

РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА

Н.А. Первушина, А.Д. Фролова

Аннотация. Представлен результат разработки алгоритма синтеза математической модели эффективной адаптивной системы стабилизации беспилотного летательного аппарата самолетного типа в канале тангажа. Модель представлена в виде структурной схемы. В основу разработки положен метод коррекции, предложенный для применения в бортовых вычислителях. Внесены предложения по изменению структуры контура коррекции с целью улучшения качества работы системы стабилизации нелинейного динамического объекта в условиях переключения режимов управления. Получены результаты математического моделирования работы системы стабилизации после настройки параметров контура коррекции при фиксированных значениях коэффициентов усиления основного контура. Результаты работы системы стабилизации с новой структурой контура коррекции показали ее высокую эффективность в рассматриваемом диапазоне режимов работы летательного аппарата. Представленный алгоритм синтеза системы стабилизации с предложенной структурой контура коррекции позволяет сократить время на процедуру синтеза на несколько раз по сравнению с классическим методом замороженных коэффициентов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, канал тангажа, система стабилизации, математическое моделирование, синтез, эффективность системы стабилизации.

ВВЕДЕНИЕ

Качество работы и возможность функционирования системы стабилизации (СС) беспилотного летательного аппарата (БЛА) в области, соответствующей возможным условиям применения, определяется аэродинамическими свойствами объекта управления, а также выбранной структурой сигнала управления. Традиционное решение задачи синтеза СС с построением линеаризованной модели БЛА для каждого из режимов полета с последующей аппроксимацией полученных коэффициентов в зависимости от величины скоростного напора с применением метода замороженных коэффициентов позволяет обеспечить функционирование системы во всей области рабочих режимов [1, 2], однако требует вычислительных затрат. В связи с этим поиск наиболее эффективных путей решения данной задачи является актуальным. Под эффективностью системы или процесса обычно понимают соотношение между достигнутым результатом функционирования и использованными ресурсами.

В настоящей статье ограничимся рассмотрением управляемых БЛА самолетного типа, выпол-

ненных по нормальной аэродинамической схеме, с крылом большого удлинения и дифференциальными рулями. Объектом настоящего исследования является продольный канал управления (канал тангажа) в системе стабилизации БЛА. Цель исследования – разработка математической модели эффективной адаптивной системы стабилизации в канале тангажа. Под эффективностью СС будем понимать функционирование системы в условиях переключения режимов работы с максимально возможным качеством во всей области рабочих режимов при минимальных затратах на проведение процедуры синтеза. Систему стабилизации, обладающую перечисленными качествами, будем называть эффективной.

Существуют способы повышения качества работы путем увеличения быстродействия СС. В структуру сигнала управления в канале тангажа БЛА вводится слагаемое, соответствующее некоторому дополнительному воздействию на орган управления. В работах [3–7] сигнал управления в канале тангажа формируется рассогласованием по перегрузке, интегралом от рассогласования, сигналом, пропорциональным угловой скорости тангажа (демпфером) – аналогом пропорционально-

интегрально-дифференциального (ПИД)-регулятора, а также дополнительным балансирующим сигналом или сигналом, аналогичным усилию летчика, прикладываемому к ручке управления. Автоматическое управление силой тяги при достижении летательным аппаратом (ЛА) заданной высоты, как показано в работе [9], осуществляется по аналогичному закону. В статье [10] сигнал управления, подаваемый на рули высоты, также формируется с учетом дополнительного слагаемого, пропорционального значению угла атаки. Похожий прием применялся для повышения качества работы контура стабилизации перегрузки в алгоритме адаптации коэффициентов [11]. Приведенные примеры сигналов управления в канале тангажа позволяют улучшить качество переходных процессов (увеличить быстродействие), однако для того чтобы СС функционировала во всей области допустимых режимов, по-прежнему необходим свой набор коэффициентов усиления системы для каждой расчетной точки области возможных режимов.

Современные БЛА предназначены для функционирования в различных, в том числе и предельных, режимах полета. Самыми сложными и опасными являются критические режимы по углу атаки. При превышении критических углов атаки снижается эффективность управления БЛА. В статье [12] предлагается двухконтурная система стабилизации в канале тангажа, в которой дополнительный контур ограничивает предельное значение угла атаки путем использования алгебраического селектора, изменяющего структуру системы в соответствии с логикой переключения каналов. В результате применения данного подхода получена хорошо демпфированная система, однако существенное ограничение угла атаки привело к росту времени переходного процесса.

Математически обоснованный метод синтеза линейных систем, имеющих минимальное время регулирования, предложен в работе [13]. Решение задачи максимального быстродействия получено с использованием теории конструирования оптимальных регуляторов.

При решении задачи стабилизации динамических объектов в современных системах управления часто применяются нечеткие регуляторы (НР), имеющие малую чувствительность к изменению параметров объекта управления, а также характеризующиеся высоким быстродействием и точным позиционированием [14, 15]. В ходе компьютерного моделирования авторами статьи [16] установлено, что нечеткие регуляторы, применяемые для стабилизации БЛА в канале тангажа, обладают высоким быстродействием. Однако имеется слож-

ность в описании таких регуляторов, связанная с разработкой базы правил для входных параметров.

В настоящее время существует множество примеров НР, улучшающих качество работы систем управления [17–21]. Нечеткие регуляторы действительно позволяют увеличить быстродействие систем, однако в условиях переключения режимов управления, а также в зависимости от режима функционирования требуют дополнительной настройки.

В настоящей работе исследуется возможность построения математической модели эффективной СС на основе описанного в монографии [2] способа, не требующего изменения параметров и использования метода замороженных коэффициентов. Авторами работы [2] предлагается применить прием быстрого уменьшения ошибки регулирования с помощью дополнительного сигнала соответствующего знака при превышении ошибки стабилизации некоторого значения.

Представленные в статье результаты получены путем компьютерного моделирования. Полет ЛА в атмосфере Земли описывается системой нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений с коэффициентами, зависящими от параметров набегающего потока воздуха.

В статье представлены результаты последовательного решения следующих задач:

- разработка математических моделей объекта управления и СС;
- синтез математической модели СС и настройка параметров контура коррекции;
- внесение предложений по изменению контура коррекции с целью улучшения качества работы СС и проведение тестирования работы СС с новым контуром коррекции.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При разработке математической модели эффективной адаптивной системы стабилизации за основу была взята классическая структура СС в канале тангажа с сигналом управления [19]:

$$\sigma_b = K_i \int_{t_0}^t \Delta n_y dt + K_n \Delta n_y - K_{\omega_z} \omega_z, \quad (1)$$

где Δn_y – значение рассогласования $\Delta n_y = n_{y \text{ зад}} - n_y$; $n_{y \text{ зад}}$ – заданное значение нормальной перегрузки; n_y – выходное значение СС; σ_b – сигнал управления рулями высоты, град.; K_i , K_n и K_{ω_z} – известные коэффициенты усиления соответствующей размерности; ω_z – угловая скорость тангажа, град./с.

Дополнительный сигнал управления $\sigma_{\text{доп}}$ предлагается формировать с помощью функционального



аналога схемы импульсной коррекции, пригодного для реализации в цифровых бортовых системах [2]. А именно, рассматривается схема, состоящая из интегратора и апериодического звена, которые подключаются параллельно основному контуру стабилизации при превышении ошибкой стабилизации заданного порога. Подключение схемы не только к сигналу ошибки стабилизации Δn_y , но и к сигналу угловой скорости ω_z позволяет уменьшить перерегулирование и колебательность, возникающие вследствие наличия малого порога ошибки при увеличении быстродействия системы.

Структурная схема системы стабилизации канала тангажа с сигналом управления (1) при подключении контура коррекции в соответствии с рекомендациями из работы [2] приведена на рис. 1.

Обозначения на рис. 1: ОУ – объект управления (БЛА); РП – рулевой привод; σ_B – эквивалентный сигнал управления рулями высоты, град.; δ_B – эквивалентный угол отклонения рулей высоты, град.; $\delta_{доп}$ – дополнительный сигнал управления при коррекции, град.; σ_n – пороговый сигнал управления, град.; $K_n, K_\omega, K_1, K_2, K_3$ – коэффициенты усиления дополнительного контура системы стабилизации соответствующей размерности; T – постоянная времени апериодического звена в схеме коррекции, с; $\text{sign}(\sigma_n)$ – знаковая функция [20], p – переменная преобразования Лапласа.

Объект управления описывается нелинейной математической моделью в связанной с ЛА системе координат [1, 19]:

$$\begin{cases} \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{m_z q S L}{I_{zz}} \times \frac{180}{\pi}; \\ \frac{d\alpha}{dt} = \left(\frac{g \cos \vartheta}{V} - \frac{c_y q S}{m V} \right) \frac{180}{\pi} + \omega_z; \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z, \end{cases} \quad (2)$$

где α – угол атаки, град.; ϑ – угол тангажа, град.; $m_z = m_z(M, \alpha, \delta_B, \dots)$ – аэродинамический коэффициент момента тангажа, нелинейно зависящий от параметров набегающего потока, угла отклонения рулей высоты и др., безразмерная величина; $c_y = c_y(M, \alpha, \delta_B, \dots)$ – аэродинамический коэффициент подъемной силы, нелинейно зависящий от параметров набегающего потока, угла отклонения рулей высоты и др., безразмерная величина; M – число Маха; q – скоростной напор, Па; S – пло-

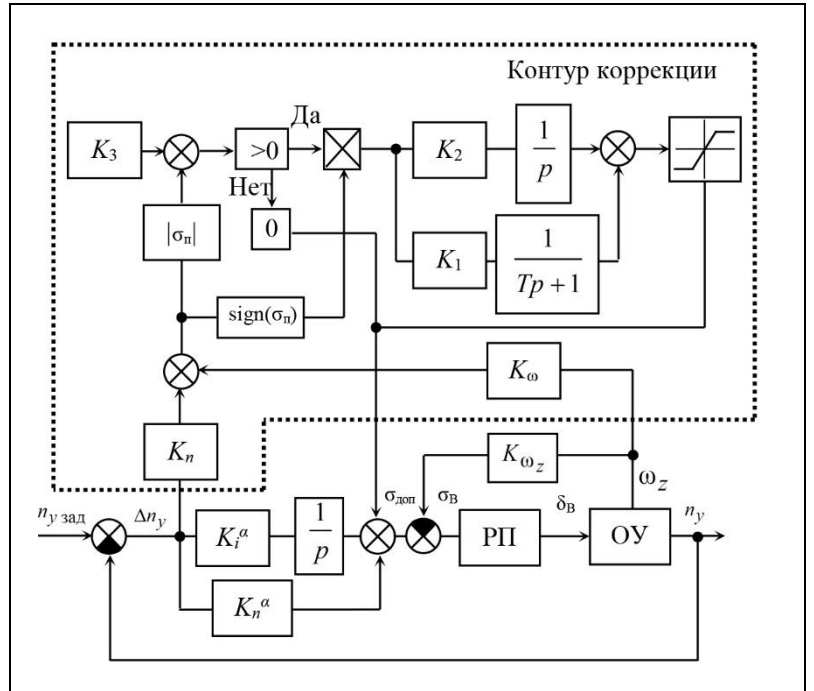


Рис. 1. Структурная схема СС в канале тангажа с подключением контура коррекции

щадь миделя, m^2 ; L – характерный линейный размер ЛА, м; m – масса ЛА, кг; V – воздушная скорость ЛА, м/с; $g = 9,80665 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения.

Математическая модель РП в настоящей задаче принята линейной:

$$T_{РП} \frac{d\delta_B}{dt} + \delta_B = \sigma_B, \quad (3)$$

где $T_{РП} = 0,025 \text{ с}$ – постоянная времени РП.

К примеру, пусть имеются пять типовых расчетных точек траекторий полета ЛА (табл. 1)

Таблица 1

Типовые расчетные точки траекторий

Параметр, единица измерения	Номер точки				
	1	2	3	4	5
q , кПа	5,5	10,5	20	30,5	44
V , м/с	100	160	200	250	270

Требования к качеству работы системы стабилизации во всем диапазоне расчетных точек траектории полета ЛА предьявим следующие:

- время отработки $t_{пер}$ заданного управляющего ступенчатого воздействия на уровне 5 % от установившегося значения должно быть порядка 1,5 с;
- перерегулирование σ в переходном процессе сигнала на выходе СС должно быть минимальным, не превышать 30 %;

- максимальное значение сигнала управления σ_b в СС не должно превышать $\pm 20^\circ$;
- запас устойчивости по амплитуде $L_{\text{зап}}$ на этапе синтеза должен быть не менее 10 дБ;
- запас устойчивости по фазе $\varphi_{\text{зап}}$ на этапе синтеза должен быть не менее 30° .

2. СИНТЕЗ ОСНОВНОГО КОНТУРА СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

Система дифференциальных уравнений (2) линеаризуется в окрестности каждой из предложенных расчетных точек (см. табл. 1). При линеаризации примем упрощенную модель аэродинамических коэффициентов:

$$\begin{aligned} c_y &= c_{y_0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_b} \delta_b, \\ m_z &= m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_b} \delta_b, \end{aligned} \quad (4)$$

где c_{y_0} – аэродинамический коэффициент c_y при $\alpha = 0$ и $\delta_b = 0$; c_y^α – производная коэффициента c_y по углу атаки, град. $^{-1}$; $c_y^{\delta_b}$ – производная коэффициента c_y по углу отклонения рулей высоты, град. $^{-1}$; m_z^α – производная коэффициента m_z по углу атаки, град. $^{-1}$; $m_z^{\delta_b}$ – производная коэффициента m_z по углу отклонения рулей высоты, град. $^{-1}$.

Связь изменения перегрузки с изменением угла атаки описывается формулой [21]:

$$n_y = (c_y^\alpha S q / mg) \alpha. \quad (5)$$

Линеаризованная система дифференциальных уравнений при $\Delta \vartheta \approx 0$ имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{d\omega_z}{dt} = m_z^\alpha \frac{qSL \times 180}{I_z \pi} \alpha + m_z^{\delta_b} \frac{qSL \times 180}{I_z \pi} \delta_b, \\ \frac{d\alpha}{dt} = -c_y^\alpha \frac{qS \times 180}{mV \pi} \alpha - c_y^{\delta_b} \frac{qS \times 180}{mV \pi} \delta_b + \omega_z. \end{cases} \quad (6)$$

В соответствии с перечисленными требованиями был выполнен синтез основного контура СС в канале тангажа (см. рис. 1) с помощью метода логарифмических амплитудных характеристик [20] для ОУ, описанного уравнениями (6). Числовые значения коэффициентов усиления основного кон-

тура K_i , K_n и $K\omega_z$ по результатам синтеза, а также значения показателей качества и устойчивости приведены в табл. 2.

Графики переходных процессов в основном контуре СС с линеаризованным ОУ (4) приведены на рис. 2. На графиках рис. 2 и 3 результаты для точки № 1 обозначены черной полужирной линией, для точки № 2 – черной тонкой, для точки № 3 – черной штриховой, для точки № 4 – серой полужирной, для точки № 5 – серой штриховой.

Приведенный пример синтеза основного контура СС в канале тангажа в каждой расчетной точке траектории БЛА демонстрирует результат применения метода замороженных коэффициентов. Далее полученные коэффициенты традиционно аппроксимируются в зависимости от величины скоростного напора: $K_i(q)$, $K_n(q)$, $K\omega_z(q)$. В результате получается адаптивная СС.

Такой способ синтеза трудоемкий, так как приходится выполнять синтез для каждой расчетной точки – об этом свидетельствуют значительно отличающиеся друг от друга числовые значения коэффициентов усиления СС (см. табл. 2). Так, значения коэффициента $K_i = -10,86$ для точки № 1 и $K_i = -1,702$ для точки № 5 отличаются практически в десять раз.

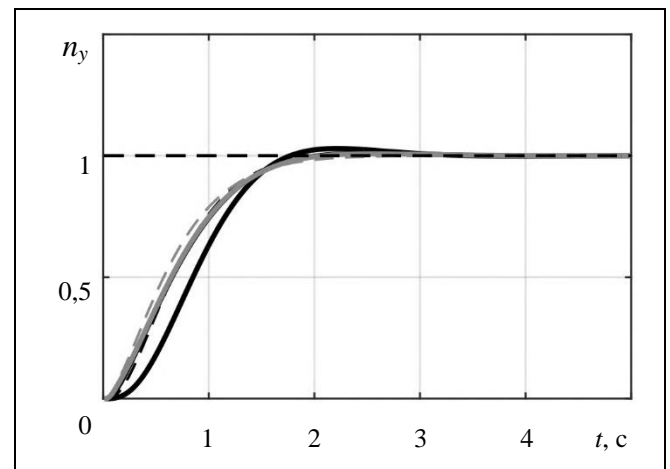


Рис. 2. Графики переходных процессов в основном контуре СС канала тангажа

Таблица 2

Результаты синтеза основного контура СС

Номер расчетной точки	Коэффициенты усиления СС			Показатели качества		Показатели устойчивости	
	K_i	K_n	$K\omega_z$	$t_{\text{рег}}, \text{с}$	$\sigma, \%$	$L_{\text{зап}}, \text{дБ}$	$\varphi_{\text{зап}}, ^\circ$
1	-10,86	-0,098	-0,239	1,50	1,4	14	66
2	-6,488	-0,889	-0,290	1,55	1,0	31	71
3	-2,796	-0,051	-0,175	1,50	0,1	21	71
4	-2,289	-0,176	-0,259	1,55	0,5	36	73
5	-1,702	-0,092	-0,178	1,48	0,1	35	74



Для примера на рис. 3 *а, б* приведены результаты моделирования работы СС с линеаризованным ОУ (3) при условии, что коэффициенты усиления соответствуют значениям для крайних точек № 1 или № 5.

В расчетных точках с маленьким скоростным напором (точка № 1) для обеспечения стабилизации требуется большая величина управляющего воздействия. В остальных режимах данное воздействие является избыточным (рис. 3, *а*). Так, например, при моделировании работы СС в расчетной точке № 5 перегулирование достигает 40 %, что недопустимо. А в расчетных точках с большим скоростным напором (точка № 5) такой силы воздействия не требуется. В этом случае при моделировании работы СС в расчетной точке № 1 время переходного процесса увеличивается в несколько раз, следовательно, такое воздействие является недостаточным (рис. 3, *б*).

Повысить эффективность СС, т. е. решить задачу стабилизации во всем диапазоне расчетных точек с применением только одного набора коэффициентов усиления можно, используя контур коррекции (см. рис. 1).

3. НАСТРОЙКА КОЭФФИЦИЕНТОВ КОНТУРА КОРРЕКЦИИ

В работе [2] приведены рекомендации, которые носят полуэмпирический характер, но могут служить основой алгоритма для настройки параметров контура коррекции (дополнительного контура)

в соответствии с динамическими свойствами БЛА рассматриваемого типа. Из рекомендаций следует, что в схеме контура коррекции (см. рис. 1) значение постоянной времени апериодического звена T связано с коэффициентом при интеграторе K_2 . А именно, чем меньше эта постоянная времени, тем выше значение коэффициента. Большее значение коэффициента повышает скорость обработки несогласований, но может быстро привести схему в насыщение, поэтому выбор постоянной времени T определяется требованиями к качеству конкретной системы. В качестве начального приближения для настройки постоянной времени T рекомендуется принять ее значение в 10–15 раз большим, чем значение постоянной времени рулевого привода $T_{РП}$ (3). Сигнал управления контура коррекции ограничим диапазоном $\pm 10^\circ$ (50 % от максимально возможного значения сигнала управления в соответствии с требованиями к СС). Остальные параметры контура коррекции подбираются в соответствии со свойствами ОУ и РП, а также режимов функционирования СС.

3.1. Результат настройки для случая единичного ступенчатого воздействия

Настройка параметров дополнительного контура управления выполнялась при условии типового единичного ступенчатого заданного входного воздействия

$$n_{y \text{ зад}} = 1(t) = \begin{cases} 0, & \text{при } t < 0; \\ 1, & \text{при } t \geq 0. \end{cases} \quad (7)$$

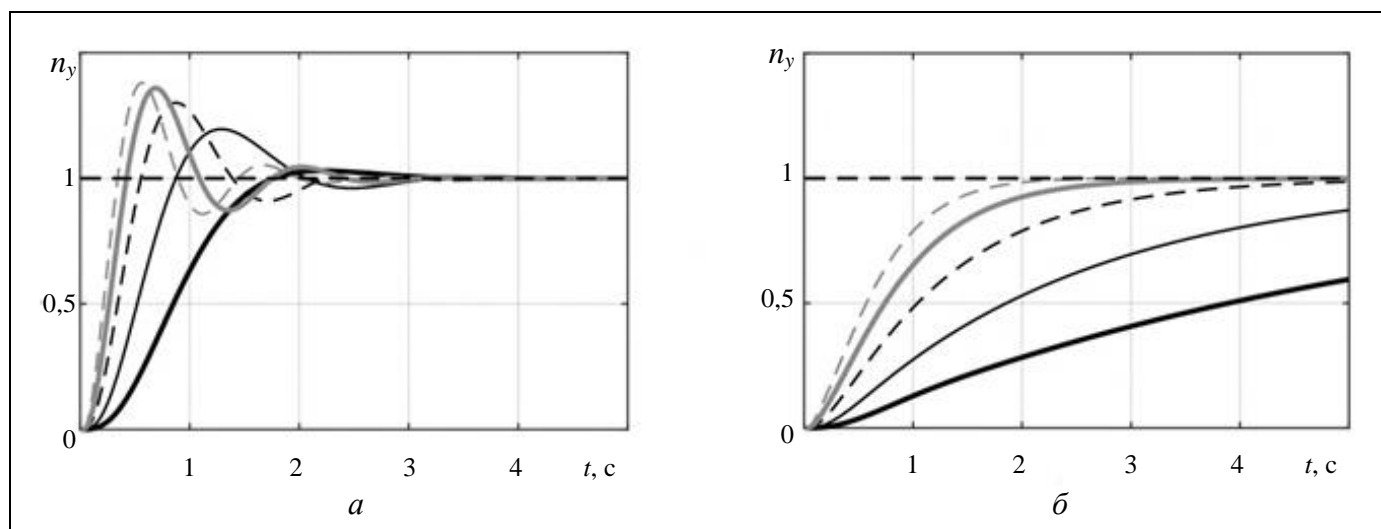


Рис. 3. Графики переходных процессов в основном контуре СС канала тангажа: *а* – коэффициенты усиления для точки № 1: $K_i = -10,86$, $K_n = -0,098$, $K_{\omega_z} = -0,239$; *б* – коэффициенты усиления для точки № 5: $K_i = -1,702$, $K_n = -0,092$, $K_{\omega_z} = -0,178$

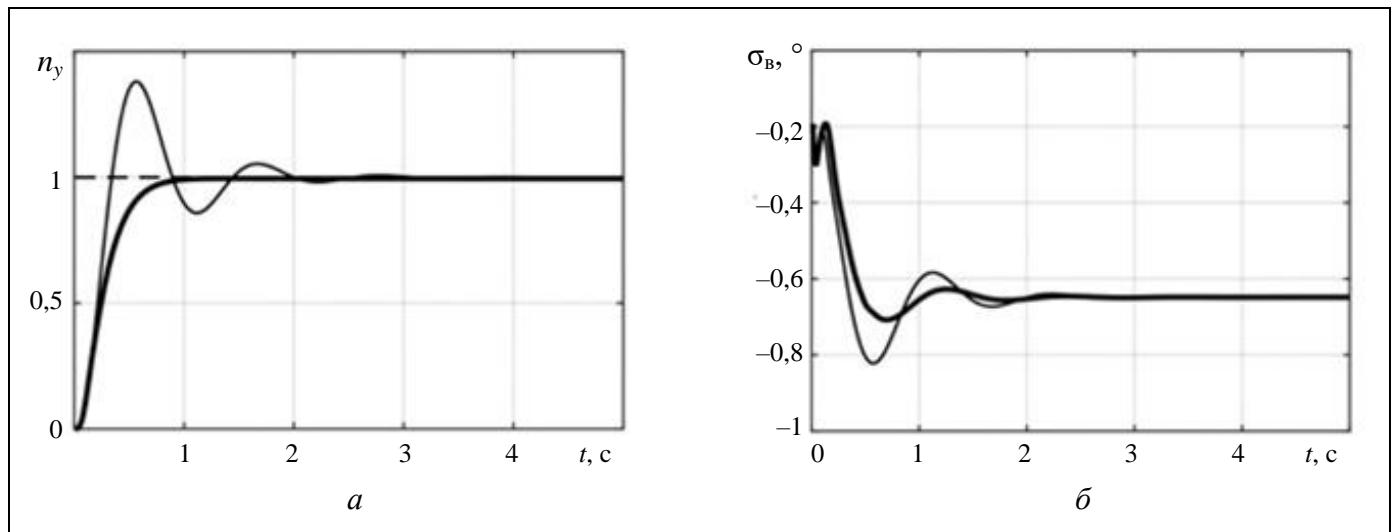
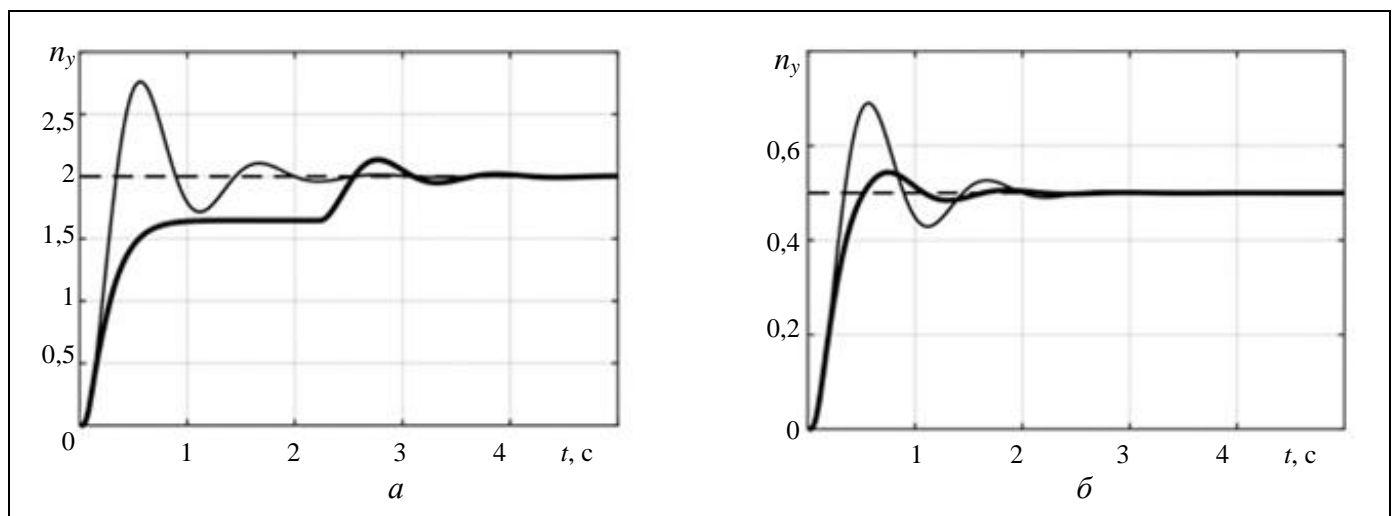
Полагаем, что синтез основного контура СС выполнен для расчетной точки с наименьшим скоростным напором – точки №1, а с помощью дополнительного контура требуется уменьшить управляющее воздействие, так как остальные расчетные точки имеют большее значение скоростного напора, в связи с чем для них данное управление будет избыточным (см. рис. 3, а).

В соответствии с приведенными выше рекомендациями контур коррекции был настроен на отработку воздействия (7). Значения параметров контура после настройки приведены в табл. 3.

Таблица 3

Значения параметров контура коррекции

Параметр	T	K_1	K_2	K_3	K_n	K_o
Значение	0,25	0,1	10	0,5	0,1	-0,25


 Рис. 4. Графики изменения значений параметров СС канала тангажа до и после коррекции: а – n_y , б – σ_B

 Рис. 5. Графики процессов на выходе СС канала тангажа: а – при входном воздействии $n_{y \text{ зад}} = 2 \cdot 1(t)$, б – при входном воздействии $n_{y \text{ зад}} = 0,5 \cdot 1(t)$

На схеме рис. 1 сигнал $\sigma_{\text{доп}}$ поступает в основной контур СС со знаком минус. Результат моделирования работы СС с учетом влияния дополнительного контура приведен на рис. 4 (жирная линия).

Полученный результат демонстрирует, что коэффициенты основного контура СС, полученные для точки № 1, работают с контуром коррекции в системе с математической моделью ОУ для точки № 5 при входном воздействии (5).

Проверим работоспособность СС в случае, если амплитуда входного воздействия отлична от единицы. Результаты моделирования приведены на рис. 5 а, б. Из графиков можно сделать вывод, что результат коррекции должен зависеть от входного значения СС. Это не предусматривает принятая в работе схема контура коррекции (см. рис. 1).

3.2. Предложение по изменению схемы контура

В связи с изложенным предлагается воздействие $n_{y \text{ зад}}$ рассматривать как один из входных сигналов контура коррекции СС. Предлагаемое изменение в структуре дополнительного контура приведено на рис. 6.

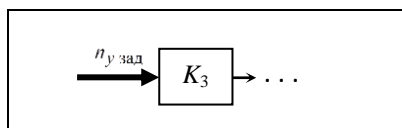


Рис. 6. Предложение по изменению схемы контура коррекции

3.3. Моделирование работы СС в каждой расчетной точке

Выполним моделирование работы СС с учетом изменения схемы контура (см. рис. 6) в расчетных

точках (см. табл. 1). Результаты моделирования приведены на графиках рис. 7. Результат моделирования для расчетной точки № 5 не приведен, так как является результатом настройки контура и был показан ранее на рис. 4.

Из графиков, приведенных на рис. 7, видно, что дополнительный сигнал управления $\sigma_{\text{доп}}$ ухудшает качество переходного процесса при переходе от одной расчетной точки к другой с уменьшением величины скоростного напора, т. е. когда основной контур СС приближается к своим первоначальным настройкам. Это означает, что контур СС с коэффициентами усиления, полученными на этапе синтеза (для точки № 1), не нуждается в дополнительной коррекции. А для остальных точек (№ 2, 3 и 4) необходимо постепенно усиливать влияние коррекции, а, следовательно, и значение сигнала $\sigma_{\text{доп}}$.

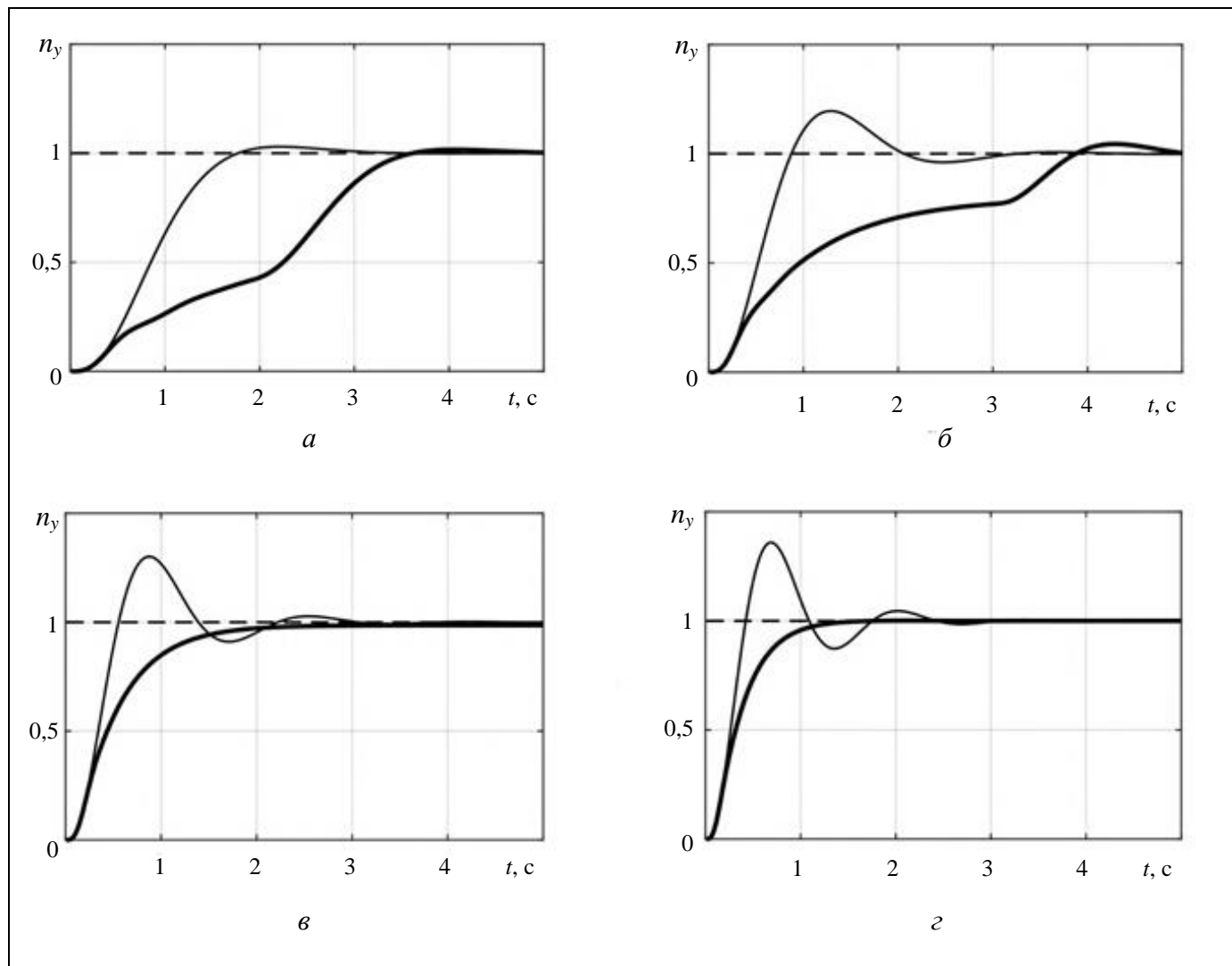


Рис. 7. Графики процессов на выходе СС с учетом предложения по изменению схемы коррекции: а – точка № 1 ($q = 5,5$ кПа), б – точка № 2 ($q = 10,5$ кПа), в – точка № 3 ($q = 20$ кПа), г – точка № 4 ($q = 30,5$ кПа)

3.4. Настройка сигнала управления $\sigma_{\text{доп}}$

Для регулирования степени коррекции предлагается ввести безразмерный коэффициент K , зависящий от величины скоростного напора q следующим образом: если $q = 44$ кПа (max), то $K = 1$; если $q = 5,5$ кПа (min), то $K = 0$. Пусть значение коэффициента K меняется линейно между узловыми точками. Тогда аппроксимация для K будет иметь вид:

$$K(q) = 0,026q - 0,143, \quad (8)$$

где q – скоростной напор, кПа.

Сигнал $\sigma_{\text{доп}}$ с учетом формулы (8) формируется так:

$$\sigma_{\text{доп}} = K(q) \sigma_{\text{доп}}^*, \quad (9)$$

где $\sigma_{\text{доп}}^*$ – сигнал управления контура коррекции до настройки (8).

Результаты моделирования, аналогичные приведенным на графиках рис. 7, но с учетом формулы (9) для точек № 1 и № 5, показаны на рис. 8.

3.5. Численное моделирование работы СС с нелинейным объектом управления

Далее выполним численное моделирование работы СС при условиях:

1) объект управления в канале тангажа описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений (2);

2) математическая модель аэродинамических коэффициентов:

2.1) линейная (4),

2.2) нелинейная;

3) структура сигнала управления основного контура соответствует формуле (1);

4) структура сигнала управления дополнительного контура соответствует схеме, приведенной на рис. 1;

5) модель РП описывается дифференциальным уравнением (3), а в разностном виде выглядит так:

$$\delta_{B_i} = a\sigma_{B_{i-1}} + b\delta_{B_{i-1}},$$

где $a = h/T_{\text{РП}}$, $b = e^{-h/T_{\text{РП}}}$;

6) связь изменения перегрузки с изменением угла атаки описывается формулой (5);

7) интегрирование системы уравнений (2) выполняется методом Рунге – Кутты четвертого порядка, как принято при численном моделировании динамики полета ЛА, шаг интегрирования обозначим h .

Результаты численного моделирования в соответствии с п. 1–7 при $h = 0,01$ с с линейной моделью аэродинамических коэффициентов представлены на рис. 9.

На графиках, приведенных на рис. 9, результаты для точки № 1 обозначены черной полужирной линией, для точки № 2 – черной тонкой, для точки № 3 – черной пунктирной, для точки № 4 – серой полужирной, для точки № 5 – серой тонкой.

Числовые значения интегральных критериев качества процессов, изображенных на рис. 9, приведены для сравнения в табл. 4. При обработке ступенчатого входного воздействия величины интеграла квадрата ошибки (ИКО) и интеграла взвешенного модуля ошибки (ИВМО) значительно уменьшились. Так, для крайней расчетной точки № 5 величина ИВМО уменьшилась в 4,5 раза.

Качество переходного процесса в СС также было оценено по значению времени регулирования $t_{\text{рег}}$ и перерегулированию σ . Результаты оценки значений данных параметров приведены в табл. 5.

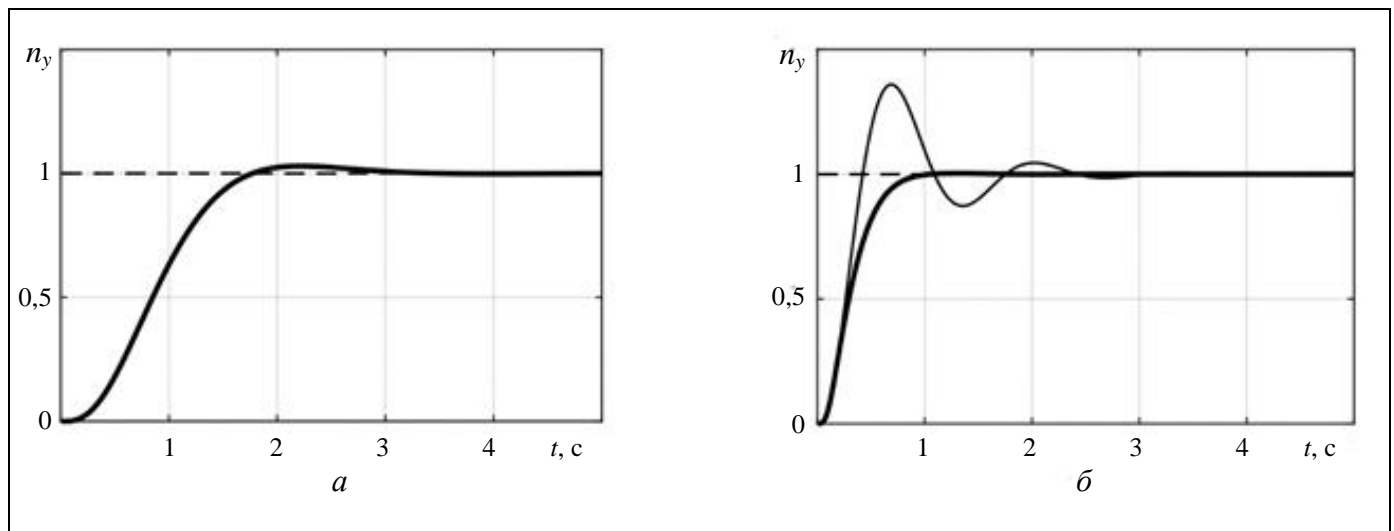


Рис. 8. Графики процессов на выходе СС с настройкой сигнала управления $\sigma_{\text{доп}}$: а – точка № 1 ($q = 5,5$ кПа), б – точка № 4 ($q = 30,5$ кПа)

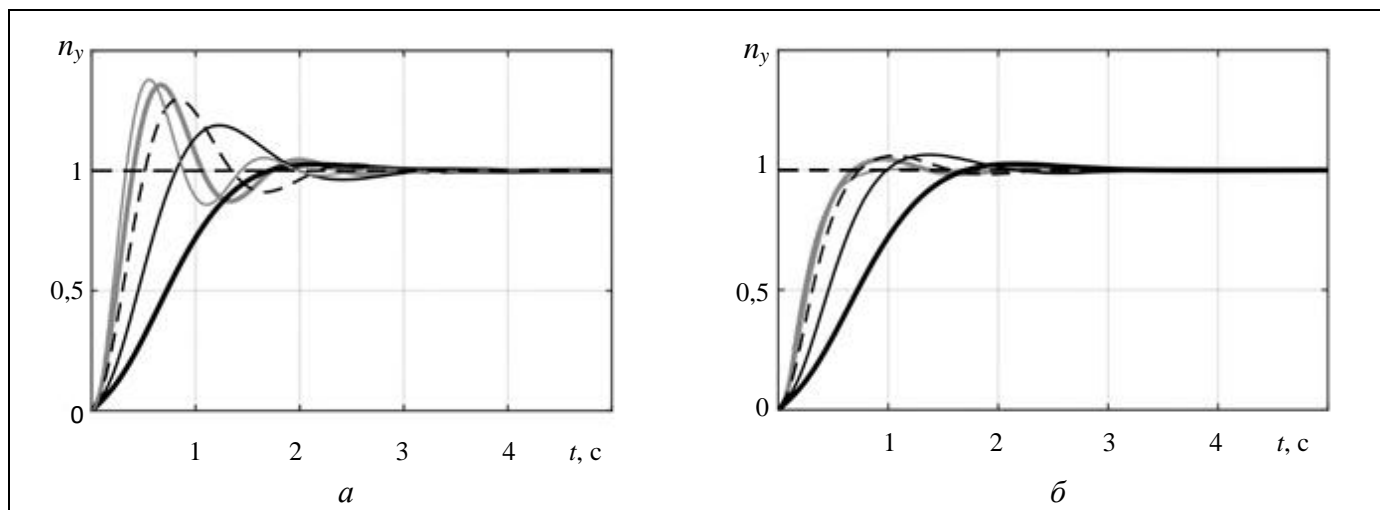


Рис. 9. Графики процессов на выходе СС: а – до коррекции, б – после коррекции

Таблица 4

Интегральные критерии качества

№ точки	Без коррекции		С коррекцией	
	$ИКО = \int_0^T (n_{y\text{ зад}} - n_y)^2 dt$	$ИВМО = \int_0^T n_{y\text{ зад}} - n_y dt$	ИКО	ИВМО
1	0,479	0,409	0,479	0,409
2	0,329	0,414	0,312	0,236
3	0,248	0,338	0,213	0,124
4	0,218	0,289	0,178	0,082
5	0,191	0,220	0,160	0,047

Таблица 5

Критерии качества переходного процесса

№ точки	Критерии качества			
	без коррекции		с коррекцией	
	$t_{\text{пер}}, \text{с}$	$\sigma, \%$	$t_{\text{пер}}, \text{с}$	$\sigma, \%$
1	2,1	6	2,1	6
2	2,4	24	1,6	9
3	1,9	34	1,2	7
4	2	40	0,9	5
5	1,7	42	0,6	0

Так, для расчетной точки № 5 при обработке единичного ступенчатого входного воздействия время $t_{\text{пер}}$ уменьшилось в три раза, а перерегулирование σ – на 42 %.

Результаты компьютерного моделирования с нелинейной моделью аэродинамических коэффициентов приведены на рис. 10. Диапазон изменения величины скоростного напора на моделируемой траектории q составил от 25 до 6,5 кПа. Коэффициенты сигнала управления (1) в основном контуре зафиксированы и соответствуют расчетной точке № 1: $K_i = -10,86$, $K_n = -0,098$, $K_{\omega_z} = -0,239$. Коэффициен-

ты дополнительного контура приняты в соответствии с данными, приведенными в табл. 3.

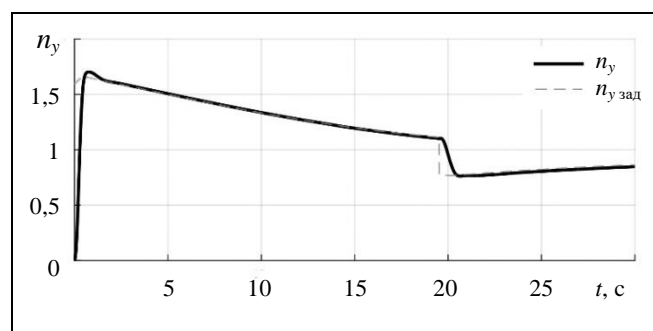


Рис. 10. График процесса на выходе СС с контуром коррекции при нелинейной модели аэродинамических коэффициентов

Для сравнения на рис. 11 приведен результат работы СС без контура коррекции с коэффициентами, вычисленными в зависимости от значения скоростного напора q по данным табл. 1 и 2. На рис. 12 приведены графики отклонений фактических значений параметра n_y от заданных значений $n_{y\text{ зад}}$ для двух типов систем стабилизации.

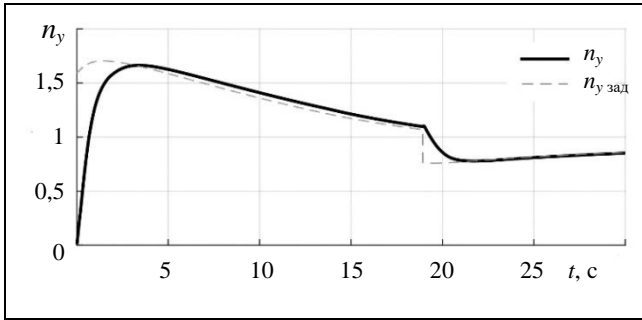


Рис. 11. График процесса на выходе СС без контура коррекции при нелинейной модели аэродинамических коэффициентов

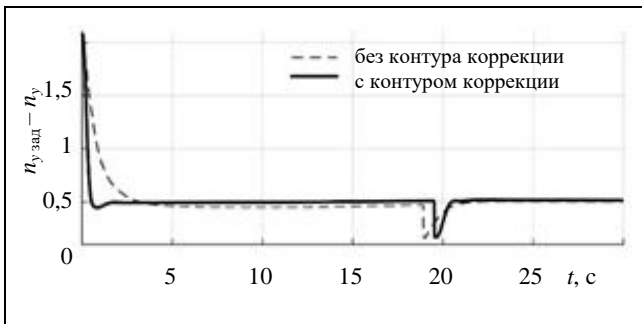


Рис. 12. Графики отклонений фактических значений параметра n_y от заданных значений $n_{y \text{ зад}}$ при нелинейной модели аэродинамических коэффициентов

Из графиков, приведенных на рис. 12, следует, что разработанная адаптивная система стабилизации позволила обеспечить быстрое сокращение ошибки. Приведенные результаты свидетельствуют об эффективности разработанной СС и верном решении задачи синтеза основного контура, а также правильной настройке параметров дополнительного контура. Предложенный алгоритм работает в диапазоне значений углов атаки $\pm 24^\circ$. Абсолютное значение угла атаки 24° является предельным для рассматриваемого БЛА самолетного типа.

На рис. 13 приведена новая структурная схема контура коррекции системы стабилизации в канале тангажа по результатам описанных в статье уточнений и изменений (на схеме они выделены полужирным).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен результат разработки алгоритма синтеза математической модели адаптивной системы стабилизации (СС) беспилотного летательного аппарата (БЛА) в канале тангажа с повышенной эффективностью. В основу разработки положен метод коррекции, предложенный для использования в бортовых вычислителях.

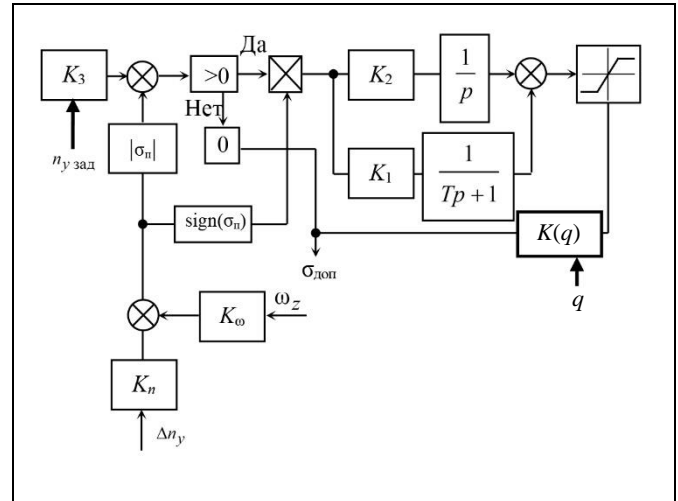


Рис. 13. Структурная схема контура коррекции системы стабилизации в канале тангажа

Результаты моделирования с линеаризованной математической моделью БЛА при различных ступенчатых входных воздействиях показали, что качество работы СС ухудшается, если амплитуда входного воздействия отлична от той, при которой выполнялась настройка контура коррекции. В связи с этим было предложено внести следующие изменения в структуру дополнительного контура:

- заданное входное воздействие рассматривать как входной сигнал;
- ввести коэффициент, зависящий от величины скоростного напора и позволяющий контролировать степень коррекции.

По результатам компьютерного моделирования при интегрировании методом Рунге – Кутты четвертого порядка точности и на основании полученных значений интегральных критериев качества было показано, что система стабилизации с новым контуром коррекции обладает хорошим качеством стабилизации, перерегулирование не обнаружено при высоком быстродействии до 0,6 с.

Реализация математической модели СС выполнена в виде программного кода. Результаты моделирования показали, что представленный алгоритм синтеза СС с предложенной структурой контура коррекции позволяет сократить время, затрачиваемое на процедуру синтеза, в несколько раз по сравнению с классическим методом замороженных коэффициентов вследствие выполнения синтеза классическим методом всего для одной расчетной точки (с минимальным скоростным напором) из области возможного применения БЛА. Время на настройку постоянных коэффициентов контура коррекции для обеспечения работы СС во всем диапазоне режимов применения БЛА (до точки



максимальным скоростным напором) по сравнению с синтезом основного контура незначительно.

Предложенный в статье подход к синтезу рекомендован к применению при разработке цифровых адаптивных систем стабилизации беспилотных летательных аппаратов в канале тангажа для случаев, когда необходимо повысить качество стабилизации в рассматриваемом диапазоне режимов работы БЛА при сокращении затрат на процедуру синтеза.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Лебедев А.А., Карабанов В.А.* Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1965. – 528 с. [*Lebedev, A.A., Karabanov, V.A.* Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami. – М.: Mashinostroenie, 1965. – 528 s. (In Russian)]
2. *Обносков Б.В., Воронов Е.М., Микрин Е.А.* и др. Стабилизация, наведение, групповое управление и системное моделирование беспилотных летательных аппаратов. Современные подходы и методы: в 2 т. / под ред. Е.М. Воронова, Е.А. Микрина, Б.В. Обноскова. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 464 с. [*Obnosov, B.V., Voronov, E.M., Mikrin, E.A., et al.* Stabilizatsiya, navedenie, grupповое upravlenie i sistemное modelirovanie bespilotnykh letatel'nykh apparatov. Sovremennyye podkhody i metody: 2 t. / pod. red. E.M. Voronova, E.A. Mikrina, B.V. Obnosova. – М.: Izdatel'stvo MGТУ im. N.E. Baumana, 2018. – 464 s. (In Russian)]
3. *Onuora A.E., Mbaocha C.C., Eze P.C., Uchegbu V.C.* Unnamed Aerial Vehicle Pitch Optimization for Fast Response of Elevator Control System // International Journal of Scientific Engineering and Science. – 2018. – Vol. 2. – P. 16–18.
4. *Rodalski T., Nowak D., Walek L., Rzonca, D.* Control System for Aircraft Take-off and Landing Based on Modified PID controllers // MATEC Web of Conferences. – 2019. – Vol. 252, art. no. 06008. – DOI: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201925206008>.
5. *Сахарчук Д.А., Сивашко А.Б., Кругликов С.В.* и др. Направления создания и развития беспилотных авиационных комплексов – Научные технологии, 2014. – Т. 15, № 5. – С. 22–26. [*Sakharchuk, D.A., Sivashko, A.B., Kruglikov, S.V., et al.* Napravleniya sozdaniya i razvitiya bespilotnykh aviatsionnykh kompleksov – Naukoemkie tekhnologii, 2014. – Vol. 15, no. 5, – P. 22 – 26. (In Russian)]
6. *Живов Ю.Г., Поединок А.М.* Адаптивная система управления продольным движением самолета. – Ученые записки ЦАГИ. – 2012. – Т. XLIII, № 5. – С. 91–100. [*Zhivov, Yu. G., Poedinok, A.M.* Adaptivnaya Sistema upravleniya prodol'nym dvizheniem samoleta. – Uchenye zapiski TSAGI. – 2012. – Vol. XLIII, no. 5, – S. 91–100. (In Russian)]
7. *Васильев С.Н.* Проблемы управления сложными динамическими объектами авиационной и космической техники. Монография / под ред. акад. РАН С.Н. Васильева. – М.: Машиностроение, 2015. – 519 с. [*Vasil'ev, S.N.* Problemy upravleniya slozhnymi dinamicheskimi objektami aviatsionnoi i kosmicheskoi tekhniki. Monografiya / pod red. akad. RAN S.N. Vasil'eva. – М.: Mashinostroenie, 2015. – 519 s. (In Russian)]
8. *Гребенкин В.А.* Разработка алгоритмов автоматического выравнивания траектории на посадке с использованием интерцепторного управления. Навигация и управление ЛА // Труды МИЭА. – 2013. – № 6. – С. 2–17. [*Grebenkin, V.A.* Razrabotka algoritmov avtomaticheskogo vyravnivaniya traektorii na posadke s ispol'zovaniem interseptornogo upravleniya. Navigatsiya i upravlenie LA // Trudy MIEHA. – 2013. – No. 6. – S. 2–17. (In Russian)]
9. *Куликов, Л.И.* Синтез алгоритма управления полетом беспилотного летательного аппарата парашютного типа в режиме барражирования на заданной высоте // Труды 9-й научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления» и 4-й молодежной школы-семинара «Управление и обработка информации в технических системах». – Таганрог, 2014. – С. 226–227. [*Kulikov, L.I.* Sintez algoritma upravleniya poletom bespilotnogo letatel'nogo apparata parashutnogo tipa v rezhime barrazhirovaniya na zadannoi vysote // Trudy 9-oi Nauchno-prakticheskoi konferentsii “Perspektivnye sistemy i zadachi upravleniya” i 4-oi molodezhnoi shkoly-seminara “Upravlenie i obrabotka informatsii v tekhnicheskikh sistemakh”. – Taganrog, 2014. – S. 226–227. (In Russian)]
10. *Попова, И.В., Земсков, А.В., Лестев, А.М., Пестова К.С.* Алгоритмы управления планируемыми беспилотными летательными аппаратами «воздух-поверхность» // Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления. – Москва, 2014. – С. 3681–3689. [*Popova, I.V., Zemskov, A.V., Lestev, A.M., Pestova, K.S.* Algoritmy upravleniya planiruyushchimi bespilotnymi letatel'nymi apparatami «vozdukh-poverkhnost» // Trudy XII Vserossiiskogo soveshchaniya po problemam upravleniya. – Moscow, 2014. – S. 3681–3689. (In Russian)]
11. *Быстров Д.А.* Разработка и исследование алгоритмов адаптации и стабилизации в системе управления ЛА // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. – 2014. – № 5/6. С. 3–10. [*Bystrov, D.A.* Razrabotka i issledovanie algoritmov adaptatsii i stabilizatsii v sisteme upravleniya LA // Sovremennaya nauka: aktual'nye problem teorii i praktiki. Seriya: Estestvennyye i tekhnicheskyye nauki. – 2014. – No. 5/6. – S. 3–10. (In Russian)]
12. *Абдуллина Э.Ю., Ефанов В.Н.* Синтез системы управления углом тангажа с каналом ограничения угла атаки // Изв. вузов. Авиационная техника, 2020. – № 1. – С. 25–32. [*Abdullina, E.Yu., Efanov, V.N.* Sintez sistemy upravleniya uglom tangazha s kanalom ogranicheniya ugla ataki // Izv. vusov. Aviatsionnaya tekhnika. – 2020. – No. 1. – S. 25–32. (In Russian)]
13. *Ловчаков В.И.* Синтез линейных систем управления с максимальным быстродействием и заданным перерегулированием // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2020. – Т. 21, № 9. – С. 499–510. [*Lovchakov, V.I.* Sintez lineinykh system upravleniya s maksimal'nym bystrodeistviem i zadannym pereregulirovaniem // Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie. – 2020. – T. 21, no. 9. – S. 499–510. (In Russian)]
14. *Пегат А.* Нечеткое моделирование и управление / Пер. с англ. А.Г. Подвесовского, Ю.В. Тюменцева. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 798 с. [*Piegat, A.* Fuzzy Modeling and Control. – Heidelberg: Physica-Verlag, 2001.]
15. *Васильев В.И., Ильясов Б.Г.* Интеллектуальные системы управления. Теория и практика: учебное пособие. – М.: Радиотехника, 2009. – 392 с. [*Vasil'ev, V.I., Il'yasov, B.G.* Intel-

- lektual'nye sistemy upravleniya. Teoriya i praktika: uchebnoe posobie. – М.: Radiotekhnika. – 2009. – 392 s. (In Russian)]
16. *Первушина Н.А., Хакимова А.Н.* Разработка математических моделей нечетких регуляторов с настройкой генетическим алгоритмом для стабилизации динамического объекта // Проблемы управления. – 2020. – № 4. – С. 3–14. [Pervushina, N.A., Khakimova, A.N. Development of Mathematical Models of Fuzzy Controllers Set by Genetic Algorithm to Stabilize Dynamic Object. – Control Sciences. – 2020. – No. 4. – S. 3–14. (In Russian)]
 17. *Бураков М.В., Яковец О.В.* Нечеткое управление силовым гироскопическим прибором // Изв. вузов. Приборостроение. – 2015. – Т. 58, № 10. – С. 804–808. [Burakov, M.V., Yakovets, O.V. Nchetkoe upravlenie silovym giroskopicheskim priborom // Izv. vuzov. Priborostroenie. – 2015. – Vol. 58, no. 10. – P. 804–808. (In Russian)]
 18. *Лысенко Л.Н., Кыонг Н.Д., Чыонг Ф.В.* Моделирование движения дистанционно пилотируемого ЛА с модифицированным нечетким регулятором в контуре управления полетом // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2013. – № 2. – С. 24–30. [Lysenko, L.N., Kyong, N.D., Chyong, F.V. Modelirovanie dvizheniya distantsionno pilotiruемого LA s modifitsirovannym nechetkim regulyatorom v konture upravleniya poletom // Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal. – 2013. – No. 2. – P. 24–30. (In Russian)]
 19. *Ульянов Г.Н., Иванов С.А., Владыко А.Г.* Модель канала управления беспилотного летательного аппарата с нечетким контроллером // Информационно-управляющие системы. – 2012. – № 4. – С. 70–73. [Ul'yanov, G.N., Ivanov, S.A., Vladyko A.G. Model' kanala upravleniya bespilotnogo letatel'nogo apparata s nechetkim kontrollerom // Informatsionno-upravlyayushchie sistemy. – 2012. – No. 4. – P. 70–73. (In Russian)]
 20. *Матвеев Е.Н., Глинчиков В.А.* Нечеткий логический вывод в системе управления беспилотного летательного аппарата // Журнал Сибирского федерального университета. Серия: Техника и технологии. – 2011. – № 4. – С. 79–91. [Matveev, E.N., Glinchikov, V.A. Nchetkii logicheskii vyvod v sisteme upravleniya bespilotnogo letatel'nogo apparata // Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Seriya: Tekhnika i tekhnologii. – 2011. – No. 4. – P. 79–91. (In Russian)]
 21. *Sarabakha, A., Kayacan, E.* Type-2 Fuzzy Logic Controllers Made Even Simpler: From Design to Deployment for UAVs // IEEE Transactions on Industrial Electronics. – 2018. – Vol. 65, no. 6. – P. 5069–5077.
 22. *Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чукулаев М.С.* Системы автоматического управления самолетом – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с. [Mikhalev, I.A., Okoemov, B.N., Chikulaev, M.S. Sistemy avtomaticheskogo upravleniya samoletom. – М.: Mashinostroenie, 1987. – 240 s. (In Russian)]
 23. *Бесекецкий В.А., Попов Е.П.* Теория систем автоматического регулирования. – 4-е изд., перераб. и доп. – СПб.: Профессия, 2007. – 752 с. [Besekerskii, V.A., Popov, E.P. Teoriya sistem avtomaticheskogo regulirovaniya. – 4-e izd., pererab i dop. – SPb.: Professiya, 2007. – 752 s. (In Russian)]
 24. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1969. – 499 с. [Ostoslavskii, I.V., Strazheva, I.V. Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov. – 2-e izd., pererab. i dop. – М.: Mashinostroenie, 1969. – 499 s. (In Russian)]
- Статья представлена к публикации членом редколлегии Л.Б. Рапопортом.*
- Поступила в редакцию 21.12.2021,
после доработки 17.08.2022.
Принята к публикации 27.09.2022.*
- Первушина Наталья Александровна** – канд. физ.- мат. наук,
✉ p-n-a100678@yandex.ru,
- Фролова Антонина Дмитриевна** – инженер-исследователь,
✉ antonina.garishina@yandex.ru,
- Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е.И. Забабахина», г. Снежинск.



DESIGNING AN ADAPTIVE STABILIZING SYSTEM FOR AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

N.A. Pervushina¹ and A.D. Frolova²

Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics (VNIITF),
Russian Federal Nuclear Center, Snezhinsk, Russia

¹✉ p-n-a100678@yandex.ru, ²✉ antonina.garishina@yandex.ru

Abstract. This paper presents a mathematical model of an efficient adaptive stabilizing system in the pitch channel of an unmanned aerial vehicle. The model is described by a functional block diagram and is based on a correction method proposed for onboard computers. Some structural modifications are suggested for the correction loop to improve the performance of the stabilizing system of the nonlinear dynamic item under control mode switching. The operation of the stabilizing system is simulated with the tuned parameters of the correction loop under fixed gains of the main loop. The new structure of the correction loop in the stabilizing system demonstrates high efficiency in the operation modes of the vehicle. Due to the proposed design procedure, the stabilizing system with the new structure of the correction loop is constructed several times faster compared with the classical method of fixed factors.

Keywords: unmanned aerial vehicle, pitch channel, stabilizing system, mathematical modeling, design, the efficiency of a stabilizing system.