

УДК 629.78, 629.76, 629.7.01

### Разработка комплекта баллистического программного обеспечения для решения задачи оценки характеристик летательного аппарата на стадии эскизного проектирования

Майорова В. И.<sup>1</sup>, Гришко Д. А.<sup>1,\*</sup>,

[\\*dim.gr@mail.ru](mailto:dim.gr@mail.ru)

Леонов В. В.<sup>1</sup>, Мунин Е. Н.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

---

Представлено описание разработанного авторами комплекта специального баллистического программного обеспечения, позволяющего проводить оценки лётных характеристик летательных аппаратов на стадии эскизного проектирования. Разработка нашла практическое применение при проведении научно-исследовательских, дипломных и курсовых работ. Созданное программное обеспечение даёт возможность проведения расчётов, связанных с определением как атмосферных, так и орбитальных параметров движения летательного аппарата. Для каждой программы комплекта приведён пример, отражающий некоторые её возможности. В отличие от существующих аналогов разработанный комплект позволяет трансформировать текущую конфигурацию программ под решение широкого круга задач в новых проектах.

**Ключевые слова:** эскизное проектирование, летательный аппарат, баллистическое программное обеспечение, ракета-носитель, космический аппарат, траектория движения

---

### Введение

В процессе проектирования летательного аппарата (ЛА) при составлении планов его целевого применения на этапе предварительного определения массогабаритных характеристик, а также при точных расчётах параметров движения ЛА под конкретную задачу требуется иметь в наличии специальное баллистическое программное обеспечение (ПО). Наличие такого ПО существенно ускоряет процесс проектирования, так как все исполнители проекта получают быстрый доступ к лётным характеристикам текущей конфигурации разрабатываемого изделия, что обеспечивает непрерывность и высокую скорость итерационного процесса взаимодействия между смежными подразделениями. В Центре управления полётом малых космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана разработан комплект [1, 2] специального ПО: Trajectory-LAND©, Trajectory-SPACE©, Trajectory-LAUNCH©, – который может быть использован при решении основного круга

задач, связанных с прогнозом орбитального и атмосферного движения ЛА. Разработанное ПО неоднократно применялось в ходе выполнения курсовых и дипломных работ, успешно апробировалось, доказав свою необходимость, при выполнении комплексного научного проекта в ходе летней Международной молодёжной научной школы «Исследование космоса: теория и практика», которая ежегодно проводится в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Необходимость такого ПО вызвана тем, что при проектировании изделия существует конфликт между желанием уменьшить время расчёта характеристик ЛА в рамках одной итерации для всех смежных подразделений и целесообразностью получения наиболее достоверной информации о возможностях ЛА при различных параметрах движения. Принципиальной особенностью программ разработанного комплекта является гибкость их структуры: существует основная стандартная задача, решение которой реализовано в ПО, и которая является главной хордой для всех целевых задач, решаемых на её основе. Источником исходных данных по геометрическим, весовым и инерционным характеристикам, а также параметрам двигательной установки, являющихся входной информацией, может выступать любой открытый информационный ресурс в зависимости от условий поставленной задачи.

Современные электронно-вычислительные машины (ЭВМ) обладают высокой производительностью. При расчёте параметров движения при помощи ЭВМ приходится решать задачи с применением многошагового численного интегрирования, часто используя его во внешнем итерационном процессе для обеспечения сходимости краевой задачи. При расчёте траектории движения в атмосфере необходимо знать аэродинамические характеристики ЛА, которые могут быть получены как в результате продувки модели аппарата в аэродинамических трубах, так и с помощью специального ПО, реализующего модель обтекания его трехмерной геометрической модели. Проведение эксперимента в аэродинамических трубах является более достоверным, так как создаются условия обтекания, максимально приближенные к тем, которые будут иметь место в полёте, при этом используется уменьшенная модель ЛА. Вместе с тем, проведение таких экспериментов требует временных затрат, а главное – характеризуется высокой стоимостью, так как необходимо использовать как дозвуковые, так и сверхзвуковые аэродинамические трубы, обдувая модель ЛА с разной скоростью потока и под разными углами. На этапе эскизного проектирования изделия, выполняемого, например, студенческим коллективом на базе университета, описанные выше затраты являются неприемлемыми. Выходом из положения является использование специального ПО. Однако даже на современной ЭВМ расчёт обтекания ЛА на одном режиме занимает несколько часов, поэтому требуется иметь в наличии вычислительный центр, на базе которого такие расчёты могут проводиться параллельно. Как показало проведённое моделирование обтекания одной из современных отечественных ракет-носителей (РН), результаты численного расчёта статических аэродинамических характеристик ЛА по компьютерной 3-D модели расходятся не более, чем на 5% с данными траекторных измерений при корректном учёте возмущений, действующих на ЛА в полёте.

Ниже рассмотрен состав разработанного авторами комплекта ПО для проведения баллистических расчётов на стадии эскизного проектирования, кратко описаны основные возможности и приведены примеры некоторых расчётов с использованием каждой программы. Математические модели движения, реализованные в программах, основываются на материалах [1, 2], где, по мнению авторов, наиболее качественно по сравнению с другими источниками, представленными в открытом доступе, рассмотрены соответствующие теоретические вопросы. Вспомогательные расчёты в SolidWorks Flow Simulation выполнялись с учётом рекомендаций [3].

## 1. Специальное программное обеспечение Trajectory-LAND©

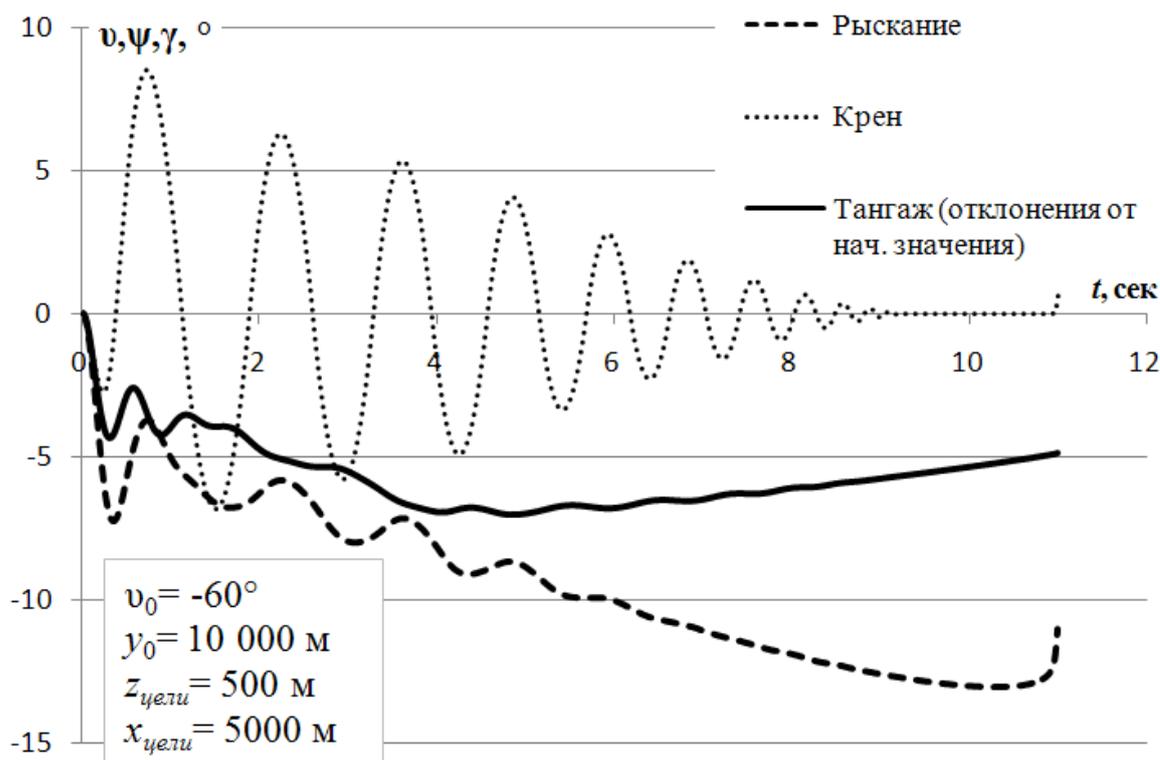
Специальное программное обеспечение [4] предназначено для расчёта траекторий поступательно-вращательного движения ЛА как при свободном, так и при управляемом полёте. В уравнениях движения использованы параметры Родрига-Гамильтона, интегрируемые методом Рунге-Кутты 4-го порядка с переменным шагом. По результатам расчёта отображаются значения вектора состояния ЛА в каждый момент времени в виде текстовой и графической информации. Принципиальная схема работы программы показана на рис. 1.



Рисунок 1. Принципиальная схема работы основной хорды ПО Trajectory-LAND©

ПО Trajectory-LAND© позволяет проводить оценку лётных характеристик ЛА по заданным аэродинамическим и инерционным параметрам, а также исследовать характеристики динамической устойчивости ЛА. Используемые при реализации ПО математические приёмы позволяют не только рассчитывать пассивное движения ЛА, но и осуществлять его наведение при помощи аэродинамических органов управления как на

неподвижные, так и на подвижные малоскоростные объекты, при этом обязательным является знание влияния органов управления на аэродинамические характеристики конкретного ЛА. Эти характеристики могут быть получены в том числе и в результате моделирования пространственного течения при отклонённых рулях ЛА. Например, на рис. 2 показана динамика изменения углов ориентации ЛА относительно осей стартовой системы координат в процессе наведения на неподвижную наземную цель, координаты которой известны. В качестве ЛА рассматривается оперативно-тактическая ракета, участок наведения которой начинается на высоте 10 000 м.



**Рисунок 2.** Пример использования ПО Trajectory-LAND© для расчёта углового движения ЛА при его наведении на наземную цель при помощи аэродинамических органов управления

## 2. Специальное программное обеспечение Trajectory-SPACE©

Специальное программное обеспечение [5] предназначено для расчёта траекторий движения космических аппаратов в базовом центральном гравитационном поле. В качестве возмущений выступают ускорения, вызванные членами разложения потенциала гравитационного поля в ряд по сферическим функциям геоцентрической широты и долготы, тормозящим эффектом атмосферы, притяжением со стороны планет Солнечной системы и световым давлением. Гравитационный потенциал учитывается с точностью до 10-х (зональные, тессеральные и секториальные) гармоник. Атмосфера – статическая и задаётся согласно ГОСТ Р 25645.166-2004 [6]. Интегрирование осуществляется в оскулирующих элементах, которые были модифицированы для придания устойчивости численному решению. Принципиальная схема работы программы показана на рис. 3.

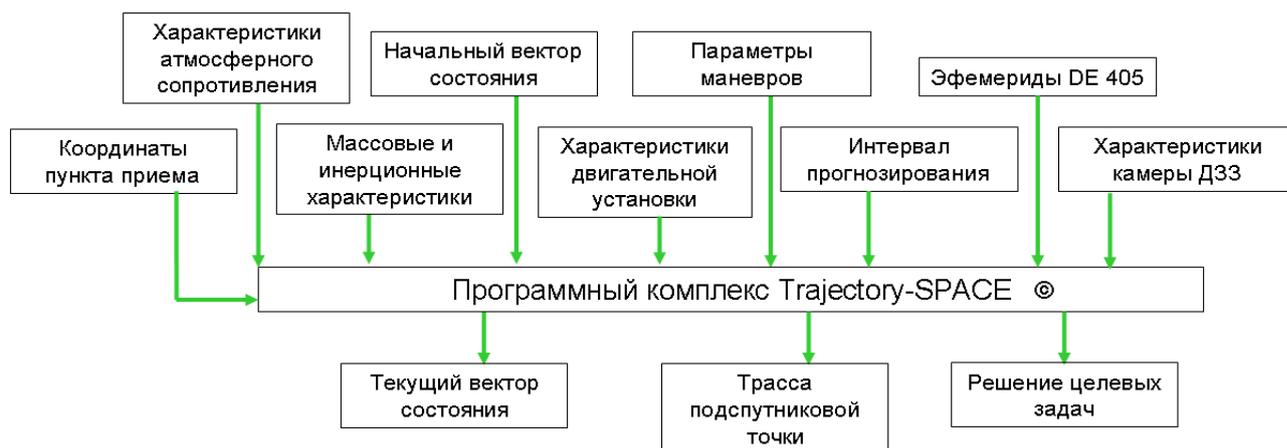


Рисунок 3. Принципиальная схема работы основной хорды ПО Trajectory-SPACE©

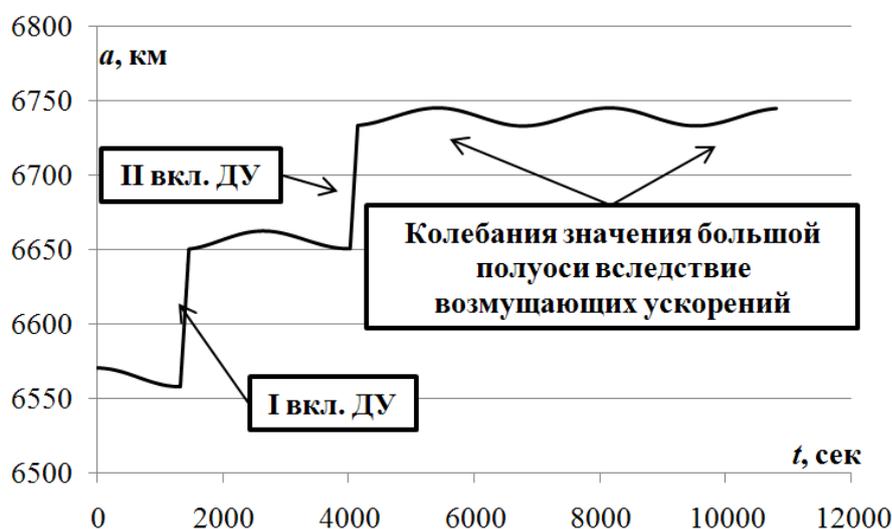
Разработанное ПО в базовом варианте позволяет:

- анализировать эволюцию орбит под действием возмущающих факторов;
- моделировать многократные включения двигательной установки большой и малой тяги;
- реализовывать визуальное 2-D построение трассы подспутниковой точки;
- вычислять относительно подспутниковой точки ширину полосы обзора камеры дистанционного зондирования Земли с заданным угловым разрешением;
- определять ближайшую дату и время прохождения над нужным объектом на поверхности Земли;
- предоставлять данные по целеуказаниям для антенного комплекса, географические координаты которого известны.

На рис. 4 приведён пример расчёта большой полуоси орбиты космического аппарата типа «Союз», которая изменяется за счёт двух включений двигательной установки большой тяги. Учёт гравитационных возмущений приводит к тому, что на участках пассивного полёта кривая значений большой полуоси орбиты имеет колебательный характер. Учитываемые возмущения от атмосферы заметны на длительном интервале прогнозирования.

ПО Trajectory-SPACE позволяет работать с несколькими форматами представления начальных условий движения космического аппарата. В отличие от алгоритма, приведённого в [7] при использовании TLE файлов автоматически рассчитывается угловое положение системы координат, связанной с вращающейся Землёй, относительно абсолютной геоцентрической экваториальной системы координат, что устраняет необходимость постоянного обращения к астрономическому ежегоднику. Ещё одним важным преимуществом данного ПО является возможность аккуратного моделирования влияния работы двигательной установки на орбиту космического аппарата. Учёт фактического времени исполнения манёвра позволяет с достаточной степенью точности решить краевую задачу, итерационно уточнив импульсное решение для двигательной

установки большой тяги или полученное приближёнными аналитическими методами решение для двигательной установки с малой тягой. Расчёт времени и даты прохождения космического аппарата над заданным объектом съёмки определяет его высокую практическую значимость в процессе составления планов по использованию оптико-электронной аппаратуры.



**Рисунок 4.** Пример использования ПО Trajectory-SPACE© для расчёта изменения большой полуоси орбиты маневрирующего космического аппарата

### 3. Специальное программное обеспечение Trajectory-LAUNCH©

Специальное программное обеспечение предназначено для расчёта параметров траекторий выведения различных ракет-носителей и определения мест падения отделяемых в процессе выведения ступеней. Принципиальная схема работы программы представлена на рис. 5. В уравнениях движения использованы параметры Родрига-Гамильтона, интегрируемые методом Рунге-Кутты 4-го порядка с постоянным шагом. Атмосфера задаётся согласно ГОСТ 4401-81 [8]. Гравитационное поле считается центральным. Земля задаётся эллипсоидом согласно стандарту WGS-84.

Разработанная на данном этапе версия ПО позволяет:

- получать вектор состояния РН и ступеней в каждый момент времени полёта (рис. 6);
- проводить исследование возможных, с учётом характеристик РН, программ выведения космического аппарата на заданную орбиту;
- определять значения перегрузок, действующих на РН в полёте, что, в свою очередь, позволяет исключить возможность неучёта специальных режимов при номинальном движении в случае использования упрощённых зависимостей;
- рассчитывать кеплеровы параметры орбиты выводимого космического аппарата для конечного момента времени выведения.

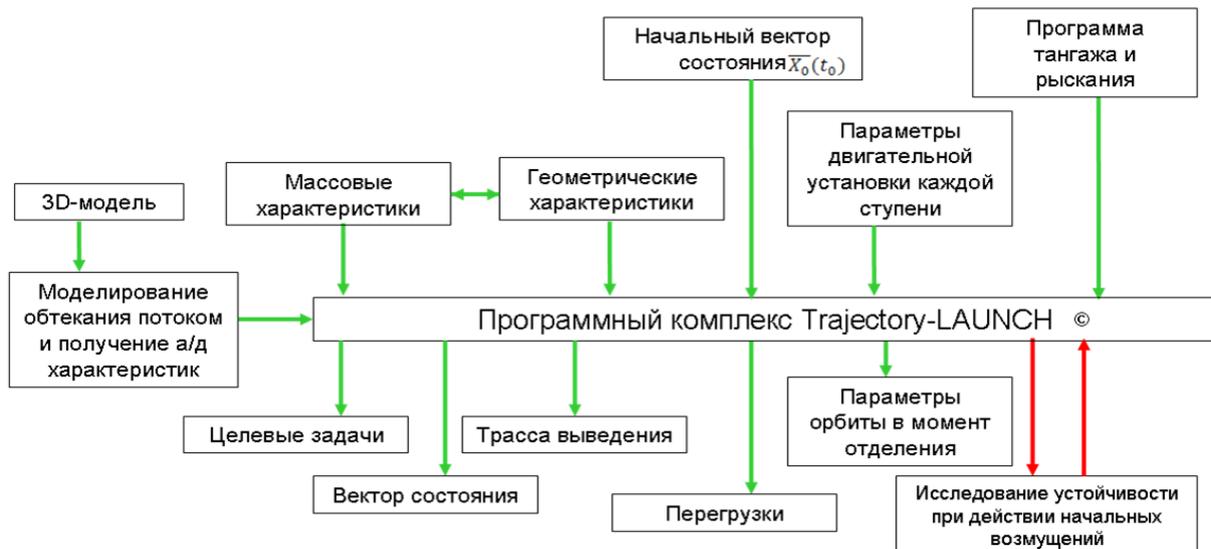


Рисунок 5. Принципиальная схема работы основной хорды ПО Trajectory-LAUNCH©

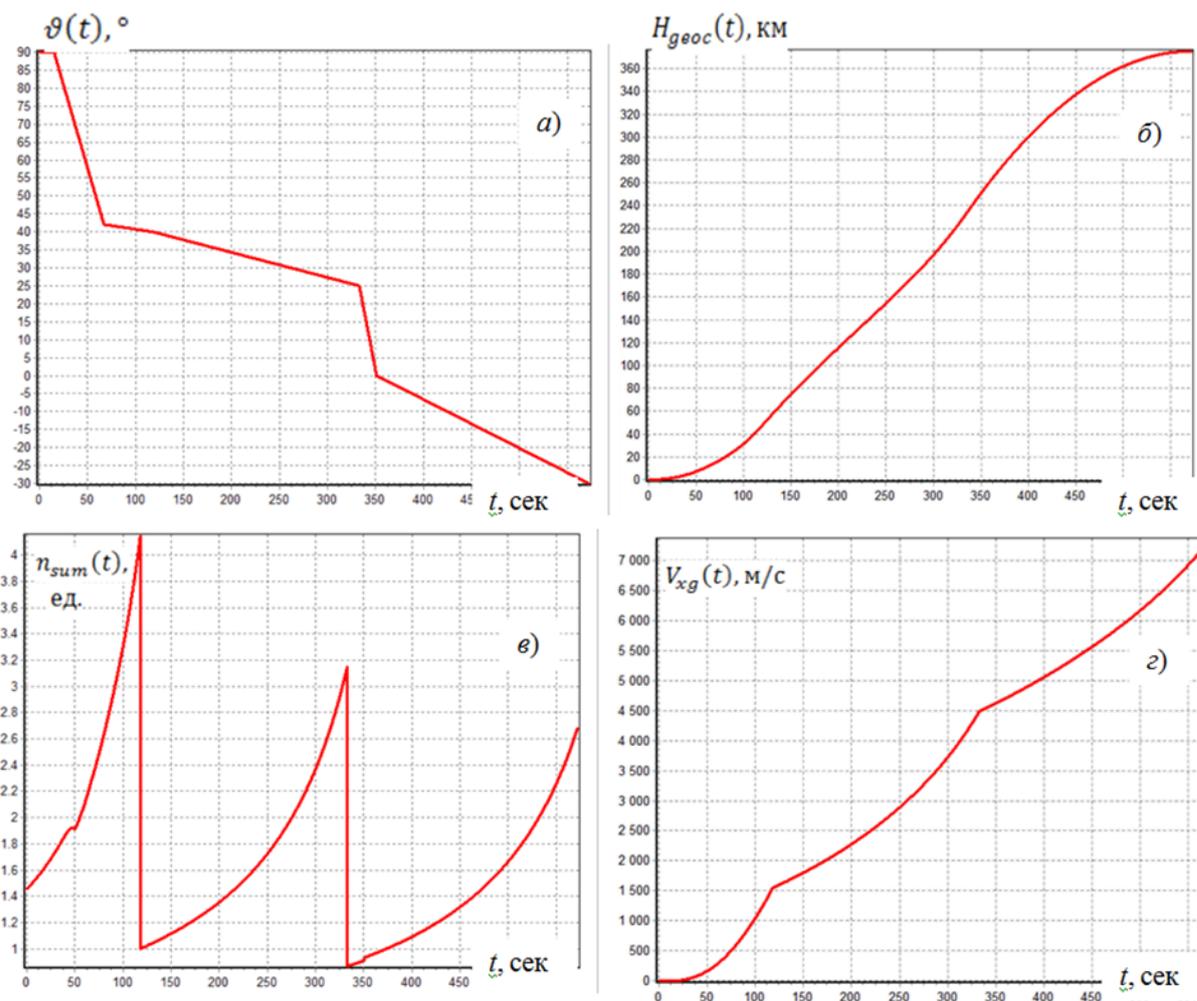


Рисунок 6. Пример использования ПО Trajectory-LAUNCH© для расчёта параметров выведения РН: а) – заданная программа тангажа; б) – геоцентрическая высота; в) – абсолютная величина перегрузки; г) – горизонтальная проекция скорости РН в начальной стартовой системе координат

Алгоритмы вычисления параметров движения РН, реализованные в ПО, являются оригинальной разработкой. В качестве примера можно привести расчёт движения отделяемых ступеней. В отличие от самой РН, угол тангажа которой изменяется в диапазоне  $[-90^{\circ}; +90^{\circ}]$ , а углы рыскания и крена по значению близки к нулю, значения параметров углового движения отделяемой ступени ничем не ограничены. За счёт начальной угловой скорости по углу тангажа отделяемая ступень имеет возможность свободно вращаться вокруг боковой оси. Математический переход от параметров Родрига-Гамильтона к углам Эйлера не позволяет в данном случае получить достоверные значения углов ориентации вследствие ограниченности области значений обратных тригонометрических функций, используемых при этих преобразованиях. Некорректные значения угла тангажа приводят к расхождению решения системы дифференциальных уравнений по каналам рыскания и крена. Кроме того, некорректность определения параметров углового движения приводит к получению неверных значений угла атаки, который входит в выражения для определения аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА. В итоге решение системы дифференциальных уравнений разваливается при входе ЛА в нижний слой атмосферы, начиная с высоты, близкой к 30-35 км. В ПО Trajectory-LAUNCH© с использованием логико-математических приёмов учтены описанные выше особенности моделирования движения свободно вращающихся объектов, используемые алгоритмы обеспечивают получение корректного решения задачи.

## **Заключение**

Созданный комплект ПО вследствие гибкости структуры входящих в него программ обеспечивает возможность решения различных задач выведения, атмосферного и орбитального движения, а также межпланетного перелета в зависимости от требований пользователя. Представленное в свободном доступе ПО либо принципиально не подходит для решения аналогичных задач, либо ограничено по функциональности [9]. Имеющиеся же аналоги, обладающие похожим функционалом, либо локализованы на предприятиях ракетно-космической отрасли или в НИИ, либо характеризуются высокой стоимостью, что затрудняет их лицензионное использование, особенно в государственных образовательных учреждениях. Кроме того, такое ПО часто попадает под ограничения по распространению двойных технологий [10].

В отличие от существующих аналогов разработанный комплект ПО может быть использован в ВУЗе и позволяет трансформировать текущую конфигурацию программ под решение широкого круга задач в новых проектах. Оригинальными являются программная реализация составленной математической модели и порядок взаимодействия между вычислительными блоками. Применение комплекта ПО с гибкой структурой программ допускает возможность подключения специальных расчётных модулей, использующих данные, получаемые в ходе решения базовой задачи; таким образом, не

требуется создавать новую расчётную программу с нуля. Созданный и успешно апробированный комплект описанного ПО сам по себе является значительным результатом, он занимает промежуточную нишу между приблизительными оценками баллистических свойств ЛА при формировании технического предложения и точными расчётами, выполняемыми обычно для крайней версии ЛА с привлечением специализированных вычислительных программ профильных организаций.

Работа выполнена по гранту НШ-4058.2014.8 программы Президента РФ поддержки ведущих научных школ.

### Список литературы

1. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. 608 с.
2. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Дрофа, 2004. 544 с.
3. SolidWorks Flow Simulation 2012. Tutorial [Инструкция по работе в модуле Flow Simulation программного пакета SolidWorks]. Режим доступа: <https://mahdiy.files.wordpress.com/2011/12/solidworks-flow-simulation-2012-tutorial.pdf> (дата обращения 12.03.2014).
4. Гришко Д.А. Trajectory-LAND: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2013616820. 2013.
5. Гришко Д.А., Майорова В.И., Калдаров И.С., Иванов С.Г., Чагина В.А. Trajectory-SPACE: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2014612548. 2014.
6. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. М.: Изд-во стандартов, 2004. 23 с.
7. Step 1: Orbit Elements [Расчёт движения спутника по данным TLE]. 2012 // Canadian Satellite Tracking and Orbit Research (CASTOR): website. Режим доступа: [http://www.castor2.ca/04\\_Propagation/01\\_Orbit/index.html](http://www.castor2.ca/04_Propagation/01_Orbit/index.html) (дата обращения 23.07.2013).
8. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 2004. 179 с.
9. GMAT: General Mission Analysis Tool: website. Режим доступа: <http://gmat.gsfc.nasa.gov> (дата обращения 20.12.2014).
10. STK: Systems Tool Kit [ранее Satellite Tool Kit] // agi: website. Режим доступа: <http://www.agi.com/includes/restrictions.aspx> (дата обращения 08.01.2015).

## Developing a Ballistic Software Kit to Estimate Vehicle Characteristics at the Draft Design Stage

V.I. Maiorova<sup>1</sup>, D.A. Grishko<sup>1,\*</sup>, V.V. Leonov<sup>1</sup>,  
E.N. Munin<sup>1</sup>

\* [dim.gr@mail.ru](mailto:dim.gr@mail.ru)

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

---

**Keywords:** draft design, flying vehicle, ballistic software kit, launch-vehicle, space vehicle, trajectory

---

The article describes a ballistic software kit to calculate a moving vehicle trajectory in atmosphere and space. Such software gives an opportunity to accelerate the acquisition of flying vehicle's ballistic parameters at the stage of draft design. It contributes to improving collaboration efficiency between adjacent departments involved in the project. The developed software kit includes three different programs: Trajectory-LAND© (motion in atmosphere with possible correction of a trajectory), Trajectory-SPACE© (motion in the non-central gravity field with possible simulation of maneuvers), Trajectory-LAUNCH© (launch-vehicle's insertion into the orbit with possible defining the impact points of separated stages). Each of the software concedes the addition of computational modules to use the solution results of the basic task. Implemented mathematical models permit to take into account the influence of main perturbations on the flying vehicle during the flight. For illustration purposes, the article gives some examples of using each of the programs and their block-diagrams.

The developed software implements some algorithms, which allow attaining the convergence of numerical simulation of differential equations of motion. This problem arises, for example, while determining an attitude in case the stages have already separated from the launch vehicle. The mathematical conversion from Rodriguez-Hamilton parameters into Euler's angles disables us to obtain reliable values of attitude angles due to the limitations for existing area of inverse trigonometric functions being used. Incorrect values of pitch lead to yaw and roll channels divergences. Moreover, the mistakes in attitude determination lead to mistakes in obtained values of attack angle, which is included into the forms for aerodynamic forces and torques. As a result, the solution of system of differential equations is a failure when a flying vehicle enters the height of 30-35 km. The similar situations happen also when using other software of the kit. So there are special logical and mathematical tricks to overcome these difficulties.

The free accessible software available for the trajectory calculation is either inappropriate for solving the regarded tasks, in principle, or is functionally limited. The real analogues are available either at the rocket and space enterprises, or in research institutes, and a high cost disa-

bles their licensing use, especially, in state educational institutions. Besides, such software often falls within the restrictions on double-purpose technology circulation. In spite of the existing non-commercial analogues the developed software kit allows the transformation of the program while dealing with various tasks in new projects. This kit holds an intermediate niche between approximate estimations of vehicle's ballistic properties at the stage of technical proposal and accurate calculations to be performed, usually, only for final version of the flying vehicle.

## References

1. Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 608 p. (in Russian).
2. Ivanov N.M., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft ballistics and navigation]. Moscow Drofa Publ., 2004. 544 p. (in Russian).
3. SolidWorks Flow Simulation 2012. Tutorial. Available at: <https://mahdiy.files.wordpress.com/2011/12/solidworks-flow-simulation-2012-tutorial.pdf> , accessed 12.03.2014.
4. Grishko D.A. *Trajectory-LAND*. Certificate RF of state registration of computer program, no. 2013616820, 2013. (in Russian).
5. Grishko D.A., Mayorova V.I., Kaldarov I.S., Ivanov S.G., Chagina V.A. *Trajectory-SPACE*. Certificate RF of state registration of computer program, no. 2014612548, 2014. (in Russian).
6. GOST R 25645.166-2004. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli [State Standard of RF 25645.166-2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial earth satellites]. Moscow, Standards Publishing House, 2004. 23 p. (in Russian).
7. Step 1: Orbit Elements. 2012. Canadian Satellite Tracking and Orbit Research (CASTOR): website. Available at: [http://www.castor2.ca/04\\_Propagation/01\\_Orbit/index.html](http://www.castor2.ca/04_Propagation/01_Orbit/index.html) , accessed 23.07.2013.
8. GOST 4401-81. Atmosfera standartnaya. Parametry [State Standard 4401-81. Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Standards Publishing House, 2004. 179 p. (in Russian).
9. GMAT: General Mission Analysis Tool: website. Available at: <http://gmat.gsfc.nasa.gov> , accessed 20.12.2014.
10. STK: Systems Tool Kit. Agi: website. Available at: <http://www.agi.com/includes/restrictions.aspx> , accessed 08.01.2015.