

УДК 629.7.016

## МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ ТЕСТОВЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С. А. Белоконь, Ю. Н. Золотухин, М. Н. Филиппов

*Институт автоматизи и электрометрии СО РАН,  
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1  
E-mail: serge@idisys.iae.nsk.su*

Предложена методика построения тестовых сигналов для исследования аэродинамических характеристик летательного аппарата при использовании технологии динамически подобных свободно летающих моделей. Для повышения эффективности применено одновременное возбуждение всех входных каналов в заданной полосе частот набором взаимно ортогональных сигналов. Представлена модифицированная методика расчёта набора взаимно ортогональных синусоидальных сигналов с малым относительным пик-фактором. Приведены результаты моделирования в среде MATLAB/Simulink движения летательного аппарата с использованием разработанной методики построения тестовых сигналов.

*Ключевые слова:* летательный аппарат, летающие динамически подобные модели, аэродинамические характеристики, возбуждение, ортогональные сигналы.

DOI: 10.15372/AUT20170407

**Введение.** Точные общие аэродинамические модели летательных аппаратов являются решающим элементом при анализе динамики полёта, моделировании полёта и разработке систем управления полётом. Обычно аэродинамика описывается с использованием данных, полученных при испытаниях в аэродинамических трубах или рассчитанных вычислительными методами, такими как CFD (Computational Fluid Dynamics). Эти методы дорогостоящие, требуют значительных временных затрат и обладают ограничениями, являющимися результатом таких факторов, как размеры используемых в аэродинамических трубах динамически подобных моделей, разница в геометрических размерах модели и полноразмерного аппарата, интерференция стен тоннеля и поддерживающего устройства модели, «угловатость» потока в тоннеле, разница чисел Рейнольдса и т. д.

Применение метода лётных испытаний для получения общей аэродинамической модели позволяет обойти все эти проблемы, но возникает ряд других, связанных с поддержанием условий полёта при испытаниях, а также рисками, затратами и прочими практическими ограничениями при организации лётных испытаний.

Исследованиям и разработкам в области технологии летающих динамически подобных моделей (ЛДПМ) посвящено значительное количество публикаций. Так, роль динамически подобных моделей в исследованиях NASA показана в монографии [1]. Подтверждением эффективности технологии ЛДПМ является проект AirSTAR (Airborne Subscale Transport Aircraft Research Testbed), направленный на создание аппаратно-программной платформы для испытаний динамически подобных моделей большого транспортного самолёта в экстремальных условиях [2, 3]. Проблематика разработки технологии ЛДПМ представлена в [4–7].

Развитие и использование этой технологии остро ставит проблему разработки эффективных способов оценивания аэродинамических характеристик по результатам лётных испытаний. Одной из важнейших задач при этом является создание методики построения тестовых последовательностей сигналов для возбуждения откликов испытываемого объекта.

Основные требования к тестовым последовательностям можно сформулировать следующим образом [8]:

1. Одновременное возбуждение управляющих поверхностей, что обеспечивает получение откликов летательного аппарата по всем осям в приблизительно постоянных условиях полёта.

2. Взаимная ортогональность сигналов при одновременном возбуждении входов, что облегчает последующую обработку данных.

3. Использование широкополосного сигнала ввиду лишь приближённого знания собственных модальных частот объекта.

4. Минимальные отклонения от заданных условий полёта обеспечивают возможность описания движения аппарата линейными моделями.

5. Входные сигналы должны быть возмущениями относительно номинальных или триммированных положений управляющих поверхностей для обеспечения малых отклонений от желаемых условий полёта и удержания летательного аппарата на намеченной траектории.

**Постановка задачи и метод решения.** В предлагаемой работе рассмотрена задача построения тестовых последовательностей сигналов для возбуждения испытуемого объекта в целях оценивания его аэродинамических характеристик. Подобные задачи рассматривались в ряде публикаций. Так, в [9] показано, что сумма сдвинутых по фазе синусоид, используемая в качестве входных сигналов, может обеспечить хорошее частотное содержание и малое отношение максимальной амплитуды к энергии входного сигнала (пик-фактор (PF — peak factor)). Сравнение метода из [9] с традиционными линейными и логарифмическими развёртками частоты входных сигналов указывает на наличие его преимуществ при идентификации в частотной области [10]. В работе [11] предложено расширение метода построения входных сигналов из [9] для нескольких входов с оптимизацией пик-факторов для оценивания параметров в реальном времени. В [12] представлен способ минимизации пик-фактора суммы гармонических составляющих с помощью аппроксимации Чебышева.

Разрабатываемые последовательности сигналов взаимно ортогональны как во временной, так и частотной областях и используются в качестве возмущающих входов. Требуемая *a priori* информация для организации последовательности сигналов — это приближённая оценка полосы частот отклика системы и приближённая относительная эффективность управляющих поверхностей для корректного масштабирования входных амплитуд.

Приведём краткое описание метода, предложенного в [11]. Входной сигнал для каждой управляющей поверхности летательного аппарата конструируется в виде суммы гармонических синусоид с индивидуальными фазовыми сдвигами, т. е. входной сигнал  $u_j$  для  $j$ -й управляющей поверхности имеет следующую форму:

$$u_j = \sum_{k \in \{1, 2, \dots, M\}} A_k \sin \left( \frac{2\pi kt}{T} + \varphi_k \right), \quad (1)$$

где  $M$  — общее количество доступных гармонических частот;  $T$  — длина интервала возбуждения;  $t$  — вектор из  $N$  дискретных моментов времени,  $t = [t(0) \ t(1) \ \dots \ t(N-1)]^T$ ;  $\varphi_k$  — фазовый угол, выбираемый для каждой гармонической компоненты для обеспечения малого пик-фактора, определяемого как

$$\text{PF}(u_j) = [\max(u_j) - \min(u_j)]/2 / \sqrt{(u_j^T u_j)/N}. \quad (2)$$

Для получения равномерного распределения спектра мощности  $A_k$  выбирается в виде  $A_k = A/\sqrt{k}$ , где  $k$  — число синусоидальных компонент, включённых в сумму уравнения (1), а  $A$  — амплитуда входного сигнала  $u_j$ .

Поскольку отдельная синусоидальная компонента из суммы в (1) имеет  $\text{PF} = \sqrt{2}$ , то относительный пик-фактор (RPF) находится как

$$\text{RPF}(u_j) = \frac{[\max(u_j) - \min(u_j)]}{2\sqrt{2}\text{RMS}(u_j)} = \frac{\text{PF}(u_j)}{\sqrt{2}}. \quad (3)$$

Малые (низкие) относительные пик-факторы предпочтительны для оценки параметров, если целью является возбуждение системы без отдаления её от номинальной рабочей точки. Набор целых  $k$  задает набор частот в  $j$ -м входном сигнале  $u_j$ .

Во временной области сигнал, состоящий из суммы синусоид, ортогонален любой другой сумме синусоид с гармоническими частотами независимо от сдвига фаз каждой синусоидальной компоненты, содержащейся в сигнале.

Построение входных сигналов включает следующие шаги:

1. Выбор периода времени возбуждения  $T$ , определяющего гармоническое частотное разрешение  $\Delta f = 1/T$  и предел минимальной частоты  $f_{\min} \geq 2/T$ .

2. Выбор полосы возбуждаемых частот динамической системы  $[f_{\min}, f_{\max}]$ , соответствующей полосе частот ожидаемого динамического отклика системы. Частоты равномерно распределяются через  $\Delta f$  в интервале  $[f_{\min}, f_{\max}]$ . Общее количество частот  $M = \text{fix}\{(f_{\max} - f_{\min})/\Delta f + 1\}$ , где  $\text{fix}$  означает ближайшее меньшее целое.

3. Произвольное назначение числа  $k$  из набора  $\{1, 2, \dots, M\}$ , одинакового для каждого входа. Последовательные частоты распределяются, чередуясь, между входами.

4. Построение входного сигнала  $u_j$  для каждой из  $m$  управляющих поверхностей в соответствии с (1) и случайный выбор фазовых углов в диапазоне  $[0-2\pi]$ .

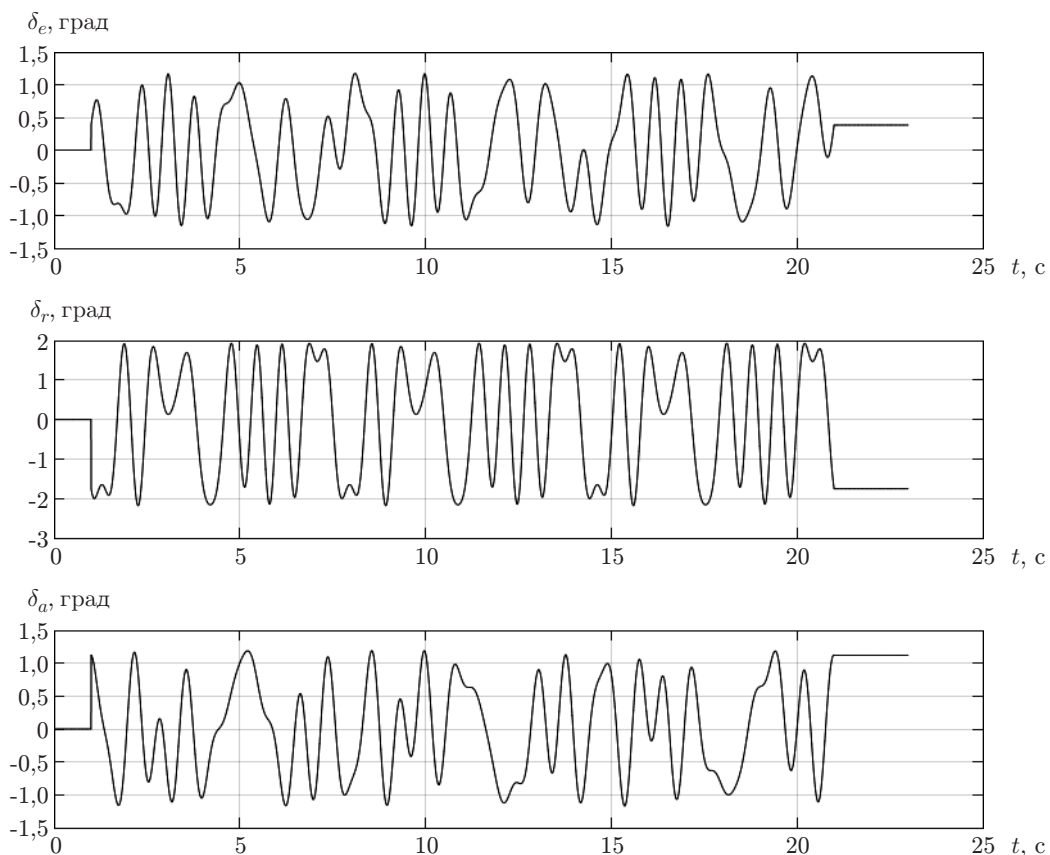


Рис. 1. Входные последовательности сигналов

5. Применение непрерывного генетического алгоритма [13] для поиска близкого к оптимальному решения при выборе в качестве критерия относительного пик-фактора.

6. Возврат к шагу 5 до тех пор, пока относительный пик-фактор не достигнет заранее определённого значения либо будет достигнуто заданное максимальное значение итераций.

7. Одномерный поиск такого постоянного смещения по времени для компонент каждого входа  $u_j$ , чтобы каждый вход начинался и заканчивался нулевой амплитудой.

Отметим, что пп. 1–3 аналогичны применяемым в [11].

В качестве функции пригодности для генетического алгоритма используется формула (3). При построении тестовых сигналов взяты следующие параметры настройки генетического алгоритма: размер популяции 60 особей, доля мутирующих особей в каждом поколении 0,2, доля выживающих особей в каждом поколении 0,5, максимальное количество итераций 1000. Такое изменение методики [11] заметно упрощает процедуру построения тестовых сигналов.

**Моделирование.** Предложенная методика реализована при моделировании поведения технологического летательного аппарата ЛЛ, оснащённого тремя управляющими поверхностями: элеронами, рулём направления и рулём высоты. На рис. 1 показаны временные диаграммы разработанных входных сигналов в интервале 23 секунды (1 и 2 секунды нулей в начале и конце последовательности соответственно). Диапазон частот входных сигналов составляет 0,2–1,4 Гц. В таблице приведены значения амплитуд, частотных индексов и значения RPF входных сигналов, представленных на рис. 1.

Вход	A, град	$A_k$ , град	$k$	$\varphi_k$ , рад	RPF
$\delta_e$	1	0,3162	5	2,9492	1,1275
		0,3162	8	4,3744	
		0,3162	11	2,9064	
		0,3162	14	4,6706	
		0,3162	17	1,3692	
		0,3162	20	2,4767	
		0,3162	23	2,6076	
		0,3162	26	0,23065	
		0,3162	29	4,7004	
		0,3162	32	3,2741	
$\delta_r$	2	0,6325	6	4,931	1,0261
		0,6325	9	1,2602	
		0,6325	12	0,36958	
		0,6325	15	2,963	
		0,6325	18	1,5188	
		0,6325	21	3,5417	
		0,6325	24	4,6845	
		0,6325	27	2,7999	
		0,6325	30	3,0086	
		0,6325	33	1,4386	
$\delta_a$	1	0,3162	4	4,2086	1,1728
		0,3162	7	1,5597	
		0,3162	10	4,9699	
		0,3162	13	1,5549	
		0,3162	16	1,0761	
		0,3162	19	1,3282	
		0,3162	22	3,1739	
		0,3162	25	3,7889	
		0,3162	28	1,5654	
0,3162	31	1,9725			

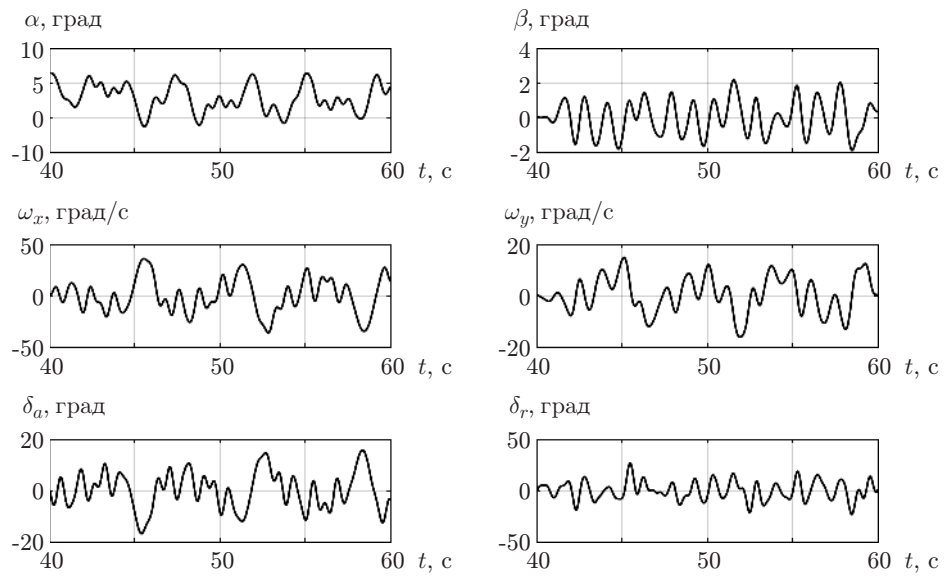


Рис. 2. Полётные данные

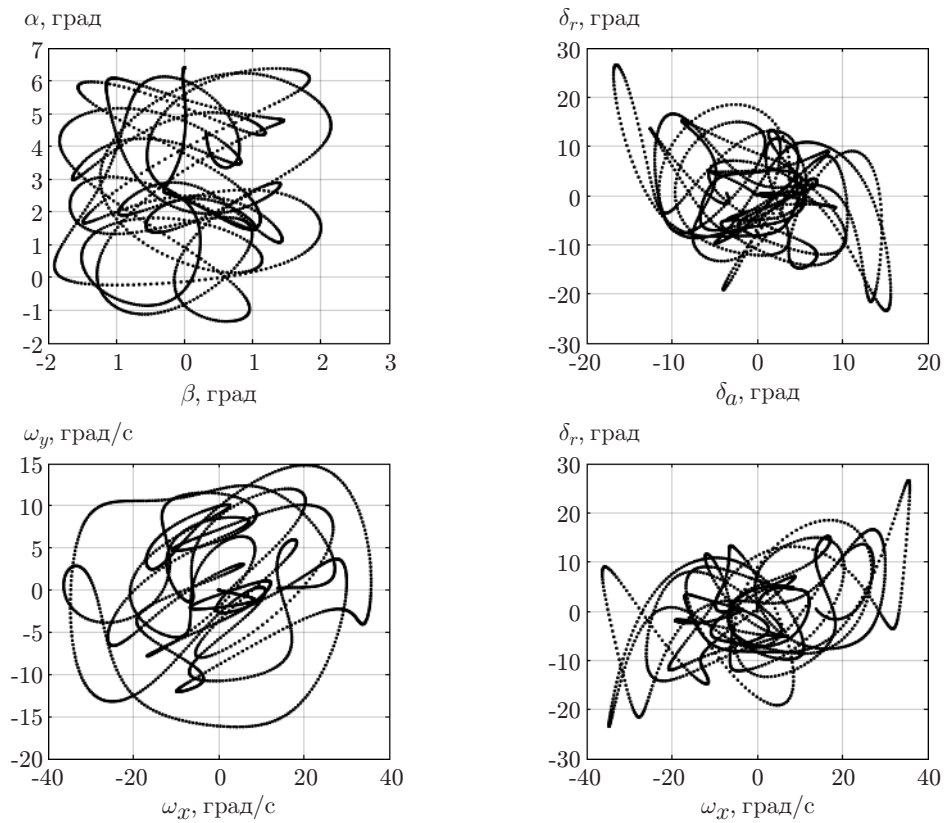


Рис. 3. Покрытие области эксплуатационных параметров

Для обеспечения идентификации аэродинамических параметров летательного аппарата (ЛА) полётные данные должны покрывать широкий диапазон значимых переменных. Результаты исследований [14, 15] продемонстрировали, что использование автоматического ортогонального оптимизированного возмущающего сигнала для управляющих поверхностей во время медленных переходов в диапазоне номинальных полётных условий представляет собой адекватный метод накопления данных для моделирования аэродинамики.

Моделирование проводилось при движении ЛА на заданных углах крена и тангажа, при этом входные сигналы подавались в течение 20 секунд. Можно видеть, что заданная последовательность обеспечивает полётные данные с высоким информационным содержанием и малой корреляцией между значимыми переменными в широком диапазоне полётных условий (рис. 2).

На рис. 3 представлены наиболее значимые переменные из описываемого манёвра. Видно, что на всех диаграммах переменные принимают значения в широком диапазоне и не связаны линейно, а данные имеют очень малую корреляцию, поэтому зависимости аэродинамики ЛА для переменных могут быть идентифицированы точно и без неоднозначностей. Зависимости для других сигналов состояний ЛА и управлений, используемых для глобального моделирования аэродинамики, подобны изображённым на рис. 3, что также означает малую корреляцию и широкий диапазон покрытия переменных.

**Заключение.** Представленная модифицированная методика построения тестовых сигналов использована при моделировании движения технологического летательного аппарата. Результаты моделирования продемонстрировали эффективное покрытие области эксплуатационных параметров.

Дальнейшие исследования направлены на верификацию предложенной методики с использованием полётных данных и разработку эффективных методов идентификации аэродинамических параметров по результатам лётных испытаний, в том числе в реальном масштабе времени.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Chambers J.** Modeling flight: the role of dynamically scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs // NASA Special Publications (SP 2009-575). Washington, USA, 2009. 192 p.
2. **Jordan T. L., Langford W. M., Hill J. S.** Airborne subscale transport aircraft research testbed — Aircraft model development // Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (AIAA 2005-6432). Washington, USA, 2005.
3. **Jordan T. L., Foster J. V., Bailey R. M., Belcastro C. M.** AirSTAR: A UAV platform for flight dynamics and control system testing // Proc. of the 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (AIAA 2006-3307). San Francisco, USA, 2006.
4. **Деришев С. Г., Деришев Д. С., Коцеев А. Б., Тарасов А. З.** Метод исследования динамики полета и систем управления на динамически подобных летающих моделях // Тр. XVIII Междунар. конф. «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Самара: ООО «Офорт», 2016. С. 396–405.
5. **Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Управление угловым положением летательного аппарата // Автометрия. 2015. **51**, № 5. С. 35–41.
6. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Планирование маршрутов движения летательного аппарата с использованием гладких траекторий // Автометрия. 2017. **53**, № 1. С. 3–11.

7. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н.** Архитектура комплекса полунатурного моделирования систем автоматического управления летательными аппаратами // Автометрия. 2017. **53**, № 4. С. 44–50.
8. **Morelli E. A.** Flight test experiment design for characterizing stability and control of hypersonic vehicles // Proc. of the U.S. Air Force T&E Days, AIAA-2008-1682. Los Angeles, USA, February, 2008.
9. **Schroeder M. R.** Synthesis of low-peak-factor signals and binary sequences with low autocorrelation // IEEE Trans. Inform. Theory. 1970. **IT13**. P. 85–89.
10. **Young P., Patton R. J.** Comparison of test signals for aircraft frequency domain identification // Journ. Guidance. 1990. **13**, N 3. P. 430–438.
11. **Morelli E. A.** Multiple input designs for real-time parameter estimation in the frequency domain // Proc. of the 13th WAC Conf. on System Identification. Rotterdam, Netherlands. August, 2003.
12. **Guillaume P., Schoukens J., Pintelon R., Kollár I.** Crest-factor minimization using nonlinear Chebyshev approximation methods // IEEE Trans. Instr. and Meas. 1991. **40**, N 6. P. 982–989.
13. **Carr J.** An introduction to genetic algorithms // Senior Project. 2014. P. 1–40.
14. **Morelli E. A.** Flight test maneuver design for efficient aerodynamic modeling // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (AIAA-2011-6672). Portland, USA, August, 2011.
15. **Morelli E. A.** Efficient global aerodynamic modeling from flight data // Proc. of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA-2012-1050). Nashville, USA, January, 2012.

*Поступила в редакцию 28 апреля 2017 г.*

---