

УДК 681.5.015.3: 681.5.017: 629.7.015.4

АЛГОРИТМЫ ОЦЕНКИ КОЭФФИЦИЕНТА УСИЛЕНИЯ КАНАЛА СИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО СТЕНДА ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

© М. В. Трубин¹, В. Д. Юркевич^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет,
630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20

²Институт автоматизации и электрометрии СО РАН,
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1
E-mail: yurkev@mail.ru

Рассматривается задача оценки коэффициента усиления канала силового нагружения электрогидравлического стенда прочностных испытаний, в частности, на основе анализа частотных характеристик, градиентного метода, метода наименьших квадратов со скользящим окном, рекуррентного метода наименьших квадратов с забыванием и гармонического анализа. Приведены расчётные соотношения алгоритмов получения оценки коэффициента усиления канала силового нагружения, представлены результаты апробации данных методов на экспериментальном стенде, выполнено сравнение полученных оценок разными методами. В результате проведённых исследований даны рекомендации для построения адаптивной системы управления с контуром идентификации коэффициента усиления канала силового нагружения стенда прочностных испытаний авиационных конструкций. Полученные результаты позволяют автоматизировать процесс настройки регуляторов для электрогидроприводов стенда и ускорить процесс проведения ресурсных и статических прочностных испытаний авиационных конструкций.

Ключевые слова: прочностные испытания, электрогидропривод, регулирование, идентификация, градиентный метод, метод наименьших квадратов, гармонический анализ.

DOI: 10.15372/AUT20220405

Введение. Важным этапом проектирования аппаратов аэрокосмической техники является проведение прочностных и ресурсных испытаний [1–4]. Во время прочностных испытаний формируются заданные циклограммы силового нагружения конструкций с помощью электрогидроприводов [5, 6]. При этом качество проведения прочностных испытаний в значительной степени зависит от точности реализации заданной циклограммы силового нагружения [7, 8]. Сложность конструкции, взаимовлияние каналов силового нагружения, высокие требования к точности силового нагружения, люфты исполнительных механизмов и нелинейность характеристик электрогидравлических распределителей усложняют процедуру настройки регуляторов электрогидравлических сервоприводов стендов [9–11]. В то же время современная вычислительная техника позволяет реализовать более широкий спектр алгоритмов и методов обработки данных за счёт использования больших массивов информации с их обработкой в реальном времени [12, 13]. Например, повышение точности реализации заданных циклограмм силового нагружения конструкций может быть достигнуто в результате применения адаптивных алгоритмов управления [14].

Один из способов автоматизации процесса настройки регуляторов электрогидроприводов испытательного стенда состоит во введении контура адаптации параметров алгоритма управления на основе оценки коэффициента усиления (КУ) канала силового нагружения стенда. Так, в работе [15] рассматривалось применение релейного теста для оценки величины КУ и автоматической настройки параметров регулятора электрогидропривода

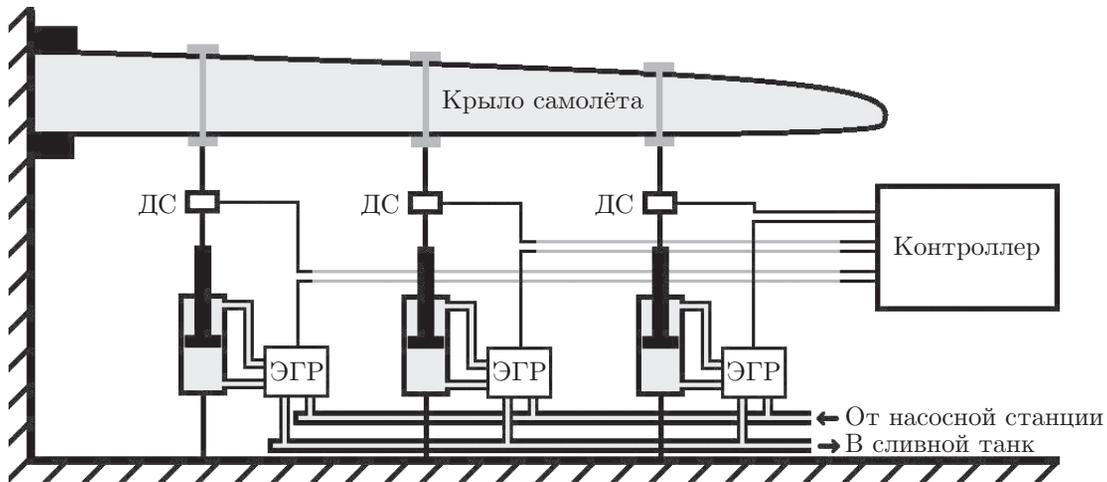


Рис. 1. Функциональная схема системы управления прочностными испытаниями

стенда прочностных испытаний. Результаты применения релейного теста на экспериментальных стендах показали, что получаемая таким способом оценка КУ соответствует работе стенда в режиме статического нагружения. В то же время в режиме ресурсных (усталостных) испытаний, при котором формируется гармоническое силовое воздействие, имеет место существенное изменение величины КУ в сравнении с режимом статического нагружения [9]. Таким образом, с целью обеспечения требуемой точности реализации заданных циклограмм силового нагружения возникает необходимость оценки величины КУ канала силового нагружения стенда и адаптации параметров алгоритма управления электрогидравлическим приводом непосредственно в процессе проведения прочностных испытаний.

Существует множество методов оценки (идентификации) параметров нестационарных динамических систем, обзор которых представлен в [16]. В предлагаемой работе рассматриваются вопросы оценки КУ канала силового нагружения стенда на основе анализа частотных характеристик, градиентного метода, метода наименьших квадратов со скользящим окном, рекуррентного метода наименьших квадратов с забыванием и гармонического анализа.

Постановка задачи. Рассматриваемые в предлагаемой работе экспериментальные исследования были проведены на базе стенда прочностных испытаний полукрыла самолёта ТУ-154. Схема стенда прочностных испытаний представлена на рис. 1, где ДС — датчик силы, ЭГР — электрогидравлический распределитель, а контроллер выполняет функцию регулятора.

На основании результатов исследований [9, 14] в данной работе рассматривается математическая модель канала силового нагружения крыла самолёта ТУ-154 в виде интегрирующего звена с запаздыванием:

$$\dot{y}(t) = gu(t - \tau), \quad (1)$$

где $y(t)$ — величина силовой нагрузки; $u(t)$ — управляющее воздействие; g — коэффициент усиления канала силового нагружения стенда, $g > 0$; τ — запаздывание в канале управления. Здесь запаздывание τ в математической модели (1) отражает влияние неучтённой динамики более высокого порядка в канале силового нагружения стенда. В соответствии с результатами релейного теста на стенде прочностных испытаний величина запаздывания τ обычно составляет 20–50 мс [15].

Целью данной работы является исследование алгоритмов, которые могут быть использованы для оценки коэффициента усиления канала силового нагружения стенда и последующего уточнения параметров алгоритма управления приводом стенда непосредственно в процессе проведения прочностных испытаний на основе измеряемых при эксперименте сигналов $y(t)$ и $u(t)$.

Алгоритмы оценки коэффициента усиления канала силового нагружения.

Градиентный метод. Оценка величины коэффициента g для модели (1) непосредственно в процессе проведения прочностных испытаний может быть получена на основе градиентного метода как решение задачи минимизации квадратичного функционала

$$\min_{\hat{g}} J(\hat{g}) = \frac{1}{2} (\dot{y}(t) - \hat{g}u(t - \tau))^2, \quad (2)$$

из которого следует алгоритм настройки коэффициента \hat{g} вида

$$\frac{d\hat{g}}{dt} = -\gamma \frac{\partial J(\hat{g})}{\partial \hat{g}}. \quad (3)$$

Принимая во внимание, что $g > 0$, и полагая $\gamma = 1/(T_g(u^2(t - \tau) + \varepsilon))$, получим дискретную реализацию алгоритма (3) следующего вида:

$$\hat{g}_k = \hat{g}_{k-1} + \frac{T_s}{T_g} \left[\frac{|(y_k - y_{k-1})u_{k-d}|}{T_s(u_{k-d}^2 + \varepsilon)} - \hat{g}_{k-1} \right], \quad (4)$$

где T_s — период квантования по времени сигналов $y(t)$ и $u(t)$, y_k — измеренное значение $y(t_k = kT_s)$, u_k — измеренное значение $u(t_k = kT_s)$, $k = 1, 2, \dots$. Здесь d есть целая часть от деления τ/T_s . Постоянная времени T_g выбирается исходя из условия сходимости алгоритма (4) и требования фильтрации помех измерения в процессе проведения прочностных испытаний. Малый параметр ε введён для исключения деления на ноль в выражении (4), где $\varepsilon > 0$.

Метод наименьших квадратов со скользящим окном. В работе также рассмотрено применение метода наименьших квадратов со скользящим окном (МНКСО) с целью получения оценки для g в модели (1). Требуемая оценка находится как решение задачи минимизации квадратичного функционала

$$\min_{\hat{g}} J(\hat{g}) = \min_{\hat{g}} \sum_{i=k-l+1}^k e_i^2(\hat{g}) = \min_{\hat{g}} \sum_{i=k-l+1}^k \left(\frac{y_i - y_{i-1}}{T_s} - \hat{g}u_{i-d} \right)^2, \quad k = l+1, l+2, \dots, \quad (5)$$

где l — размер скользящего окна; y_i — измеренное значение, $y_i = y(t_i = iT_s)$; u_i — измеренное значение, $u_i = u(t_i = iT_s)$; $e_i = y_i - y_{i-1}$. В данном случае \hat{g} рассматривается как постоянный «замороженный» параметр на интервале скользящего окна, т. е. $\hat{g} = \hat{g}_k = \hat{g}_{k-j}$ для всех $j = 1, \dots, l-1$.

Минимум функционала (5) соответствует выполнению условия

$$\begin{aligned} \frac{\partial J(\hat{g})}{\partial \hat{g}} &= \sum_{i=k-l+1}^k \left(-2 \left(\frac{y_i - y_{i-1}}{T_s} - \hat{g}u_{i-d} \right) u_{i-d} \right) = \\ &= 2 \sum_{i=k-l+1}^k u_{i-d}^2 \hat{g} - 2T_s^{-1} \sum_{i=k-l+1}^k ((y_i - y_{i-1})u_{i-d}) = 0, \end{aligned}$$

из которого следует выражение для оценки значения параметра g в модели канала силового нагружения (1) в текущий момент времени $t_k = kT_s$:

$$\hat{g}_k = \left[\sum_{i=k-l+1}^k |(y_i - y_{i-1})u_{i-d}| \right] \left[T_s \sum_{i=k-l+1}^k (u_{i-d}^2 + \varepsilon) \right]^{-1}, \quad (6)$$

где малый параметр ε введён для исключения деления на ноль в выражении (6), $\varepsilon > 0$.

Рекуррентный метод наименьших квадратов. В задачах текущей параметрической идентификации математических моделей динамических систем широко применяется рекуррентный метод наименьших квадратов (РМНК) с экспоненциальным забыванием [17].

Применительно к проблеме оценки параметра g в математической модели (1) расчётные соотношения данного метода принимают следующий вид:

$$P_k = \frac{1}{\lambda} \left[P_{k-1} - \frac{u_{k-d}^2 P_{k-1}^2}{\lambda + u_{k-d}^2 P_{k-1}} \right], \quad P_0 = 1; \quad (7)$$

$$\hat{g}_k = \hat{g}_{k-1} + \frac{P_{k-1}}{\lambda + u_{k-d}^2 P_{k-1}} \left[\frac{|(y_{k-1} - y_{k-2})u_{k-d}|}{T_s} - u_{k-d}^2 g_{k-1} \right],$$

где λ — показатель забывания, $0 < \lambda < 1$. На практике значение показателя забывания λ выбирается близким к 1, так как уменьшение λ приводит к потере устойчивости данного алгоритма.

Гармонический анализ. В процессе ресурсных (усталостных) испытаний циклограмма силового нагружения конструкций задаётся в виде гармонического воздействия с заданной амплитудой и частотой

$$r(t) = A_r \sin(\omega t), \quad (8)$$

где $\omega = 2\pi/T$, T — период силового воздействия.

В силу нелинейности характеристик канала силового нагружения сигнал управляющего воздействия $u(t)$ и сигнал датчика силы $y(t)$ в режиме формирования гармонического силового нагружения в системе управления с обратной связью имеют сложный спектр и могут быть представлены в виде рядов Фурье:

$$u(t) = \frac{a_{0u}}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} (a_{nu} \cos(n\omega t) + b_{nu} \sin(n\omega t)),$$

$$y(t) = \frac{a_{0y}}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} (a_{ny} \cos(n\omega t) + b_{ny} \sin(n\omega t)),$$

где

$$a_{0u}(t) = \frac{2}{T} \int_{t-T}^t u(\hat{t}) d\hat{t}, \quad a_{0y}(t) = \frac{2}{T} \int_{t-T}^t y(\hat{t}) d\hat{t},$$

$$a_{nu}(t) = \frac{2}{T} \int_{t-T}^t u(\hat{t}) \cos(n\omega \hat{t}) d\hat{t}, \quad a_{ny}(t) = \frac{2}{T} \int_{t-T}^t y(\hat{t}) \cos(n\omega \hat{t}) d\hat{t},$$

$$b_{nu}(t) = \frac{2}{T} \int_{t-T}^t u(\hat{t}) \sin(n\omega\hat{t}) d\hat{t}, \quad b_{ny}(t) = \frac{2}{T} \int_{t-T}^t y(\hat{t}) \sin(n\omega\hat{t}) d\hat{t}.$$

При этом амплитуды первых гармоник сигнала с датчика силы нагружения $y(t)$ и сигнала управляющего воздействия $u(t)$ могут быть найдены с помощью следующих соотношений:

$$A_{1y}(t) = \sqrt{a_{1y}^2(t) + b_{1y}^2(t)}, \quad A_{1u}(t) = \sqrt{a_{1u}^2(t) + b_{1u}^2(t)}. \quad (9)$$

В соответствии с моделью стенда (1), пренебрегая влиянием малого запаздывания τ и высшими гармониками, получаем соотношение для амплитуд первых гармоник сигналов $u(t)$ и $y(t)$:

$$A_{1y}(t)\omega \approx A_{1u}(t)g(t),$$

из которого следует выражение для оценки величины параметра g в математической модели (1) канала силового нагружения

$$\hat{g}(t) = \frac{A_{1y}(t)}{A_{1u}(t)} \omega. \quad (10)$$

Результаты экспериментов на стенде. Анализ логарифмических частотных характеристик. Оценка величины коэффициента g для математической модели (1) может быть получена на основе результатов экспериментального исследования частотных характеристик канала силового нагружения. В данном случае эксперименты проводились для канала силового нагружения стенда с разомкнутой обратной связью, где непосредственно на вход блока управления электрогидроприводом поступал гармонический сигнал $u(t) = A_u \sin(\omega t + \varphi)$.

На рис. 2 представлен пример сигналов $u(t)$ и $y(t)$ при проведении эксперимента на частоте $\omega = 0,1256$ рад/с. При ресурсных (усталостных) прочностных испытаниях частота ω силового гармонического нагружения обычно задаётся в диапазоне от 0,3 до 2 рад/с.

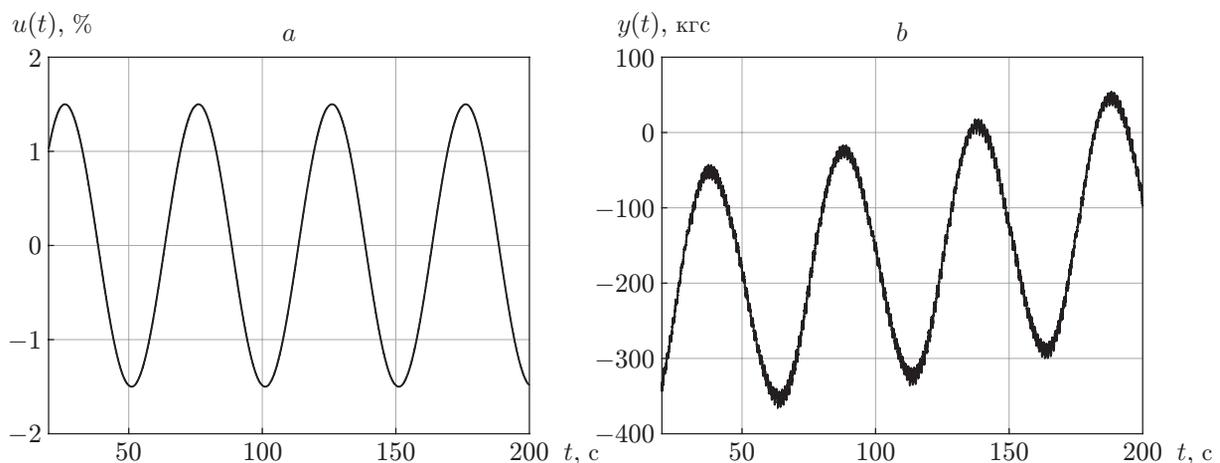


Рис. 2. Пример сигналов в эксперименте для канала силового нагружения стенда с разомкнутой обратной связью: a — управляющее воздействие $u(t)$ на входе электрогидравлического распределителя, b — сигнал с выхода датчика силы $y(t)$

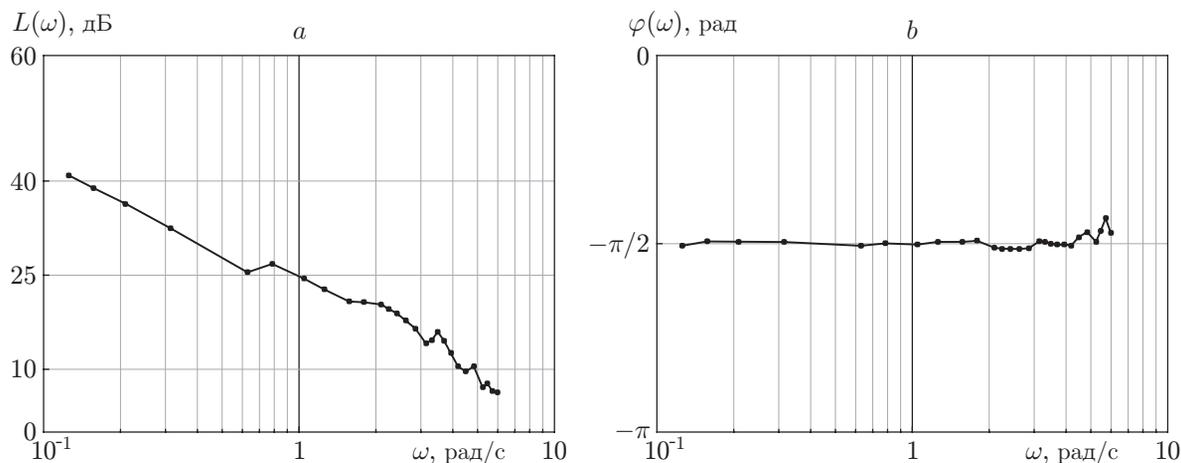


Рис. 3. Экспериментально полученные логарифмические характеристики канала силового нагружения стенда прочностных испытаний: *a* — ЛАЧХ, *b* — ЛФЧХ

Поэтому эксперименты по исследованию частотных характеристик канала нагружения проводились в диапазоне частот от 0,1 до 5 рад/с. Полученные в результате экспериментов логарифмическая амплитудно-частотная характеристика (ЛАЧХ) и логарифмическая фазо-частотная характеристика (ЛФЧХ) канала силового нагружения стенда представлены на рис. 3, которые были построены на основе измеренных сигналов $u(t)$ и $y(t)$, а также расчётных формул

$$L(\omega) = 20 \lg \frac{A_{1y}(\omega)}{A_{1u}(\omega)}; \quad \varphi(\omega) = \operatorname{arctg} \frac{b_{1y}(\omega)}{a_{1y}(\omega)} - \operatorname{arctg} \frac{b_{1u}(\omega)}{a_{1u}(\omega)}, \quad (11)$$

где $A_{1y}(\omega)$, $A_{1u}(\omega)$, $a_{1y}(\omega)$, $b_{1y}(\omega)$, $a_{1u}(\omega)$ и $b_{1u}(\omega)$ есть установившиеся значения для $A_{1y}(t)$, $A_{1u}(t)$, $a_{1y}(t)$, $b_{1y}(t)$, $a_{1u}(t)$ и $b_{1u}(t)$ при эксперименте на частоте ω .

Из графиков на рис. 3 следует, что в указанном рабочем диапазоне частот динамические характеристики канала силового нагружения соответствуют свойствам интегрирующего звена. При этом малая величина запаздывания τ не оказывает существенного влияния на вид фазо-частотной характеристики для данных частот. Из логарифмической амплитудно-частотной характеристики на рис. 3 следует, что $L(\omega = 1) \approx 25$ дБ, соответственно для условий данного эксперимента получаем $g \approx 17,8$.

Отметим, что оценка величины коэффициента g для математической модели (1) на основе анализа логарифмических частотных характеристик канала силового нагружения требует проведения специального эксперимента. Однако для решения задачи автоматизации настройки параметров регуляторов сервоприводов стенда необходимы алгоритмы, позволяющие формировать оценку для g непосредственно в процессе проведения прочностных испытаний. С этой целью в работе дополнительно были рассмотрены алгоритмы оценки g на основе применения градиентного метода, метода наименьших квадратов со скользящим окном, рекуррентного метода наименьших квадратов с забыванием и гармонического анализа. Применение данных методов рассматривалось для канала силового нагружения экспериментального стенда с замкнутой обратной связью (см. рис. 1). Использовался пропорционально-интегральный (ПИ) регулятор

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(\hat{t}) d\hat{t}, \quad e(t) = r(t) - y(t),$$

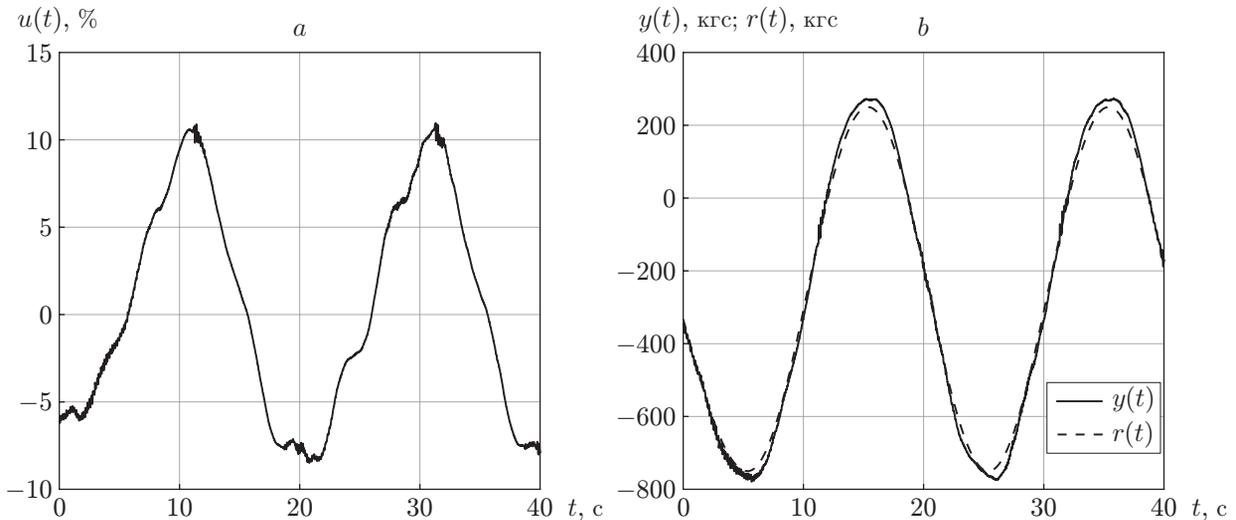


Рис. 4. Пример сигналов в эксперименте для канала силового нагружения стенда с замкнутой обратной связью: *a* — управляющее воздействие $u(t)$ на входе электрогидравлического распределителя, *b* — сигнал с выхода датчика силы $y(t)$ и сигнал циклограммы силового нагружения $r(t)$

параметры которого имели следующие значения: $k_p = 0,02$, $k_i = 0,1$. Циклограмма нагружения $r(t)$ в процессе экспериментов была задана в виде гармонического сигнала

$$r(t) = A_r \sin(2\pi t/T) + b, \quad A_r = 500 \text{ кгс}, \quad b = -250 \text{ кгс}, \quad T = 20 \text{ с.}$$

На рис. 4, *a*, *b* представлены сигналы $u(t)$ и $r(t)$, $y(t)$ для данного эксперимента с ПИ-регулятором.

Оценка \hat{g} градиентным методом. На рис. 5, *a* представлен график оценки \hat{g} градиентным методом, который был получен на основе соотношения (4) по исходным данным рис. 4 при $T_s = 0,01$ с, $T_g = 0,4$ с, $d = 3$, $\varepsilon = 0,01$.

Оценка \hat{g} методом наименьших квадратов со скользящим окном. На рис. 5, *b* приведён график оценки \hat{g} по формуле (6) на основе экспериментальных данных рис. 4, где $l = 15$, $T_s = 0,01$ с, $\varepsilon = 0,01$.

Оценка \hat{g} рекуррентным методом наименьших квадратов. На рис. 5, *c* показан график оценки \hat{g} на основе соотношений (7) по экспериментальным данным рис. 4, где $\lambda = 0,95$, $T_s = 0,01$ с, $d = 3$.

Оценка \hat{g} на основе гармонического анализа сигналов. На рис. 5, *d* представлен график оценки \hat{g} , полученной по формулам (9), (10) на основе экспериментальных данных рис. 4. В данном методе установившееся значение оценки \hat{g} формируется за один период гармонического силового нагружения.

Сравнивая результаты оценок разными методами на рис. 5, можно отметить, что оценка \hat{g} на основе гармонического анализа менее чувствительна по отношению к высокочастотным помехам в измеряемых сигналах $u(t)$ и $y(t)$. Кроме того, оценка \hat{g} на основе гармонического анализа совпадает со значениями нижней границы оценок, полученных с помощью градиентного метода, МНКСО и РМНК. Оценка на основе гармонического анализа также соответствует величине оценки, полученной при анализе логарифмической частотной характеристики.

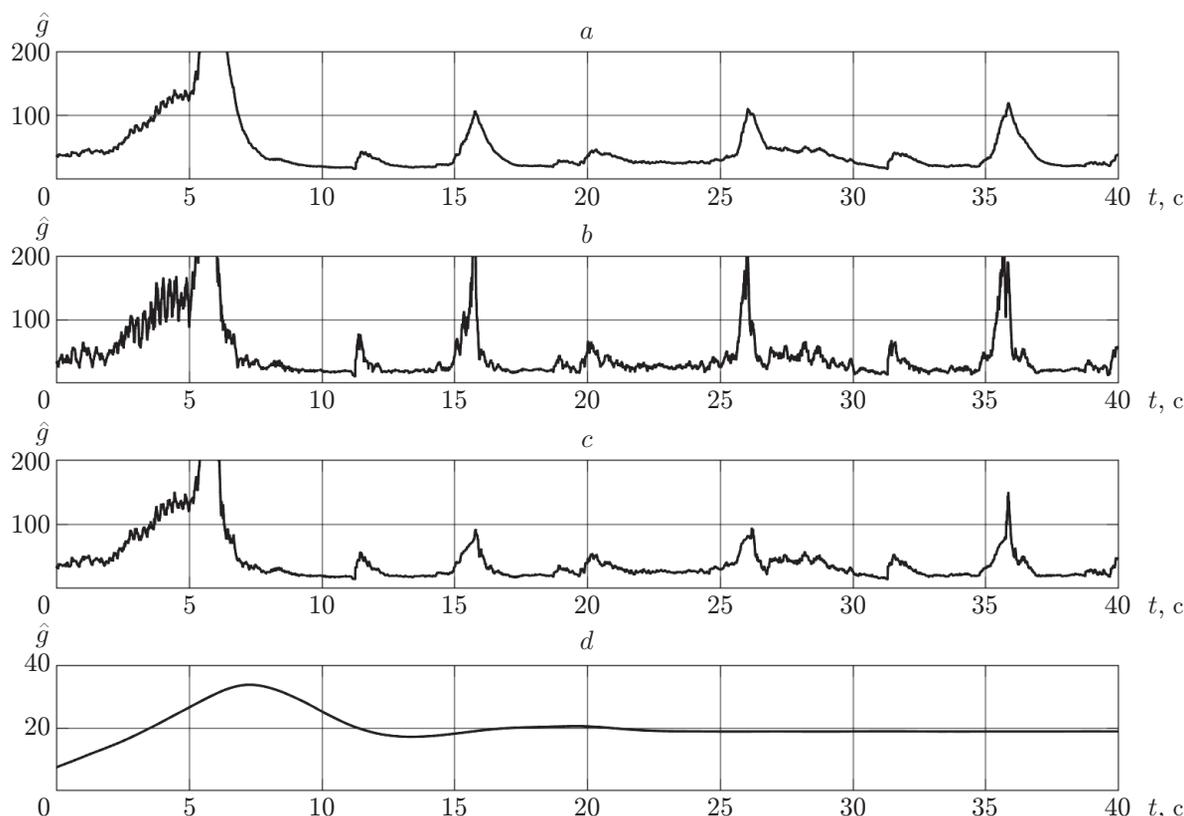


Рис. 5. Оценки \hat{g} для математической модели (1) на основе экспериментальных данных (пояснения графиков даны в тексте)

Заключение. Рассмотренные в работе алгоритмы оценки величины КУ и результаты экспериментов на испытательном стенде показали, что градиентный метод, метод наименьших квадратов со скользящим окном и рекуррентный метод наименьших квадратов с забыванием позволяют получить количественно близкие оценки величины КУ непосредственно в процессе проведения испытаний конструкций. В то же время применение гармонического анализа для оценки КУ позволяет получить нижнюю границу для диапазона изменений КУ. В дальнейшем полученные оценки могут быть использованы для расчёта параметров регулятора электрогидропривода стенда, например, в соответствии с методикой, рассмотренной в [15].

Финансирование. Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (государственная регистрация № 121042900050-6).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Щербань К. С., Сурначев А. А., Наумов С. М. и др. Проведение статических и установившихся испытаний на единой натурной конструкции транспортного самолёта // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2020. **86**, № 12. С. 54–63. DOI: 10.26896/1028-6861-2020-86-12-54-63.
2. Shcherban K. S., Surnachev A. A., Limonin M. V. et al. Combined static and fatigue tests of the full-scale structure of a transport aircraft. ICAF: International Committee on Aeronautical Fatigue // Proc. of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Cham, 2020. P. 736–746. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3-58.

3. **Reymer P., Leski A., Zielinski W., Jankowski K.** Full scale fatigue test concept of a Su-22 fighter bomber // *Fatigue of Aircraft Structures*. 2014. **1**. P. 79–87.
4. **Wanhill R. J. H.** Fatigue requirements for aircraft structures // *Aircraft Sustainment and Repair*. Elsevier, 2018. P. 17–40.
5. **Куликов Е. Н., Сабельников В. И.** Системы нагружения для статических испытаний легких самолетов // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2010. № 8. С. 26–30.
6. **Федоров Д. С., Буданов С. А.** Комплекс стендовых ресурсных испытаний натурной конструкции самолета-штурмовика // *Тр. МАИ*. 2014. № 74. P. 1–6.
7. **Колеватов Ю. В., Сабельников В. И., Суворкин Д. И.** Контроль и диагностика гидроприводов стендов при испытаниях летательных аппаратов в лабораториях прочности // *Контроль. Диагностика*. 2015. № 5. С. 32–40.
8. **Куликов Е. Н., Сабельников В. И., Колеватов Ю. В. и др.** Гидропривод лаборатории статических и ресурсных испытаний натуральных авиационных конструкций // *Авиационная промышленность*. 2008. № 2. С. 53–56.
9. **Laperdin A. I., Yurkevich V. D.** Experimental study of the dynamic properties of the loading channel of the stand for strength testing of aircraft structures // *Scientific Bulletin of the Novosibirsk State Technical University*. 2016. **62**, N 1. P. 168–180. DOI: 10.17212/1814-1196-2016-1-168-180.
10. **Белоусов А. И., Расторгуев Г. И., Федотова О. Р.** Определение оптимальных параметров системы управления нагружением при ресурсных испытаниях летательных аппаратов с использованием математической модели // *Вестн. Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева*. 2008. **18**, № 1. С. 112–115.
11. **Присекин В. Л., Пустовой Н. В., Расторгуев Г. И.** Алгоритмы управления усталостными испытаниями самолетов // *Прикладная механика и техническая физика*. 2014. **55**, № 1. С. 198–206.
12. **Васюков Е. В., Гайворонский А. И., Данилова Д. А. и др.** Опыт применения автоматизированной системы управления нагружением при статических и ресурсных испытаниях конструкций ракетной и космической техники // *Космонавтика и ракетостроение*. 2014. **76**, № 3. С. 29–32.
13. **Образцов И. Ф., Голубков А. С., Серьезнов А. Н., Никитин А. И.** Автоматизация измерений и обработки данных при испытаниях самолета на прочность. М.: Машиностроение, 1991. 208 с.
14. **Лапердин А. И., Юркевич В. Д.** Разработка адаптивного алгоритма управления стендом прочностных испытаний авиационных конструкций // *Автометрия*. 2017. **53**, № 4. С. 51–58. DOI: 10.15372/AUT20170406.
15. **Юркевич В. Д., Суняйкина П. А., Сыренов С. В.** Применение релейного теста для автоматической настройки регулятора электрогидропривода стенда прочностных испытаний // *Автометрия*. 2019. **55**, № 4. С. 29–36. DOI: 10.15372/AUT20190403.
16. **Клейман Е. Г.** Идентификация нестационарных объектов // *Автоматика и телемеханика*. 1999. № 10. С. 3–45.
17. **Goodwin G. C., Payne R. L.** *Dynamic System Identification: Experiment Design and Data Analysis*. New York: Academic Press, 1977. 291 p.

Поступила в редакцию 17.06.2022

После доработки 30.06.2022

Принята к публикации 01.07.2022