

Винахід належить до ракетної техніки і може бути використаний при льотних випробуваннях твердопаливних ракет.

Відомі способи випробувань твердопаливних ракет, при проведенні яких цілком оснащена ракета запускається на потрібну дальність польоту, величина якої залежить від значення кута і тангажу ракети.

Враховуючи повне вигорання твердого палива максимальна дальність польоту реалізується при оптимальних кутах кидання $\sim 45^\circ$, а мінімальна, як правило, при крутих кутах кидання, що веде до підйому верхньої точки траєкторії на значну висоту.

В умовах полігонів обмежених розмірів та обмежень повітряного простору по висоті випробування ракет з повністю спорядженими двигунами по відомій схемі стає неможливим. Випробування ракети з неповністю спорядженими двигунами не відповідають штатним умовам роботи двигунів, наприклад, відповідно часу роботи, температурним умовам, тощо.

Найбільш близьким способом випробування твердопаливних ракет є спосіб при пусках з повністю спорядженим двигуном на потрібну дальність.

Цей спосіб випробувань відомий в ракетній техніці. Прототип: ББК. 68.8 Э41 УДК 623.4 Макаровец Н.А., Денежкин Г.А., Козлов В.И., Редько А.А. "Экспериментальное моделирование и отработка систем разделения реактивных снарядов" (под ред. Н.А. Макаровца) - Тула; ФГУП ГНПП "Сплав", ISBN 5-8125-0552-7, стр. 24-30, ББК 68.8 Э41 УДК 623.4, Б.Э. Кэрт, В.И. Козлов, Н.А. Макаровец, "Математическое моделирование и экспериментальная отработка систем разделения реактивных снарядов" (под ред. Н.А. Макаровца), Тула, Санкт-Петербург: ФГУП ГНПП "Сплав", 2006г., стр. 46-52, ISBN 5-8125-0552-7 а також ББК 68.52 Г-95, С.В. Гуров "Реактивные системы залпового огня", Обзор, изд.1, Тула, Издательский Дом "Пересвет", 2006г., ISBN 5-86714-282-5, стр.333-346.

Недоліком відомого способу є неможливість випробувань ракет при обмеженнях по дальності полігону і по висоті повітряного простору над полігоном при повному часі роботи двигуна ракети.

В основу винаходу поставлена задача забезпечити випробування ракети при повному часі роботи двигуна ракети в умовах обмеженої довжини полігону і обмеженої висоти повітряного простору над полігоном.

Поставлена задача вирішується тим, що ракету з працюючим двигуном утримують на пусковому пристрої з метою вигорання частини палива з наступним розривом з'єднань між ракетою і пусковою установкою і забезпечують політ ракети на залишках палива на полігоні обмежених розмірів по дальності і висоті польоту ракети.

Таким чином новою суттєвою ознакою є те, що при випробуваннях ракету деякий час утримують з працюючим двигуном на стартовому пристрої.

Відомі суттєві ознаки полягають в випробуваннях зі стартового пристрою повністю спорядженої ракети.

Сукупність нових суттєвих ознак і відомих суттєвих ознак забезпечують новий технічний результат - можливість проведення випробувань ракет з повним часом роботи двигуна на полігоні обмежених розмірів і в умовах обмеження висоти повітряного простору над полігоном.

Схема реалізації запропонованого способу показана на кресленні. Ракета 1 закріплена на пусковому пристрої. При повному часі польоту, дальність польоту ракети відповідна штатній дальності польоту L1. При утриманні ракети на старті і випалюванні частини палива, дальність польоту на залишеній частині палива зменшується до допустимої з точки зору розмірів полігону значення дальності L2.

