



Столыпинский
вестник

Научная статья
Original article
УДК 629.7.04

**РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ СТУПЕНИ РАЗДЕЛЕНИЯ
БОЕВЫХ ЧАСТЕЙ ДЛЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ**
DEVELOPMENT OF THE DESIGN OF THE STAGE OF SEPARATION
OF WARHEADS FOR A BALLISTIC MISSILE

Вершинин Денис Сергеевич, студент, Сибирский государственный университет науки и технологий, Россия, г. Красноярск

Марченко Светлана Валерьевна, студент, Сибирский государственный университет науки и технологий, Россия, г. Красноярск

Тетерин Андрей Витальевич, студент, Сибирский государственный университет науки и технологий, Россия, г. Красноярск

Vershinin Denis Sergeevich, e-mail: deniskin333@mail.ru

Marchenko Svetlana Valeryevna, e-mail: achi.trunaki@gmail.com

Teterin Andrey Vitalievich, e-mail: a01.27.2000.37@gmail.com

Аннотация

В статье рассматривается разработка возможного варианта системы разведения боевых частей баллистической ракеты. Изучаются особенности проектирования этого узла для различных вариантов компоновки и сценариев полета. Оцениваются функции узла и его роль в ракетной системе при различных сценариях полета. Обосновывается актуальность разработки нового варианта узла разведения боевых частей. Разбираются критерии

правильной модели узла. Приводятся чертежи разработанного устройства с поясняющими сносками. Рассматривается принцип работы и особенности функционирования узла. Приводятся технические данные и показатели рабочих условий. Показана 3д модель конструкции.

Annotation

The article discusses the development of a possible variant of the system of breeding of ballistic missile warheads. The design features of this node for various layout options and flight scenarios are being studied. The functions of the node and its role in the rocket system under various flight scenarios are evaluated. The relevance of the development of a new variant of the combat unit breeding unit is substantiated. The criteria for the correct node model are being analyzed. Drawings of the developed device with explanatory footnotes are given. The principle of operation and features of the functioning of the node are considered. Technical data and indicators of working conditions are given. A 3D model of the structure is shown.

Ключевые слова: ступень разведения, баллистическая ракета, гироскоп.

Keywords: breeding stage, ballistic missile, gyroscope.

В настоящее время развитие ракетной техники ведется в направлении освоения космического пространства в мирных целях и разработки средств доставки боевых зарядов в военной технике. Ракетно-космические комплексы и межконтинентальные баллистические ракеты в процессе функционирования производят отделение пассивных элементов конструкции, отработавших ступеней, хвостовых отсеков, головных обтекателей, космических аппаратов, межорбитальных блоков, боевых частей [1]. А в случае аварийной ситуации с пилотируемым космическим кораблем от срабатывания устройств аварийного спасения зависит жизнь пилотов. Построение системы разделения и последовательность срабатывания ее элементов основывается на сведениях к минимуму возмущений отделяемого элемента по линейной и угловой

скоростям, исключение соударения последней ступени и головной части вследствие их относительного движения после разделения [2]. То есть в процессе проектирования средства или устройства разделения необходимо анализировать и моделировать кинематические характеристики объектов. Применение того или иного устройства разделения требует предварительной проработки и серьезного технического обоснования. Таким образом, проектирование и конструирование устройств разведения боевых частей на сегодняшний день является одной из основных задач, которые необходимо решать в ракетно-космической технике.

Гироскопы – это устройства, которые измеряют угловую скорость вращающегося объекта. Они являются реальными трехмерными структурами, элементы которых должны иметь возможность относительного механического перемещения. Термин гироскоп используется для названия устройств, содержащих материальный объект, который совершает быстрые периодические движения. В результате этих движений устройство становится чувствительным к вращению в инерциальном пространстве. Отдельного внимания заслуживает применение гироскопов в изделиях военной техники. В этой области микромеханические датчики решают задачи управления:

- мобильными манипуляторами, оснащёнными оружием или иными необходимыми средствами;
- беспилотными летательными аппаратами;
- ракетно-артиллерийскими боеприпасами.

Применение гироскопов для управления снарядами направлено на решение двух задач. Первая – коррекция курса ракеты после изменения тангажа,

вызванного сходом с направляющей, а также демпфирование её поперечных колебаний на траектории. Эта задача решается путём применения курсового гироскопа. На реактивных снарядах калибра более 150 мм. для этой цели в настоящее время применяется позиционный гироскоп, однако

появление ММГ позволяет перейти к управлению снарядами и меньшего калибра.

Вторая – увеличение точности попадания боеприпаса в цель, путём оснащения снарядов корректируемыми инерциальными модулями. Указанные модули оснащены триадами микромеханических гироскопов и акселерометров и интегрированы со спутниковой радионавигационной системой.[3]

Разделяющаяся головная часть с блоками индивидуального наведения, РГЧ ИН — тип головной части баллистических ракет. В отличие от моноблочной боеголовки, РГЧ ИН несёт в себе несколько боевых блоков, позволяя таким образом поразить сразу несколько целей при запуске всего одной ракеты.

К преимуществам РГЧ ИН относятся бóльшая эффективность поражения (см. закон обратных квадратов), дешевизна (строительство одной ракеты с десятью боевыми блоками гораздо дешевле строительства десяти ракет с одним), снижение эффективности ПРО противника.

При всех своих преимуществах с тактической точки зрения, РГЧ ИН представляет собой крайне сложный и, вероятно, один из наиболее совершенных механизмов в области ракетной техники и вооружений. Например, наведение большого числа таких мелких объектов как боевой блок на цель, удалённую на тысячи километров, требует колоссальной точности при сохранении полной автономизации.

Принцип работы РГЧ ИН практически не отличается от моноблочной головной части. Боеголовка выводится на орбиту баллистической ракетой, затем от неё отделяется автономный блок разведения (АБР), на котором размещены боевые блоки. АБР, оснащённый собственным двигателем, выходит на рассчитанную траекторию первого блока, «отстреливает» его, затем маневрирует и выходит на траекторию второго блока, разгоняется и отделяет второй блок. Далее процедура повторяется. После окончания процедуры разведения АБР сходит с орбиты и сгорает в атмосфере.

Боевые блоки продолжают автономный полёт по баллистической траектории, заданной им автономным блоком разведения, или активно маневрируя. Пассивный участок траектории занимает большую часть времени всего полёта, начиная с момента старта, при межконтинентальной дальности — до 25 минут. При входе в атмосферу маломощный двигатель, установленный на боевых блоках, раскручивает их вокруг оси движения для стабилизации курса при полёте в атмосфере. Боевые блоки входят в атмосферу на скорости 5 – 7 км/с (18000 – 25000 км/ч), оставляя за собой яркий шлейф. Кроме боевых блоков на борту РГЧ могут также находиться средства преодоления ПРО — например, ложные боевые блоки. [4]

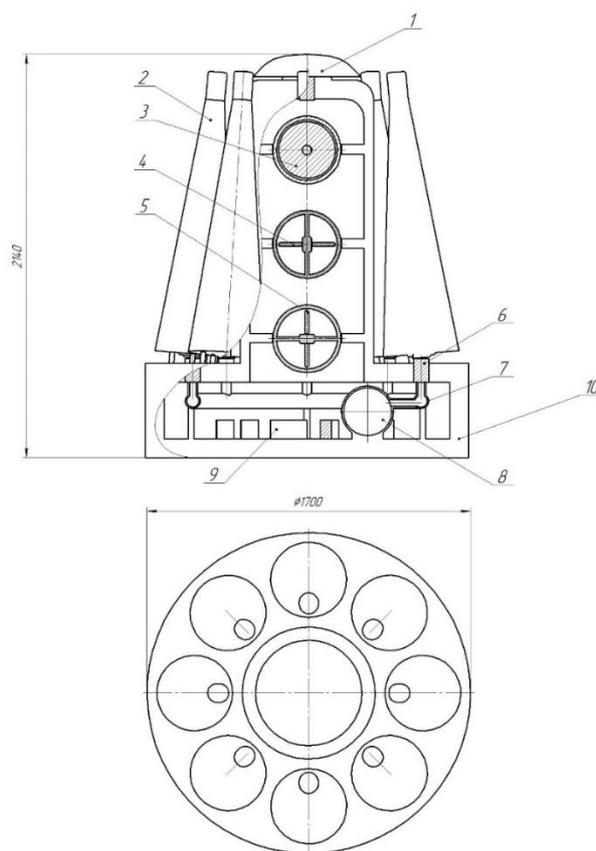


Рисунок 1 - Ступень разведения боеголовок. 1 – астрокупол (звездный датчик), 2 – боевая часть (8 штук), 3 – гироскоп (крен), 4 – гироскоп (рысканье), 5 – гироскоп (тангаж), 6 – пневмотолкатели (9 штук), 7 – магистраль подачи рабочего газа, 8 – шар баллон, 9 – приборный отек, 10 – корпус.

На рисунке 1 представлена спроектированная ступень разведения боеголовок. Она состоит из: звездного датчика, гироскопов (крен, рысканье, тангаж), бортовой аппаратуры системы управления, шар баллона со сжатым воздухом и магистралей, питающих пневмоторкатели, которые служат для отделения боевых частей.

Принцип работы:

После выключения двигателя ракеты, происходит сброс головного обтекателя. Разрушаются связи между шпангоутами приборного отсека и головной части при помощи пироболтов. С минимальной задержкой после отсоединения включаются 4 РДТТ с суммарной тягой

$P = 15 \text{ кН}$, которые позволяют увести обтекатель от корпуса ракеты.[5] После этого выполняется пуск ступени разведения. Подается сигнал на пневмомозамки, которые также разрушают связь между корпусом и ступенью разведения, за счет пневмоторкателя, расположенного в приборном отсеке, создается разность скоростей. Далее боевая часть выполняет запуск звездного датчика для ориентации в пространстве. Получив сигнал с его, гироскопы, которые разворачивают боевую часть по трем углам (тангаж, рысканье, крен) относительно ее центра масс, выполняют поставленную задачу, не изменяя траекторию полета боеголовок. При достижении необходимых высот, выполняется попарный сброс боеголовок при помощи установленных пневмоторкателей.

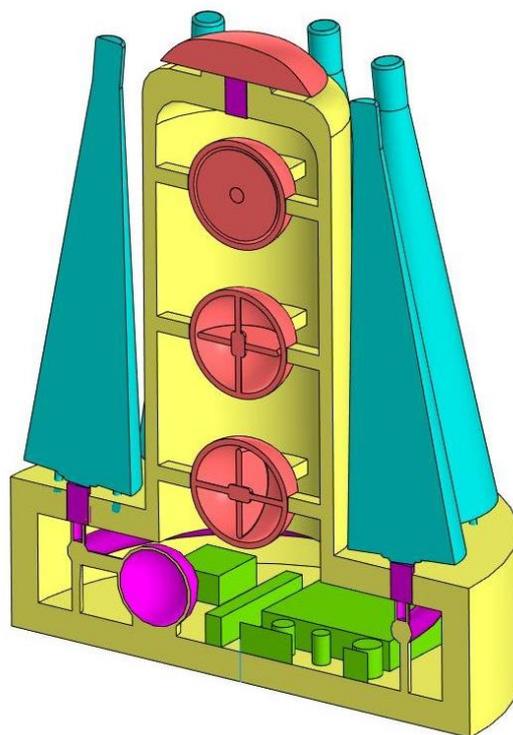


Рисунок 2 – 3д модель ступени разведения боеголовок

Литература

1. Кольга, В. В. Выбор основных параметров при проектировании ракет: курсовой проект: учеб. пособие / В. В. Кольга, Л. А. Семенова; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. –Красноярск, 2018. – 124 с.
2. Караваева, О. П. Классификация и особенности систем разделения головных частей ракет / О. П. Караваева, Ф. А. Уразбахтин // Социально-экономическое развитие моногородов: традиции и инновации : Сборник статей, Воткинск, 21 апреля 2016 года /Воткинск: Удмуртский государственный университет, 2017. – С. 37-43.
3. Назаров Б. Гироскоп на ракете За военно-технические знания / Ракетная техника, За военно-технические знания. Воениздат, 1964. - 104с.
4. Разделяющаяся головная часть с блоками индивидуального наведения [Электронный ресурс]. URL: <http://www.nweapon.ru/delivery/usa/missiles/airs.htm> (Дата обращения: 30.08.2022).
5. Алемасов, В. Е. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / В. Е. Алемасов, А. Ф.

Дрегалин, А. П. Тишин; Под ред. В. П. Глушко. - М.: Машиностроение, 1980. – 535с.

Literature

1. Kolga, V. V. The choice of basic parameters in the design of missiles: course project: textbook. manual / V. V. Kolga, L. A. Semenova; SibGU named after M. F. Reshetnev. –Krasnoyarsk, 2018. – 124 p.
2. Alemasov, V. E. Theory of rocket engines: textbook for students of engineering specialties of universities / V. E. Alemasov, A. F. Dregalin, A. P. Tishin; Edited by V. P. Glushko. - М.: Mechanical Engineering, 1980. – 535s.
3. Nazarov B. Gyroscope on a rocket For military-technical knowledge / Rocket technology, For military-technical knowledge. Voenizdat, 1964. - 104с.
4. A separable head unit with individual guidance units [Electronic resource]. URL: <http://www.nweapon.ru/delivery/usa/missiles/airs.htm> (Accessed: 30.08.2022).
5. Sikharulidze Yu. G. Ballistics and guidance of aircraft, – Moscow: BINOM. Laboratory of Knowledge, 2011. – 407 p. – 25 copies.

© Вершинин Д.С., Марченко С.В., Тетерин А.В., 2022 Научный сетевой журнал «Столыпинский вестник» №6/2022

Для цитирования: Вершинин Д.С., Марченко С.В., Тетерин А.В. РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ СТУПЕНИ РАЗДЕЛЕНИЯ БОЕВЫХ ЧАСТЕЙ ДЛЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ// Научный сетевой журнал «Столыпинский вестник» №6/2022