

УДК 531.8

© 1994 г. В. В. АЛЕКСАНДРОВ, Г. В. БУТ

ИМИТАЦИЯ ПЕРЕГРУЗОК НА СТЕНДАХ ТИПА ЦЕНТРИФУГИ

Уровень развития современной авиационной техники, а также задачи, связанные с ее эксплуатацией, предъявляют высокие требования к качеству специальной подготовки пилотов, а следовательно, и к тренажерному обеспечению, эту подготовку осуществляющему. В реальном полете пилот испытывает действие перегрузки, изменяющейся во времени. Одна из основных идей применения стендов—тренажеров состоит в том, чтобы создать на стенде перегрузку, по величине и направлению сколько возможно близкую к реальной траекторной. Эта идея воплощается с различным успехом в зависимости от конструкции стенда. В публикуемой работе будет проанализирован ряд кинематических схем стенда типа центрифуги (ЦФ) с различными подвесами кабины, и будет дана оценка возможностей этих стендов в смысле решения задачи имитации траекторных перегрузок.

Вектор перегрузки определяется следующим образом: $n = (W(t) - g(t))/g_0$, где $W(t)$ — абсолютное ускорение движения расчетной точки, неподвижной относительно ЛА, $g(t)$ — гравитационное ускорение, величина g_0 соответствует ускорению свободного падения на уровне Земли. Задача имитации траекторной перегрузки сводится к воспроизведению этого вектора на стенде в осях, связанных с креслом пилота. Это полностью удается сделать на центрифуге с полным кардановым подвесом кабины. Вектор перегрузки, возникающей при вращении ЦФ, может быть ориентирован с помощью колец карданова подвеса желаемым образом относительно пилота, сидящего в кабине ЦФ [1]. Однако таких центрифуг очень мало и, как правило, приходится довольствоваться стендами с гораздо меньшими возможностями имитации. В большинстве случаев полностью симитировать вектор перегрузки не удается, и поэтому встает задача максимально используя ресурсы управления стенда минимизировать рассогласование между имитируемой и имитирующей перегрузками.

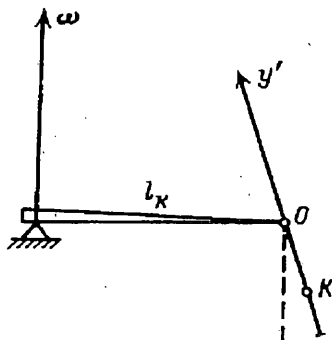
Предположим, что в нашем распоряжении проекции вектора траекторной перегрузки на оси, жестко связанные с ЛА: $n^\circ(t) = (n_x^\circ(t), n_y^\circ(t), n_z^\circ(t))$. Этой информацией могут служить запись траекторных перегрузок реального полета либо выходная информация с математической модели ЛА, реализованной на ЭВМ. Пусть функции $n_x^\circ(t)$, $n_y^\circ(t)$, $n_z^\circ(t)$ непрерывны. В этом предположении для построения алгоритма имитации достаточно знать поведение проекций перегрузки на последующий шаг по времени. Случай разрывных составляющих $n^\circ(t)$ рассмотрен в [1].

Иследуем несколько простейших кинематических схем ЦФ на предмет возможностей имитации отдельных составляющих вектора перегрузки, построим соответствующие алгоритмы имитации и проведем анализ устойчивости их функционирования.

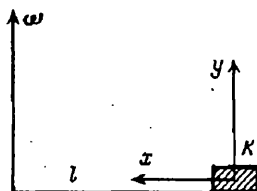
1. Рассмотрим кинематическую схему центрифуги со свободной подвеской кабины (фиг. 1). Свободный подвес при стационарном вращении консоли ЦФ позволяет оси кабины OK принять направление, совпадающее с вектором имитирующей перегрузки. В связи с этим фактом поставим задачу имитации на подобной ЦФ составляющей n_x стационарной перегрузки n .

Направим ось y' вдоль оси кабины OK (K — центр масс кабины) вверх. Вектор перегрузки, создаваемой равномерным вращением консоли, будет направлен вдоль оси y' , а проекции его на остальные оси тождественно равны нулю. В соответствии со схемой

$$n_{y'}^c = [((\omega^2 l_k)^2 + g_0^2 / g_0^2)]^{1/2} \quad (1)$$



Фиг. 1



Фиг. 2

Угловая командная скорость вращения консоли, обеспечивающая имитацию n_y° на стенде, выражается из (1):

$$\omega = [((n_y^\circ)^2 g_0^2 - g_0^2) / l_k^2]^{1/2} \quad (2)$$

(предполагается, что $|n_y^\circ| \geq 1$). Можно показать, что стационарное вращение устойчиво.

2. Рассмотрим теперь кинематическую схему ЦФ с изменяющейся длиной консоли (фиг. 2). При такой схеме кабину K можно передвигать вдоль консоли. С помощью подобной ЦФ может быть решена задача имитации составляющей $n_x^\circ(t)$ при неравноускоренном прямолинейном полете на постоянной высоте. В соответствии с кинематической схемой уравнения алгоритма имитации имеют вид

$$\dot{l} = v, \quad \dot{v} = \omega^2 l - W_x^\circ(t), \quad \dot{\omega} = -2\omega v / l \quad (3)$$

где v , ω — командные линейная и угловая скорости ($0 \leq l(t) \leq l_{\max}$), $W_x^\circ(t)$ — имитируемая составляющая вектора перегрузки ($W_x^\circ(t) = g_0 n_x^\circ(t)$). В связи с тем, что алгоритм (3) в отличие от алгоритма (2) выражен в дифференциальной форме, возникает вопрос об устойчивости его функционирования. Рассмотрим задачу устойчивости в частном случае, когда l_k , ω_k — const. Стационарный режим системы (3) определится следующим образом: $v_k = 0$, $\omega_k^2 l_k = W_x^\circ$.

Исследуем устойчивость такого режима для случая $W_x^\circ \equiv \text{const} > 0$ (при $W_x^\circ < 0$ меняется посадка пилота в кабине ЦФ). Уравнения в отклонениях в первом приближении принимают вид

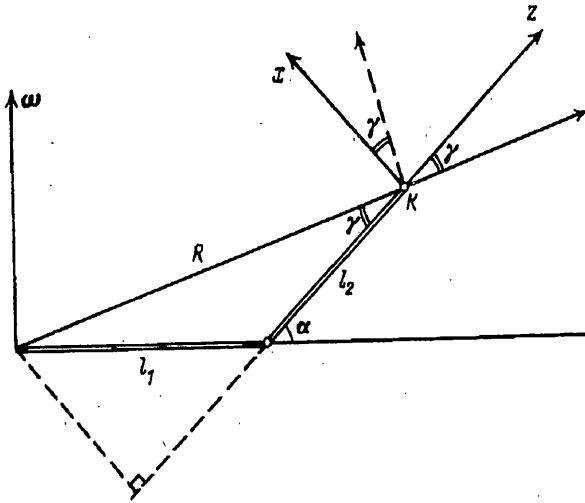
$$\begin{aligned} \Delta l &= \Delta v, \quad \Delta \dot{v} = \omega_k^2 \Delta l + 2\omega_k l_k \Delta \omega \\ \Delta \dot{\omega} &= -2\omega_k \Delta v / l_k \end{aligned} \quad (4)$$

Корни характеристического многочлена системы (4) $\lambda_1 = 0$ и $\lambda_{2,3} = \pm i \sqrt{3} \omega_k$ свидетельствуют о критическом случае. Для исследования асимптотических свойств системы рассмотрим члены второго порядка:

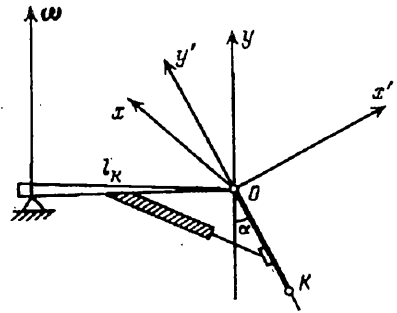
$$\begin{aligned} \Delta \dot{l} &= \Delta v, \quad \Delta \dot{v} = \omega_k^2 \Delta l + 2\omega_k l_k \Delta \omega + l_k \Delta \omega^2 + 2\omega_k \Delta \omega \Delta l \\ \Delta \dot{\omega} &= -2\omega_k \Delta v / l_k + 2\omega_k \Delta v \Delta l / l_k^2 - 2\Delta \omega \Delta v / l_k \end{aligned} \quad (5)$$

Воспользуемся процедурой исследования подобного критического случая, изложенной в [2]. Преобразованная рядом специальных замен система исследуется на устойчивость. Согласно [2], по результатам этого исследования можно однозначно судить об устойчивости исходной системы. В данном случае система в отклонениях во втором приближении (5) приводится к виду

$$\dot{u} = 0, \quad 2\dot{\rho} = 0, \quad \dot{\phi} = \omega_k \sqrt{3} - u / \sqrt{3} \quad (6)$$



Фиг. 3



Фиг. 4

Эта система будет устойчива, однако из устойчивости второго приближения не следует устойчивость исходной системы. Благодаря конкретному виду правых частей уравнений (2) удастся доказать, что любое приближение системы, независимо от порядка, будет иметь вид

$$\dot{u} = 0, \quad 2\dot{\rho} = 0, \quad \dot{\psi} = f(\omega_k, u, \rho) \quad (7)$$

Переходя к пределу получаем, что исходная система является устойчивой [2]. Таким образом, при создании разностной схемы алгоритма (2), необходимо учитывать, что асимптотической устойчивости нет, и поэтому наличие ограничений на $l(t)$ требует тщательного контроля накоплений вычислительных погрешностей.

3. Рассмотрим теперь кинематическую схему ЦФ, позволяющую имитировать перегрузки при неравноускоренном полете на постоянной высоте. Пусть консоль ЦФ имеет два звена l_1 и l_2 (фиг. 3), связанные шарниром. Звено l_2 может отклоняться приводом, установленным в шарнире на заданный угол α и в горизонтальной плоскости вращения консоли. Ускорения, сообщаемые вращением центрифуги со скоростью $\omega(t)$ и вращением звена l_2 со скоростью $\dot{\alpha}(t)$ вокруг точки O , в проекциях на оси $Kxuz$, жестко связанные с пилотом, в расчетной точке K имеют вид

$$\begin{aligned} w_x &= \ddot{\alpha}l_2 + \dot{\omega}R \cos \gamma + \omega^2 R \sin \gamma, \quad w_y = -g \\ w_z &= \dot{\omega}R \sin \gamma - \omega^2 R \cos \gamma - \dot{\alpha}^2 l_2 - 2\dot{\alpha}\omega l_2 \\ R \cos \gamma &= l_2 + l_1 \cos \alpha, \quad R \sin \gamma = l_1 \sin \alpha \end{aligned} \quad (8)$$

Как видно из системы (8) формированием режимов $\alpha(t)$ и $\omega(t)$ можно влиять лишь на составляющие w_x и w_z ускорения в расчетной точке

$$\dot{\alpha} = v$$

$$\dot{v} = \frac{1}{l_2} \left(w_x - \omega^2 l_1 \sin \alpha - \frac{l_1 + l_2 \cos \alpha}{l_1 \sin \alpha} (w_z + \omega^2 (l_2 + l_1 \cos \alpha) + v^2 l_2 + 2v\omega l_2) \right)$$

$$\dot{\omega} = \frac{1}{l_1 \sin \alpha} (w_z + \omega^2 (l_2 + l_1 \cos \alpha) + v^2 l_2 + 2v\omega l_2) \quad (9)$$

где $w_x = n_x^\circ g_0$, $w_z = n_z^\circ g_0$ — имитируемые составляющие ускорения. Рассмотрим устойчивость функционирования алгоритма (9) в частном случае — стационарном режиме. Стационарный режим системы (9) определится уравнениями:

$$v = 0, \quad w_z + \omega_0^2 (l_2 + l_1 \cos \alpha_0) = 0$$

$$w_x - \omega_0^2 l_1 \sin \alpha_0 = 0 \quad (10)$$

Исследуем устойчивость режима, определяемого системой (10), для случая $w_x = x_0 \equiv \text{const}$, $w_z = z_0 \equiv \text{const}$. Решением системы (10) будет объединение двух решений:

$$\omega_0 = \pm \left[\frac{z_0 l_2 + (z_0^2 l_2^2 + (l_1^2 - l_2^2) (z_0^2 + x_0^2))^{1/2}}{l_1 - l_2} \right]^{1/2} \quad (l_1 > l_2, z_0 \in R, x_0 \in R) \quad (11)$$

$$\omega_0 = \pm \left[\frac{-z_0 l_2 \pm (z_0^2 l_2^2 - (l_2^2 - l_1^2) (z_0^2 + x_0^2))^{1/2}}{l_2 - l_1} \right]^{1/2} \quad (12)$$

$$l_2 > l_1, z_0 < 0, x_0 \in R, l_2 < l_1 (1 + z_0^2/x_0^2)^{1/2}$$

Угол α_0 в обоих случаях определяется формулой $\alpha_0 = \text{arctg}[-x_0/(z_0 + \omega_0^2 l_2)]$. Характеристический многочлен линеаризованной в окрестности режима (11), (12) системы имеет вид

$$\lambda^3 - \frac{2\omega_0 l_2}{l_1 \sin \alpha_0} \lambda^2 + 4\omega_0^2 \lambda - \frac{2\omega_0^3 (l_1 + l_2 \cos \alpha_0)}{l_2 \sin \alpha_0} = 0 \quad (13)$$

Достаточное условие асимптотической устойчивости решения (11), (12) по первому приближению приводит к системе неравенств

$$\omega_0/x_0 < 0, \quad l_1 > l_2, \quad z_0 \in R, \quad x_0 \in R \quad (14)$$

Эта система неравенств совместна и указывает область устойчивости на множестве режимов $x_0 \equiv \text{const}$ и $z_0 \equiv \text{const}$ при заданных параметрах l_1 и l_2 .

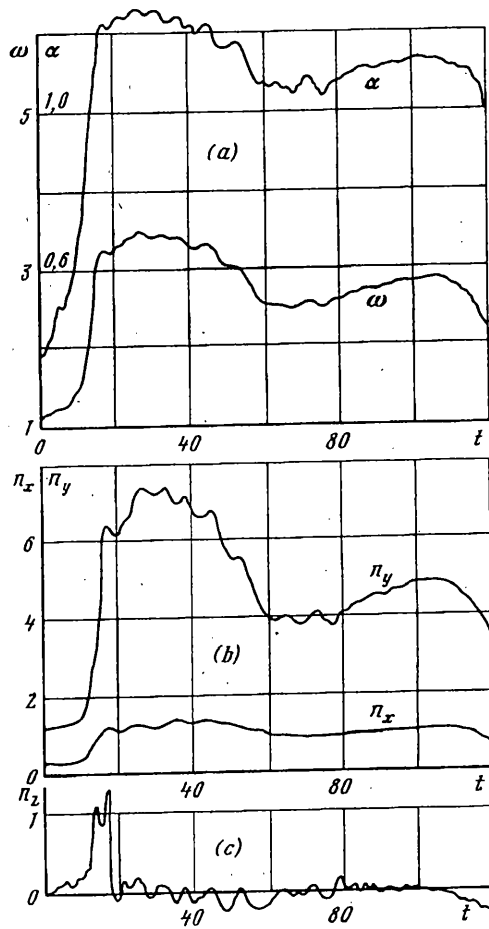
4. В следующей кинематической схеме с двумя степенями свободы отклонение звена консоли происходит в вертикальной плоскости с помощью гидроцилиндра (фиг. 4). Эта схема также позволяет имитировать две составляющих нестационарной перегрузки. Отклонение подвески в вертикальной плоскости дает возможность располагать составляющую вектора перегрузки, лежащую в плоскости yz , под любым углом относительно осей, связанных с пилотом. Эта особенность может быть использована при выборе посадки пилота. Из трех составляющих вектора перегрузки, испытываемой пилотом, в условиях дефицита ресурсов управления воспроизведению подлежат составляющие n_x° и n_y° . В соответствии с этим посадим пилота спиной к оси вращения, свяжем с ним оси $x'y'z'$ (фиг. 4). Пусть кабина отклонена от вертикали на угол α ($\alpha \in [0; \pi/2]$). Проекция вектора перегрузки, создаваемой вращением консоли с угловой скоростью $\omega(t)$, определяются следующим образом:

$$n_x = \frac{1}{g_0} (\omega^2 l_k \cos \alpha + g \sin \alpha), \quad n_y = \frac{1}{g_0} (g \cos \alpha - \omega^2 l_k \sin \alpha) \quad (15)$$

Необходимо определить командный угол α и командную угловую скорость ω такие, что проекции n_x и n_y , как можно меньше отличаются от имитируемых n_x° и n_y° . Эта задача сводится к минимизации по углу α и угловой скорости ω следующего функционала:

$$F = \{(n_y - n_y^\circ)^2 + (n_x - n_x^\circ)^2\} \rightarrow \min \quad (16)$$

$\alpha \in [0; \pi/2]$
 $\omega \in [0; \omega^*]$



Фиг. 5

Согласно (15) функционал (16) принимает вид

$$F(\alpha, \omega) = \left\{ \left(\frac{\omega^2 l_k}{g} \cos \alpha + \sin \alpha - n_x^\circ \right)^2 + \cos \alpha - \left(\frac{\omega^2 l_k}{g} \sin \alpha - n_y^\circ \right)^2 \right\} \quad (17)$$

Искомые экстремальные значения α^v и ω^v определяются системой уравнений

$$F_{\alpha'} = 0 \rightarrow \operatorname{tg} \alpha^v = \frac{n_x^\circ \pm n_y^\circ [(n_x^\circ)^2 + (n_y^\circ)^2 - 1]^{1/2}}{n_y^\circ \pm n_x^\circ [(n_x^\circ)^2 + (n_y^\circ)^2 - 1]^{1/2}} \quad (18)$$

$$F_{\omega'} = 0 \rightarrow \omega^{v2} = \pm \frac{g}{l} [(n_x^\circ)^2 + (n_y^\circ)^2 - 1]^{1/2} \frac{(n_x^\circ)^2 - (n_y^\circ)^2}{(n_x^\circ)^2 + (n_y^\circ)^2}$$

В силу условия $\alpha \in [0, \pi/2]$, $\sin \alpha^v$ и $\cos \alpha^v$ в выражениях (18) выбираются такие, что $\sin \alpha^v \geq 0$ и $\cos \alpha^v \geq 0$. Оптимальные угол наклона подвеса кабины и угловая скорость вращения консоли принадлежат соответственно множествам $\alpha_{\text{opt}} \in \{0; \alpha^v; \pi/2\}$ и $\omega_{\text{opt}} \in \{0; \omega^v; \omega^\circ\}$. Пара (α, ω) , доставляющая наименьшее

значение функционалу (17), является искомой ($\alpha_{opt}, \omega_{opt}$). При наличии информации о перегрузке с математической модели ЛА на последующий момент времени посредством алгоритма (18) определяются оптимальные значения управляющих параметров, обеспечивающие наилучшую имитацию вектора перегрузки. На (фиг. 5) представлены тестовые режимы перегрузок n_x°, n_y° и соответствующие им режимы α, ω и n_z (время t в [с]).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Александров В. В., Садовничий В. А., Чугунов О. Д. Математические задачи динамической имитации полета. М.: Изд-во МГУ, 1989. С. 81—107.
2. Малкин И. Г. Теория устойчивости движения. М.: Наука, 1966. С. 431—437.

Москва

Поступила в редакцию
6.III.1992