

СПОСОБ ПОСТРОЕНИЯ ТЕСТОВОЙ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ СИГНАЛОВ ДЛЯ ОЦЕНКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

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

Институт автоматики и электрометрии СО РАН
630090, г. Новосибирск, проспект Академика Коптюга, д.1, Россия
serge@idisys.iae.nsk.su
тел: +7 (383) 333-26-25

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

Abstract

A method of generating test signals sequence for aerodynamic characteristics analysis of the aircraft using the technology of freely flying dynamically similar models is proposed. For efficiency improvement a synchronous excitation in all input channels in a given frequency band by a set of mutually orthogonal signals is applied. A modified technique for estimation of a set of mutually orthogonal sinusoidal signals with a small relative peak-factor is presented. The results of a simulation in MATLAB / Simulink of the motion of an aircraft using the developed technique of test signals generating are presented.

Введение

Для моделирования динамики полета и разработки системы управления летательного аппарата необходимо точное описание аэродинамических характеристик объекта. Традиционно используются данные, полученные при испытаниях в аэродинамических трубах, либо рассчитанные вычислительными методами (например, Computational Fluid Dynamics). Оба этих способа 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 державки модели, «угловатость» потока в тоннеле, разница чисел Рейнольдса и т. д.

Получение общей аэродинамической модели в процессе летных испытаний позволяет обойти все эти проблемы, но возникает ряд других, связанных с поддержанием условий полета при испытаниях, а также рисками, затратами и прочими практическими ограничениями при организации летных испытаний.

Использование для проведения экспериментов летающих динамически подобных моделей (ЛДПМ) является дополнительным промежуточным этапом между исследованиями в аэродинамических трубах и летными испытаниями. Проблематика разработки технологии ЛДПМ представлена в работах [1-4]. Развитие и использование этой технологии остро ставит проблему разработки эффективных способов оценивания аэродинамических характеристик по результатам летных испытаний. Одной из важнейших задач при этом является создание методики построения тестовых последовательностей сигналов для возбуждения откликов испытуемого объекта.

Основные требования к тестовым последовательностям можно сформулировать следующим образом [5]:

- *Одновременность возбуждения* управляющих поверхностей, что обеспечивает получение откликов летательного аппарата по всем осям в приблизительно постоянных условиях полета.

- *Взаимная ортогональность сигналов* при одновременном возбуждении входов, что облегчает последующую обработку данных.
- Использование *широкополосного сигнала* целесообразно ввиду лишь приближенного знания собственных модальных частот объекта.
- Минимальные отклонения от заданных условий полета обеспечивают возможность описания движения аппарата линейными моделями.
- Входные сигналы должны быть возмущениями относительно номинальных или триммированных положений управляющих поверхностей для обеспечения малых отклонений от желаемых условий полета и удержания летательного аппарата на намеченной траектории.

1 Постановка задачи и метод решения

В настоящей работе рассмотрена задача построения тестовых последовательностей сигналов для возбуждения испытываемого объекта с целью оценивания его аэродинамических характеристик. Подобные задачи рассматривались в ряде публикаций. Так, в работе [6] 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). Сравнение метода, предложенного в [6], с традиционными линейными и логарифмическими развертками частоты входных сигналов показывает наличие преимуществ этого метода при идентификации в частотной области [7]. В работе [8] предложено расширение метода построения входных сигналов, предложенного в [6], для нескольких входов с оптимизацией пик-факторов для оценивания параметров в реальном времени. В [9] представлен способ минимизации пик-фактора суммы гармонических составляющих с использованием аппроксимации Чебышева.

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

Приведем краткое описание метода, предложенного в [8]. 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 -ой управляющей поверхности, имеет следующую форму

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

где M - общее количество доступных гармонических частот, T - длина интервала возбуждения и φ_k - фазовый угол, выбираемый для каждой гармонической компоненты для обеспечения малого пик-фактора (*peak factor (PF)*), определяемого как

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

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

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

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

Малые (низкие) относительные пик-факторы более предпочтительны для оценки параметров, если целью является возбуждение системы без увода её далеко от номинальной рабочей точки. Набор целых k определяет набор частот в j -ом входном сигнале u_j .

Во временной области сигнал, состоящий из суммы синусоид, ортогонален любой другой сумме синусоид с гармоническими частотами, независимо от сдвига фаз каждого синусоидального компонента, содержащегося в сигнале.

Согласно [8] процедура построения входных сигналов состоит в следующем:

- 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 $[f_{\min}, f_{\max}]$ Гц, соответствующей полосе частот ожидаемого динамического отклика системы. Частоты равномерно распределяются через Δf в интервале $[f_{\min}, f_{\max}]$. Общее количество частот $M = \text{fix}\{(f_{\max} - f_{\min})/\Delta f + 1\}$, где fix означает ближайшее меньшее целое.
- 3) Произвольное назначение числа k из набора $\{1, 2, \dots, M\}$, одинакового для каждого входа, последовательные (следующие друг за другом) частоты распределяются, чередуясь, между входами.
- 4) Построение входного сигнала u_j для каждой из m управляющих поверхностей в соответствии с (1) и вычисление начальных значений фазовых углов по методу, описанному в [6].
- 5) Использование симплекс-алгоритма [10], изменяющего фазовые углы φ_k каждого u_j для достижения минимума относительного пик-фактора для каждого из входов.
- 6) Одномерный поиск постоянного смещения по времени для компонентов каждого входа u_j такого, чтобы каждый вход начинался и заканчивался нулевой амплитудой.
- 7) Возврат к шагу 5 до тех пор, пока относительный пик-фактор не достигнет заранее определенного значения либо будет достигнуто заданное максимальное значение итераций.

В отличие от изложенной выше методики в настоящей работе предложено на 4 этапе вместо вычисления начальных значений по методу, предложенному в [6], использовать случайный выбор фазовых углов в диапазоне $[0 - 2\pi]$, а на этапе 5 — непрерывный генетический алгоритм (Continuous Genetic Algorithm) [11] для поиска близкого к оптимальному решения при выборе в качестве критерия относительного пик-фактора RPF . В качестве функции пригодности (Fitness Function) используется формула (3). При построении тестовых сигналов использовались 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. Предложенное изменение методики заметно упрощает процедуру построения тестовых сигналов.

2 Моделирование

Предложенная методика использована при моделировании поведения технологического летательного аппарата ЛЛ-80, оснащенного тремя управляющими поверхностями: элеронами, рулем направления и рулем высоты. На рисунке 1 показаны временные диаграммы разработанных входных сигналов на интервале в 23 секунды. (1 и 2 секунды нулей в начале и конце последовательности соответственно). Диапазон частот входных сигналов - $[0.2, \dots, 1.4]$ Гц.

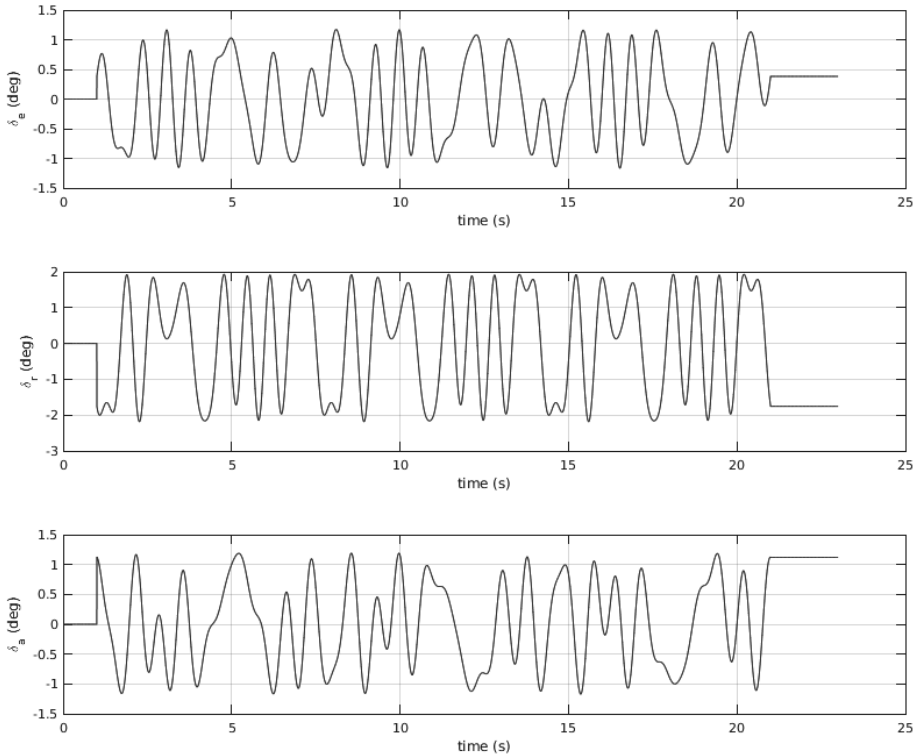


Рисунок 1 – Входные последовательности сигналов

В Таблице 1 приведены значения амплитуд, частотных индексов и значения относительного пик-фактора RPF входных сигналов, представленных на рисунке 1.

Для обеспечения идентификации аэродинамических параметров ЛА полетные данные должны покрывать широкий диапазон значимых переменных. Результаты исследований [12, 13] продемонстрировали, что использование автоматического ортогонального оптимизированного возмущающего сигнала для управляющих поверхностей во время медленных переходов в диапазоне номинальных полетных 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 полетные данные с высоким информационным содержанием и малой корреляцией между значимыми переменными в широком диапазоне полетных условий (рисунок 2).

Таблица 1 – Амплитуды, частотные индексы и значения относительного пик-фактора RPF входных сигналов.

Вход	A (град.)	A_k (град.)	k	φ_k (рад.)	RPF
δ_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	
δ_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	
δ_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			

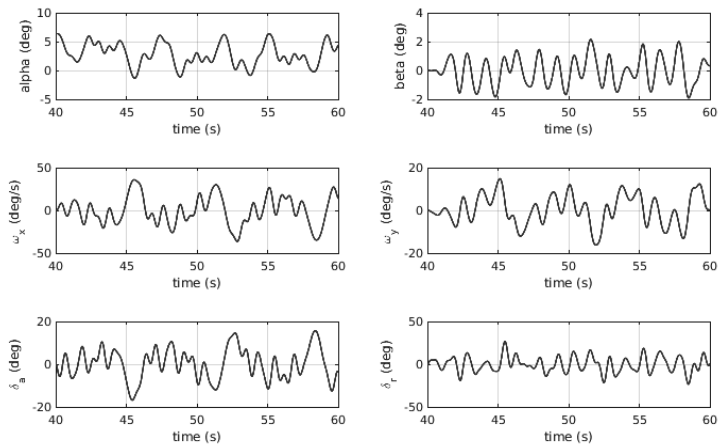


Рисунок 2 – Полетные данные

На рисунке 3 представлены наиболее значимые переменные из описываемого маневра. 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 изображенным на рисунке 3, что также означает малую корреляцию и широкий диапазон покрытия переменных.

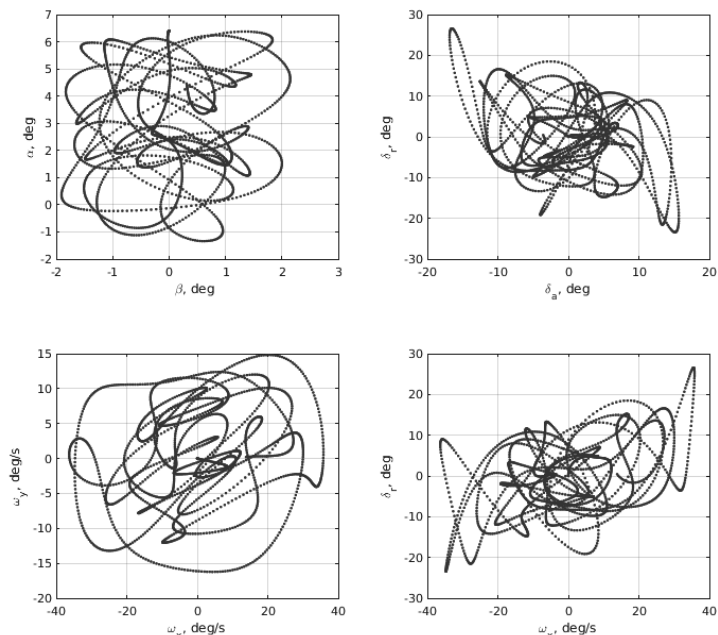


Рисунок 3 – Покрытие области эксплуатационных параметров

Заключение

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

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

Список литературы

- [1] С. Г. Деришев, Д. С. Деришев, А. Б. Кошечев, А. З. Тарасов. 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.
- [2] Ю. Н. Золотухин, А. А. Нестеров. Управление угловым положением летательного аппарата // Автоматика. 2015. 51, № 5. С. 35-41.

- [3] С. А. Белоконь, Ю. Н. Золотухин, А. А. Нестеров. Использование гладких траекторий при планировании маршрутов движения летательного аппарата // *Автометрия*. 2017. **53**, № 1. С. 3-11.
- [4] С. А. Белоконь, Ю. Н. Золотухин, А. А. Нестеров, М.Н. Филиппов. Архитектура комплекса полунатурного моделирования систем автоматического управления летательными аппаратами // *Автометрия*. 2017. № 4.
- [5] Morelli, E. A. Flight Test Experiment Design for Characterizing Stability and Control of Hypersonic Vehicles // AIAA-2008-1682, *U.S. Air Force T&E Days*, Los Angeles, CA, February 2008.
- [6] Schroeder, M. R. (1970) Synthesis of Low-Peak-Factor Signals and Binary Sequences with Low Autocorrelation // *IEEE Transactions on Information Theory*, pp. 85-89.
- [7] Young, P. and R. J. Patton (1990) Comparison of Test Signals for Aircraft Frequency Domain Identification // *Journal of Guidance*, 13, No. 3, pp. 430-438.
- [8] Eugene A. Morelli. Multiple input designs for real-time parameter estimation in the frequency domain // 13th WAC Conference on System Identification August 27-29, 2003 / Rotterdam, The Netherlands.
- [9] P. Guillaume, J. Schoukens, R. Pintelon, and I. Kollár. Crest-factor minimization using nonlinear Chebyshev approximation methods // *IEEE Trans. Instr. and Meas.*, vol. 40, pp. 982–989, 1991.
- [10] Press, W. H., S. A. Teukolsky, W. T. Vetterling, and B. R Flannery (1992) *Numerical Recipes in FORTRAN: The Art of Scientific Computing*, 2nd Ed., Cambridge University Press, New York, *NY*, Chapter 10.
- [11] Jenna Carr. *An Introduction to Genetic Algorithms*. // Senior Project, pages 1–40, 2014.
- [12] Morelli, E. A. Flight Test Maneuver Design for Efficient Aerodynamic Modeling // AIAA-2011-6672, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Portland, OR, August 2011.
- [13] Morelli, E. A. Efficient Global Aerodynamic Modeling from Flight Data // AIAA-2012-1050, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, TN, January 2012.