

Алгоритмы динамической имитации для стенда-тренажёра пилотируемых полетов на базе центрифуги с управляемым кардановым подвесом

В. В. АЛЕКСАНДРОВ, С. С. ЛЕМАК

*Московский государственный университет
им. М. В. Ломоносова*

e-mail: lemaks2004@mail.ru

УДК 531.396+517.98

Ключевые слова: динамическая имитация, перегрузка, центрифуга, карданов подвес, отолитов орган вестибулярной системы.

Аннотация

В статье даётся представление о структуре программного обеспечения для системы управления динамическим стендом на базе центрифуги, необходимого для моделирования пилотируемых полетов при наличии большого диапазона изменения перегрузок.

Abstract

V. V. Alexandrov, S. S. Lemak, Algorithms of dynamic piloted flight simulator stand based on a centrifuge with a controlled Cardan suspension, Fundamentalnaya i prikladnaya matematika, vol. 22 (2018), no. 2, pp. 19–32.

The paper provides a presentation of the structure of software for a control system of a dynamic simulation stand based on a centrifuge. The stand is intended for simulating manned flights with a broad range of overloads.

1. Постановка задач динамической имитации

В статье рассматриваются полёты, когда основная динамическая характеристика — модуль безразмерного вектора перегрузки [1]

$$\vec{n} = \frac{1}{|g_0|} (\vec{w} - \vec{g}) - \quad (1)$$

меняется в достаточно широком диапазоне. Здесь $|g_0|$ — модуль ускорения свободного падения на экваторе ($9,78 \text{ м/с}^2$), \vec{g} — вектор гравитационного ускорения, \vec{w} — вектор абсолютного ускорения расчётной точки летательного аппарата.

Фундаментальная и прикладная математика, 2018, том 22, № 2, с. 19–32.

© 2018 Национальный Открытый Университет «ИНТУИТ»

1.1.

В дальнейшем будем рассматривать три вида полётов: аэрокосмические полёты, полёты маневренных летательных аппаратов и аварийные ситуации для транспортных и гражданских летательных аппаратов.

Для аэрокосмических пилотируемых полётов характерные изменения модуля перегрузки $|n(t)|$ находятся в пределах $[0, 5]$. Для маневренных летательных аппаратов возможные изменения $|n(t)|$ принадлежат отрезку $[1, 12]$. В аварийных ситуациях полётов транспортных и пассажирских летательных аппаратов возможен большой диапазон изменения модуля перегрузок. Естественно, что экстремальные полёты в первых двух случаях также сопровождаются большими перегрузками.

Очевидно, что пилоты должны быть готовы к выполнению всех функций по управлению полётом во всех вышеупомянутых случаях. Однако стоимость топлива накладывает жёсткие ограничения на тренировочные полёты. Моделировать в тренировочном полёте аварийные ситуации в принципе опасно. Поэтому всё большее значение приобретают динамические стенды, на которых возможно

- а) обучение будущих пилотов и космонавтов навыкам пилотирования при изменении перегрузок в большом диапазоне;
- б) совершенствование пилотирования нового вида летательного аппарата;
- в) обучение выполнению дополнительных операций при пилотировании.

К дополнительным операциям можно отнести ведение воздушного боя, заправки в воздухе, монтаж конструкций на орбите и т. д.

Резкое изменение перегрузки и переход к невесомости на орбите, как показали эксперименты на орбитальной станции «Мир», приводят к возникновению хронических вестибуло-глазодвигательных нарушений, затрудняющих визуальное управление космическими модулями [5].

1.2.

Можно выделить два класса кинематических схем, используемых для динамических стендов-тренажёров. Первый класс — это стенды опорного типа, основанные на различных вариантах подвижной платформы Стюарта [9]. Среди динамических стендов различных кинематических схем в последнее время наибольшее применение нашли центрифуги с управляемым кардановыми подвесами [1, 6]. Возможны и более сложные кинематические схемы, сочетающие возможности стендов на базе центрифуги и стендов опорного типа [8, 10].

В статье рассматриваются следующие варианты стендов.

Наиболее распространённый первый вариант — двухстепенной карданов подвес, состоящий из кабины, имеющей возможность поворачиваться в полукольце, которое, в свою очередь, может вращаться относительно оси, совпадающей с продольной осью консоли центрифуги.

Вторым, более дорогостоящим, вариантом является трёхстепенной карданов подвес (рис. 1), состоящий из внешнего и внутреннего колец и кабины. Оси

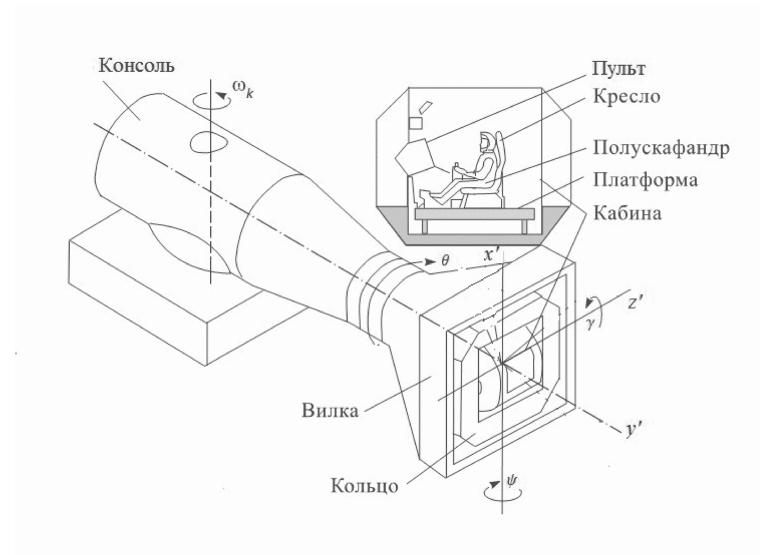


Рис. 1. Динамический стенд «Центрифуга ЦФ-18» с трёхстепенным кардановым подвесом в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина

поворотов всех трёх тел в начальном положении составляют ортогональный трёхгранник [2]. Возможна также установка в кабине динамического кресла или подвижной платформы [7].

Во всех рассматриваемых вариантах можно ввести понятие геометрического центра карданова подвеса как точки пересечения соответствующих осей вращения, а также понятия расчётной точки центрифуги, аналогичной расчётной точке летательного аппарата.

1.3.

Вначале опишем постановку задачи динамической имитации для полёта с перегрузками, большими единицы ($|n^0(t)| > 1$).

Будем считать, что информация о текущей перегрузке $n^0(t)$ пилотируемого полёта известна на временном промежутке $[t, t + \Delta t]$, где Δt — длина интервала экстраполяции динамических характеристик полёта.

Знание вектора перегрузки $n^0(t)$ позволяет говорить о знании суммарной внешней силы, действующей на чувствительную массу отолитового органа вестибулярной системы пилота, а значит, и об относительном смещении этой чувствительной массы. Поскольку вестибулярный аппарат является парным органом, будем считать, что расчётная точка находится в области переносицы пилота. Таким образом, в данном случае физическая постановка задачи динамической имитации пилотируемого полёта означает моделирование входных

силовых воздействий на чувствительные массы механорецепторов пилота [2]. В случае больших перегрузок иногда рассматривается также центр масс корпуса пилота при учёте смещения внутренних органов и реакции проприоцепторов на эти смещения.

Задача динамической имитации для пилота заключается в выборе такого движения стенда, при котором вектор перегрузки $n^c(t)$ в расчётной точке N пилота, возникающий на стенде, совпадает с соответствующим вектором перегрузки $n^0(t)$, возникающим в реальном полёте.

Рассмотрим более подробно математическую постановку задачи динамической имитации для стенда на базе центрифуги с управляемым кардановым подвесом.

Пусть ось вращения внутреннего кольца центрифуги в исходном положении вертикальна, а ось вращения кабины горизонтальна и направлена перпендикулярно консоли. С осью вращения центрифуги свяжем неподвижную систему координат $O'\xi\eta\zeta$, ось $O'\xi$ которой вертикальна. Система координат $O'xyz$ жёстко связана с консолью, ось $O'x$ совпадает с осью $O'\xi$, а ось $O'y$ направлена по консоли. Под угловой скоростью ω в дальнейшем будем понимать производную по времени от угла φ между осями $O'\eta$ и $O'y$. Оси системы координат $Ox'y'z'$ с началом в точке O — центре карданова подвеса — параллельны осям системы координат $O'xyz$. Системы координат $Ox_1y_1z_1$, $Ox_2y_2z_2$ и $Oxyz$ жёстко связаны соответственно с вилкой, внутренним кольцом и кабиной (см. рис. 1).

Схема перехода от системы $Ox'y'z'$ к системе $Oxyz$ выглядит следующим образом:

$$Ox'y'z' \xrightarrow[y',y_1]{\theta} Ox_1y_1z_1 \xrightarrow[x_1,x_2]{\psi} Ox_2y_2z_2 \xrightarrow[z_2,z]{\gamma} Oxyz,$$

где повороты на углы θ и ψ осуществляются по часовой стрелке, а на угол γ — против часовой стрелки.

Для математической постановки выпишем приближённое выражение для перегрузки на n^c в расчётной точке N стенда при вращении центрифуги:

$$n^c(N) = A(\chi)n^c + \frac{1}{|g_0|}(\dot{X}^2 + \ddot{X}^\top)\varrho(N) + \frac{1}{|g_0|}(\Omega^2 + 2\Omega^\top\dot{X})\varrho(N). \quad (2)$$

Здесь n^c — вектор перегрузки в геометрическом центре карданова подвеса с координатами

$$n_{x'}^c = -\frac{g_c}{|g_0|}, \quad n_{y'}^c = \frac{\omega_k^2 l}{|g_0|}, \quad n_{z'}^c = -\frac{\dot{\omega}_k l}{|g_0|},$$

где ω_k — угловая скорость вращения консоли, g_c — вектор ускорения свободного падения в месте установки стенда, χ — вектор углов малого поворота кабины и колец карданова подвеса, $\varrho(N)$ — радиус-вектор точки N в системе координат, связанной с кабиной ЦФ; Ω , X — кососимметричные матрицы, соответствующие вектору угловой скорости консоли и вектору поворота χ , $A(\chi) = E + X$ — матрица поворота системы координат $Oxyz$.

Таким образом, математическая постановка динамической имитации выглядит как определение угловой скорости вращения консоли $\omega_k(t)$ и вектора углов

поворота карданова подвеса $\chi(t)$, исходя из критерия

$$\|n^c(N, t) - n^0(N, t)\| \rightarrow \min_{\omega_k, \chi}.$$

Осуществив декомпозицию движения летательного аппарата, получаем возможность выделить для имитации относительное угловое движение летательного аппарата и отдельно две составляющие перегрузки в произвольной точке головы и корпуса пилота: медленноменяющуюся составляющую в центральной расчётной точке при квазистационарном движении летательного аппарата и быстроменяющуюся составляющую — относительное ускорение этой точки. Следовательно, задача динамической имитации полёта летательного аппарата редуцируется к трём задачам:

- 1) задаче имитации перегрузки $n^0(N, t)$;
- 2) задаче имитации относительных угловых колебаний, их скоростей и ускорений;
- 3) задаче имитации быстроменяющегося относительного линейного ускорения.

Решение третьей из перечисленных задач можно осуществить в случае установки в кабине центрифуги динамического кресла (или платформы) (см. рис. 1). При этом возможна лишь постановка задачи динамической имитации для тактильных механорецепторов пилота — в силу малости перемещений подвижных сиденья и спинки кресла (2—4 см). Как известно, тактильные рецепторы реагируют на деформацию кожного покрова, скорость и ускорение этой деформации. В связи с наличием в полёте определённой деформации кожного покрова, вызванной противоперегрузочным костюмом и напряжением ремней безопасности, использование динамического кресла позволяет проводить имитацию полёта для тактильных механорецепторов и проприоцепторов пилота.

Что касается аэрокосмического полёта, в силу того что перегрузка на отдельных участках траектории спуска космического аппарата достигает $6g$, угловые ускорения от собственного вращения аппарата вокруг центра масс по сравнению с перегрузкой не оказывают существенного влияния (с точки зрения ощущений) на организм космонавта. Поэтому целесообразна в первую очередь имитация траекторной перегрузки спускаемого аппарата. К тому же попытка имитации угловых ускорений на фоне больших перегрузок, требующих вращения консоли с угловой скоростью порядка $1,9 \text{ рад/с}$, приводит к возникновению нежелательных кориолисовых ускорений, что отрицательно сказывается на качестве имитации. Таким образом, во многих случаях задача динамической имитации полёта сводится к решению первой задачи — имитации траекторной перегрузки.

1.4.

Рассмотрим теперь постановку задачи для малых $n^0(t) \approx 0$, т. е. задачу динамической имитации полёта в условиях микрогравитации. Здесь используется другой подход [2] — моделирование информации реакции механорецепторов

организма космонавта на условия микрогравитации. В качестве таких механорецепторов были выбраны наиболее ответственные за реакцию на условия микрогравитации — барорецепторы системы кровообращения и вестибулярный аппарат [2]. Критерием решения задачи динамической имитации являются экспертные оценки космонавтов и кандидатов в космонавты. Естественно, что для моделирования реакции барорецепторов, расположенных в районе сонной артерии, необходимы полускафандр, позволяющий по заданному закону менять распределение циркулирующей крови, а также герметизация кабины центрифуги [2].

Рассмотрим алгоритм моделирования сенсорного конфликта невесомости.

Один из возможных алгоритмов имитации заключается в переводе полукольца (вилки) карданова подвеса из горизонтального положения при имитации стартовых перегрузок в исходное вертикальное положение.

Ось внутреннего кольца в исходном положении вертикальна, и кольцо закреплено в течение всего этапа имитации орбитального полёта. Ось поворота кабины в исходном положении горизонтальна, и все три оси составляют ортогональный трёхгранник (см. рис. 1). В течение всего этапа имитации орбитального полёта консоль центрифуги вращается с угловой скоростью $\omega = \omega_0 + \omega_1 \cdot \sin(2\pi\nu t)$, где ω_0 , ω_1 выбирались из условий, чтобы величина $\max \omega^2 l / g_0$ находилась в диапазоне 0,2—0,3, а частота ν — в диапазоне 0,1—0,3 Гц. При этом внешнее полукольцо и кабина поворачиваются по закону

$$\theta = \operatorname{arctg} \frac{\dot{\omega}_k l}{g_0}, \quad \gamma = -\operatorname{arctg} \frac{\omega_k^2 l}{\sqrt{g_0^2 + \dot{\omega}_k^2 l^2}}.$$

Благодаря указанному алгоритму в заданном диапазоне частот происходит изменение модуля и направления результирующего вектора перегрузки $n^c(t)$ таким образом, что сохраняется его ориентации в системе координат, связанной с кабиной: она ортогональна фронтальной плоскости испытуемого космонавта.

В данной ситуации практически отсутствует информация с механорецепторов отолитовых органов, оси чувствительности которых параллельны позвоночнику испытуемого, на фоне раздражения полукружных каналов вестибулярной системы.

При этом с помощью разработанного алгоритма имитации постоянно отслеживается почти прямой угол между постоянно изменяющимся по направлению гравитоинерционным вектором и фронтальной плоскостью человека. Поскольку испытуемый в этих условиях находится в кабине центрифуги в положении лежа и 6-процентное изменение веса распределяется на относительно большую площадь опоры ложемента для головы, туловища, рук и ног, он не ощущает изменений ни величины, ни направления гравитоинерционного вектора. Этот факт был доказан экспериментально.

Из сравнения входных воздействий на Земле, орбите и центрифуге с управляемым кардановым подвесом видно, что предложенный алгоритм имитации невесомости осуществляет имитацию только перераспределения масс циркулирующей крови и вестибуло-сенсорного конфликта — двух основных фактора,

влияющих на самочувствие и работоспособность космонавтов в орбитальном полёте.

Рассмотренный алгоритм был апробирован с участием 11 космонавтов. Способ показал близость индивидуальных субъективных и объективных реакций на реальные и смоделированные условия космического полёта, т. е. у космонавтов отчётливые симптомы болезни движения были как в имитируемых, так и в реальных условиях космического полёта.

На этапе имитации орбитального полёта космонавт находится в экстремальных условиях вестибуло-сенсорного конфликта невесомости, и таким образом появляется возможность в приближённых к реальности условиях отработать навыки визуального управления различными объектами в окрестности орбитальной станции.

Для реализации этой возможности требуется дополнительно осуществлять качественную визуальную имитацию условий в окрестности станции, для чего можно использовать специальные шлемы виртуальной реальности.

2. Алгоритмы имитации перегрузки

Алгоритм имитации перегрузки распадается на две части. Сначала из решения задачи об имитации модуля перегрузки определяется необходимая скорость вращения $\omega(t)$ консоли центрифуги. Далее из решения задачи об имитации направления вектора перегрузки определяются углы поворота колец карданова подвеса.

В идеальном случае модуль перегрузки $n^c(t)$, создаваемый на стенде, должен совпадать с модулем перегрузки в полёте $n^0(t)$:

$$|n^c(t)|^2 = |n^0(t)|^2 = n^2 = 1 + \frac{\omega^4 l^2}{g^2} + \frac{\dot{\omega}^2 l^2}{g^2}, \quad (3)$$

откуда получаем уравнение для требуемой угловой скорости центрифуги

$$\dot{\omega}^2 + \omega^4 = c^2(t), \quad (4)$$

где $c(t) = \mu^2(n^2 - 1)$, $\mu = g/l$.

Заметим, что в земных условиях на центрифуге нельзя воспроизвести перегрузку с модулем $|n^0(t)| < 1$. В этом случае удаётся имитировать только направление вектора реальной перегрузки при невращающейся консоли центрифуги.

Заметим, что уравнение (4) не разрешено относительно старшей производной. Программное цифровое управление консолью и кольцами карданова подвеса вырабатывает сигналы управления в дискретные моменты времени.

2.1. Простейший алгоритм динамической имитации модуля перегрузки

Пусть определены моменты времени t_j ($j = 0, 1, \dots$), $\Delta = t_{j+1} - t_j$ — шаг управления центрифугой. Для системы управления центрифугой ЦФ-18 величина Δ может быть равной либо 50 мс, либо 100 мс.

Будем считать, что в любой момент t_j известно значение величин

$$c_j = c(t_j), \quad \dot{c}(t_j) = \dot{c}_j = \frac{\mu n(t_j) \dot{n}(t_j)}{\sqrt{n^2(t_j) - 1}}, \quad \sigma(t_j) = \sigma_j = \frac{c_j}{\dot{c}_j}. \quad (5)$$

Простейший алгоритм вычисления угловой скорости центрифуги, изложенный в [2], основан на предположении о квазистационарности изменения угловой скорости центрифуги, $\dot{\omega}(t) \ll \omega(t)$,

$$\omega^{\text{st}}(t_j) = \sqrt{c(t_j)}. \quad (6)$$

Будем называть этот алгоритм АИМ1. Он хорошо работает при больших и медленноменяющихся перегрузках. Однако точность алгоритма АИМ1 существенно падает при имитации не очень больших по величине нестационарных перегрузок и особенно при старте центрифуги.

2.2. Алгоритм динамической имитации модуля перегрузки (АИМ2)

Повысить точность имитации модуля перегрузки можно, используя представленный ниже алгоритм имитации, который будем называть алгоритмом АИМ2.

Сделаем в уравнении (4) замену переменных

$$\omega^2(t) = c(t) \cos \alpha, \quad \dot{\omega}(t) = c(t) \sin \alpha.$$

Тогда для переменной $\alpha(t)$ получим уравнение

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{c}(t)}{c(t)} \frac{\cos \alpha}{\sin \alpha} - 2\sqrt{c(t) \cos \alpha}. \quad (7)$$

Если бы удалось проинтегрировать уравнение (7) подходящим численным методом, сразу можно было получить алгоритм вычисления угловой скорости консоли. К сожалению, это уравнение имеет особые точки: при $c(t) \rightarrow 0$ и $\alpha(t) \rightarrow 0$ его правая часть неограниченно возрастает.

Отсюда следует, что при малых и непостоянных $c(t) \leq c^\varepsilon$ имитация модуля перегрузки становится неэффективной и лучше на таких отрезках времени вращать консоль с постоянной угловой скоростью $\omega = \sqrt{c^\varepsilon}$. При величине $c^\varepsilon \approx 0,1 \div 0,15$ ошибка имитации перегрузки порядка порога чувствительности [2] для отолитового аппарата пилота. Тогда область изменения угловой скорости центрифуги в процессе имитации должна находиться в пределах

$$|\omega(t)| \geq \omega_{\min}, \quad (8)$$

где $\omega_{\min} \approx 0,28 \div 0,31 \text{ рад/с}$. Следовательно, необходимо предусмотреть специальные режимы старта и остановки центрифуги, на которых выполнено условие $\omega(t) \leq \sqrt{c^\varepsilon} = \omega_{\min}$. Здесь имитация не производится, а угловая скорость центрифуги либо постоянна, либо изменяется по заданному закону таким образом, чтобы, например, к моменту начала имитации t_0 достигнутые величины вращения консоли $(\omega(t_0), \dot{\omega}(t_0))$ обеспечивали известные начальные значения $(c(t_0), \dot{c}(t_0))$.

Плавная остановка центрифуги в конце этапа имитации необходима, чтобы избежать ощущения рывка в момент остановки вращения консоли.

Алгоритм имитации модуля перегрузки должен обеспечивать выработку программных значений угловой скорости и её производной в моменты времени t_j . Для этого достаточно проинтегрировать уравнение (7) на отрезке времени $\tau \in [t_{j-1}, t_j]$ при известном начальном условии $\alpha(t_{j-1}) = \alpha_{j-1}$.

Один из способов реализации алгоритма состоит в следующем. Чтобы избавиться от особенностей при $\alpha = 0$, перейдём в (7) к новой независимой переменной $s(t) = \cos \alpha$. Тогда на отрезке $\tau \in [t_{j-1}, t_j]$, $j = 1, \dots, N_k$, решаем задачу

$$\frac{ds}{d\tau} = -\sigma_j \cdot s - 2 \operatorname{sign}(\sigma_j) \sqrt{c_j} \cdot s \cdot \sqrt{1 - s^2}, \quad s(t_{j-1}) = s_j, \quad 0 \leq s \leq 1. \quad (9)$$

Дополнительно, в связи с наличием ограничений на максимальный рост радиальной составляющей перегрузки, полученное в результате работы алгоритма угловое ускорение вращения консоли не должно превышать величины

$$|\dot{\omega}(\tau)| \leq 2k \dot{M}_{\max} \cdot \sqrt{c_j}, \quad (10)$$

где \dot{M}_{\max} — максимально допустимое значение изменения радиальной перегрузки. Для центрифуги ЦФ-18 \dot{M}_{\max} не превышает величины $1g/c^2$.

Численное интегрирование системы (9) производилось с помощью нескольких (порядка 10) итераций обратного метода Эйлера.

На рис. 2—4 показаны результаты работы описанного выше алгоритма АИМ2 и квазистационарного алгоритма АИМ1.

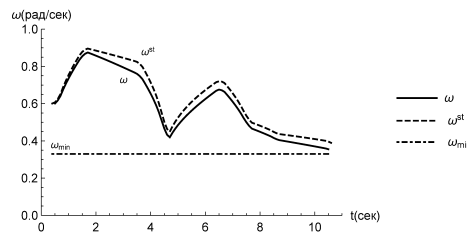


Рис. 2. Угловая скорость вращения консоли ω при работе алгоритма АИМ2 и ω^{st} при работе квазистационарного алгоритма АИМ1

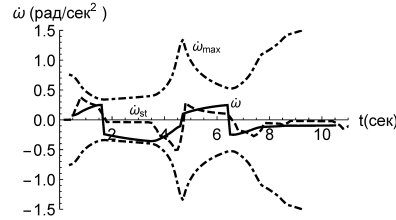


Рис. 3. Угловое ускорение вращения консоли $\dot{\omega}$ при работе алгоритма АИМ2 и $\dot{\omega}^{st}$ при работе квазистационарного алгоритма АИМ1

На рис. 2 сплошной линией показана угловая скорости вращения консоли ω , вырабатываемая алгоритмом АИМ2 при имитации требуемого модуля перегрузки $n^0(t)$, представленного на рис. 4 штрихпунктирной линией, а пунктиром — программная угловая скорость консоли ω^{st} , вычисленная по формуле (6). Также штрихпунктиром показана граница рабочей области для угловой скорости консоли ω_{min} в процессе имитации, соответствующая условию (8).

На рис. 3 сплошной линией показано угловое ускорение консоли $\dot{\omega}$, вычисленное согласно алгоритму АИМ2, пунктирной линией — угловое ускорение $\dot{\omega}^{st}$, сформированное по квазистационарному алгоритму АИМ1, штрихпунктиром — максимально допустимое значение углового ускорения $\dot{\omega}_{max}$, вычисленное по формуле (10).

На рис. 4 штрихпунктирной линией показана требуемая перегрузка $n^0(t)$, сплошной линией — перегрузка $n^c(t)$, сформированная на стенде по алгоритму АИМ2, а пунктиром — перегрузка n^{st} , сформированная по квазистационарному алгоритму АИМ1. На рис. 4 кривые $n^0(t)$ и $n^c(t)$ совпали, следовательно, пред-

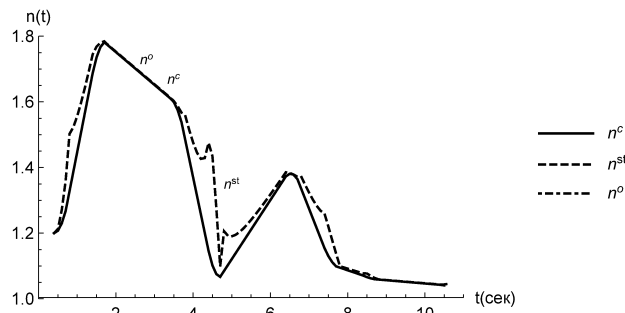


Рис. 4. Сравнение модулей исходной перегрузки n^0 и имитируемых перегрузок n^c (алгоритм АИМ2) и n^{st} — алгоритм АИМ1

ложенный алгоритм АИМ2 вырабатывает перегрузку $n^c(t)$, практически совпадающую с требуемой $n^0(t)$. Алгоритм АИМ1 вырабатывает перегрузку со значительной погрешностью, особенно на участках резкого убывания перегрузки.

2.3. Модифицированный алгоритм имитации направления вектора перегрузки

При выбранной угловой скорости вращения консоли решим задачу о нахождении углов поворота карданова подвеса, позволяющих воспроизводить ориентацию вектора $n^0(t)$ в системе координат, связанной с кабиной центрифуги.

Проекция вектора перегрузки в центре карданова подвеса в системе координат $Oxyz$, жёстко связанной с кабиной центрифуги, имеют вид

$$\begin{aligned} n_x &= \cos \theta \cos \gamma + \sin \theta \sin \psi \sin \gamma - \\ &\quad - \frac{\omega^2 l}{g} \cos \psi \sin \gamma - \frac{\dot{\omega} l}{g} (\sin \theta \cos \gamma - \cos \theta \sin \psi \sin \gamma), \\ n_y &= -\cos \theta \sin \gamma + \sin \theta \sin \psi \cos \gamma - \\ &\quad - \frac{\omega^2 l}{g} \cos \psi \cos \gamma - \frac{\dot{\omega} l}{g} (-\sin \theta \sin \gamma - \cos \theta \sin \psi \cos \gamma), \\ n_z &= -\sin \theta \cos \psi - \frac{\omega^2 l}{g} \sin \psi - \frac{\dot{\omega} l}{g} \cos \theta \cos \psi. \end{aligned} \quad (11)$$

Заметим, что равенства (11) не являются независимыми и, чтобы определить ориентацию вектора перегрузки, вообще говоря, достаточно двух поворотов карданова подвеса [6]. Имитировать перегрузки можно, например, закрепив «вилку» и из равенств (11) найдя требуемые углы поворота кольца и кабины.

Однако во многих случаях такое решение приводит к очень большим изменениям углов поворота на шаге имитации, что требует больших угловых ускорений движения кольца и кабины, а это может исказить картину канало-отолитовой реакции вестибулярной системы.

С целью снижения влияния паразитных угловых ускорений будем использовать все три угла поворота карданова подвеса, на каждом шаге решая задачу минимизации суммарного угла. Назовём такой алгоритм АИВЗ. Вычислим требуемые углы карданова подвеса в моменты времени t_j , $j = 1, 2, \dots$, соответствующие шагу имитации, из решения следующей экстремальной задачи:

$$J(\theta_j) = (\theta_j - \theta_{j-1})^2 + (\psi_j - \psi_{j-1})^2 + (\gamma_j - \gamma_{j-1})^2 \longrightarrow \min_{\theta_j \in [-\pi, \pi]}, \quad (12)$$

где $\psi_j = \psi_j(\theta_j)$, $\gamma_j = \gamma_j(\theta_j)$.

При фиксированном θ_j из системы (11) найдём явное выражение для ψ_j :

$$\psi_j = \arcsin \frac{-n_z}{\sqrt{s_1^2 + s_2^2}} - \operatorname{arctg} \frac{s_2}{s_1}, \quad (13)$$

где

$$s_1 = \frac{l\omega^2}{g}, \quad s_2 = -\frac{l\dot{\omega}}{g} \cdot \cos \theta_j + \sin \theta_j.$$

Определив ψ_j , можно найти γ_j :

$$\gamma_j = \arcsin \frac{n_y}{\sqrt{s_3^2 + s_4^2}} - \operatorname{arctg} \frac{s_4}{s_3}, \quad (14)$$

где

$$s_3 = \frac{l\dot{\omega}}{g} \cdot \sin \theta_j + \cos \theta_j, \quad s_4 = \sin \psi_j \left(-\frac{l\dot{\omega}}{g} \cdot \cos \theta_j + \sin \theta_j \right) - s_1 \cos \psi_j.$$

Заметим, что задача (12) представляет собой задачу одномерной минимизации нелинейной функции при наличии ограничений. Её решение с приемлемой точностью может быть получено в реальном масштабе времени с помощью алгоритма поиска глобального экстремума функции [7].

На рис. 5—8 показан пример работы алгоритма АИВЗ в задаче динамической имитации при выполнении элементов высшего пилотажа на высокоманевренном летательном аппарате.

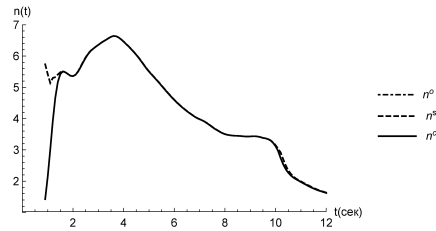


Рис. 5. Модуль исходной перегрузки n^0 и имитируемых перегрузок n^c (по алгоритму АИМ1) и n^{st} (по алгоритму АИМ2)

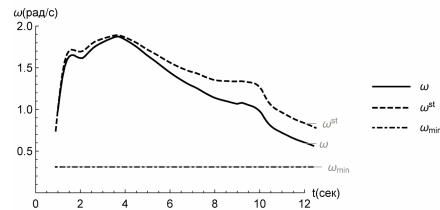
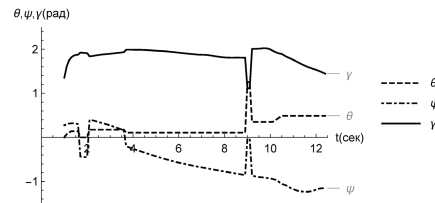
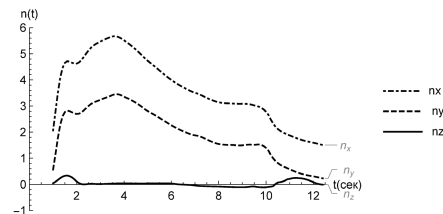


Рис. 6. Угловая скорость вращения консоли ω при работе алгоритма АИМ2 и ω^{st} при работе квазистационарного алгоритма АИМ1

На рис. 5 штрихпунктирной линией показан модуль исходной перегрузки n^0 , сплошной линией — модуль перегрузки n^c , реализованный на центрифуге

Рис. 7. Углы поворота кардановых колец: $\theta(t)$ — вилки, $\psi(t)$ — кольца и $\gamma(t)$ — кабиныРис. 8. Исходные и имитируемые на центрифуге компоненты n_x , n_y , n_z вектора перегрузки

по алгоритму АИМ2, а пунктиром — реализация n^{st} по квазистационарному алгоритму имитации. В этом случае кривые n^0 и n^c также совпадают.

На рис. 6 представлены значения угловой скорости консоли $\omega(t)$, соответствующие алгоритму АИМ2, и значения ω^{st} , соответствующие квазистационарному алгоритму АИМ1. Как видно, квазистационарный алгоритм даёт завышенные значения угловой скорости консоли, что приводит к большой ошибке имитации модуля перегрузки на начальном участке, где наблюдается резкий рост требуемой перегрузки. Поэтому в дальнейшем при решении подзадачи имитации направления перегрузки (алгоритм АИВ3) использовались те угловые скорости вращения консоли, которые вырабатывает алгоритм АИМ2.

На рис. 7 показаны программные значения углов поворота кардановых колец центрифуги, полученные при работе алгоритма имитации. Пунктирной линией показан угол поворота вилки $\theta(t)$ рад, штрихпунктирной линией — поворот кольца $\psi(t)$ рад, сплошной линией — угол поворота кабины центрифуги $\gamma(t)$ рад.

На рис. 8 даны соответствующие этим поворотам компоненты реализованной на центрифуге перегрузки n_x^c , n_y^c , n_z^c и компоненты требуемой перегрузки n_x^0 , n_y^0 , n_z^0 (соответственно штрихпунктиром, пунктиром и сплошной линией). Видно, что алгоритм имитации направления АИВ3 точно обрабатывает требуемые компоненты перегрузки.

3. Заключение

В соответствии с результатами, полученными в разделе 2, где предложены новый алгоритм имитации модуля перегрузки АИМ2 и модифицированный алгоритм имитации ориентации вектора перегрузки АИВ3, и при добавлении к ним нового алгоритма имитации орбитального полёта, изложенного в [4], можно утверждать, что разработано новое математическое обеспечение для сквозного моделирования аэрокосмического полёта на центрифуге с кабиной в управляемом кардановом подвесе.

Работа поддержана грантом РФФИ 16-01-00683, в части разработки алгоритмов динамической имитации модуля перегрузки — грантом РФФИ 18-00-01590.

Литература

- [1] Александров В. В. Об имитации кажущегося ускорения // ДАН СССР. — 1980. — Т. 256, № 2. — С. 22—30.
- [2] Александров В. В., Воронин Л.И., Глазков Ю. Н., Ишлинский А. Ю., Садовничий В. А. Математические задачи динамической имитации аэрокосмических полётов. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1995.
- [3] Александров В. В., Садовничий В. А., Чугунов О. Д. Математические задачи динамической имитации полёта. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1986.
- [4] Александров В. В., Тузов К. А. Минимаксная стабилизация периодического движения карданова подвеса центрифуги для имитации невесомости // Вестн. Моск. ун-та. Сер. 1. Математика, механика. — Принята к публикации.
- [5] Корнилова Л. Н., Темникова В. В., Сагалович С. В., Александров В. В., Якушев А. Г. Влияние отолитовой функции на функцию полукружных каналов после длительного пребывания в условиях микрогравитации // Росс. физиолог. журн. — 2007. — Т. 93, № 3. — С. 128—140.
- [6] Садовничий В. А., Александров В. В., Воронин Л. И., Лемак С. С. Тестирование качества визуальной стабилизации космических объектов на динамическом стенде с трёхуровневой системой управления // Матем. вопр. кибернет. Вып. 10. — М.: Физматлит, 2001. — С. 35—44.
- [7] Стронгин Р. Г. Численные методы в многоэкстремальных задачах (Информационно-статистические алгоритмы) // Оптимизация и исследование операций. — М.: Наука, 1978.
- [8] Feenstra P. J., Wentink M., Roza Z. C., Bles W., Valente Pais A. R. Desdemona: a new driving-simulation platform // Fahrzeugdynamik, Methoden der Modellbildung und Simulation, Essen, September 2007.
- [9] Stewart D. A platform with six degrees of freedom // Aircraft Eng. Aerospace Tech. — 1966. — Vol. 38, no. 4. — P. 30—35.
- [10] Valente Pais A. R., Wentink M., Mulder M., Van Paassen M. M. A study on cueing strategies for curve driving in Desdemona // AIAA Modelling and Simulation Technologies Conference and Exhibit 2007, Hilton Head, South Carolina, U.S.A.