



ISSN 2071-2898 (Print)  
ISSN 2071-2901 (Online)

**Трифонов О.В., Ярошевский В.С.**

Стенд для отладки  
бортового программного  
обеспечения космического  
аппарата

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Трифонов О.В., Ярошевский В.С. Стенд для отладки бортового программного обеспечения космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 106. 12 с. doi:[10.20948/prepr-2018-106](https://doi.org/10.20948/prepr-2018-106)  
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-106>

**Ордена Ленина  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
имени М.В. Келдыша  
Российской академии наук**

**О.В. Трифонов, В.С. Ярошевский**

**Стенд для отладки бортового  
программного обеспечения  
космического аппарата**

**Москва — 2018**

*Трифонов О.В., Ярошевский В.С.*

**Стенд для отладки бортового программного обеспечения космического аппарата**

Российская космическая программа освоения Луны предполагает автоматическую мягкую посадку космического аппарата (КА) на ее поверхность. Для реализации этой задачи создается бортовое программное обеспечение (ПО) системы управления движением КА. Для проведения процедуры верификации требуется создание и отладка комплексных алгоритмов управления бортовыми устройствами. В настоящей работе предлагается разработка стенда для решения задачи комплексной отладки и верификации ПО совместно с созданием аппаратуры КА.

**Ключевые слова:** бортовое программное обеспечение, космический аппарат, управление движением

*Oleg Trifonov, Victor Yaroshevsky*

**The Stand for debugging on-board software of spacecraft**

The Russian space program of lunar exploration involves automatic soft landing on the moon surface of the spacecraft (SC). On-board control system of motion SC is created to implement this task. The Stand for debugging on-board software enabled to begin debug on-board software prior to the creation and assembly of complete sets of equipment SC.

**Key words:** on-board software, spacecraft, flight control system

**Оглавление**

Введение.....	3
Экспериментальная отработка.....	4
Моделирование отлета от Земли .....	7
Моделирование мягкой посадки на Луну.....	8
Заключение.....	12
Библиографический список.....	12

## Введение

Российская космическая программа освоения Луны предполагает автоматическую мягкую посадку на ее поверхность космического аппарата (КА). Для реализации этой задачи создается бортовое программное обеспечение (БПО) системы управления движением КА. БПО должно функционировать в составе бортового интегрированного вычислительного комплекса (БИВК) в режиме реального времени под управлением операционной системы реального времени. В БИВК производится обработка измерений параметров движения и вырабатываются сигналы управления двигателями КА. Для верификации БПО требуется создание и отладка комплексных алгоритмов управления бортовыми устройствами. Эту задачу начинают решать после полной комплектации и предварительных испытаний КА. В настоящей работе предлагается параллельное решение задачи верификации БПО совместно с созданием аппаратуры КА [1, 2].

Система управления движением (СУД) является одной из подсистем бортового комплекса управления (БКУ). Функционально в состав СУД КА входят:

- бортовой информационно-вычислительный комплекс БИВК, состоящий из двух полукомплектов,
  - измерительные приборы:
    - два комплекта бесплатформенных инерциальных блоков (БИБ);
    - доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД);
    - два комплекта солнечных датчиков (СД);
    - два комплекта блока определения координат звезд (БОКЗ).
  - программное обеспечение ПО БИВК, реализующее обработку информации измерительных средств, фильтрацию их информации, счисление положения КА в инерциальном пространстве и ориентации относительно соответствующих систем координат, расчет управления, выработку управляющих кодов команд, расчет текущего положения Солнца и Земли в связанной системе координат;
  - средства связи с Землей:
    - радиокomплекс (РК),
    - остронаправленная антенна,
    - блок телеметрии (ТЛМ).
  - исполнительные средства:
    - 1 коррекционно-тормозной двигатель (КТД),
    - 2 двигателя мягкой посадки (ДМП),
    - 4 двигателя коррекции и стабилизации (ДКС),
    - 8 двигателей стабилизации (ДС).
- датчики касания поверхности, установленные на 4 посадочных опорах.

Информация от измерительных приборов поступает в БИВК по мультиплексному каналу обмена (МКО) [3, 4, 5], в котором БИВК является контроллером шины, а измерительные приборы – оконечными устройствами. Все управляющие признаки и команды, сформированные БИВК, по МКО поступают в цифровой вычислительный блок управления (БУ) двигательной установки (ДУ), который в темпе приема формирует управляющие воздействия на блоки электроавтоматики, непосредственно управляющие приводом и электропневмоклапанами двигательной установки. Связь с радиокомплексом осуществляется по шине МКО, в котором БИВК является оконечным устройством, радиокомплекс — контроллером шины.

БИВК для обеспечения задач СУД должен работать в рамках жестко повторяющегося во времени цикла таймера длительностью 50 мс. За один цикл работы БИВК должен обеспечить прием информации от измерительных приборов, её обработку и отбраковку, выполнение вычислительных операций алгоритмов управления, формирование кодов команд управления и их выдачу в БУ ДУ.

## **Экспериментальная отработка**

Планирование, организация и проведение испытаний на всех этапах экспериментальной отработки составных частей КА должны учитывать особенности каждого эксперимента с целью получения максимального объёма информации.

С этой целью в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН создан стенд полунатурных испытаний. К реальным шинам МКО физически подключены все технологические образцы и имитационные математические модели на персональных компьютерах.

Управление стендом осуществляет выделенный персональный компьютер, работающий в качестве сервера внешней среды КА.

Использование технологических образцов устройств ограничено возможностью их включения в лабораторных условиях на Земле. Поэтому некоторые технологические образцы на стенде моделирования представлены своими имитационными математическими моделями.

Имитационная модель устройства представляет собой персональный компьютер, имеющий связь с МКО и шиной Ethernet. ПО математической модели имитирует работу физического устройства в соответствии с интерфейсными документами. Обмен информацией между технологическими образцами, имитационными моделями и БИВК происходит в режиме реального времени по шине МКО. Технологические каналы RS232 используются для начальной загрузки БПО в БИВК. Шина Ethernet используется для передачи с сервера внешней среды информации о текущем состоянии КА в имитационные математические модели и компьютер отображения.

Визуализация результатов моделирования происходит на дисплее специализированного персонального компьютера, строящего в реальном времени 3D отображение результатов моделирования.

Структура стенда, изображенная на рис. 1.

В состав стенда входят персональные компьютеры (ПЭВМ):

- ПЭВМ №1 – имитатор БИВК;
- ПЭВМ №2 – визуализации состояния элементов системы управления и служебных систем КА;
- ПЭВМ №3 и №4 – имитаторы БИБ1 и БИБ2;
- ПЭВМ №5 – имитатор ДИСД;
- ПЭВМ №6 и №7 – имитаторы солнечных датчиков СД1 и СД2;
- ПЭВМ №8 – имитатор ТЛМ;
- ПЭВМ №9 – имитатор БУ ДУ;
- ПЭВМ №10 и №11 – имитаторы БОК31 и БОК32;
- ПЭВМ №12 – имитатор РК;
- ПЭВМ №13 – сервер;
- МКО1 и МКО2;
- локальная сеть Ethernet;
- два технологических канала RS232.

ПО стенда создано с использованием средств разработки для:

- сервера внешней среды;
- отображения результатов моделирования;
- имитаторов БИВК, БИБ, ДИСД, СД, ТЛМ, БУ ДУ, БОКЗ, РК.

ПО стенда служит для отладки штатных алгоритмов управления движением КА.

Используемая сервером модель внешней среды учитывает нецентральность гравитационных полей Земли и Луны, гравитационные воздействия Солнца и планет солнечной системы, воздействие сил солнечной радиации, работу КТД, ДМП, ДС и ДКС.

В процессе моделирования варьируются ошибки установки измерительных приборов и их ориентации, ошибки функционирования приборов и установок в пределах, указанных в технических заданиях на конкретные приборы.

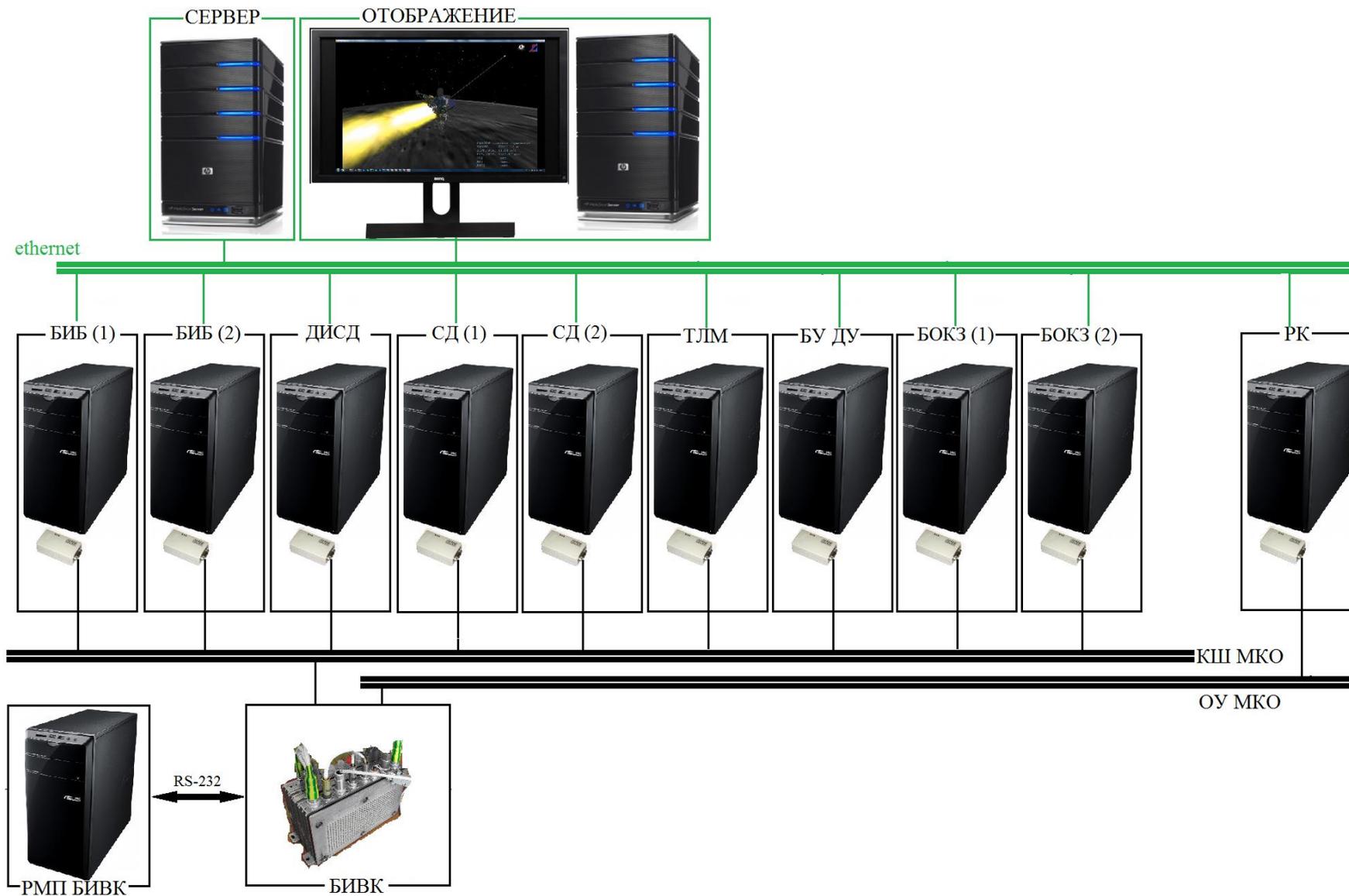


Рис. 1. Структура стенда для отладки бортового программного обеспечения космического аппарата

## Моделирование перелета Земля–Луна

Маневр отлета от Земли предназначен для выведения КА с незамкнутой траектории искусственного спутника Земли (ИСЗ) с апогеем около 200 км на околокруговую опорную орбиту высотой 200 км и на трассу перелета к Луне. Длительность выведения КА на траекторию перелета составляет 1.5-2 часа. Этот маневр включает в себя подготовительные операции и несколько специфических участков управления движением. Полет в составе ракеты носителя, полет по незамкнутой орбите ИСЗ, полет по опорной круговой орбите ИСЗ, выведение на трассу перелета к Луне и отделения от разгонного блока. После отделения от разгонного блока следует: участок успокоения и участок ориентации на Солнце.

Участок начинается с успокоения КА и сведения величины угловой скорости к нулю. Далее должен происходить поиск Солнца с помощью солнечных датчиков и принятие такой ориентации, при которой солнечными батареями максимально накапливается энергия Солнца. Во время перелета к Луне КА выполняет две коррекции орбиты. При подлете к Луне выполняется торможение с переходом на орбиту 100 км x 100 км. Затем производится коррекция с переходом на орбиту 100 км x 18 км. Визуализация результатов моделирования режима представлена на рис. 2.

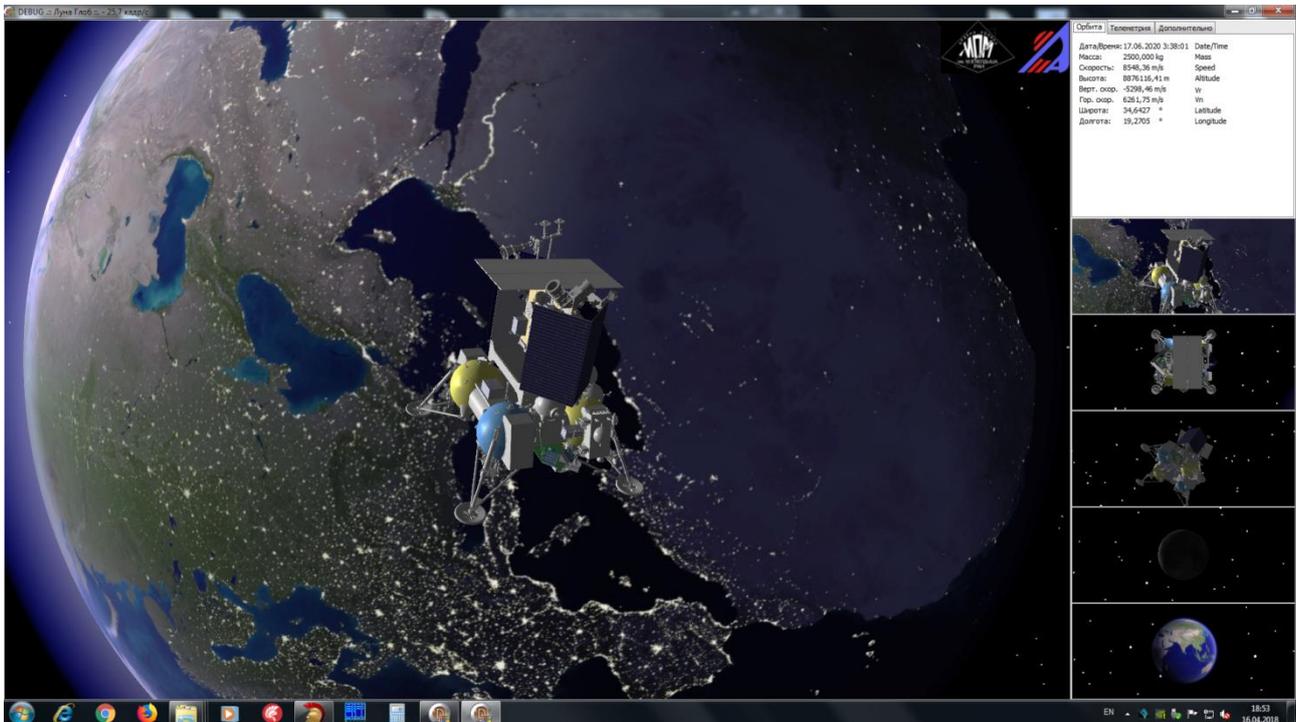


Рис. 2. Управление движением космического аппарата при отлете от Земли

## Моделирование мягкой посадки на Луну

Маневр посадки предназначен для перемещения КА с орбиты искусственного спутника Луны с параметрами 100 км x 18 км на поверхность Луны. Посадка включает в себя подготовительные операции и несколько специфических участков управления движением. К подготовительным операциям относятся калибровка БИБ с помощью двух комплектов БОКЗ, тестирование ДИСД. Выполняется ориентирование КА в исходное положение для включения КТД. При исполнении посадка разбивается на последовательность участков: участок основного торможения, участок свободного падения, участок прецизионного торможения и участок прилунения.

Расчетные точки посадки расположены в южном полушарии Луны – районе кратера Богуславского. Сформулированы требования к системе управления движением – в момент касания опор посадочного устройства с поверхностью Луны

- вертикальная скорость должна находиться в диапазоне 1 ... 3 м/с,
- горизонтальная скорость не должна превышать 1 м/с,
- угол отклонения оси ОХ КА от гравитационной вертикали не должен превышать  $7^\circ$ ,
- направление КА—центр Земли должно располагаться вблизи плоскости ХОУ КА.

Исходными данными для расчета программы спуска и посадки является баллистическая информация, заложенная в полетном задании с Земли перед посадкой. Расчет программы и параметров управления ориентацией и тягой КТД в процессе этапа посадки выполняется на борту в соответствии с алгоритмами управления движением.

Посадка начинается с включения КТД при угле тангажа примерно  $-12^\circ$  с начальной скоростью  $\sim 1700$  м/с. На каждом такте управления угол программного тангажа увеличивается на расчетную величину. Параллельно с этим в фоновом режиме выполняется прогноз движения КА до окончания основного торможения. Время расчета первой итерации равно 13 секунд. Далее оно уменьшается. Прогноз необходим из-за ошибок исполнения КТД и двигателей ориентации, ошибок работы БИБ. При достижении точки посадки с заданной точностью КТД выключается и начинается вертикализация КА. При этом осуществляется свободное падение КА на Луну. После достижения угла тангажа  $88^\circ$  начинается разворот КА вокруг оси ОХ (по углу крена) на угол, обеспечивающий ориентацию направленной антенны на Землю. На каждом такте управления рассчитывается возможность торможения КА до высоты 40 м при мгновенном включении КТД. При этом используется информация, полученная от ДИСД. Если это торможение возможно, то включается КТД и начинается этап прецизионного торможения. После выполнения торможения

вертикальная скорость КА составляет примерно 2–5 м/с из-за остаточного факела КТД. Далее посадка осуществляется на двух двигателях ДМП и четырех двигателях ДКС.

Управление движением во время посадки осуществляется при работе двух комплектов БИВК (первый комплект функционирует нормально, а второй комплект — в режиме горячего резерва), двух БИБ и на заключительном участке — ДИСД. Ориентация КА на каждом из участков определяется численными на основании измеренных значений БИБ и алгоритмами управления. Визуализация момента моделирования этапа посадки представлена на рис.3.



Рис. 3. Управление движением космического аппарата при посадке на Луну

Этапы посадки приведены в табл. 1.

Табл. 1

Этап	Начало	Конец
Основное торможение	15 с	370 с
Свободное падение	370.05 с	402.55 с
Прецизионное торможение	402.6 с	418.8 с
Прилунение	418.85 с	453.2 с

График изменения высоты, тангажа, рыскания и крена во время посадки как функция времени представлены на рис.4, рис.5, рис.6, рис.7.

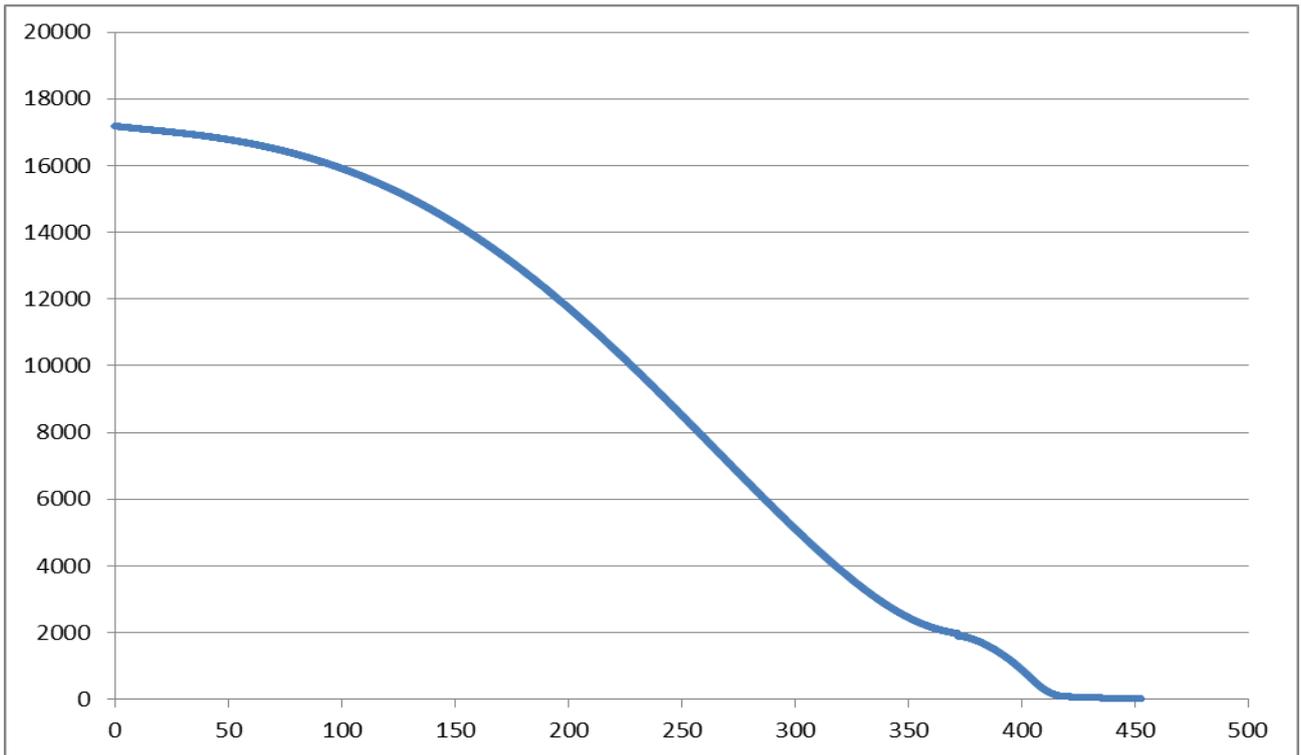


Рис. 4. Изменение высоты [м] во время посадки как функция времени [с]

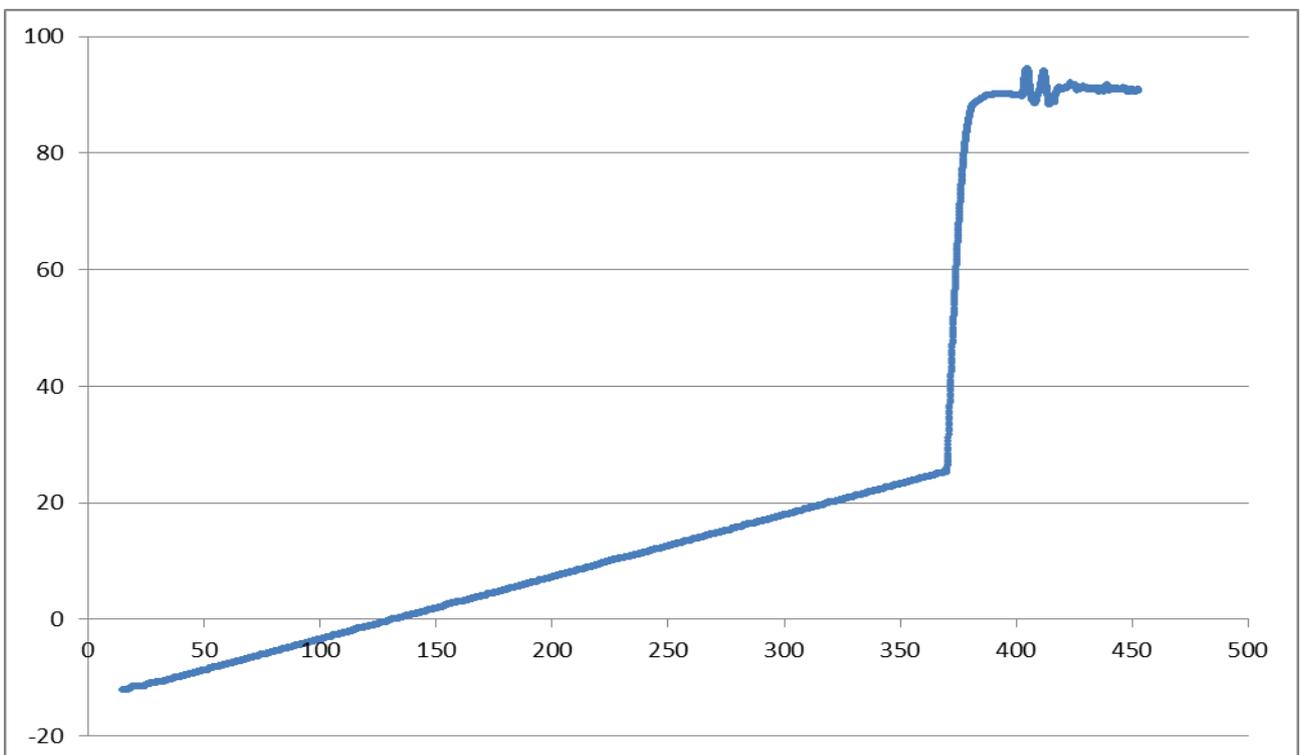


Рис. 5. Изменение угла тангажа [град.] во время посадки [с]

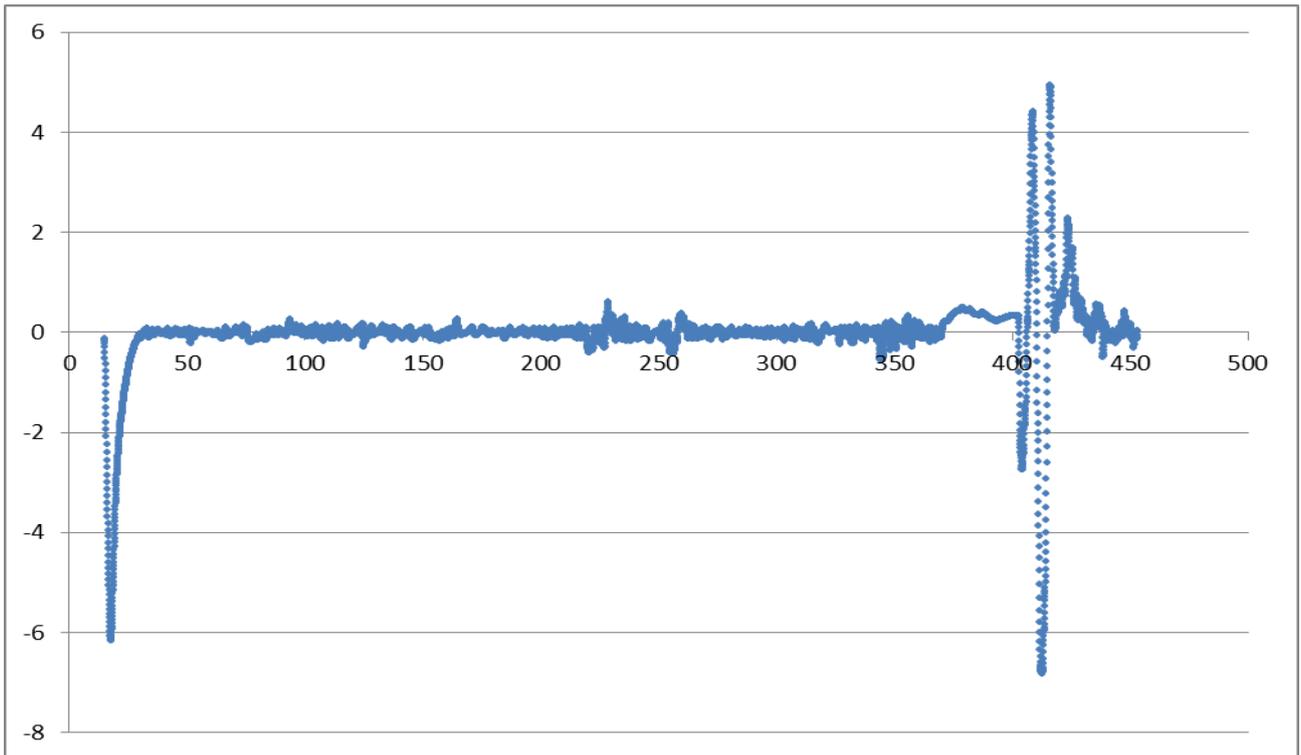


Рис. 6. Изменение угла рыскания [град.] во время посадки [с]

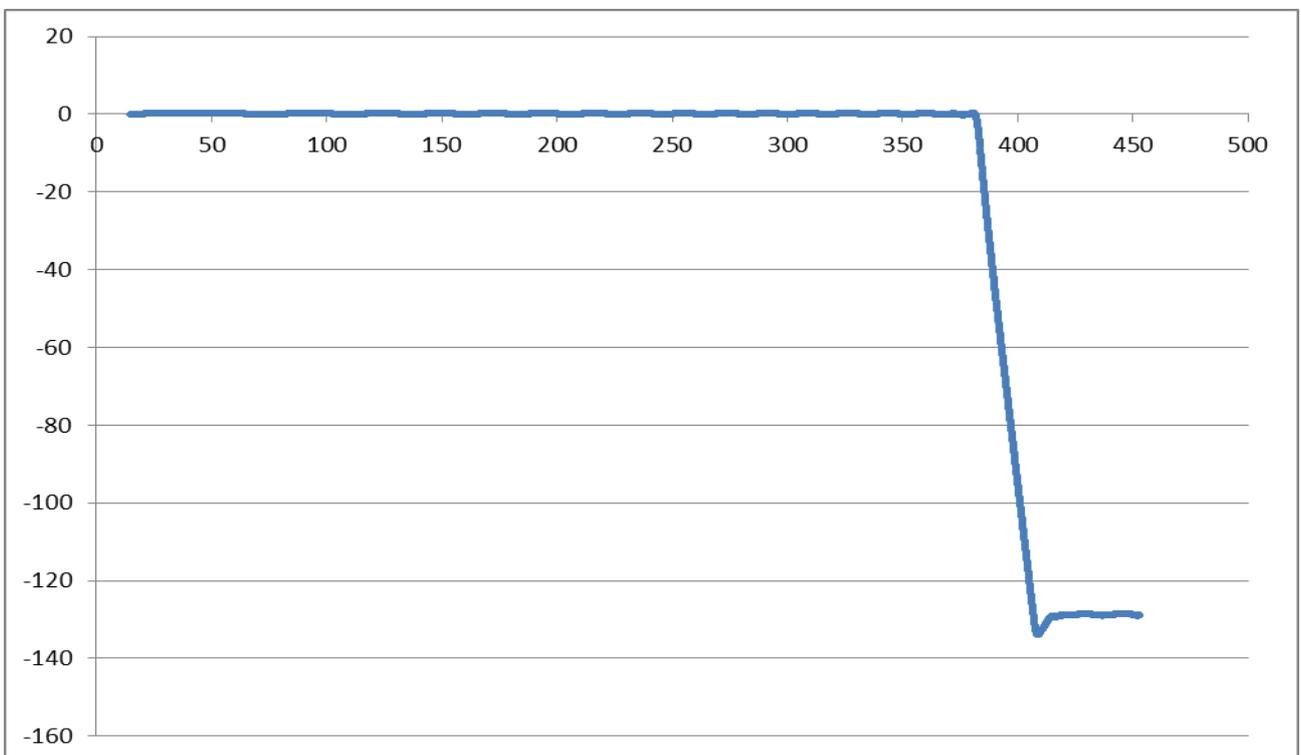


Рис. 7. Изменение угла крена [град.] во время посадки [с]

## Заключение

Предложен состав стенда для комплексной разработки и отладки бортового программного обеспечения системы управления движением космического аппарата. Показаны возможности стенда для решения задач валидации и верификации исследуемых на стенде процессов.

Разработанный в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН стенд применяется для отработки бортового программного обеспечения в режиме реального времени с одновременным использованием имитационных математических моделей устройств и их технологических образцов.

Показана возможность повышения достоверности и точности результатов имитационного моделирования, получаемых за счёт включения в стенд технологических образцов. Их использование позволяет проводить отладку программного обеспечения до разработки адекватной математической модели прибора.

Использование стенда позволило произвести отработку бортового программного обеспечения системы управления движением космическим аппаратом в рамках проекта «Луна-Глоб» еще до создания и сборки полного комплекта аппаратуры, тем самым существенно ускорить его разработку.

## Библиографический список

1. Trifonov O., Tuchin A., Tuchin D., Yaroshevskiy V. Hardware-In the-Loop Modeling system of flight control of the spacecraft "Luna-Glob" at the stage of the automatic landing on the Moon / Proceedings of the XLIII Summer School Conference "ADVANCED PROBLEMS IN MECHANICS -A P M 2015" St. Petersburg June 22 June 27, 2015.
2. Трифонов О.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. Стенд полунатурных испытаний системы управления движением космического аппарата «Луна-Глоб» на этапе автоматической посадки на Луну / XXXIX Академические чтения по космонавтике, Москва, 30 января 2015 г.
3. ГОСТ Р 52070-2003 Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования.
4. ГОСТ Р 51739-2001 Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Тестирование опытных образцов интерфейсного модуля в режиме контроллера шины.
5. ГОСТ Р 51765-2001 Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Тестирование опытных образцов интерфейсного модуля в режиме оконечного устройства.