

УПРАВЛЕНИЕ ОТДЕЛЯЕМЫМИ ЧАСТЯМИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ЦЕЛЮ СОКРАЩЕНИЯ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ

П.П. ПОЛЯКОВ, инженер 1 категории ФГУП ЦНИИмаш

polyakov-pp@yandex.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

В работе рассматриваются вопросы построения системы управления отделяемых частей ракет-носителей на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

На выбор схемы управления движением отделяющихся частей ракет-носителей влияют следующие факторы:

- допустимые размеры и расположение заданных районов падения отделяющихся частей ракет-носителей;
- требования по точности приведения отделяющихся частей ракет-носителей в заданные районы падения;
- тип и характеристики органов управления отделяющихся частей ракет-носителей;
- располагаемый аппаратный состав системы управления отделяющихся частей ракет-носителей.

На основании вышеизложенных требований и ограничений выбрана схема управления с реализацией на нисходящем атмосферном участке аэродинамического маневра наведения отделяющейся части ракеты-носителя в заданный район падения.

Система управления должна обеспечить выполнение следующих операций управления:

- «гашение» угловой скорости;
- управление движением центра масс.

Одной из основных подсистем системы управления является бесплатформенная инерциальная навигационная система. Базовое алгоритмическое обеспечение бесплатформенной инерциальной навигационной системы можно разделить на следующие группы:

- алгоритмы первичной обработки информации;
- алгоритмы коррекции показаний датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы;
- алгоритмы вычисления параметров ориентации;
- алгоритмы пересчета составляющих кажущейся скорости;
- алгоритмы контроля и диагностики входной информации.

При моделировании управляемого движения отделяющихся частей была произведена оценка влияния инструментальных погрешностей приборов на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Были рассмотрены следующие основные погрешности приборов:

- случайная составляющая ухода гироскопа;
- погрешность масштабного коэффициента гироскопа;
- погрешность нулевого сигнала акселерометров;
- погрешность масштабного коэффициента акселерометра.

Приводятся оценки уменьшения зон падения.

Ключевые слова: система управления, ракета-носитель, отделяемые части, навигационная система, районы падения.

Актуальность работ по уменьшению районов падения отделяющихся частей ракет-носителей (РН) определяется острой необходимостью сокращения значительных площадей земли, отчуждаемых в настоящее время под районы их падения. Так, характеристики эллипса рассеивания отработавших ускорителей I ступеней современных РН составляют не менее ± 20 км – по дальности и ± 10 км – по направлению.

Целями настоящей работы являются определение облика системы управления (СУ) отделяющихся частей (ОЧ) РН на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС)

и оценка уменьшения районов падения ОЧ РН.

Рассмотрим основные положения, определяющие возможные подходы к выбору принципов построения системы управления [1, 2] ОЧ РН.

Выбор схемы управления движением ОЧ РН определяется:

– комплексом факторов, характеризующих остроту проблемы, в том числе допустимыми размерами и расположением заданных районов падения (РП) ОЧ РН относительно трассы выведения, а также их близости к «запретным» (опасным) участкам местности, на которые не-

обходимо исключить возможность падения отделяющихся элементов в нештатных ситуациях;

- требованиями по точности приведения ОЧ РН в заданные РП;

- ограничениями по кинематическим параметрам, вытекающим из условий обеспечения целостности конструкции отделяющихся элементов;

- типом и характеристиками органов управления ОЧ РН;

- выделяемыми лимитами по массе и энергопотреблению на устанавливаемое дополнительное оборудование (аппаратура СУ, исполнительные и управляющие органы, различные конструктивные элементы и др.), а также ограничениями по компоновке оборудования на отделяющихся элементах;

- располагаемым аппаратурным составом СУ ОЧ РН.

На основе вышеизложенных требований и ограничений выбрана схема управления с реализацией на нисходящем атмосферном участке аэродинамического маневра наведения ОЧ РН в заданный район приведения.

В рамках данной схемы средствами СУ может быть обеспечено высокоточное наведение ОЧ РН в заданный район, включая наведение в заданную точку прицеливания.

При этом в зависимости от располагаемого уровня маневренных характеристик ОЧ РН может быть решена задача приведения объекта в район, находящийся как в непосредственной близости от выбранной трассы выведения, так и вдали от нее.

Для реализации данной схемы управления необходимо, чтобы ОЧ РН была оснащена достаточно эффективными аэродинамическими органами управления.

В зависимости от располагаемого аппаратурного состава СУ возможны различные модификации режима наведения ОЧ РН в точку посадки, в том числе инерциальный, радиоинерциальный, самонаведение на радиомаяк и др. [3, 4].

При рассмотрении путей реализации указанной схемы предполагается, что объ-

ект управления аэродинамически устойчив и что на всем пассивном участке обеспечивается целостность и управляемость ОЧ РН.

Используемый в составе СУ ОЧ РН комплекс командных гироскопических приборов (ККП) не должен накладывать ограничения на угловые эволюции изделия (иметь неограниченные углы проочки по всем осям). При этом ККП должен обеспечивать возможность измерения угловых скоростей в достаточно широком диапазоне. Этим требованиям наиболее соответствует ККП бесплатформенного типа.

СУ должна обеспечить выполнение следующих операций управления:

- «гашение» угловой скорости вращения и обеспечение требуемой ориентации строительных осей объекта на момент входа в плотные слои атмосферы;

- управление движением центра масс при наведении в точку прицеливания с учетом ограничений по углам атаки и управляющим моментам.

Базовыми элементами СУ являются:

- БИНС, обеспечивающая получение на борту текущей информации о координатах положения и векторе скорости ОЧ РН в начальной стартовой инерциальной системе координат;

- навигационная аппаратура потребителя спутниковой навигации;

- радиотехнические, оптико-электронные и др. средства самонаведения – в зависимости от комплектации;

- центральный процессор, обеспечивающий совместно с другими вычислительными средствами СУ (процессор БИНС и др.) решение задач управления полетом ОЧ РН;

- устройства сопряжения бортовой цифровой вычислительной системы с абонентами СУ и смежными системами;

- согласующую, коммутационную и другую аппаратуру СУ.

При реализации данной схемы может быть уменьшено влияние возмущений нисходящего атмосферного участка, а также обеспечена отработка промаха, обуслов-

ленного погрешностями активного участка и возмущениями участка разделения. Естественно, последнее возможно при условии достаточно точной идентификации отрабатываемого промаха по данным навигационных определений, выполняемых с помощью тех или иных датчиков внешней информации.

Одной из основных подсистем технического облика СУ ОЧ РН является БИНС. При этом требования к точностным характеристикам ее основной компоненты – платформенному измерительному блоку (БИБ) – существенно зависят от принципов построения системы выработки начальных условий, обеспечивающей формирование к началу автономного полета ОЧ опорного инерциального базиса и вектора состояния в системе координат, реализуемой инерциальной системой управления РН.

Рассмотрена схема БИНС, в рамках которой решение задачи начальной выставки решается в процессе полета I ступени средствами СУ ОЧ во взаимодействии с СУ РН на основе методологии векторного согласования. В этом варианте требования к точностным характеристикам БИБ СУ ОЧ ракетных блоков первых ступеней могут быть существенно снижены, поскольку в качестве эталонной системы используется высокоточная навигационная система РН.

С учетом требований, предъявляемых к БИБ (стабильность точностных характеристик от запуска к запуску, малая масса, энергопотребление и стоимость), наиболее предпочтительными являются БИБ на основе твердотельных гироскопов (волоконно-оптические, лазерные).

Базовое алгоритмическое обеспечение БИНС можно разделить на следующие группы:

- алгоритмы первичной обработки информации, реализуемые в блоке сервисной электроники;
- алгоритмы первичной обработки информации, реализуемые в блоке первичной обработки информации (ПОИ);
- алгоритмы коррекции показаний датчиков БИНС;

– алгоритмы вычисления параметров ориентации;

– алгоритмы пересчета составляющих кажущейся скорости из связанного базиса в инерциальный;

– алгоритмы контроля и диагностики входной информации и работы БИНС

Алгоритмы навигации в БИНС аналогичны алгоритмам навигации в платформенных ИНС. Эти алгоритмы для ИНС различного применения достаточно хорошо изучены [5, 6], их реализация в бортовом вычислителе трудности не представляет.

Алгоритмы первичной обработки информации, алгоритмы коррекции показаний датчиков и алгоритмы контроля определяются типом датчиков, срезом между блоком чувствительных элементов (БЧЭ) и блоком ПОИ, математической моделью погрешностей БЧЭ. Эти алгоритмы разрабатываются и отрабатываются на этапах проектирования, когда окончательно определен облик БЧЭ и блока ПОИ, разработаны и подтверждены их модели ошибок.

Наиболее жесткие требования к производительности вычислительных средств предъявляют алгоритмы вычисления параметров ориентации и алгоритмы пересчета кажущейся скорости. Эти алгоритмы инвариантны к типам датчиков БИНС. Выбор алгоритмов определяется, прежде всего, характером углового и линейного движения объекта и требованиями к точности БИНС.

При моделировании управляемого движения отделяемых частей [7, 8] была произведена оценка влияния инструментальных погрешностей приборов на базе БИНС. При этом предполагалось, что чувствительные элементы расположены ортогонально по связанным осям изделия. Были рассмотрены следующие основные погрешности приборов:

- случайная составляющая ухода гироскопа;
- погрешность масштабного коэффициента гироскопа;
- погрешность нулевого сигнала акселерометров;
- погрешность масштабного коэффициента акселерометра.

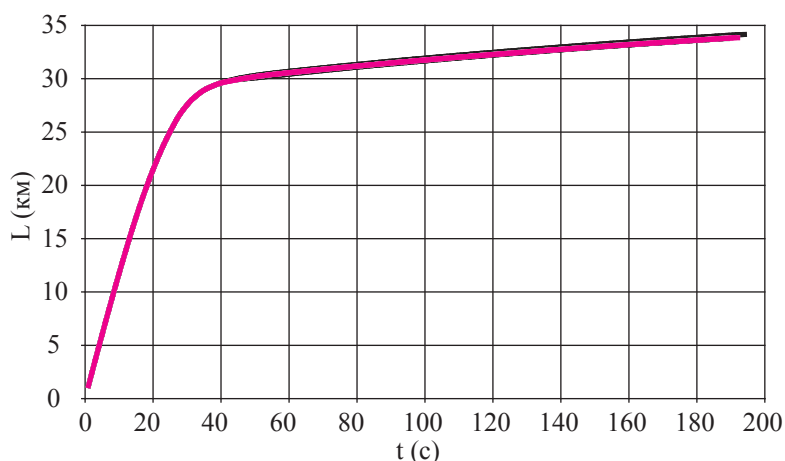


Рис. 1. Влияние инструментальных погрешностей ККП БИНС на дальность полета ОЧ РН ($\Delta L = \pm 0,304$ км)

Fig. 1. The effect of instrumental errors of KKP SINS on the range of the separable parts of launch vehicles flight ($\Delta L = \pm 0,304$ km)

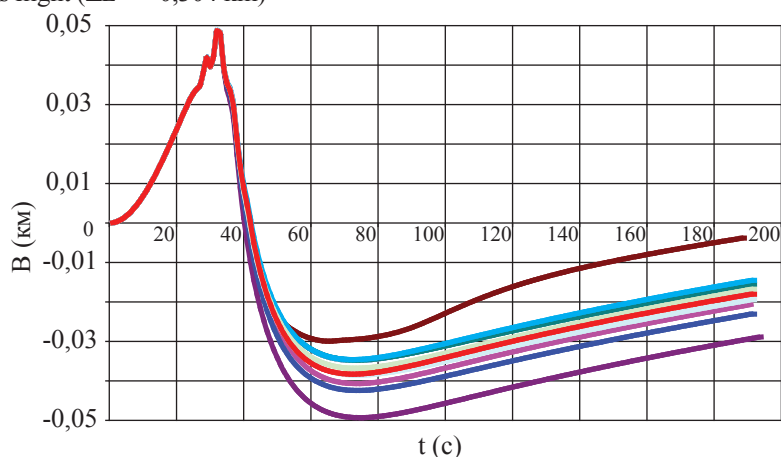


Рис. 2. Влияние инструментальных погрешностей ККП БИНС на боковое направление полета ОЧ РН ($\Delta B = \pm 0,021$ км)

Fig. 2. The effect of instrumental errors of KKP SINS on the lateral direction of the separable parts of launch vehicles flight ($\Delta B = \pm 0,021$ km)

Численные значения этих погрешностей соответствуют современному уровню развития чувствительных элементов ККП БИНС.

Расчеты [9, 10] проводились при отсутствии начальной «закрутки» (начальные нулевые условия по угловой скорости движения ОЧ по тангажу).

Влияние инструментальных погрешностей при отсутствии начальной «закрутки» представлены на рис. 1 и 2.

В данной работе определены облик системы управления отделяемыми частями РН на базе БИНС, задачи, решаемые СУ ОЧ РН, приборный состав (базовые элементы) СУ, рассмотрено базовое алгоритмическое обеспечение БИНС.

Проведенное моделирование управляемого движения ОЧ РН для оценки влияния инструментальных погрешностей ККП показало, что суммарная погрешность составляет величину порядка 500 м (предельное отклонение).

При этом возможно сокращение размеров зон падения ОЧ РН до величины порядка ± 1 км с учетом разбросов кинематических параметров движения отделяемых частей на момент разделения с РН.

Библиографический список

1. Колесников, К.С. Динамика ракет / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.
2. Разоренов, Г.Н. Системы управления летательными аппаратами / Г.Н. Разоренов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Титов ; под ред. Г. Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.

3. Лысенко, Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет / Л.Н. Лысенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 672 с.
4. Феодосьев, В.И. Основы техники ракетного полета / В.И. Феодосьев. – М.: Наука, 1979. – 496 с.
5. Бранец, В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1992. – 280 с.
6. Бранец, В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела/ В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
7. Лебедев, А.А. Баллистика ракет / А.А. Лебедев, Н.Ф. Герасюта. – М.: Машиностроение, 1970. – 244 с.
8. Аппазов, Р.Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников земли/ Р.Ф. Аппазов, О.Г. Сытин. – М.: Наука, 1987. – 440 с.
9. Артемов, И.Л. Fortran: основы программирования / И.Л. Артемов. – М.: Диалог-МИФИ, 2007. – 304 с.
10. Алгазин, С.Д. Программирование на Visual Fortran / С.Д. Алгазин, В.В. Кондратьев. – М.: Диалог-МИФИ, 2008. – 472 с.

MANAGEMENT SEPARATING PARTS OF CARRIER ROCKETS TO REDUCE IMPACT AREA

Polyakov P.P., FSUE TsNIIMash

polyakov-pp@yandex.ru

Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The issues of creating a control system of separated parts of launch vehicles on the basis of strapdown inertial navigation system are considered in this article.

The choice of a motion control scheme of the separated parts of launch vehicle is affected by the following factors:

- allowable size and location of target impact areas for separating parts of launch vehicle;
- requirements for the accuracy of launching of the vehicle separating parts to the preset impact areas;
- the type and characteristics of the control bodies of the separated parts of launch vehicle;
- located instrumental composition of control systems for separating parts of launch vehicle.

On the basis of the above requirements and restrictions the control scheme with the implementation at the descending atmosphere phase of the guidance maneuver for separating parts of launch vehicles to the specified area has been selected.

The control system must provide the following operations:

- «extinguishing» the angular velocity;
- controlling the motion of the mass center.

One of the basic subsystems of the control system is a strapdown inertial navigation system (SINS). Basic algorithmic providing the strapdown inertial navigation system can be divided into the following groups:

- algorithms for preprocessing algorithms of information;
- algorithms for correcting indication sensors of the strapdown inertial navigation system;
- algorithms for calculating the parameters of orientation;
- algorithms for recalculation of components of the seeming speed;
- algorithms for control and diagnostics of entrance information.

In case of simulation of controlled motion of separating parts the influence of instrumental errors of devices based on strapdown inertial navigation system was evaluated. The following intrinsic errors of instruments were considered:

- random component of the gyroscope care;
- error of the gyroscope scale factor;
- error of the accelerometer zero signal;
- error of the accelerometer scale factor.

Estimates of reduction the fall area are set.

Keywords: Control system, launch vehicles, separated parts, navigation system, area the fall.

References

1. Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Dynamics missile]. Moscow: Engineering, 2003. 520 p.
2. Razorenov G.N., Bakhramov E.A., Titov Yu.F. *Sistemy upravleniya letatel'nyimi apparatami* [Control Systems aircraft apparatmi]. Moscow: Engineering, 2003. 520 p.
3. Lysenko L.N. *Navedenie i navigatsiya ballisticheskikh raket* [Guidance and navigation ballistic missiles]. Moscow: Publishing House of the MSTU. NE Bauman, 2007. 672 p.
4. Feodos'ev, V.I. *Osnovy tekhniki raketnogo poleta* [Basic techniques of rocket flight]. Moscow: Nauka, 1979. 496 p.
5. Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. *Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem* [Introduction to the Theory of strapdown inertial navigation system]. Moscow: Nauka, 1992. 280 p.
6. Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* [Application of quaternion orientation in problems of solid body]. Moscow: Nauka, 1973. 320 p.
7. Lebedev A.A., Gerasyuta N.F. *Ballistika raket* [Ballistic missiles]. Moscow: Engineering, 1970. 244 p.
8. Appazov R.F., Sytin O.G. *Metody proektirovaniya traektoriy nositeley i sputnikov zemli* [Methods of designing trajectories of vehicles and satellites]. Moscow: Nauka, 1987. 440 p.
9. Artemov I.L. *Fortran: osnovy programmirovaniya* [Fortran: basic programming]. Moscow: Dialog-MIFI, 2007. 304 p.
10. Algazin S.D., Kondrat'ev V.V. *Programmirovaniye na Visual Fortran* [Programming in Visual Fortran]. Moscow: Dialog-MIFI, 2008. 472 p.