

Тестирование точности управления устройством спасения космонавта

В. А. САДОВНИЧИЙ

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

В. В. АЛЕКСАНДРОВ

*Московский государственный университет
им. М. В. Ломоносова*
e-mail: valex@moids.math.msu.su

С. С. ЛЕМАК

*Московский государственный университет
им. М. В. Ломоносова*
e-mail: lemak@moids.math.msu.su

С. С. ПОЗДНЯКОВ

ОАО НПП «Звезда»
e-mail: zvezda@zvezda-npp.ru

УДК 531.3:681.5.01

Ключевые слова: управление, космос, сенсорный конфликт невесомости, динамическая имитация.

Аннотация

Рассмотрена задача тестирования качества управления устройством спасения космонавтов (УСК). Предлагается схема тестирующего тренажёра по управлению УСК на базе динамического стенда (центрифуги ЦФ-18), на котором возможна имитация условий сенсорного конфликта невесомости для космонавта. Приведён соответствующий алгоритм имитации невесомости, использующийся в Центре подготовки космонавтов и прошедший экспертную оценку многих космонавтов и кандидатов в космонавты. Тестирование точности управления устройством использует методику максимального тестирования. Полученные в результате решения параметры УСК и его двигателей используются на втором этапе тестирования как входы для программы, моделирующей движение УСК и визуальную обстановку в окрестности станции.

Abstract

V. A. Sadovnichy, V. V. Alexandrov, S. S. Lemak, S. S. Pozdnyakov, Accuracy testing of control for an astronaut saver, Fundamentalnaya i prikladnaya matematika, vol. 11 (2005), no. 8, pp. 165–174.

The problem of testing quality of control algorithms for an astronaut saver, i.e., a device for rescue of astronauts (DRA), is considered. The suggested testing simulator is based on a dynamic stand (centrifuge CF-18). This stand enables simulation of conditions for astronaut sensory conflict of weightlessness. An appropriate algorithm of weightlessness simulation, used at the Cosmonaut Training Center (Russia) subjected to expertise of many astronauts and would-be astronauts is described. Testing accuracy of DRA control

Фундаментальная и прикладная математика, 2005, том 11, № 8, с. 165–174.

© 2005 *Центр новых информационных технологий МГУ,
Издательский дом «Открытые системы»*

implements a procedure of maximin testing. The worst parameters of DRA obtained as a solution to the maximin problem are used at the second stage of testing, as inputs for a program simulating DRA motion and visual environment near an orbital station.

Введение

Наличие хронических вестибулодвигательных нарушений в условиях микрогравитации заставляет более ответственно подойти к проблеме визуального управления движением космических модулей. В процессе подготовки космонавта-оператора необходимо осуществлять тренировки и регулярно проводить тестирование качества визуального управления космическим модулем.

Методика максиминного тестирования [1, 3] включает три этапа. Стратегия тестирования формируется на первом этапе в результате решения игровой задачи. Непосредственно тестирование — оно может быть реализовано либо в компьютерном варианте, либо с помощью динамического стенда — происходит на втором этапе, когда по найденным наихудшим начальным и постоянно действующим возмущениям тестируется реальный алгоритм управления. На третьем этапе путём обработки результатов тестирования выставляется оценка в смысле заданного функционала качества стабилизации (по десятибалльной или столбалльной шкале).

В случае стендового тестирования, функциональная схема которого представлена на рис. 1, ситуация несколько усложняется, поскольку, кроме алгоритмов тестирования, требуется разработка алгоритмов динамической имитации, создающих соответствующие условия для сенсоров системы управления (либо для сенсоров пилота-оператора).

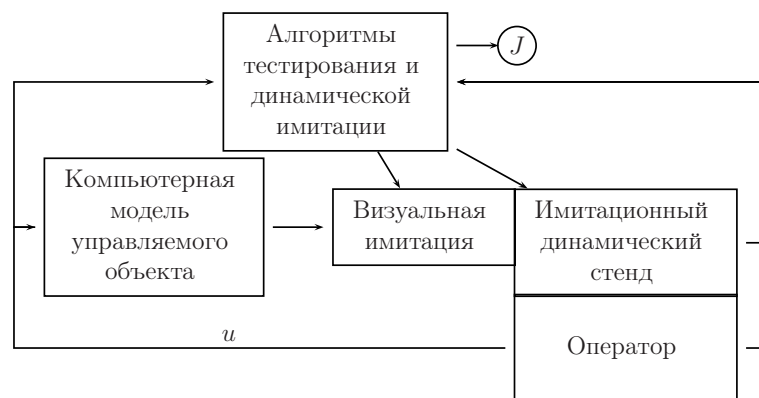


Рис. 1

Моделирование сенсорного конфликта невесомости

Для моделирования сенсорного конфликта при движениях в невесомости разработан способ имитации условий космического полёта [3] и алгоритм его воспроизведения на стенде-тренажёре ЦФ-18. Стенд ЦФ-18 представляет собой центрифугу с кабиной в кардановом подвесе (рис. 2). Консоль центрифуги может вращаться вокруг вертикальной оси, проходящей через один конец консоли. На другом конце консоли находится карданов подвес. Внешнее полукольцо («вилка») карданова подвеса может поворачиваться вокруг продольной оси консоли, но в данном случае оно закреплено. Во внешнем полукольце, перпендикулярно его оси вращения, расположена горизонтально (в исходном положении) ось поворота внутреннего кольца. Во внутреннем кольце, перпендикулярно его оси поворота, находится ось поворота кабины.

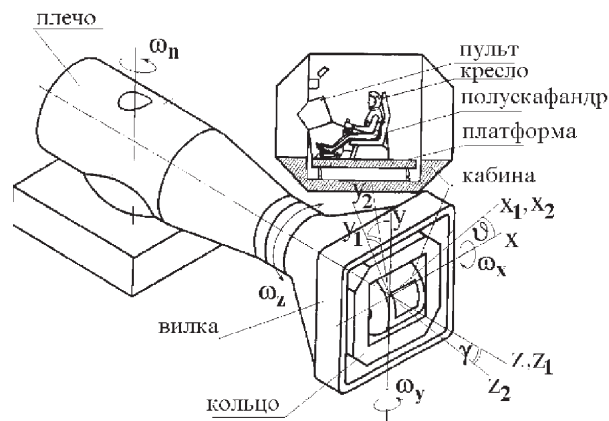


Рис. 2

Пусть ψ , γ — углы поворота от начального положения кольца и кабины соответственно и ω — угловая скорость вращения консоли.

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, ось поворота кабины в исходном положении горизонтальна, и все три оси составляют ортогональный трёхгранник. В течение всего этапа имитации орбитального полёта консоль центрифуги вращается с угловой скоростью

$$\omega = \omega_0 + \omega_1 \sin(2\pi\nu t),$$

где $\nu = 0,1 \div 0,3$ Гц, а полукольцо и кабина поворачиваются по закону

$$\psi = \operatorname{arctg} \frac{\omega^2 l}{|g_c|}, \quad \gamma = -\operatorname{arctg} \frac{\omega^2 l}{\sqrt{g_c^2 + \dot{\omega} l^2}},$$

где g_c — вектор ускорения свободного падения на поверхности Земли, l — длина консоли.

Благодаря этому алгоритму в заданном диапазоне частот происходит изменение модуля и направления результирующего вектора перегрузки $n = \frac{1}{|g_c|}(w - g_c)$ при сохранении его ориентации в системе координат, связанной с кабиной, ортогонально фронтальной плоскости испытуемого. Здесь w — вектор абсолютного ускорения геометрического центра карданова подвеса. Таким образом, в данной ситуации практически отсутствует информация с отолитового аппарата и других анализаторов пространства об изменении положения на фоне раздражения полукружных каналов вестибулярной системы. В физиологическом аспекте в рассмотренных условиях моделирования раздражаются рецепторы полукружных каналов, что имеет место в условиях невесомости, но практически исключается информация с отолитов и других анализаторов пространственного положения об изменении направления «кажущейся вертикали», что тоже имеет место в условиях невесомости, но до сих пор не моделировалось ни на одном из наземных стендов.

Для моделирования перераспределения жидких сред в направлении к голове создаётся избыточное давление на нижнюю половину тела испытуемого. Для этого используется полускафандр, сохраняющий давление воздуха в нём постоянным. Что касается верхней части тела испытуемого, то внешнее давление изменяется благодаря системе регулирования давления воздуха в кабине. Для нахождения наиболее рационального закона изменения давления в кабине была использована математическая модель перераспределения циркулирующей крови [3].

Рассмотренная динамическая имитация условий орбитального полёта на центрифуге ЦФ-18 проверялась с участием 11 космонавтов. При этом в течение одного часа гемодинамические эффекты невесомости создавались полускафандром при давлении 40 мм рт. ст., а при моделировании сенсорного конфликта радиальный вектор колебался в диапазоне 0,05–0,6 G с частотой 0,12 Гц.

В программное обеспечение системы управления тренажёром должен входить также пакет программ по трёхмерной анимации управляемого объекта. Однако использование только системы визуальной имитации космического полёта не приводит к тем вестибулосенсорным нарушениям, которые имеют место на орбите. Это связано с тем, что механорецепторы организма оператора, находящегося на неподвижном тренажёре, не испытывают механического стимула, и поэтому отсутствуют и вестибулоглазодвигательные нарушения.

Таким образом, предлагается формировать тренажёры по визуальному управлению космическими объектами на базе центрифуги с управляемым кардановым подвесом. Система визуальной имитации при этом входит во второй уровень управления наряду с программным обеспечением, реализующим алгоритмы акселерационной имитации. Это программное обеспечение является, по сути дела,

управляющей программой, формирующей выходную информацию об имитирующих движениях для соответствующих исполнительных органов динамического тренажёра.

На основе изложенного выше тестирующий тренажёр для приобретения навыков по полуавтоматическому управлению космическими объектами должен состоять из:

- центрифуги с кабиной в управляемом кардановом подвесе;
- полускафандра;
- монитора или специальных очков для визуальной имитации;
- пульта управления космическим модулем.

Для того чтобы тренажёр стал тестирующей системой, необходимо ввести третий уровень управления, формирующий наилучшие начальные и постоянно действующие возмущения, оказывающие влияние на динамику управляемого космонавтом модуля.

Методика максиминного тестирования качества управления модулем

Рассмотрим задачу тестирования качества полуавтоматического (ручного) управления модулем в режиме стабилизации.

Оценку качества управления будем проводить на основе анализа поведения линейной системы уравнений в отклонениях управляемого объекта от заданного направления движения, которую запишем в виде

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = A(t)x + B(t)u + C(t)q + D(t)p, \\ u(\cdot) \in U = \{u(\cdot) \in L_2^s \mid u(t) \in \Omega \subset \mathbb{R}^s\}, \\ q(\cdot) \in V = \{q(\cdot) \in KC \mid q(t) \in Q \subset \mathbb{R}^m\}, \quad x(t_0) \in R_0 \subset \mathbb{R}^n; \\ p(\cdot) \in P = \{p(\cdot) \in B \mid |p_i(t)| \leq \nu_0\}. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь $x(t)$ — n -мерный вектор отклонений от заданной траектории, $p(\cdot)$ — m -мерная вектор-функция параметрических возмущений, $u(\cdot) \in L_2$ — s -мерная вектор-функция стабилизирующих управлений, $q(t)$ — постоянно действующие возмущения, $x(t_0) \in R_0$ — множество начальных отклонений.

Точность стабилизации определим классом функционалов

$$J = x^\top(t_k)Sx(t_k),$$

где матрица S является симметричной и положительно определённой, а момент окончания процесса t_k фиксирован.

Тестирование качества работы алгоритма стабилизации \tilde{u} заключается в сравнение показателя (функционала) точности стабилизации \tilde{J} (вычисленного

при работе тестируемого алгоритма \tilde{u} и некоторой «оптимальной» контрстратегии w^0 поведения возмущений) с нижней оценкой показателя точности J_0^0 , полученной в результате решения максиминной задачи

$$J_0^0 = \max_{w \in W} \min_{u(\cdot) \in U} J,$$

где $w^\top = \{x_0, p, q\}$ — совокупность начальных, параметрических и постоянно действующих возмущений $q(t)$, $W = R_0 \times P \times V$. Пусть $S^\top = S \geq 0$ — диагональная матрица с одной, двумя или $k \leq n$ единицами на диагонали.

Предположим, что имеется седловая точка и существует цена игры:

$$J(u_0, v_0) = \min_{u(\cdot) \in U} \max_{v(\cdot) \in V} J(u, v) = \max_{v(\cdot) \in V} \min_{u(\cdot) \in U} J(y(u, v)) = J_0^0.$$

Предлагаемый ниже алгоритм поиска седловой точки использует эквивалентность исходной динамической игры и некоторой геометрической игры на множествах достижимости системы (1).

Представим фазовый вектор x в виде $x = y - z$, систему (1) можно переписать в виде двух систем

$$\begin{aligned} \dot{y} &= A(t)y + C(t)q + D(t)p, & y(t_0) &= x(t_0) \in R_0, \\ \dot{z} &= A(t)z - B(t)u, & z(t_0) &= 0. \end{aligned}$$

Тогда при фиксированном $x(t_0) \in R_0$ всем возможным поведением $u(t) \in U$ и $w(t) \in W$ как функциям времени при $t \in [t_0, t_k]$ будут соответствовать множества достижимости $\Omega_v(t_0, t_k)$ и $\Omega_u(t_0, t_k)$.

Необходимые и достаточные условия существования седловой точки в геометрической игре получены в [2]. Показано, что в седловой точке

$$x^0 = y(t_k, v^0) - z(t_k, u^0)$$

касательная (опорная, если $y(t_k, v^0)$ угловая) гиперплоскость к множеству Ω_v , а также гиперплоскость, касательная (опорная) к множеству Ω_u в точке $z(t_k, u^0)$ ортогональны вектору x^0 , т. е. они параллельны.

Пример решения задачи первого этапа тестирования

Большое влияние на точность выполнения управляющих действий как при решении задач угловой стабилизации, так и при поступательных движениях УСК играют его массово-инерционные характеристики и разнотяговость двигателей.

Схема расположения двигателей изображена на рис. 3. Приборную систему координат $C'z_1z_2z_3$ свяжем с прямоугольной рамой устройства спасения космонавта, в углах которой находятся двигатели. Точка C' находится в геометрическом центре рамы, плоскость рамы совпадает с плоскостью $CC'z_2z_3$.

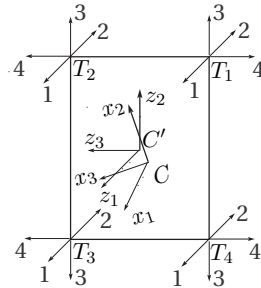


Рис. 3

Ось $C'z_1$ имеет направление спина-грудь, ось $C'z_2$ — ноги-голова, а ось $C'z_3$ идёт вправо от космонавта. Рамы имеет размеры $2a$ и $2b$ соответственно по осям $C'z_2$ и $C'z_3$. Обозначим через T_i , $i = 1, \dots, 4$, угловые точки рамы. В каждой точке находится по четыре двигателя, программная величина тяги которых одинакова и равна u^* . Модуль конструируется таким образом, чтобы приборные оси совпадали с главными осями инерции модуля при расчётной загрузке модуля, а центр тяжести всей системы совпадал с точкой C' , т. е. $C' = C$. Тогда в расчётном случае тензор инерции системы в осях $Cz_1z_2z_3$ имеет диагональный вид:

$$J_0 = \text{diag}(J_1, J_2, J_3).$$

В реальном случае центр масс системы смещён относительно точки C' на величины δ_1 , δ_2 , δ_3 по соответствующей оси. Свяжем систему координат $Cx_1x_2x_3$ с главными осями тензора инерции космического модуля. Обозначим через γ_1 , γ_2 , γ_3 углы малого поворота от приборной системы C'_z к системе C_x .

Рассмотрим задачу тестирования на заключительном интервале маневрирования, когда космонавт завершил угловую стабилизацию модуля в автоматическом режиме и реализует маршевое движение, нацеленное в точку причаливания при включённых двигателях u_{11} , u_{21} , u_{31} , u_{41} и визуальной стабилизации маршевого движения.

Пусть орбитальная станция движется по круговой орбите с угловой скоростью ω_0 . Со станцией свяжем ортогональную правую систему координат $My_1y_2y_3$, где точка M — центр масс станции. Положение модуля относительно станции определим координатами центра масс C модуля y_1 , y_2 , y_3 и тремя углами α_1 , α_2 , α_3 поворота системы Cx относительно My .

Обозначим

$$\Delta\alpha = \alpha(t) - \alpha^*, \quad \Delta y = y(t) - y^*(t)$$

отклонения от номинальной траектории модуля, которая определяется для номинальных значений тяги u^* двигателей при расчётных массовых характеристиках модуля. На маршевом интервале движения модуля углы поворота α_i можно считать малыми.

Уравнения в отклонениях от программного движения модуля имеют вид

$$\begin{aligned}
\Delta \ddot{y}_1 + 2\omega_0 \Delta \dot{y}_3 &= -\frac{4u^*(t)}{m_0} \varkappa + \frac{1}{m_0} \sum_{i=1}^4 (u_{i1} + q_{i1}), \\
\Delta \ddot{y}_2 + \omega_0^2 \Delta y_2 &= -\frac{4u^*(t)\alpha_3^*}{m_0} \varkappa + \frac{4u^*}{m_0} (\Delta \alpha_3 + \gamma_3) + \frac{\alpha_3^*}{m_0} \sum_{i=1}^4 (u_{i1} + q_{i1}), \\
\Delta \ddot{y}_3 - 2\omega_0 \Delta \dot{y}_1 - 3\omega_0^2 \Delta y_3 &= \frac{4u^*\alpha_2^*}{m_0} \varkappa - \frac{4u^*}{m_0} (\Delta \alpha_2 + \gamma_2) - \frac{\alpha_2^*}{m_0} \sum_{i=1}^4 (u_{i1} + q_{i1}), \\
\Delta \ddot{\alpha}_1 + \omega_0 \frac{J_1 + J_3 - J_2}{J_1} \Delta \dot{\alpha}_3 + \omega_0^2 \frac{J_2 - J_3}{J_1} \Delta \alpha_1 &= \\
&= (\omega_0 \dot{\alpha}_3^* - \omega_0^2 \alpha_1^*) \left(\frac{J_3 - J_2}{J_1} \varrho_1 + \frac{J_2}{J_1} \varrho_2 - \frac{J_3}{J_1} \varrho_3 \right), \\
\Delta \ddot{\alpha}_2 &= \frac{4u^*}{J_2} \delta_3 + \frac{a}{J_2} (-q_{11} + q_{21} + q_{31} - q_{41}) + \frac{a}{J_2} (-u_{11} + u_{21} + u_{31} - u_{41}), \\
\Delta \ddot{\alpha}_3 - \omega_0 \frac{J_3 + J_1 - J_2}{J_3} \Delta \dot{\alpha}_1 - \omega_0^2 \frac{J_1 - J_2}{J_3} \Delta \alpha_3 &= \\
&= (\omega_0 \dot{\alpha}_1^* + \omega_0^2 \alpha_3^*) \left(\frac{J_2 - J_1}{J_1} \varrho_3 + \frac{J_1}{J_3} \varrho_1 - \frac{J_2}{J_3} \varrho_2 \right) - \frac{4u^*}{J_3} \delta_2 + \\
&+ \frac{b}{J_3} (-q_{11} - q_{21} + q_{31} + q_{41}) + \frac{b}{J_3} (-u_{11} - u_{21} + u_{31} + u_{41}).
\end{aligned} \tag{2}$$

Здесь \varkappa , ϱ_1 , ϱ_2 , ϱ_3 — относительные отклонения массы и центральных моментов инерции модуля от номинальных значений m_0 , J_1 , J_2 , J_3 , а q_{ij} — погрешности в реализации тяги u_{ij} соответствующего двигателя.

Система уравнений в отклонениях (2) может быть приведена к виду (1), где

$$x = (\Delta y_1, \Delta y_2, \Delta y_3, \Delta \dot{y}_1, \Delta \dot{y}_2, \Delta \dot{y}_3, \Delta \alpha_1, \Delta \alpha_2, \Delta \alpha_3, \Delta \dot{\alpha}_1, \Delta \dot{\alpha}_2, \Delta \dot{\alpha}_3),$$

$u = (u_{11}, u_{21}, u_{31}, u_{41})$ — вектор управлений, $q = (q_{11}, q_{21}, q_{31}, q_{41})$ — вектор постоянно действующих возмущений и $p = (\varkappa, \delta_2, \delta_3, \gamma_2, \gamma_3)$ — вектор параметрических возмущений.

Будем считать, что величина параметрических возмущений известна с точностью до $p_i^- \leq p_i \leq p_i^+$, $i = 1, 2, \dots, 5$. На тех интервалах времени, где включены двигатели, т. е. $u^*(t) \neq 0$, постоянно действующие возмущения q ограничены: $|q_i(t)| \leq \nu = 0,4H$, $i = 1, \dots, 4$.

На рис. 4 множества достижимости Ω_u (границы множества отмечены звёздочками) и множества Ω_q (границы множества отмечены кружочками) изображены в разрезе, чтобы показать работу алгоритма решения задачи первого этапа тестирования.

Решение максиминной задачи составляет пара точек (K, S) . Пунктирными линиями с соответствующими номерами обозначены пары, полученные в результате работы предложенного алгоритма.

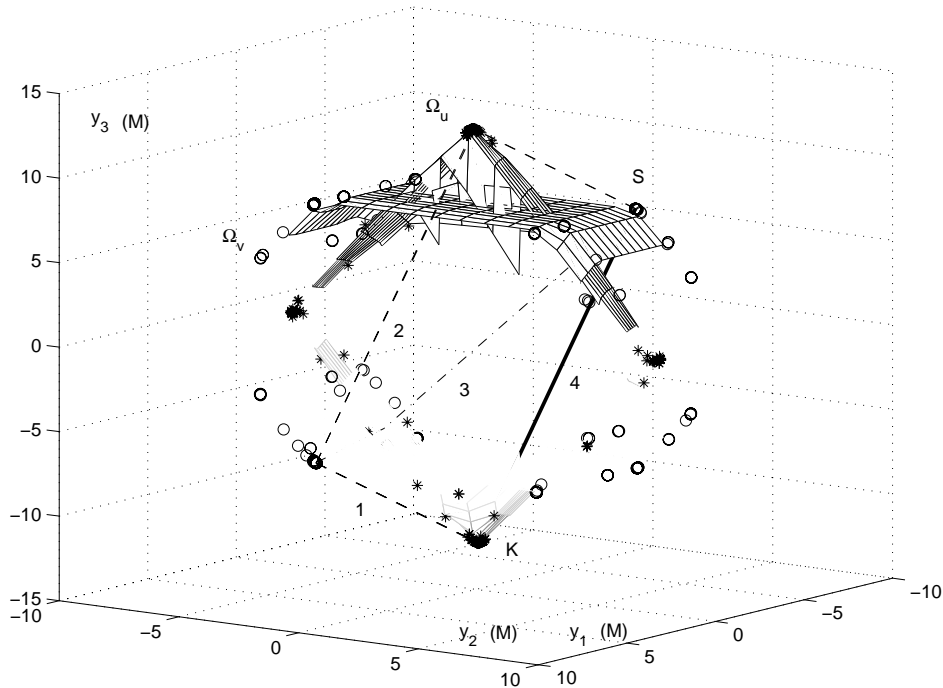


Рис. 4

Полученные в результате решения наилучшие параметры УСК и его двигателей используются на втором этапе тестирования как входы для программы, моделирующей движение УСК. Это, вместе с имитацией невесомости на стенде, а также имитацией визуальной обстановки, позволит организовать тренировку и тестирование космонавта в условиях, наиболее трудных для выполнения операции причаливания.

Возможен промежуточный, только компьютерный вариант системы тестирования, когда динамическая имитация не проводится, а для имитации визуальной обстановки используется шлем виртуальной реальности.

Авторы выражают благодарность Российскому фонду фундаментальных исследований (гранты № 04-01-00379 и 05-08-50148а) за финансовую поддержку работы.

Литература

- [1] Александров В. В. Тестирование качества стабилизации нестационарных движений // Вестн. Моск. ун-та. Сер. 1, Математика, механика. — 1997. — № 3. — С. 51–54.

- [2] Александров В. В., Блаженнова-Микулич Л. Ю., Гутиерес-Ариас И. М., Лемак С. С. Максиминное тестирование точности стабилизации и седловые точки в геометрических играх // Вестн. Моск. ун-та. Сер. 1, Математика, механика. — 2005. — № 1.
- [3] Александров В. В., Воронин Л. И., Лемак С. С., Садовничий В. А. Тестирование качества визуальной стабилизации космических объектов на динамическом стенде с трёхуровневой системой управления // Теоретические основы кибернетики. — М.: Физматлит, 2001.
- [4] Красовский Н. Н. Управление динамической системой. — М.: Наука, 1985.