

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Филатова Н. Н., Вавилова Н. И., Ахремчик О. Л. Мультимедиа-тренажерные комплексы для технического образования // Educational Technology & Society. 2003. № 6 (3). С. 164–186.
2. Романенко Ю. В. Архитектура компьютерного тренажера для обучения и аттестации операторов при управлении технологическими процессами и возникновении нештатных ситуаций // Изв. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2007. Вып. 2. С. 70–80.

Yu. V. Romanenko

COMPUTER TRAINING TOOLS DEVELOPMENT TECHNOLOGY FOR LEARNING OF OPERATING PERSONNEL SPACE ROCKET COMPLEX

Structure, functional modules, development technology and architecture of computer-based simulators for operators of space-rocket complex are described in the article.

Computer training systems, interactive E-learning systems, computer-based simulator, operator

УДК 004.942, 519.876.5

М. Г. Пантелеев, А. В. Рюмин, С. В. Лебедев

Программный комплекс моделирования пусков для подготовки специалистов-анализаторов в области ракетной техники

Рассматриваются вопросы создания программного комплекса имитационного моделирования пусков ракет для подготовки специалистов-анализаторов результатов испытательных пусков. Приводятся математические модели полета ракет, используемые при разработке комплекса, методика моделирования нештатных и аварийных ситуаций. Представлена архитектура программного комплекса.

Моделирование пусков, математическая модель, программный комплекс, архитектура

Важнейшим этапом освоения новых образцов ракетно-космической техники (РКТ) является проведение пусковых испытаний с последующим анализом летно-технических характеристик (ЛТХ) изделий. Поддержание высокого уровня подготовки специалистов-анализаторов (СА) результатов испытательных пусков предполагает регулярные тренинги. В условиях достаточно редких реальных пусков и неприемлемости (по экономическим соображениям) натурного воспроизведения нештатных и аварийных ситуаций такую задачу целесообразно решать с использованием средств имитационного моделирования пусков.

Основные требования к программному комплексу моделирования пусков:

- возможность моделирования *различных* типов *изделий* в *широком* диапазоне начальных условий (состояние атмосферы, модель Земли и др.) с целью изучения их влияния на процесс полета;
- возможность моделирования нештатных и аварийных пусков за счет внесения различных (внешних и внутренних) возмущающих факторов;
- открытость и расширяемость.

Базовая математическая модель. В основу разработки программного комплекса положена математическая модель движения ракеты как тела

переменной массы и позволяющая определять параметры ее состояния в любой момент времени [1], [2]. Модель учитывает изменения массогабаритных и аэродинамических характеристик, параметров атмосферы и силы тяжести Земли.

Общее уравнение движения центра масс ракеты. Модель движения центра масс в траекторной системе координат (СК) описывается следующим уравнением [1], [3]:

$$\dot{\mathbf{V}} + \boldsymbol{\omega}_T \times \mathbf{V} = \frac{1}{m} (\mathbf{A}_{12} \cdot \mathbf{P} - \mathbf{G} - \mathbf{A}_{11}^T \cdot \mathbf{R} + \mathbf{A}_{12} \cdot \mathbf{P}_{\text{упр}}) - \mathbf{a}_{\text{пер}} - \mathbf{a}_{\text{кор}},$$

где $\boldsymbol{\omega}_T = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ – вектор угловых скоростей траекторной системы координат относительно стартовой; $\mathbf{P}$ – вектор силы тяги ракетного двигателя; $\mathbf{G}$ – вектор характеризующий текущий вес ракеты; $\mathbf{R}$ – вектор аэродинамических сил; $\mathbf{P}_{\text{упр}}$ – вектор управляющих сил; $\mathbf{A}_{11}, \mathbf{A}_{12}$ – матрицы перехода; $\mathbf{a}_{\text{кор}}$ – кориолисово ускорение; $\mathbf{a}_{\text{пер}}$ – переносное ускорение.

Тяга двигателя в связанной системе координат определяется выражением [2]

$$\mathbf{P} = [1 \ 0 \ 0]^T \times [\dot{m} W_{\text{отн}} + S_{\text{мид.соп}} (p_d - p_a)],$$

где $\dot{m}$ – секундный расход топлива; $W_{\text{отн}}$ – относительная скорость истечения газа; $S_{\text{мид.соп}}$ – критическое сечение сопла; p_a – атмосферное давление; p_d – давление газа на срезе сопла.

Текущий вес ракеты в траекторной СК описывается следующей формулой:

$$\mathbf{G} = [0 \ -m(t)g \ 0]^T.$$

Ускорение свободного падения с учетом несферичности Земли до второй гармоники полинома Лежандра имеет вид

$$g = \frac{fM}{r^2} \left[1 + \frac{3}{2} \frac{\mu}{M} \frac{R_z^2}{r^2} (1 - 3 \sin^2 \varphi_{\text{ГЦ}}) - q \frac{r^3}{R_z^3} \cos^2 \varphi_{\text{ГЦ}} \right],$$

где $f = 6.67428 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2} \cdot \text{кг}^{-1}$ – постоянная всемирного тяготения; $\mu = 0.0011 M$; $M = 5.9736 \cdot 10^{24} \text{ кг}$ – масса Земли; $q = 0.003468$ – безразмерный параметр фигуры Земли, равный отношению ускорения центробежной силы к ускорению свободного падения в плоскости экватора; $R_z = 6\,378\,245 \text{ м}$ – радиус экватора Земли.

Текущая масса ракеты равна:

$$m(t) = m_0 - \int_0^t \dot{m} dt,$$

где m_0 – начальная масса; $\dot{m}$ – секундный расход топлива.

Аэродинамическая сила, действующая на ракету, равна [2], [3]:

$$\mathbf{R} = [R_x \ R_y \ R_z]^T = q S_{\text{мид}} [c_x \ c_y \ c_z]^T,$$

где c_x, c_y, c_z – аэродинамические коэффициенты, определяемые в общем случае следующими зависимостями:

$$c_x = f(M, h); \ c_y = f(\alpha, M); \ c_z = f(\beta, M).$$

На практике аэродинамические коэффициенты задаются численно (как правило, таблично) либо рассчитываются отдельным подмодулем.

Управляющая сила записывается следующим образом [3]:

$$\mathbf{P}_{\text{упр}} = [0 \ \sin \delta_{\text{I-II}} I \ \sin \delta_{\text{I-IV}}]^T P,$$

где $\delta_{\text{I-III}}, \delta_{\text{II-IV}}$ – углы отклонения управляющего органа в соответствующих плоскостях.

Для идеальной системы управления можно принять:

$$\delta_{\text{I-III}} = \varphi_{\text{пр}} - \varphi,$$

$$\delta_{\text{II-IV}} = \psi_{\text{пр}} - \psi.$$

Программное управление моделируется заданием углов тангажа и рысканья как функций времени:

$$\varphi_{\text{пр}}, \psi_{\text{пр}} = f(t).$$

Кориолисово ускорение определяется выражением

$$\mathbf{a}_{\text{кор}} = 2(\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}),$$

где $\boldsymbol{\Omega} = \Omega_3 \cdot [0 \ 1 \ 0]$ – вектор угловой скорости вращения Земли; Ω_3 – угловая скорость вращения Земли.

Переносное ускорение

$$\mathbf{a}_{\text{пер}} = \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}).$$

Матрица $\mathbf{A}_{11}$ перехода из траекторной СК к скоростной имеет вид

$$\mathbf{A}_{11} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_a & -\sin \gamma_a \\ 0 & \sin \gamma_a & \cos \gamma_a \end{bmatrix}.$$

При полете без крена (т. е. при $\gamma_a = 0$) имеем:

$$\mathbf{A}_{11} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Матрица $\mathbf{A}_{12}$ перехода из связанной СК в траекторную имеет вид

$$\mathbf{A}_{12} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a & \cos \alpha \cos \gamma_a - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma_a & -\cos \beta \sin \gamma_a \\ \sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a & \cos \alpha \sin \gamma_a + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma_a & \cos \beta \cos \gamma_a \end{bmatrix}.$$

При полете без крена имеем:

$$\mathbf{A}_{12} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \beta \sin \alpha & \sin \beta \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}.$$

Уравнения вращательного движения вокруг центра масс. При моделировании вращательного движения учитываются: момент, создаваемый эксцентриситетом тяги двигателя, момент аэродинамических сил и момент управляющих сил.

Геометрические параметры каждой (i -й) субракеты включают: длину l_i , диаметр d_i , положение центра давления c_{di} и др.

В общем виде уравнение вращательного движения имеет вид [1]–[3]

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{A}_I^{-1} \sum \mathbf{M} - \mathbf{A}_I^{-1} \mathbf{A}_\omega \mathbf{A}_I \boldsymbol{\omega},$$

где $\dot{\boldsymbol{\omega}} = [\dot{\omega}_x \quad \dot{\omega}_y \quad \dot{\omega}_z]^T$ – вектор производных

угловых скоростей; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ – вектор

угловых скоростей связанной СК относительно стартовой; $\sum \mathbf{M} = [\sum M_x \quad \sum M_y \quad \sum M_z]^T$ –

вектор суммарных моментов всех внешних сил.

Тензор инерции $\mathbf{A}_I$ в общем случае имеет вид

$$\mathbf{A}_I = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix}.$$

Считая ракету осесимметричным телом, получим:

$$\mathbf{A}_I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}.$$

Матрица $\mathbf{A}_\omega$ равна:

$$\mathbf{A}_\omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}.$$

Зная величины моментов внешних сил и моментов инерции, можно найти угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$.

Суммарный действующий на ракету момент определяется суммой моментов, создаваемых аэродинамическими и управляющими силами:

$$\sum \mathbf{M} = \mathbf{M}_{\text{аэр}} + \mathbf{M}_{\text{упр}}.$$

Моменты аэродинамических сил можно записать так:

$$\mathbf{M}_{\text{аэр}} = \begin{bmatrix} M_{x\text{аэр}} \\ M_{y\text{аэр}} \\ M_{z\text{аэр}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_d & 0 \\ 0 & 0 & c_d \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{bmatrix}.$$

Точкой приложения управляющих сил считается хвостовая часть текущей (i -й) субракеты. Таким образом, плечо этих сил равно $(l_i - c_{mi})$, где c_{mi} – положение центра масс i -й субракеты. Для расчета управляющего момента используется проекция управляющих сил на ось OY (перпендикулярную продольной оси ракеты). Тогда момент управляющих сил принимает вид

$$\mathbf{M}_{\text{упр}} = \begin{bmatrix} M_{x\text{упр}} \\ M_{y\text{упр}} \\ M_{z\text{упр}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & l - c_m & 0 \\ 0 & 0 & l - c_m \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} P_{x\text{упр}} \\ P_{y\text{упр}} \\ P_{z\text{упр}} \end{bmatrix}.$$

Тогда

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{A}_I^{-1} (\mathbf{M}_{\text{аэр}} + \mathbf{M}_{\text{упр}}) - \mathbf{A}_I^{-1} \mathbf{A}_\omega \mathbf{A}_I \boldsymbol{\omega}.$$

Связь производных $\dot{\phi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ и угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ можно описать с использованием формул перехода из нормальной земной СК в связанную СК:

$$\dot{\phi} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma;$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \phi} (\omega_y \cos \gamma + \omega_z \sin \gamma);$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \phi (\omega_y \cos \gamma + \omega_z \sin \gamma).$$

Углы атаки и скольжения могут быть найдены по формулам

$$\alpha = \varphi - \theta ;$$

$$\beta = \Psi - \psi .$$

Связь между прямоугольными и сферическими геоцентрическими координатами выражается соотношениями [4]

$$x_3 = r \cos \varphi_{ГЦ} \sin \lambda ;$$

$$y_3 = r \sin \varphi_{ГЦ} ;$$

$$z_3 = r \cos \varphi_{ГЦ} \cos \lambda .$$

где $\varphi_{ГЦ}$ и λ – геоцентрическая широта и долгота ракеты соответственно.

Внесение возмущений. Для изучения влияния различных факторов на процесс полета и моделирования нештатных и аварийных ситуаций в модель можно вносить случайные возмущения. В общем случае внесение возмущений описывается следующей зависимостью [1], [2]:

$$\tilde{f}(x, y) = f(x, y) + \xi(t) ,$$

где $\xi(t)$ – случайная составляющая, формируемая генератором случайных чисел в соответствии с заданным законом распределения (например, нормальным).

- проведение заданного числа сеансов моделирования для выбранного пуска;
- статистическую обработку и отображение результатов моделирования.

Начальные данные модельного пуска включают: аэромассогабаритные характеристики (АМГХ) изделия, модели атмосферы и Земли, описание точек старта и цели, циклограмму пуска, тангажную программу и др. Кроме того, для ряда параметров модели могут задаваться случайные возмущения, описанные выше. Для задания возмущения выбирается закон распределения случайной величины и задаются ее параметры. В частности, случайные составляющие могут вноситься в секундный расход топлива, главные моменты инерции, параметры атмосферы, времена выдачи и отработки команд циклограммы и др.

Поскольку реальные значения случайных составляющих в различных сеансах моделирования варьируются в пределах заданного распределения, на этапе моделирования это может приводить к некорректным ситуациям. Например, вследствие случайной задержки отработки команды включения двигательной установки (ДУ) очередной ступени команда на изменение угла тангажа может быть выдана при выключенной ДУ. Для изделий, использующих газодинамиче-

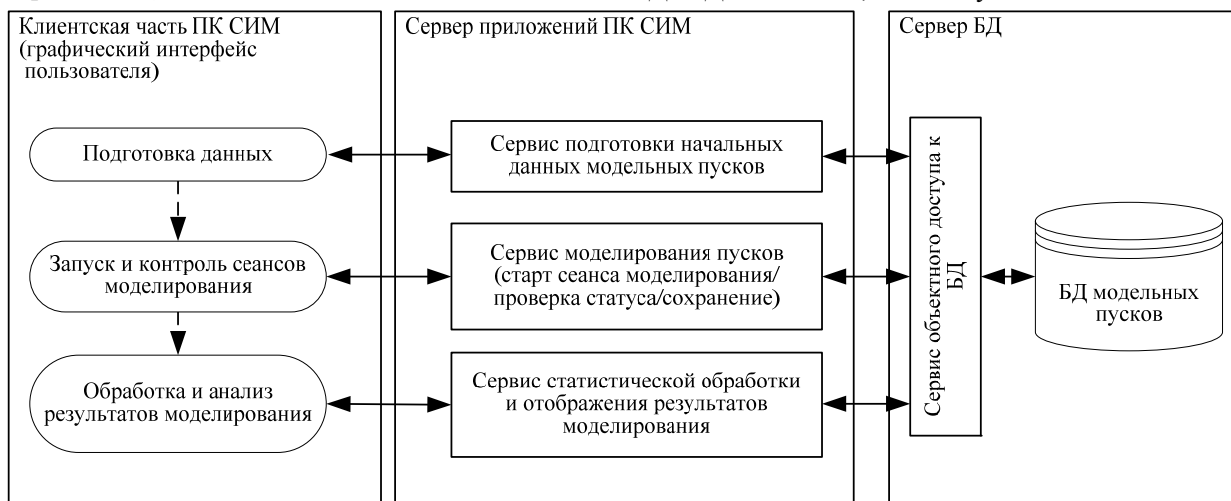


Рис. 1

Архитектура и функционирование программного комплекса моделирования. Программный комплекс ситуационно-имитационного моделирования пусков (ПК СИМ) построен в трехзвенной архитектуре (рис. 1) и поддерживает следующие основные функции:

- подготовку начальных данных моделируемого пуска;

ские рули, такая ситуация является недопустимой. Для исключения подобных ситуаций на этапе подготовки начальных данных реализован их семантический контроль с учетом предельных случайных отклонения значений параметров.

Моделирование выполняется по тактам, длительность такта задается пользователем. Для вычисления в каждом такте вектора состояния объекта на основе рассмотренной выше математической

модели используется численное интегрирование методом Рунге–Кутты 4-го порядка. Вектор состояния наряду с траекторными параметрами (координаты, скорость) в различных системах координат включает также углы тангажа, рысканья, вращения, наклона траектории, атаки и скольжения.

Кроме того, в процессе моделирования должны обрабатываться различные события, например, команды циклограммы и тангажной программы. Обработка таких событий реализуется специальными алгоритмами, учитывающими специфику конкретных событий, в частности, исполнительных устройств, отрабатывающих соответствующую команду.

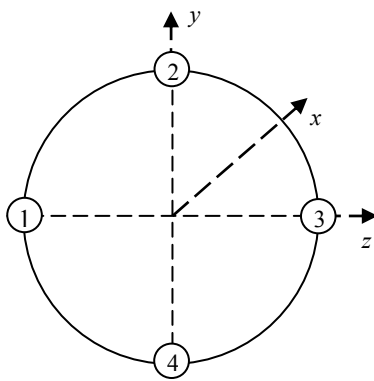


Рис. 2

Рассмотрим в качестве примера моделирование нештатной ситуации, вызванной одновременностью срабатывания пирозамков при отработке команды отделения ступени. Расположение точек их крепления на корпусе ракеты представлено на рис. 2.

Состав возникающих возмущающих моментов определяется последовательностью срабатывания пирозамков, соответствующих различным точкам крепления, следующим образом:

$(t_1 - t_3) = \Delta_y \rightarrow M_y$ – момент вращения по рысканью;

$(t_2 - t_4) = \Delta_z \rightarrow M_z$ – момент вращения по тангажу;

$$\left. \begin{aligned} (t_1 - t_2) &= \Delta_x \rightarrow M_x \\ (t_2 - t_3) &= \Delta_x \rightarrow M_x \\ (t_3 - t_4) &= \Delta_x \rightarrow M_x \\ (t_4 - t_1) &= \Delta_x \rightarrow M_x \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{момент вращения} \\ \text{по крену;} \end{array}$$

Для создания нештатной ситуации требуемого типа необходимо в процессе моделирования обеспечить соответствующие возмущающие моменты

при отделении ступени. Для этого на этапе подготовки данных задается соответствующая последовательность срабатывания пиропатронов и случайные времена задержки этих событий относительно соответствующей команды циклограммы.

На этапе выполнения сеанса моделирования конкретное время срабатывания каждого пиропатрона определяется с учетом случайной задержки относительно выдачи команды циклограммы. Время действия возмущающих моментов определяется интервалами между этими событиями. Таким образом, в различных сеансах моделирования одного пуска при одинаковом порядке возникновения возмущающих моментов их времена действия будут отличаться.

Принцип работы сервиса моделирования пусков иллюстрируется рис. 3.

Цикл моделирования начинается с обновления модельного времени в соответствии с заданным тактом моделирования. В начале каждого цикла проверяется наличие команд циклограммы и тангажной программы в текущем такте. Проверка выполняется с учетом возможных случайных отклонений времени выдачи команд. Далее в значения параметров модели, для которых были заданы случайные составляющие, вносятся соответствующие возмущения и рассчитывается новое состояние объекта. Обновление конфигурации (т. е. переход к новой субракете) выполняется в тактах, когда произошло полное отделение ступени. Вычисленное новое состояние объекта сохраняется в модуле накопления результатов моделирования. Взаимодействие с хранилищем осуществляется через объектный сервис доступа к БД.

Результаты множества сеансов моделирования с одинаковыми начальными данными могут быть обработаны статистическими методами с целью выявления усредненных моделей поведения различных параметров для определенных классов нештатных и аварийных ситуаций. Эта функция поддерживается сервисом статистической обработки и отображения результатов моделирования. Результаты статистической обработки в дальнейшем могут использоваться для автоматической классификации типов нештатных и аварийных ситуаций и поддержки принятия решений.

Реализация ПК. Комплекс разрабатывается для работы в среде ОС MS BC 3.0 и выше. Однако использование при разработке платформы Java [5] позволяет эксплуатировать комплекс в других операционных средах. Клиентская часть реализо-



Рис. 3

вана с использованием библиотеки Swing, серверные службы – на основе контейнера сервлетов Apache Tomcat 6.0 и библиотеки JAX-WS 2.2.7.

Разработанный ПК СИМ предназначен для использования в качестве тренажера специалистов-анализаторов результатов испытательных пусков с целью повышения уровня их практической подготовки.

Возможным направлением дальнейшего развития ПК СИМ является расширение структурной модели ракет за счет добавления аналитических и имитационных моделей функционирования различных агрегатов и систем изделий, что позволит оценивать их влияние на динамику полета и расширить класс моделируемых нештатных и аварийных ситуаций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лысенко Л. Н. Наведение и навигация баллистических ракет: Учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007.
2. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011.
3. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика: Учеб. для студентов вузов. М.: Машиностроение, 1991.
4. Машимов М. М. Геодезия. Теоретическая геодезия: Справ. пособие. М.: Недра, 1991.
5. Эккель Б. Философия Java. СПб.: Питер, 2009.

M. G. Panteleyev, A. V. Rumin, S. V. Lebedev

SIMULATION SOFTWARE FOR TRAINING OF SPECIALISTS-ANALYZERS IN THE FIELD OF ROCKET TECHNOLOGY

The problems in creating simulation software for training of specialists-analyzers of results in test launches are discussed. Mathematical models of missiles used in the development of the program and the method of modeling abnormal and emergency situations are considered. The software architecture of the complex is presented.

Simulation of test launches, mathematical model, software complex, architecture