

УДК 629.736.072.8; 681.3

С.А. ИЩЕНКО, В.В. КАБАНЯЧИЙ

Национальный авиационный университет, Украина

МЕТОДОЛОГИЯ ПОСТРОЕНИЯ ЦИКЛА УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТАЖНЫМ СТЕНДОМ С ЦЕЛЬЮ МОДЕЛИРОВАНИЯ АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Предложена методология, которая реализует физическое моделирование такого динамического свойства воздушных судов, как акселерационные воздействия. Методология обеспечивает моделирование акселерационных воздействий, которые по характеристическим признакам (времени восприятия, направленности, длительности и интенсивности) максимально приближены к реальным. Предлагаемая методология использовалась при создании имитаторов акселерационных воздействий для комплексных тренажеров самолетов Ан-74ТК-200, Ил-96-300 и Ту-204 и получила высокую оценку пилотов.

Ключевые слова: акселерационные воздействия, пилотажный стенд, динамический стенд, цикл управления.

Введение

Обеспечить эффективность пилотажных стендов (ПСт), которая выражается в адекватности функций восприятия пилотом информационных потоков на ПСт и воздушном судне (ВС), можно лишь при информационном соответствии (подобии) ПСт и ВС. Главная разница между ПСт и ВС заключается в наличии в составе ПСт вычислителей, создание которых требует решения достаточно сложных инженерных проблем и значительных материальных затрат. Из-за экономических ограничений имитаторы ПСт не могут обеспечить полное физическое моделирование динамических свойств ВС по всем каналам восприятия пилота, включая акселерационный.

При выполнении любой задачи пилот воспринимает большое количество акселерационных воздействий (АВ). Часть этих АВ является крайне необходимыми. Отдельные АВ могут усиливать критическую информацию и повышать эффективность ПСт. Другие АВ могут быть избыточными, мало полезными или излишними и вступать в конфликт с другими информационными потоками. Согласно психофизиологической теории восприятия Д.Д. Гибсона [1] внутреннее представление внешней среды основывается на совокупности характеристических признаков, воспринимаемая информация о которой в значительной степени избыточна. При обработке мозгом, благодаря его растущей избирательности, эта избыточная информация последовательно шаг за шагом сокращается [1]. Только необходимая часть воспринимаемой информации проходит дальше, а менее существенная часть игнорируется. Благодаря

процессу сокращения информации мозг пилота из значительного объема информации о движении отфильтровывает только то, что необходимо для выполнения конкретной задачи пилотирования.

Бержерон определил [2], что эффективность ПСт не ухудшаются при уменьшении уровня соответствия между реальным АВ на ВС и имитируемыми на ПСт, 30-40% уровень соответствия обеспечивает такие же результаты, как при 100% уровне соответствия (например, динамический стенд (ДС) с шириной полосы частот от 0,016 Гц до 2,5 Гц неотличим от ДС с гораздо более узкой шириной полосы частот от 0,08 Гц до 1 Гц). Если уровень соответствия становится меньше 25%, то эффективность ПСт ухудшается лишь на 20%, тогда как в отсутствии АВ – может приносить ложную информацию. Очевидно, что экономически нецелесообразно имитировать те АВ, которые избыточные, лишние или будут проигнорированы.

Движение ВС можно представить в виде суммы двух составляющих: высокочастотной и низкочастотной. Соответственно этому различают имитацию высокочастотных (более 0,3 Гц) и низкочастотных (динамические и статические до 0,3 Гц) АВ. Имитация высокочастотных АВ требует малых перемещений платформы ДС (ПДС), а низкочастотных – требует больших перемещений ПДС.

Поэтому актуальной научной проблемой является построение цикла управления ПСт, который моделирует динамические АВ максимально приближенные по характеристическим признакам (времени восприятия, направления, интенсивности и длительности) к реальным.

Традиционные методы (пропорциональности;

высокочастотной фильтрации; нелинейной оптимальной фильтрации; квазиоптимального управления; цифровых контроллеров; импульсов; минимизации ошибки воспроизведения АВ; циклический закон управления) не обеспечивают моделирование АВ соответствующих реальным и требуют использования ДС с длиной гидроцилиндров не менее 2 метров [3].

В данной работе предложена методология построения цикла управления [4], обеспечивающего на ДС с длиной гидроцилиндров 1,2 метра моделирование АВ, максимально приближенных к реальным.

Постановка задачи исследования

Для оценки воспринимаемых пилотом АВ в качестве критерия необходимо использовать функционал $J = [J_x, J_y, J_z, J_\gamma, J_\psi, J_\vartheta]^T$, оценивающий ошибку совпадения восприятия АВ на ВС и ПСт:

$$J = \int_0^T |\Omega_{BC}(t) - \Omega_{ПСт}[u(t)]| dt \quad |\Omega_{BC}(t)| > \Omega_{П},$$

где Ω_{BC} , $\Omega_{ПСт}$ – функция восприятия движения на ВС и ПСт соответственно, $\Omega_{П}$ – порог восприятия движения, $u = [u_x, u_y, u_z, u_\gamma, u_\psi]^T$ – вектор управления, а задачу моделирования АВ свести к синтезу управления, минимизирующего функционал:

$$J^*(u) = \min_{s \in s^*} \Rightarrow u^*(t),$$

$$q \in \Omega_q$$

$$\text{sign} \Omega_{ПСт}$$

где $s = [s_x, s_y, s_z, s_\gamma, s_\psi]^T$ – вектор перемещения ПДС; $s^* = [s_x^*, s_y^*, s_z^*, s_\gamma^*, s_\psi^*]^T$ – вектор ограниченного рабочего диапазона перемещения ПДС; q – вектор характеристик ДС; Ω_q – допустимая область определения характеристик ДС, т.е. область, в пределах которой обеспечивается нормированное качество движения ПДС.

В основу разработанной методологии положен предложенный А.П. Батенко [5] способ синтеза программных сигналов с обратной связью. Для достаточно простого синтеза программных сигналов множество допустимых решений сужалось, и про-

граммные сигналы искались в классе полиномов вида: $u = \sum_{i=1}^m c_i \tau^i$, где m – количество параметров программного сигнала; c_i – i -й параметр программного сигнала; τ – текущее время программного сигнала.

Для выбора оптимальной траектории перевода ПДС из начального фазового состояния в конечное использовался критерий оптимальности

$$J = \frac{1}{2} \int_0^T u^2 dt,$$

где T – длительность интервала управления. Оптимум обеспечивается за счет того, что количество конечных условий равно порядку системы.

Результаты

Для перевода ПДС за время T из начального фазового состояния $\{s_0^{(v)}, v = \overline{0, n}\}$ в конечное $\{s_k^{(v)}, v = \overline{0, n}\}$ используется управление

$$u = \sum_{j=0}^{r+n-1} k_j \tau^j + \sum_v^{r-1} k_{sv} s^{(v)},$$

где $k_j, j = \overline{0, r+n-1}$ – коэффициенты программного сигнала: $k_j = \sum_{v=0}^{r+n-1} \frac{r!(r+n-v-1)!}{j!(r-v)!v!\Delta T^{r-v}} s_0^{(j+v)}$;

$k_{sv}, v = \overline{0, r-1}$ – коэффициенты дополнительных обратных связей: $k_{sv} = \frac{r!(r+n-v-1)!}{(r-v)!v!\Delta T^{r-v}}$. Программный сигнал является функцией времени и текущих фазовых координат ПДС

$$u = f(\tau) + f(s),$$

где $f(\tau)$ – программная составляющая программного сигнала; $f(s)$ – составляющая обратной связи.

Разработанный синтез программных сигналов, применим только к линейным системам и не учитывает ограничения на текущие фазовые координаты и управления. ДС адекватно описывается дифференциальным уравнением второго порядка с постоянными коэффициентами, а требование выдерживания его характеристик в нормированных пределах существенно ограничивает нелинейные искажения, значение которых минимум на порядок меньше полезных сигналов и которыми можно пренебречь. Моделирование динамических АВ предполагает синтез

программных сигналов с использованием аналитических связей реального движения ПС и желаемого программного движения ПДС [3]. Для учета ограничений на текущие фазовые координаты и управления цикл управления разбивается на семь этапов таким образом, чтобы ограничения приходились на границы подинтервалов управления:

1) этап разгона, на котором достигается величина производной ускорения разгона ПДС;

2) этап слежения, на котором производная ускорения ПДС является постоянной и равной производной ускорения разгона;

3) этап перехода на стабилизацию, на котором достигается величина ускорения стабилизации ПДС;

4) этап стабилизации, на котором ускорение ПДС является постоянным и равным величине ускорения стабилизации;

5) этап перехода на торможение, на котором достигается величина ускорения торможения ПДС;

6) этап торможения, на котором ПДС тормозится до останова;

7) этап возврата, на котором ПДС возвращается в исходное положение.

Рассмотрим формирование этапов цикла управления (рис. 1).

Этап разгона. На этапе разгона ПДС начинает движение из исходного положения и в конце этапа достигается величина программной производной ускорения разгона $\bar{s}_1^{(3)}$: $s_{k1}^{(3)} = \bar{s}_1^{(3)}$. Для исключения появления ложных АВ должно выполняться условие выдерживания постоянного знака четвертой производной перемещения ПДС по времени:

$\text{sign } s^{(4)} = \text{const}$. Для выполнения этого условия на этапе разгона задается такая программа изменения фазовых координат ПДС:

$$s^{(4)} = \bar{s}_1^{(5)} \tau_1, \tau_1 \in [0, T_1],$$

где $\bar{s}_1^{(5)}$ – программная пятая производная перемещения ПДС по времени этапа разгона; τ_1 – текущее время; T_1 – длительность этапа разгона. Программный сигнал на этапе разгона:

$$u^{(2)} = s^{(2)} + (b_{M2} \cdot s^{(3)} + s^{(4)} \cdot \tau_1) / b_{M1},$$

где b_{M1} , b_{M2} – коэффициенты модели ДС.

Этап слежения. На этапе слежения выдерживается постоянное значение производной ускорения ПДС заданное программной производной ускорения разгона:

$$s^{(3)} = \bar{s}_1^{(3)}, \tau_2 \in [0, T_2],$$

где $s^{(3)}$, $\bar{s}_1^{(3)}$ – соответственно текущая и программная производные ускорения ПДС на этапе слежения; τ_2 – текущее время; T_2 – продолжительность этапа слежения. Программный сигнал на этапе слежения: $u^{(2)} = s^{(2)} + b_{M2} s^{(3)} / b_{M1}$.

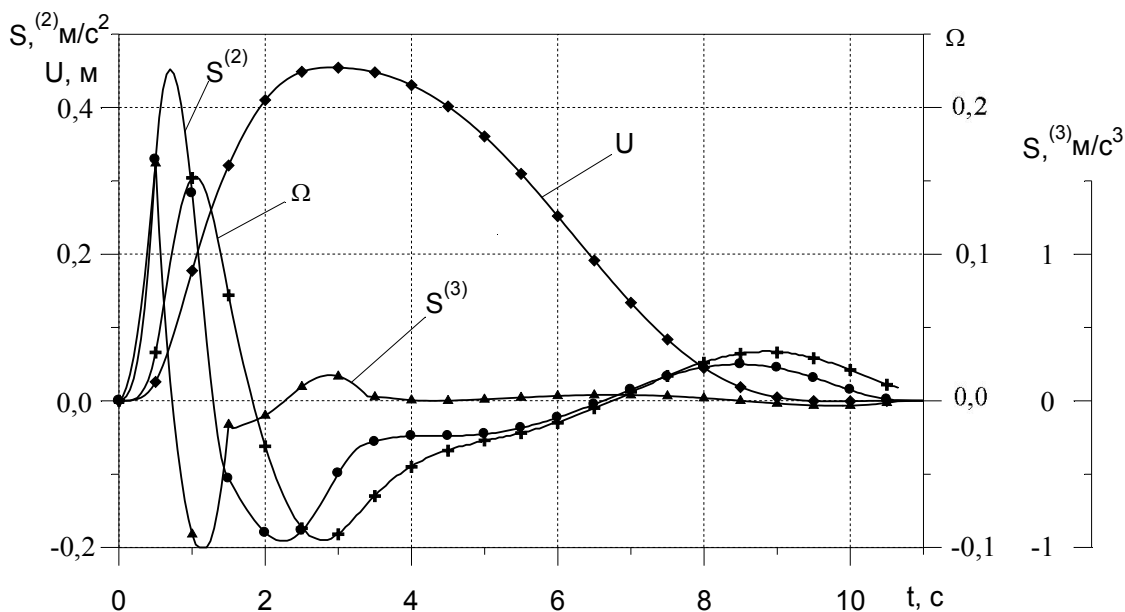


Рис. 1. Изменение фазовых координат ПДС и программного сигнала по времени при имитации динамических АВ

Этап перехода на стабилизацию. В конце этапа перехода на стабилизацию ускорение ПДС должно достичь заданной величины ускорения разгона, а производная ускорения ПДС должна равняться нулевому значению. Для предотвращения появления ложных АВ должно выполняться условие выдерживания постоянного знака четвёртой производной перемещения ПДС по времени $\text{sign } s^{(4)} = \text{const}$. Выполнение этого условия обеспечивается программой движения ПДС:

$$u^{(2)} = \left(b_{M1} \cdot s^{(2)} + b_{M2} \cdot s^{(3)} + s_{03}^{(4)} + s_3^{(5)} \cdot \tau_3 \right) / b_{M1}.$$

Этап стабилизации. На этапе стабилизации выполняется условия выдерживания постоянного значения ускорения ПДС, которое задается программой движения ПДС: $u^{(2)} = s^{(2)}$.

Этап перехода на торможение. На этапе перехода на торможение должны достигаться конечные фазовые координаты ПДС. Для выполнения условия выдерживания постоянного знака четвёртым производной перемещения ПДС по времени задается программа движения:

$$s^{(4)} = s_{05}^{(4)} + \bar{s}_5^{(5)} \tau_5, \tau_5 \in [0, T_5],$$

где $s_{05}^{(4)}$ – начальная четвёртая производная перемещения ПДС по времени на этапе перехода на торможение; $\bar{s}_5^{(5)}$ – программная пятая производная перемещения ПДС по времени на этапе перехода на торможение; τ_5 – текущее время этапа; T_5 – длительность этапа перехода на торможение. Для синтеза программного сигнала, оптимального по быстродействию, продолжительность этапа определяется из условия минимума функционала: $J = \frac{1}{2} \int_0^{T_5} u^2 dt$.

Программный сигнал рассчитывается по формуле:

$$u^{(2)} = \left(k_0 + k_1 \cdot \tau_5 + k_2 \cdot \tau_5^2 + k_3 \cdot \tau_5^3 + k_4 \cdot \tau_5^4 + k_5 \cdot \tau_5^5 + k_6 \cdot \tau_5^6 + k_7 \cdot \tau_5^7 - d_{s0} \cdot s^{(0)} - d_{s1} \cdot s^{(1)} - d_{s2} \cdot s^{(2)} - d_{s3} \cdot s^{(3)} \right) / b_{M1}.$$

Этап торможения. В конце этапа торможения перемещение ПДС должно быть равным рабочему диапазону перемещения, а остальные фазовые координаты – нулевыми. Для синтеза программного сигнала оптимального по быстродействию продол-

жительность этапа торможения определяется из условия минимума функционала $J = \frac{1}{2} \int_0^{T_6} u^2 dt$. Программный сигнал рассчитывается по формуле:

$$u^{(2)} = \left(k_0 + k_1 \cdot \tau_6 + k_2 \cdot \tau_6^2 + k_3 \cdot \tau_6^3 + k_4 \cdot \tau_6^4 + k_5 \cdot \tau_6^5 + k_6 \cdot \tau_6^6 + k_7 \cdot \tau_6^7 - d_{s0} \cdot s^{(0)} - d_{s1} s^{(1)} - d_{s2} \cdot s^{(2)} - d_{s3} \cdot s^{(3)} \right) / b_{M1}.$$

Этап возврата. В конце этапе возврата фазовые координаты ПДС должны быть нулевыми. Длительность этапа возврата определяется из уравнения:

$$f(T_7) = T_7^4 - \frac{1}{\bar{s}_7^{(5)}} \sum_{v=0}^3 k_{sv} \cdot s^{(v)} \cdot T_7^v = 0,$$

где $\bar{s}_7^{(5)}$ – программная пятая производная перемещения ПДС по времени на этапе возврата, T_7 – длительность этапа возврата. Программный сигнал рассчитывается по формуле:

$$u^{(2)} = \left(k_0 + k_1 \cdot \tau_7 + k_2 \cdot \tau_7^2 + k_3 \cdot \tau_7^3 + k_4 \cdot \tau_7^4 + k_5 \cdot \tau_7^5 + k_6 \cdot \tau_7^6 + k_7 \cdot \tau_7^7 - d_{s0} \cdot s^{(0)} - d_{s1} \cdot s^{(1)} - d_{s2} \cdot s^{(2)} - d_{s3} \cdot s^{(3)} \right) / b_{M1}.$$

Поскольку продолжительности этапов слежения, перехода на стабилизацию и стабилизации предварительно не определены, они определяются в процессе синтеза программного сигнала и зависят от текущих и программных фазовых координат, то в общем случае цикл управления разомкнут по времени. Для получения замкнутого цикла управления задаются значения фазовых координат этапов цикла управления, обеспечивающих создание АВ желаемой интенсивности и длительности. Длительность цикла управления, которая зависит от начального фазового состояния ПДС, заданных ограничений и желаемых значений фазовых координат, определяется по формуле:

$$T_{Ц} = \sum_{i=1}^7 T_i,$$

где T_i – продолжительность i -о этапа.

Заключення

Рассмотрена задача построения цикла управления, решение которой обеспечивает моделирование на пилотажных стендах АВ, максимально приближенных по характеристическим признакам к реальным.

Предлагаемая методология использовалась при создании комплексных тренажеров самолетов Ан-74ТК-200, Ил-96-300 и Ту-204, которые соответствуют наивысшим квалификационным требованиям.

Литература

1. Gerlach, O.H. *Dedvelopments in Mathematical Models of Human Pilot Behaviour [Text]* / O.H. Gerlach // *Aeronautical Journal*. – 1977. – v. 81, № 799. – P. 293-305.

2. Gundry, A.J. *The Effectiveness and Sophistication of Motion Cues Provided in Flight Simulators [Text]* / A.J. Gundry // *Coolect. Pap. Symp. 'Human Orientation and Simulation', Loughborough, 1977.* – London, 1977. – P. 35-41.

3. Ищенко, С.О. *Моделирование на динамических стендах авиационных тренажеров угловых и линейных ускорений неманевренных самолетов ГА [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.09 / Ищенко Сергей Александрович.* – Киев, 1985. – 197 с.

4. Пат. 20060А Україна. *Спосіб управління приводними ланками шестиступеневого динамічного стенда опорного типу / Сотніков Д.О., Кабанячий В.В. (Україна).* – №95041711; Заявл. 14.04.95; Опубл. 25.12.97, Бюл. № 6.

5. Батенко, Д.П. *Управление конечным состоянием движущихся объектов [Текст] / Д.П. Батенко.* – М.: Советское радио. – 1977. – 256 с.

Поступила в редакцию 7.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. механики В.А. Касьянов, Национальный авиационный университет, Киев.

МЕТОДОЛОГІЯ ПОБУДОВИ ЦИКЛУ КЕРУВАННЯ ПІЛОТАЖНИХ СТЕНДІВ З МЕТОЮ МОДЕЛЮВАННЯ АКСЕЛЕРАТИВНИХ ВПЛИВІВ

С.О. Іщенко, В.В. Кабанячий

Запропоновано методологію, яка реалізує фізичне моделювання такої динамічної властивості повітряних суден, як акселераційні впливи. Методологія забезпечує моделювання акселераційних впливів, які за характеристичними ознаками (часом сприйняття, напрямку, тривалості й інтенсивності) максимально наближені до реальних. Запропонована методологія використовувалась при створенні імітаторів акселераційних впливів комплексних тренажерів літаків Ан-74ТК-200, Іл-96-300 і Ту-204 та отримала високу оцінку пілотів.

Ключові слова: акселераційні впливи, пилотажний стенд, динамічний стенд, цикл керування.

CREATION METHODOLOGY FOR CONTROL CYCLE BY FLIGHT SIMULATOR FOR FORCE CUEING

S.O. Ischenko, V.V. Kabanyachyi

The methodology realizing the physical modelling of such aircraft dynamic properties as force cueing is proposed. Methodology provides modeling of force cueing which on the basis of the characteristic features (perception time, direction, duration, and intensity) as realistic as possible. The proposed methodology was used at design of flight simulators of aircrafts An-74TK-200, Il-96-300 and Tu-204 and got high assessment by pilots.

Key words: force cueing, flight simulator, motion system, control cycle.

Ищенко Сергей Александрович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой аэродинамики и безопасности полетов летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Кабанячий Владимир Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры аэродинамики и безопасности полетов летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: VKabanyachyi@ukr.net.