chteniya po kosmonavtike* [XXXIX Academic Readings on Cosmonautics], 2015, pp. 112–121 (in Russ.).
- [12] Ismailov K.K. Determination of aerodynamic characteristics of fixed-wing unmanned aerial vehicle by analytical techniques. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics], 2022, no. 78, pp. 112–124 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.17223/19988621/78/9>
- [13] Deych A.M. *Metody identifikatsii dinamicheskikh obektov* [Methods for identifying dynamic objects]. Moscow, Energiya Publ., 1979.
- [14] Egorova E.Yu., Levitin I.M., Ovcharenko V.N. Identification of the aerodynamic moment of pitch coefficient of multipurpose maneuverable aircraft based on flight test. *Trudy MAI*, 2011, no. 44 (in Russ.).
Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=25011>
- [15] Korsun O.N., Veselov Yu.G., Gulevich S.N. Aircraft movement prediction using a linear model identification. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education: Scientific Publication], 2011, no. 12 (in Russ.).
Available at: <http://engineering-science.ru/doc/290540.html>
- [16] Ljung L. *System identification*. Hoboken, Prentice Hall, 1987.
- [17] Kisin Yu.K. *Matematicheskoe modelirovanie v zadachakh naturnykh ispytaniy raketnoy tekhniki* [Mathematical modeling in problems of full-scale testing of rocket technology]. St. Petersburg, VVM Publ., 2015.
- [18] Degtyarev A.A., Tayl Sh. The elements of the theory of the adaptive extended Kalman filter. *Preprint IPM im. M.V. Keldysha RAN* [Keldysh Institute Preprints], 2003, no. 26 (in Russ.). EDN: PGBAVV
- [19] Chen W., Valasek J. Observer/Kalman filter identification for online system identification of aircraft. *J. Guid. Control Dyn.*, 2003, vol. 26, no. 2, pp. 347–353.
DOI: <https://doi.org/10.2514/2.5052>
- [20] Zenchenko M.V., Tochilova O.L. Sposob formirovaniya adaptivnogo signala uglovoy stabilizatsii po krenu letatel'nogo apparata [Method for generating adaptive angular stabilization signal based on aircraft roll]. Patent RU 2809632. Appl. 11.04.2023, publ. 14.12.2023 (in Russ.).
- [21] Andrievsky B., Fradkov A., Peaucelle D. Adaptive identification of angular motion model parameters for LAAS helicopter benchmark. *IEEE CCA'07*, 2007, pp. 825–830.
DOI: <https://doi.org/10.1109/CCA.2007.4389335>

Zenchenko M.V. — Cand. Sc. (Eng.), Deputy Chief, Department of Flight Mechanics, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143960 Russian Federation).

Tochilova O.L. — Leading Engineer, Department of Flight Mechanics, JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143960 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Zenchenko M.V., Tochilova O.L. Method of the aircraft lateral motion adaptive stabilization taking into account the roll channel influence. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 2 (149), pp. 96–108 (in Russ.). EDN: RUGFJR