

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ
имени М.В. ЛОМОНОСОВА

Механико-математический факультет

На правах рукописи

Лобашов Евгений Сергеевич

УДК 531.3:007 531.3:62-5

**Математическое обеспечение
тестирующих тренажеров
для управления спуском
космических аппаратов**

01.02.01 — теоретическая механика

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2009

Работа выполнена на кафедре прикладной механики и управления механико-математического факультета Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова.

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
С.С. Лемак

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,
профессор М.Р. Либерзон

доктор технических наук,
профессор А.М. Бронников

Ведущая организация: Федеральное государственное
бюджетное учреждение
“Научно-исследовательский
испытательный центр
подготовки космонавтов
имени Ю.А. Гагарина”

Защита состоится 11 декабря 2009 года в 16.30 час. на заседании диссертационного совета Д 501.001.22 по механике при Московском государственном университете им. М.В. Ломоносова по адресу: 119991, Москва, Ленинские горы, Главное здание МГУ, аудитория 16-10.

С диссертацией можно ознакомиться в читальном зале библиотеки механико-математического факультета МГУ на 14 этаже.

Автореферат разослан 11 ноября 2009 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 501.001.22
доцент

В.А. Прошкин

Общая характеристика работы

Актуальность темы

Диссертационная работа посвящена вопросам разработки математического обеспечения для построения интеллектуальных динамических тренажеров по тестированию качества управления космическими объектами. В основу разрабатываемых алгоритмов положена методика максиминного тестирования автоматических и полуавтоматических систем стабилизации, где определение результата тестирования качества работы алгоритма управления производится с использованием нижней оценки критерия качества, полученной при решении некоторой игровой задачи.

Возникающие все более сложные задачи по освоению околоземного пространства в космосе требуют разработки и введения в эксплуатацию пилотируемых космических кораблей нового типа. Так на орбите Земли планируется построить большие орбитальные комплексы — новые орбитальные станции, комплексы для полета человека на Луну и Марс. Усилился интерес людей к туристическим полетам в космос. Все эти задачи связаны с повышенным риском для участников полета и требуют более качественной подготовки космонавтов. Для отработки действий экипажа на Земле необходима разработка нового динамического тренажера, на котором можно проводить тренировки по тестированию качества ручного управления спуском для нового многоразового пилотируемого космического аппарата “Клипер”. Он может быть создан на базе центрифуги с управляемым кардановым подвесом ЦФ-18, установленной в Центре подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина.

При разработке и создании алгоритмов управления сложными динамическими объектами очень важно оценить качество их работы перед использованием на реальных объектах. Одним из способов оценки алгоритмов управления динамическими объектами является применение методики максиминного тестирования. Особенно актуально проведение тестирования для систем с высокой ценой риска, например для систем управления космическими объектами.

Цель работы

Целью диссертационной работы является решение задачи построения динамического тренажера по тестированию качества управления спуском космического летательного аппарата (КЛА) в атмосфере Земли, когда космонавт имеет возможность ручной стабилизации программной траектории. Для этой цели нужно разработать соответствующее математическое обеспечение для системы управления тренажером, а так же расширить область применения методики максиминного тестирования качества управления космическими объектами, как для задач, в которых существует ситуация равновесия, так и при её отсутствии в исходной динамической игре.

Сенсоры космонавта являются неотъемлемой частью системы управления и для объективного тестирования требуется размещение сенсоров вместе с системой управления на динамическом стенде. Кинематическая схема стенда, динамические возможности и алгоритм управления стендом должны обеспечивать имитацию реальных условий полета для сенсоров космонавта, т.е. дополнительно требуется разработка алгоритмов динамической имитации вектора перегрузки.

Научная новизна

Результаты являются новыми. Разработано математическое обеспечение для интеллектуального тренажера по тестированию качества управляемого спуска корабля “Союз ТМА”. Решена задача первого этапа методики тестирования — поиск наихудших тестовых возмущений для нелинейной системы уравнений движения КЛА. В случае отсутствия ситуации равновесия дифференциальной игры в чистых стратегиях, получено решение на смешанном расширении множества стратегий. Проведена модификация алгоритмов динамической имитации вектора перегрузки. Разработанные алгоритмы реализованы в цифровой системе управления центрифугой ЦФ-18.

Решена задача максиминного тестирования и разработано математическое обеспечение тестирующего блока для нового динамического тренажера по тестированию качества ручного управления спуском КЛА “Клипер”.

Теоретическая и практическая ценность

В работе получен метод построения оптимальной стратегии тестирования для нелинейных систем, путем сведения дифференциальной игры к матричной игре большой размерности. Метод позволяет проводить тестирование даже в случае отсутствия ситуации равновесия в чистых стратегиях в исходной динамической игре. Разработано математическое обеспечение тестирующего динамического стенда для управления спуском космических аппаратов “Союз ТМА” и “Клипер”. Получено решение экстремальной задачи о выборе программных траекторий спуска КЛА “Клипер” в атмосфере Земли.

Полученные результаты могут быть использованы при разработке стендов и визуальных тренажеров для тестирования качества управления космическими объектами.

Апробация работы

Результаты, представленные в диссертации, докладывались автором и обсуждались на следующих научных семинарах и конференциях:

1. Научный семинар им. акад. А.Ю.Ишлинского по прикладной механике и управлению (2009г., Москва, мех.-мат. факультет МГУ).

2. Международный научно-технический семинар “Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации”, Алушта, 2004-2008гг.

3. 5-й международный аэрокосмический конгресс, Москва, 2006г.

4. VII международная научно-практическая конференция “Пилотируемые полеты в космос”, Звездный городок, 2006, 2007г.

5. Конференции Молодых Ученых механико-математического факультета МГУ, 2008г.

Публикации. Основные результаты диссертации представлены в работах [1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9].

Структура работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения, приложения и списка литературы. В работе 106 страниц и 29 рисунков.

Содержание диссертации

Во **введении** рассмотрены вопросы, связанные с актуальностью применения методики максиминного тестирования, описана цель работы, дан краткий обзор работ, связанных созданием и развитием методики максиминного тестирования, также приведено краткое содержание диссертации.

Первая глава диссертации называется **“Задача тестирования точности управления аэрокосмическими системами”**. Здесь приведены уравнения движения КЛА, дано описание используемой модели атмосферы, проведена нормализация уравнений движения, дана постановка общей задачи максиминного тестирования качества управления космическими объектами. Глава состоит из шести параграфов.

Первый параграф носит вводный характер. В нем приведены необходимые сведения о различных типа спускаемых аппаратов. Также в этом параграфе рассмотрены функциональные схемы компьютерного и стендового тестирования.

Во втором параграфе **“Уравнения движения КЛА”** определены системы координат, описаны различные допущения, аэродинамические силы, действующие на КЛА, а также приведены общие уравнения движения КЛА.

Третий параграф посвящен описанию используемой модели атмосферы.

Четвертый параграф называется **“Разделение движений КЛА на продольное и боковое”**. При изучении управляемости КЛА, а также в целях имитации перегрузок, действующих на КЛА в реальном полете, как правило, разделяют общие уравнения движения КЛА на уравнения движения центра масс КЛА и быстрые движения вокруг центра масс КЛА. В параграфе показана возможность применения данного подхода на примере движения в вертикальной плоскости крылатого летательного аппарата.

В пятом и шестом параграфах под названием **“Описание тестирующего динамического стенда”** и **“Постановка задачи те-**

стирования” соответственно, рассмотрена функциональная схема тренажера и общая задача тестирования алгоритмов стабилизации для динамической системы, представленной уравнениями движения следующего вида:

$$\begin{aligned}
 \dot{y} &= F(y, u, p, q), \\
 \tilde{u}(\cdot) &\in \mathcal{U} = \{\tilde{u}(\cdot) \in L_2^s \mid \tilde{u} \in R^s\}, \\
 p(\cdot) &\in P = \{p(\cdot) \in P \subset R^r \mid |p(t)| \leq \nu\}, \\
 q(\cdot) &\in V = \{q(\cdot) \in KC \mid q(t) \in Q \subset R^m\}, \\
 y(t_0) &\in Y_0, \quad y(t_k) \in M,
 \end{aligned} \tag{1}$$

где y — n -мерный вектор координат системы; $\tilde{u}(\cdot)$ — s -мерная вектор функция управлений; $p(\cdot)$ — r -мерная вектор функция параметрических возмущений; $q(t)$ — постояннодействующие возмущения, которые считаем произвольными кусочно-непрерывными функциями, принимающими любые значения из заданного множества Q ; $y(t_0) \in Y_0$ — множество начальных отклонений; t_k — первый момент достижения заданного многообразия M в пространстве отклонений.

Точность стабилизации будем оценивать функционалом

$$J(u, w) = x^T(t_k) S x(t_k), \tag{2}$$

где $S^T = S \geq 0$.

Оценка алгоритма управления производится на специальном тестирующем стенде на базе центрифуги ЦФ-18 с управляемым кардановым подвесом, которая расположена в Центре подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина. Функциональная схема стенда показана на рисунке 1.

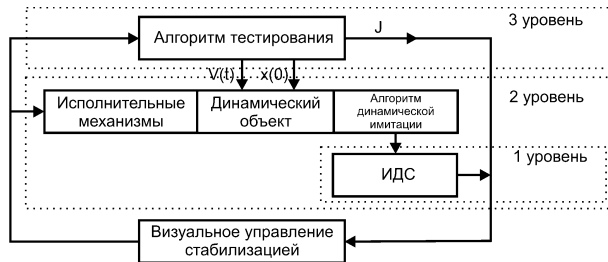


Рис. 1 Функциональная схема тренажера.

Система управления тестирующим стендом имеет трехуровневую структуру.

Первый уровень системы управления предназначен для стабилизации или отслеживания имитирующих программных движений приводов консоли и кардановых колец центрифуги, которые формируются на втором уровне системы управления блоком алгоритмов динамической имитации.

Второй уровень системы управления состоит из следующих блоков: модель динамического объекта, исполнительных механизмов, алгоритмов динамической имитации. Первый блок представляет собой компьютерную модель КЛА “Союз ТМА”. Второй блок исполнительных механизмов реализован в виде, установленного в кабине центрифуги, штатного пульта корабля. Третий блок алгоритмов динамической имитации — на основе выходных данных с компьютерной модели КЛА обеспечивает расчет управляющих программных сигналов, идущих на следящие приводы консоли и кардановых колец центрифуги.

Третий уровень системы управления представляет собой тестирующую систему, задачей которой является создание внешней среды (начальных $x(0)$ и постояннодействующих возмущений $v(t)$ (рис. 1)), в которой функционирует компьютерная модель динамического объекта. Эта система позволяет по результатам тренировок оценивать деятельность космонавта.

В качестве одной из возможных реализаций блока алгоритмов тестирования будем рассматривать максиминное тестирование точности стабилизации управляемых (автоматически или полуавтоматически) объектов¹⁾. Методика тестирования состоит из трех этапов.

1-й этап — предварительный. На этом этапе осуществляется поиск нижней (наилучшей) оценки показателя качества J_0 управления и оптимальной стратегии поведения внешних возмущений w^0 с помощью численного решения максиминной задачи

$$\min_{u(\cdot) \in U} J(w, u(\cdot)) \rightarrow \max_{w \in W} . \quad (3)$$

2-й этап — основной. На этом этапе непосредственно реализуется процесс тестирования, основанный на компьютерном моделировании процесса управления объектом (1), при воздействии

¹⁾ *Лемак С.С.* Максиминный контроль качества стабилизации космических объектов. Дисс. на соискание ученой степени доктора физико-математических наук. Москва. 2004 г.

на него наихудших возмущений, найденных на первом этапе. На этом этапе определяется реальная оценка качества управления \tilde{J} .

3-й этап — заключительный. На этом этапе происходит сравнение наилучшей J_0 и реальной \tilde{J} оценок работы алгоритма управления и вырабатываются рекомендации для дальнейших тренировок.

Вторая глава носит название *“Математическое обеспечение динамического интеллектуального тренажера для аппарата “Союз ТМА”*. В этой главе разрабатываются алгоритмы тестирования для тренажера по ручному управлению спуском “Союз ТМА” и алгоритмы динамической имитации для проведения второго этапа тренировок. Глава состоит из 5 параграфов.

В первом параграфе описана математическая модель движения КЛА “Союз ТМА”, проведена нормализация уравнений движения центра масс КЛА и дана постановка задачи тестирования. Сам спускаемый аппарат корабля “Союз ТМА” представляется абсолютно твердым телом. Конструкция корабля такова, что он имеет осесимметричную сегментально-коническую форму. Центр масс КЛА расположен не на оси симметрии, а выше центра давления, что обеспечивает аэродинамическую устойчивость аппарата по углу атаки и углу скольжения и нейтральность по углу крена. Устойчивыми являются отрицательное значение угла атаки $\alpha_0 = -21,5^\circ$ и нулевое значение угла скольжения $\beta_0 = 0$.

В главе 1 показано, что в целях имитации перегрузок можно рассматривать лишь уравнения движения центра масс аппарата. Путем поворота КЛА вокруг вектора скорости (поворот по крену) можно менять значение подъемной силы, добиваясь посадки аппарата в нужной точке. Возникающие при таком управлении боковые отклонения КЛА компенсируются за счет его набора поворотов по крену, симметричных относительно нуля. Допустим, что система угловой стабилизации аппарата обеспечивает условия “идеального” разворота по крену.

Уравнения движения центра масс спускаемого аппарата мож-

но записать в виде

$$\begin{cases} \frac{dy_1}{dt} = -\frac{y_4 \sin y_6 \cos y_5}{y_3 \cos y_2}; \\ \frac{dy_2}{dt} = \frac{y_4 \cos y_6 \cos y_5}{y_3}; \\ \frac{dy_3}{dt} = y_4 \sin y_5; \\ \frac{dy_4}{dt} = -\mu \rho a y_4^2 - \frac{\sin y_5}{y_3}; \\ \frac{dy_5}{dt} = \mu a \kappa \rho y_4 \cos \gamma - \cos y_5 \left(\frac{1}{y_4 y_3^2} - \frac{y_4}{y_3} \right); \\ \frac{dy_6}{dt} = -\frac{\mu a \kappa \rho y_4 \sin \gamma}{\cos y_5} + \frac{y_4}{y_3} \tan y_2 \sin y_6 \cos y_5, \end{cases} \quad (4)$$

где $y_1 = \lambda$; $y_2 = \varphi$; $y_3 = r/a$; $y_4 = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 + v_3^2}/(\omega_0 a)$ — модуль скорости КЛА;

y_5 — угол наклона траектории аппарата (угол между направлением вектора скорости центра масс КЛА и горизонтальной плоскостью);

y_6 — угол скоростного курса (угол между направлением на север и проекцией вектора скорости центра масс КЛА на горизонтальную плоскость);

$\kappa = \frac{c_y}{c_x}$ — аэродинамическое качество;

$\mu = \frac{c_x S}{m}$ — баллистический коэффициент;

ρ — плотность атмосферы.

Управление кораблем осуществляется изменением угла крена γ .

Рассмотрим задачу первого этапа методики тестирования, описанную в шестом параграфе первой главы — задачу поиска наилучших возмущений внешней среды для нелинейной системы уравнений движения КЛА.

Точность управления спуском аппарата характеризуется отклонением координат корабля в конечный момент времени от выбранной заранее номинальной траектории спуска

$$J(\gamma, w) = (y_1(t_k) - y_1^*(t_k))^2 + (y_2(t_k) - y_2^*(t_k))^2 + (y_3(t_k) - y_3^*(t_k))^2, \quad (5)$$

где $y^*(t)$ — номинальная траектория спуска КЛА, соответствующая начальным условиям $y_1^*(0) = 0$; $y_2^*(0) = 0$; $y_3^*(0) = 90$ км; $y_4^*(0) = 7500$ м/с; $y_5^* = -1,5^\circ$; $y_6^*(0) = 0$ и программному

управлению $\gamma^*(t) = \gamma_0, \gamma_0 \in \{-30^\circ, 0, 30^\circ\}; t \in [0, t_k]$. В конечный момент времени t_k имеем $y_3^*(t_k) = h_0^*, h_0^* \approx 20$ км — конечная высота раскрытия парашюта, $y_i^*(t_k) = y_i^*, i = 1, 2, 4, 5, 6$.

Наилучшая оценка качества управления J_0^0 и наихудшие значения параметрических и постояннодействующих возмущений w_0 находятся из решения задачи на максимум

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

Во втором параграфе под названием “Решение задачи первого этапа методики тестирования” приведена реализация первого этапа методики тестирования для описанной выше задачи. Параграф состоит из четырех пунктов. В первом пункте рассмотрен переход от исходной дифференциальной игры между управлением и возмущением к матричной игре¹⁾.

В исследованной задаче множества управляющих воздействий U и возмущений W представляют собой дискретные наборы стратегий. Действительно, начальные возмущения представляют собой отклонения от номинальных скоростей входа и углов входа аппарата в атмосферу. Параметрические возмущение в системе — это неточности определения аэродинамического качества аппарата и его баллистического коэффициента — $p = (\mu, \varkappa)$. Допустим, что возмущения p принимают значения из заданного множества $p \in P$. Постояннодействующие возмущения в системе формируются согласно имитационной модели атмосферы, модель которой описана в третьем параграфе первой главы. Вариации плотности атмосферы $\delta \rho$ представлены дискретным набором, т.е. возмущения $w = (x(0), p, \delta \rho) \in W_k, i = 1 \dots n$ принимают дискретные значения из заданного множества. Таким образом, дифференциальная игра сводится к матричной игре двух лиц с противоположными интересами.

Построим матрицу стоимости игры $A_J = \{J(u_i, w_j)\}$, где $u_i \in U, w_j \in W$ — „чистые“ стратегии игроков. Для этого вычислим значение функционала (5), проинтегрировав $m \cdot n$ раз уравнения движения КЛА (4). Применительно к каждому элементу из множества управляющих воздействий $u_i \in U, i = \overline{1, n}, n$ — количество стратегий из множества U и возмущений $w_j \in W, j = \overline{1, m}, m$ — количество стратегий множества возмущений.

¹⁾ Петросян Л.А., Зенкевич Н.А., Семин Е.А. Теория игр. — Кн. Дом “Университет”, 1998. 300 с.

Во втором пункте параграфа приведено решение матричной игры в случае когда в игре существует ситуация равновесия²⁾.

Допустим, существует ситуация равновесия в “чистых” стратегиях в матричной игре $\{A_J, U, W\}$, т.е. существует, являющийся максимальным в своем столбце и минимальным в своей строке элемент $J(u_0, w_0)$, такой что

$$J_0^0 = J(u_0, w_0) = \max_{w_j} \min_{u_i} J(u_i, w_j) = \min_{u_i} \max_{w_j} J(u_i, w_j).$$

Стратегии u_0 и w_0 будут оптимальными стратегиями управления и возмущения, соответственно.

В третьем пункте, который называется “Решение матричной игры в смешанных стратегиях” приведено решение задачи первого этапа методики тестирования в случае, когда в матричной игре не существует ситуации равновесия.

Одним из способов поиска оптимальных стратегий, в случае отсутствия ситуации равновесия в “чистых” стратегиях является переход к смешанным стратегиям. В смешанном расширении матричной игры в качестве критерия оптимальности используется математическое ожидание функционала (5)

$$H(\xi, \eta) = M[J] = \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^n J_{ij} \xi_i \eta_j = (\xi A_J) \eta = \xi(A_J \eta), \quad (6)$$

где $\xi \in \hat{U} = \{\xi \in R^m, \sum_{i=1}^m \xi_i = 1, \xi_i \geq 0, i = 1 \dots m\}$ и $\eta \in \hat{W} = \{\eta \in R^n, \sum_{i=1}^n \eta_i = 1, \eta_i \geq 0, i = 1 \dots n\}$ - смешанные стратегии игроков.

Согласно теореме Неймана¹⁾ матричная игра $\{A_J, \hat{U}, \hat{W}\}$ имеет ситуацию равновесия в смешанных стратегиях. Для решения задачи поиска оптимальных стратегий воспользуемся эквивалентностью матричной игры $\{A_J, \hat{U}, \hat{W}\}$ и задачи линейного программирования. В результате решения ЗЛП найдем седловую точку (ξ^*, η^*) матричной игры $\{A_J, \hat{U}, \hat{W}\}$.

В четвертом пункте “Реализация смешанных стратегий на втором этапе методики тестирования” рассмотрена возможность использования оптимальной смешанной стратегии, полученной на

²⁾ Красовский Н.Н. Управление динамической системой. - М.: Наука, 1985

¹⁾ Воробьев Н.Н. Матричные игры. М.: Наука, 1961 Воробьев Н.Н. Матричные игры. М.: Наука, 1961.

первом этапе методики максиминного тестирования, для проведения тренировок на динамическом стенде на **втором этапе** тестирования.

На практике, при численном решении задачи поиска оптимальных стратегий, размерность η^* велика, поэтому реализовать выбранную смешанную стратегию сложно. Поэтому, для того, чтобы сократить количество тренировок можно воспользоваться понятием ε -седловой точки¹⁾, которая в матричной игре $\{A_J, \hat{U}, \hat{W}\}$ определяется неравенством

$$H(\xi, \eta_\varepsilon)(1 - \varepsilon) \leq H(\xi_\varepsilon, \eta) \leq H(\xi_\varepsilon, \eta)(1 + \varepsilon), \quad (7)$$

при любых стратегиях $\xi \in \hat{U}$ и $\eta \in \hat{W}$, где $(\xi_\varepsilon, \eta_\varepsilon)$ — ε -оптимальные стратегии.

Представим пример решения задачи формирования оптимальной стратегии тестирования качества управления космическим летательным аппаратом. Допустим, что коррекция управления КЛА за время его спуска осуществляется 7 раз. Пусть в каждом интервале времени управляющее воздействие постоянно и может принимать дискретные значения, что соответствует реальному алгоритму управления $u(t) = j * \Delta\gamma$, $t \in [t_i, t_{i+1}]$, $j = -1, 0, 1$. Повороты аппарата по углу крена производятся с шагом $\Delta\gamma = 15^\circ$.

Начальные возмущения движения КЛА заданы, как отклонения от номинальной траектории $y^*(t)$ по высоте $\Delta h = (-5; 0; 5)$ км, по углу входа в атмосферу $\Delta\theta = (-0, 4^\circ; 0; -0, 4^\circ)$ и по скорости входа в атмосферу $\Delta V = (-20; 0; 20)$ м/с. Таким образом, размерность матричной игры составляет 4401 вариантов стратегий возмущения, и 489 — управляющих воздействий.

В указанной матричной игре нет ситуации равновесия в „чистых“ стратегиях, поэтому оптимальная стратегия тестирования формировалась на смешанном расширении игры. В результате решения задачи линейного программирования получена контр-стратегия тестирования η^* (рис. 2).

Из спектра оптимальной стратегии η^* нужно исключить стратегии с малой вероятностью появления $\eta_j^* \leq \eta_\varepsilon$. Заранее число η_ε не известно, оно определяется в результате эксперимента. Как видно из рисунка 2 для данного случая получаем $\eta_\varepsilon = 0.01$, тогда

¹⁾ Петросян Л.А., Зенкевич Н.А., Семина Е.А. Теория игр. — Кн. Дом “Университет”, 1998. 300 с.

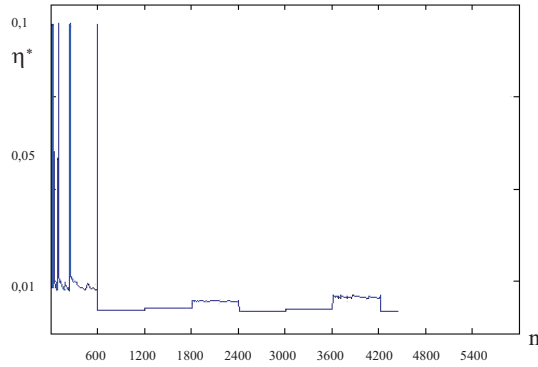


Рис. 2

в неравенстве (7) получаем $\varepsilon \leq 0.1$. Уменьшение спектра смешанных стратегий, вычеркиванием доминируемых стратегий, приводит к уменьшению размерности оптимальной стратегии тестирования. Так в рассматриваемом примере число активно используемых чистых стратегий возмущения сокращается до 12, при этом цена игры $H(u_\varepsilon, w_\varepsilon)$ находится с заданной ε точностью.

Итак, можно реализовать второй этап тестирования, где необходимо провести серию тренировок с использованием реального алгоритма управления \tilde{u} . Для вычисления критерия качества работы алгоритма управления на втором этапе тестирования необходимо провести серию испытаний при воздействии на управляемый объект возмущений — стратегии тестирования, выбираемой в соответствии с распределением вероятностей η_ε , найденным на первом этапе. Каждое испытание представляет собой процесс математического моделирования (либо имитационного моделирования на стенде) движения управляемого объекта, на которое воздействуют выбранное возмущение и управление.

На заключительном — **третьем этапе**, происходит сравнение результатов, полученных на первых двух этапах по десятибалльной или стобалльной шкале, например:

$$\chi = \frac{J_0^0}{\bar{J}} \cdot 10 \quad (\chi = \frac{J_0^0}{\bar{J}} \cdot 100),$$

χ — точечная оценка качества управления.

В случае реализации смешанных стратегий тестирования процедура третьего этапа значительно усложняется. После обработки результатов испытаний нужно вычислить статистическое среднее точности стабилизации тестируемого алгоритма управления $\hat{H}(\tilde{u}, \eta^*) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N H(\tilde{u}_i, \eta^*)$, где N — количество испытаний, \tilde{u}_i — алгоритм управления на i -м испытании, а $H(\tilde{u}_i, \eta^*)$ — значение функции выигрыша игры Γ_A на i -м испытании.

В предположении что распределение критерия качества $H(\tilde{u}_i, \eta^*)$ нормально, а количество испытаний равно N для доверительного интервала функционала $\hat{H}(\tilde{u}, \eta^*)$ с вероятностью p_ϕ выполнена оценка

$$\hat{H} - t_\phi \frac{\hat{\sigma}}{\sqrt{N}} \leq H(\tilde{u}, \eta^*) \leq \hat{H} + t_\phi \frac{\hat{\sigma}}{\sqrt{N}},$$

где $\hat{\sigma}^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (H(\tilde{u}_i, \eta^*) - \hat{H})^2$ — несмещенная оценка дисперсии случайной величины $H(\tilde{u}_i, \eta^*)$, а p_ϕ и t_ϕ связаны соотношением $p_\phi = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{t_\phi} \exp(-\frac{\varpi^2}{2}) d\varpi$ — функция Лапласа. Следует отметить, что для малых выборок ($N < 30$) предположение о нормальном законе распределения $H(\tilde{u}_i, \eta^*)$ приводит к грубым ошибкам, а именно к неоправданному сужению доверительного интервала. В этом случае можно воспользоваться предположением распределении $H(\tilde{u}_i, \eta^*)$ по закону Стьюдента. Тогда для определения величины t_ϕ можно воспользоваться функцией Стьюдента¹⁾: $S(t_\phi, N) = B_N (1 + \frac{t_\phi^2}{N-1})^{-N/2}$, где $B_N = \frac{\Gamma(N/2)}{\sqrt{\pi(N-1)}\Gamma((N-1)/2)}$.

В том случае, если наилучший результат H_0^0 не попадает в доверительный интервал по $H(\tilde{u}, \eta^*)$, то необходимо вернуться к этапу 2 и увеличить число испытаний.

В третьем параграфе второй главы под названием “Второй этап методики тестирования” разрабатываются алгоритмы динамической имитации вектора перегрузки для их применения на

¹⁾ Гмурман В.Е. Теория вероятностей и математическая статистика. - М. Высшая школа, 2003

динамическом имитационном стенде — центрифуге с управляемым кардановым подвесом, с целью имитации перегрузок, возникающих при реальном спуске КЛА. Параграф состоит из трех пунктов.

В первом пункте дана **постановка задачи динамической имитации перегрузки**. Управляемый спуск с орбиты отличается сложностью решения задач динамической имитации. При спуске КА происходит уменьшение скорости центра масс с первой космической до нуля при приземлении, и величины перегрузок здесь могут достигать 4 — 8 единиц.

Под вектором перегрузки будем понимать вектор кажущегося ускорения, т.е. геометрическая разность вектора абсолютного ускорения \bar{w}^0 точки в некоторой системе координат, связанной с Землей, и гравитационного ускорения \bar{g} в долях g :

$$\bar{n}^0 = \frac{1}{g}(\bar{w}^0 - \bar{g}).$$

Задача имитации перегрузки на центрифуге с управляемым кардановым подвесом распадается на две задачи: имитации модуля вектора перегрузки и задачу ориентации вектора перегрузки в системе, связанной с кабиной.

Во втором пункте представлены два **алгоритма динамической имитации модуля вектора перегрузки** в случае медленно и быстро меняющейся перегрузки.

И так, требуемую угловую скорость вращения консоли центрифуги, обеспечивающую заданный модуль перегрузки n , можно найти из уравнения

$$\dot{\omega}^2 + \omega^4 = \left(\frac{g}{l}\right)^2 (n^2 - 1). \quad (8)$$

В случае медленно меняющейся во времени перегрузки возможно использование упрощенного алгоритма вращения консоли центрифуги. При малых $\dot{\omega}$ из уравнения (8) можно получить приближенное соотношение для угловой скорости вращения консоли

$$w(t) = \sqrt{\frac{g}{l}} \sqrt[4]{(n^2(t) - 1)}. \quad (9)$$

При малых перегрузках, а также при быстроменяющейся перегрузке использование такого алгоритма может привести к значительным погрешностям при имитации модуля перегрузки.

Для более точной имитации перегрузки следует учитывать вклад от производной угловой скорости вращения консоли. При этом надо построить решение, не разрешенного относительно старшей производной, дифференциального уравнения (8).

В третьем пункте разработаны **алгоритмы динамической имитации направления вектора перегрузки** с использованием двух и трех колец карданова подвеса, для различных типов посадки космонавта в кабине центрифуги.

При имитации медленно меняющейся во времени перегрузки применяются алгоритмы, использующие два кольца карданова подвеса.

В случае быстро меняющейся перегрузки предложены алгоритмы имитации, использующие все три угла поворота карданова подвеса центрифуги. Такие алгоритмы эффективны в задачах динамической имитации маневренных летательных аппаратов. Использование дополнительного кольца карданова подвеса позволяет уменьшить требуемые для имитации углы вращения колец карданова подвеса.

Первый алгоритм реализует простую схему вычисления угловой скорости вращения консоли и ее производной и использует для имитации два поворота карданова подвеса.

Второй алгоритм использует разностную схему, разработанную в предыдущем пункте, для имитации модуля нестационарной перегрузки. Для имитации направления перегрузки используются все три угла карданова подвеса. В целях экономии вычислений, решение экстремальной задачи по вычислению углов (алгоритм 3) производится по программе вычисления глобального экстремума нелинейной функции. Результат работы этого алгоритма показан на рисунке 3.

На рисунке 3: $n_{abs} = (n_x, n_y, n_z)$ — исходная перегрузка, которую необходимо имитировать на динамическом стенде. $n_{imit} = (n_{xc}, n_{yc}, n_{zc})$ — перегрузка вычисленная с помощью алгоритмов динамической имитации. γ, ψ, θ — углы поворота колец карданова подвеса, моделируемые с помощью алгоритмов имитации направления вектора перегрузки. G_{ref} — радиальная перегрузка. ω — угловая скорость вращения консоли центрифуги.

Модифицированные алгоритмы динамической имитации вошли в состав новой системы управления динамическим стендом — центрифугой ЦФ-18.

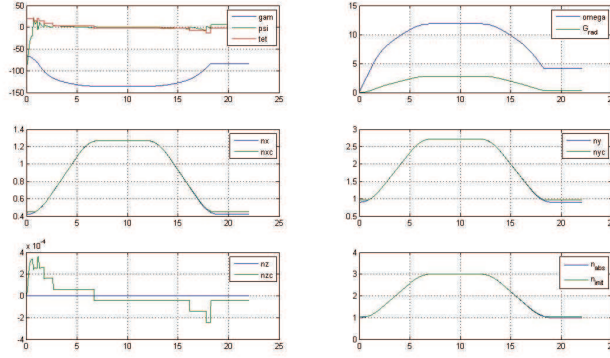


Рис. 3

Третья глава диссертации называется “*Алгоритмическое обеспечение системы тестирования для тренажера по ручному управлению КЛА “Клипер”*”. Глава состоит из трех параграфов.

В первом параграфе “Поиск программной траектории спуска КЛА” решается экстремальная задача поиска опорных траекторий спуска КЛА. Оптимизацию траектории спуска крылатого космического аппарата “Клипер” в атмосфере проводится на основе принципа максимума Понтрягина.

Как было показано в **Главе 1**, в целях имитации перегрузок КЛА можно использовать лишь уравнения движения центра масс. Для случая сферической Земли, в проекции на оси скоростной системы координат уравнения движение центра масс КЛА “Клипер” в атмосфере можно записать в виде системы (4).

В качестве критерия оптимальности используется интегральный минимум перегрузок $J_n = \int_{t_0}^{t_k} \sqrt{n_x^2 + n_y^2} dt$, который характеризует уровень перегрузки вдоль всей траектории.

Применяя принцип максимума Понтрягина, оптимальное управление находится из решения краевой задачи относительно переменных $y(t), \psi(t)$

$$\begin{cases} \dot{y}(t) = F(y, y_0, u), & y(0) = y_0, \\ \dot{\psi}(t) = -\frac{\partial H}{\partial y} \psi(t), & \psi(t_k), \end{cases} \quad (10)$$

где ψ — сопряженные переменные, H — функция Понтрягина, t_k

— конечное время попадания на заданное многообразие не фиксировано.

Для решения краевой задачи (10) используется метод последовательных приближений (МПП) Крылова-Черноусько¹⁾.

В качестве примера построения оптимальной траектории в работе рассматривались две задачи — при заданной дальности полета с нулевым боковым отклонением и с заданным боковым отклонением. Вход в атмосферу происходит с начальной скоростью $V_0 = 7$ км/с при независимом управлении силой аэродинамического сопротивления и подъемной силой. Начальная высота входа в атмосферу $H_0 = 90$ км, угол входа $\theta = 2,2^\circ$. Конечная высота раскрытия парашюта $H_k = 15$ км, боковое отклонение $\varphi_k = 0$ км, продольная дальность полета $\lambda_k = 2000$ км. Типичная оптимальная траектория, соответствующая указанным начальным условиям, полученная в результате расчетов, показана на рисунке 4.

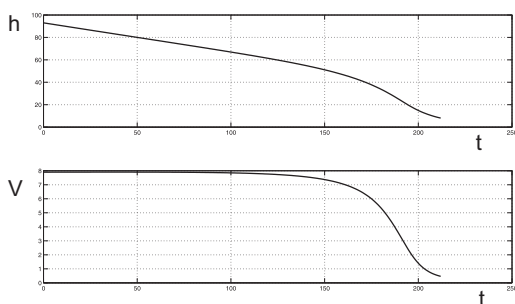


Рис. 4

Во втором параграфе “Задача тестирования для линейных систем с построением областей достижимости” главы 3 представлено решение первого этапа методики тестирования. Производится редукция исходной динамической игры к геометрической игре путем разложения линеаризованной системы (1):

$$\dot{x} = A(t)x + B(t)u + C(t)q, \quad (11)$$

¹⁾ Черноусько Ф.Л. Оценивание фазового состояния динамических систем. М.-Наука, 1988

на возмущенную и управляемую подсистемы:

$$\begin{aligned}\dot{x}^w &= A(t)x^w + C(t)w & x^w(t_0) &= x_0, \\ \dot{x}^u &= A(t)x^u - B(t)u & x^u(t_0) &= 0.\end{aligned}$$

Согласно методике тестирования, решается максиминная задача (3). В случае наличия точки равновесия, в качестве стратегии тестирования берется значение возмущения, соответствующее решению максиминной задачи (3), и первый этап методики тестирования считается завершенным.

При отсутствии точки равновесия, производится синтез смешанной стратегии тестирования — определяются вероятности выбора возмущений.

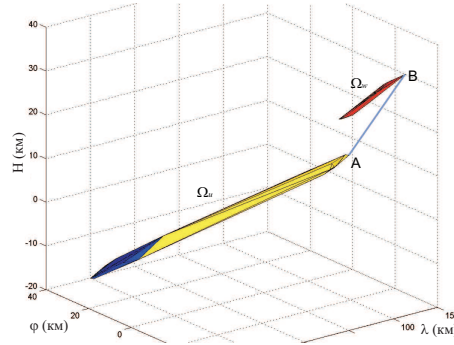


Рис. 5 Области достижимости Ω_u, Ω_w

На рисунке 5 показаны области достижимости Ω_u, Ω_w в задаче спуска КЛА „Клипер“, найденные численным путем, и отмечен отрезок AB , соответствующий решению максиминной задачи (3).

Результатом первого этапа методики тестирования является найденная стратегия поведения внешних возмущений, которые будут использоваться на втором этапе методики тестирования при проведении тренировок.

В третьем параграфе “Второй и третий этапы тестирования качества управления спуском” третьей главы описана процедура проведения тестирования.

Для проведения второго этапа тестирования используются алгоритмы динамической имитации вектора перегрузки, разработанные в Главе 2. На вход алгоритмов подаются наихудшие возмущения (стратегия тестирования), найденные на первом этапе, а

на выходе вычисляется реальное значение функционала качества \tilde{J} , исходя из которого, можно дать оценку качества стабилизации, рассматривая отношение $\frac{J_0}{\tilde{J}}$.

Для динамической имитации вектора перегрузки, используются алгоритмы использующие все три угла поворота карданова подвеса центрифуги. Такая схема эффективна в задачах акселерационной имитации маневренных летательных аппаратов, которым и является “Клипер”, когда имитируемая перегрузка не является квазистационарной и нельзя провести декомпозицию движения летательного аппарата на медленное и быстрое. Использование дополнительного кольца карданова подвеса позволяет уменьшить требуемые для имитации углы вращения колец карданова подвеса. Более того, во многих случаях при быстрых маневрах акселерационная имитация с использованием двух колец кардана приводит к большим погрешностям в имитации составляющих перегрузки, а использование трех углов дает приемлемые результаты.

Таким образом, построен тестирующий тренажер, удовлетворяющий схеме, изображенной на рисунке 1 (Глава 1). Разработанное математическое обеспечение является основой для создаваемого прототипа тестирующего тренажера по тестированию качества управления спуском КЛА “Клипер”.

Основные положения, выносимые на защиту

1. Разработано математического обеспечения для динамического тренажера по тестированию качества ручного управления спуском КЛА “Союз-ТМА”. В состав тренажера включен интеллектуальный модуль оценки действий космонавта. Тестирование проводится в рамках методики максиминного тестирования.

2. Решена задача поиска наихудших тестирующих возмущений путем перехода к смешанным стратегиям в игровой задаче первого этапа методики максиминного тестирования.

3. Проведена модификация алгоритмов динамической имитации вектора перегрузки, учитывающая различные типы посадки космонавта в кабине центрифуги, для использования их на новой

вычислительной платформе центрифуги ЦФ-18.

4. Получено решение экстремальной задачи о выборе программных траекторий спуска КЛА “Клипер” в атмосфере Земли.

5. Разработано математическое обеспечение для нового динамического тренажера по тестированию качества ручного управления спуском КЛА “Клипер”. В состав тренажера включен тестирующий модуль, для оценки качества алгоритмов управления спуском КЛА. Тестирование проводится в рамках методики максиминного тестирования, где используется редукция дифференциальной игры к геометрической игре. На основе анализа областей достижимости по управлению и возмущению получена нижняя оценка точности решения задачи спуска и найдены наихудшие возмущения, которые составляют стратегию тестирования при проведении тренировок космонавтов.

Список работ по теме диссертации

1. Лобашов Е.С. Алгоритмы тестирования качества ручного управления спуском космического аппарата “Союз ТМА” на динамическом стенде. // Вестник МГУ. Математика. Механика., 2009, №4, С. 60—63.
2. Лобашов Е.С. Тестирование точности ручного управления спуском космического аппарата “Союз ТМА” // Ж-л Космонавтика и ракетостроение, Изд-во ЦНИИМАШ, 2009, №3(56).
3. Садовничий В.А., Александров В.В., Лемак С.С., Лобашов Е.С. Алгоритмы динамической имитации аэрокосмического полета на стендах типа центрифуги. // Современные проблемы математики и механики. Изд-во МГУ 2009, том 1, С. 134—146.
4. Лемак С.С., Лобашов Е.С. Тестирование качества управления спуском космического аппарата “Клипер”. // Труды XVII международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации”, 2008, С. 209.
5. Лемак С.С., Лобашов Е.С. Тестирующий тренажер для управления спуском космического аппарата “Клипер”. // VII

- международная научно-практическая конференция “Пилотируемые полеты в космос”, 2007, С. 186.
6. Лемак С.С., Лобашов Е.С. Интеллектуальный тренажер по тестированию управляемого спуска корабля "Союз ТМА". // Труды XVI международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации”, 2007, С. 201.
 7. Лобашов Е.С. Динамический интеллектуальный тренажер по управлению спуском космического аппарата в атмосфере. // Труды V международного аэрокосмического конгресса, 2006, С. 61.
 8. Лобашов Е.С. Тестирование управляемого спуска космического аппарата. // Труды XV международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации”, 2006, С. 238.
 9. Лемак С.С., Лобашов Е.С. Решение экстремальной задачи первого этапа тестирования точности алгоритмов стабилизации. // Труды XIII международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации”, 2004, часть 3, С. 432.