

УДК 629.7

EDN [WOONTV](#)



Определение статической устойчивости экспериментальной модельной ракеты

В.А. Бордачев*, В.В. Кольга, Е. А. Рожкова

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31, г. Красноярск, 660037, Россия

*E-mail: vladimir27032001@mail.ru

Аннотация. При конструировании летающих моделей ракет главной задачей является обеспечение статической устойчивости ракеты. В статье проведен анализ полета модели ракеты на устойчивость при помощи определения центра давления и центра тяжести, а также с учетом параметров, таких как тяга двигателя, сила аэродинамического сопротивления и сила тяжести. Рассматриваются причины возникновения статической неустойчивости модельных ракет при запусках. Дается краткое руководство по определению центра тяжести ракеты. Рассмотрены две методики нахождения центра давления и определения статической устойчивости модельных ракет во время полета. Представлена формула для определения центра давления модельной ракеты. Определена погрешность описанных методов для практического определения центра давления путем использования программы комплекса САПР SolidWorks Flow Simulation. Приведена таблица с погрешностями измерений статической устойчивости ракеты для рассмотренных методик. Для проверки методики сконструирована экспериментальная модельная ракета и определена ее статическая устойчивость в SolidWorks, результаты которой отражены в статье скриншотами с программы. Результаты вычислений проверены при экспериментальном запуске ракеты, что доказывает правильность предварительных расчетов и полностью соответствует поставленной задаче исследования.

Ключевые слова: экспериментальная модельная ракета, центр давления, статическая устойчивость ракеты, проектирование ракеты, стабилизаторы.

Determination of the static stability of the experimental model rocket

V.A. Bordachev*, V.V. Kolga, E. A. Rozhkova

Siberian State University of Science and Technology named after Academician M.F. Reshetnev, Krasnoyarsky Rabochy ave., 31, Krasnoyarsk, 660037, Russia

*E-mail: vladimir27032001@mail.ru

Abstract. When designing flying rocket models, the main task is to ensure the static stability of the rocket. The article analyzes the flight of a rocket model for stability by determining the center of pressure and the center of gravity, as well as taking into account parameters such as engine thrust, aerodynamic drag and gravity. The causes of the static instability of model rockets during launches are considered. A brief guide is given to determine the center of gravity of the rocket. Two methods of finding the pressure center and determining the static stability of model rockets during flight are considered. A formula for determining the center of pressure of a model rocket is presented. The error of the described methods for the practical determination of the pressure center by using the CAD complex program SolidWorks Flow Simulation is determined. A table with measurement errors of the static stability of the rocket for the considered techniques is given. To test the technique, an experimental model rocket was designed and its static stability was determined in SolidWorks, the results of which are reflected in the article with screenshots from the program. The results of the calculations were verified during the experimental launch of the rocket, which proves the correctness of the preliminary calculations and fully corresponds to the task of the study.

Keywords: experimental model rocket, pressure center, static stability of the rocket, rocket design, non-standard stabilizers.

1. Введение

Динамика полета летательного аппарата (ЛА) или аэромеханика изучает траектории движения ЛА, а также вопросы устойчивости и управляемости его движения. Исследование траекторных задач проводится в предположении, что ЛА — это материальная точка, которая совершает движение под действием сил, приложенных ко всему летательному аппарату. При исследовании устойчивости и управляемости ЛА рассматривается как материальное тело, движущееся под действием моментов эти сил [1].

Летающая модель ракеты приводится в движение с помощью модельного ракетного двигателя (МРД) и поднимается в воздух, не используя аэродинамическую подъёмную силу несущих поверхностей (как самолёт). В ракетомоделировании используются неуправляемые модели ракет, поднимающиеся на высоту 150-250 метров при условии соблюдения их статической устойчивости в процессе полета.

На старте можно наблюдать случаи, когда модель ракеты, сходя с направляющей, вместо вертикального (направленного) полета начинает кувыркаться. Небольшие не связанные с управлением заранее неизвестные отклонения (возмущения) аэродинамической силы и силы тяги от расчетных значений, также изменяют движение ЛА. Для выполнения полета ЛА должен противостоять этим возмущениям, т.е. быть устойчивым

В полете на ракету действуют три силы: тяга двигателя (R), сила аэродинамического сопротивления (P) и сила тяжести (G) (рисунок 1). Сила тяги двигателя направлена вдоль продольной оси модели; сила тяжести действует вертикально вниз и приложена в центре тяжести (ц.т.); аэродинамическая сила противоположна набегающему потоку и приложена в центре давления (ц. д.). Центр давления – точка приложения равнодействующей всех аэродинамических сил к корпусу ракеты. Если модель статически устойчива (см. рисунок 1, а), то, после воздействия внешние силы (ветер, непостоянная тяга двигателя), она сама возвратится к заданному курсу. Неустойчивая же ракета (см. рисунок 1, б) еще сильнее отклонится от первоначальной вертикальной траектории.

Условием обеспечения статической устойчивости модели ракеты является расположение её центра тяжести впереди центра давления (рисунок 2.). В этом случае при появлении внешние силы аэродинамические силы создадут стабилизирующий момент, который возвратит модель к вертикальной траектории полета [1,2].

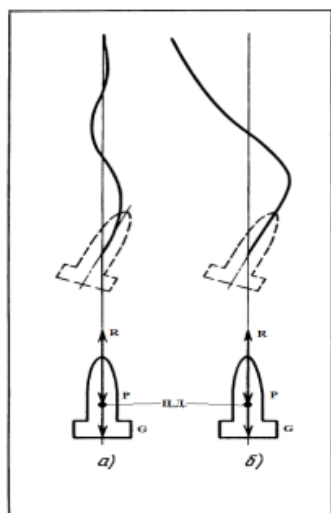


Рисунок 1. Траектория полета модели ракеты: а – устойчивый полет; б – неустойчивый полет.

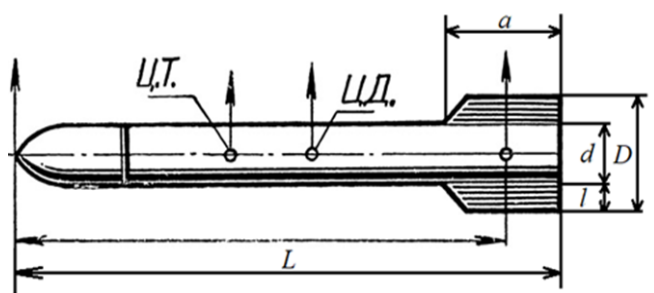


Рисунок 2. Расположение Ц.Т. относительно Ц.Д. на модели ракеты.

Рассмотрим методику определения статической устойчивости ракеты на примере экспериментальной модели (рисунок 3). Из эскиза невозможно однозначно определить, будет ли полет сконструированной ракеты устойчивым. Поэтому необходимо провести соответствующие расчеты.

Центр тяжести модельной ракеты нетрудно определить путем её балансировки на ребре тонкой линейки. При этом, для нахождения центра давления существуют различные методики. Как правило их разделяют на расчетные и практические [1,2].

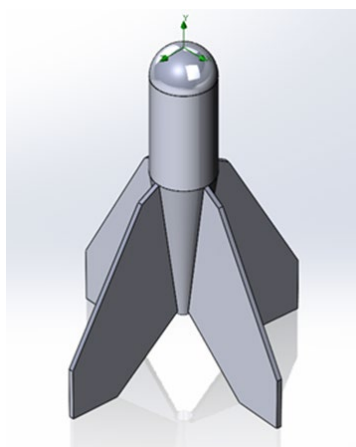


Рисунок 3. Экспериментальная модель ракеты.

2. Расчетный метод определения центра давления

Приближенное определение центра давления по чертежу модели (по плоской фигуре).

При проектировании можно воспользоваться приближительным методом определения центра давления при симметричном обтекании (при нулевом угле атаки $\alpha=0$). Положение ц.д. в этом случае будет соответствовать положению центра тяжести плоской фигуры модели.

Разобьём модель на ряд простых фигур и найдём координаты суммарного статического момента (рисунок 4).

При проектировании можно воспользоваться приближительным методом определения центра давления при симметричном обтекании (при нулевом угле атаки $\alpha=0$). Положение ц.д. в этом случае будет соответствовать положению центра тяжести плоской фигуры модели.

Разобьём модель на ряд простых фигур и найдём координаты суммарного статического момента (рисунок 4).

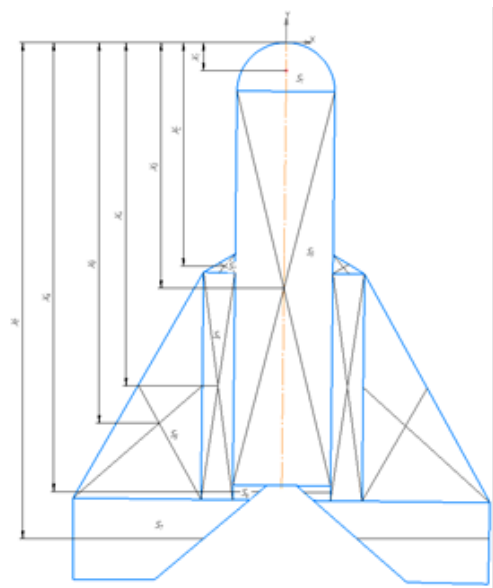


Рисунок 4. Центр давления модели и ее составные части.

$$X_{ц.д.} = \frac{\sum_1^N S_i * X_i}{\sum_1^N S_i} \quad (1)$$

где S_i – Площадь проекции простых фигур,

X_i – Ордината ц.д. простых фигур,

$X_{ц.д.}$ – Ордината ц.д. модели ракеты,

3. Практический метод определения центра давления

3.1. Первый способ

Из картона вырезаем фигуру по контуру модели ракеты и находят ц.т. этой плоской фигуры. Эта точка и будет искомым ц.д. модели [2] (рисунок 5).

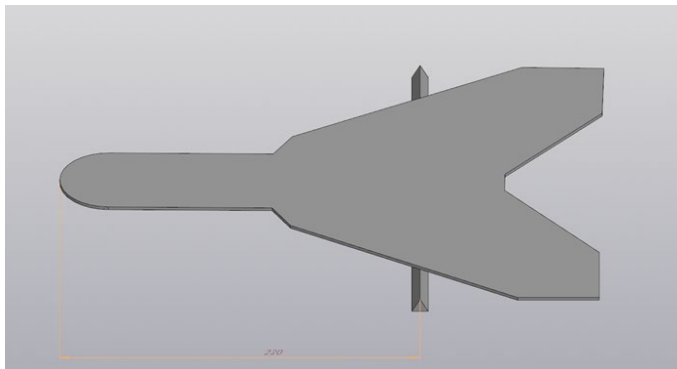


Рисунок 5. Практический метод определения ц.д. плоской фигуры модели ракеты.

3.2. Второй способ

Испытание ракеты на устойчивость с помощью аэродинамической трубы. Модель ракеты помещается в воздушный поток навстречу движению. Наиболее равномерный поток создается в аэродинамической трубе. Отклоните ракету пальцем примерно на 10 град от положения по потоку. Если модель возвращается в исходное положение, то статическая устойчивость ракеты обеспечена (рисунок 6).

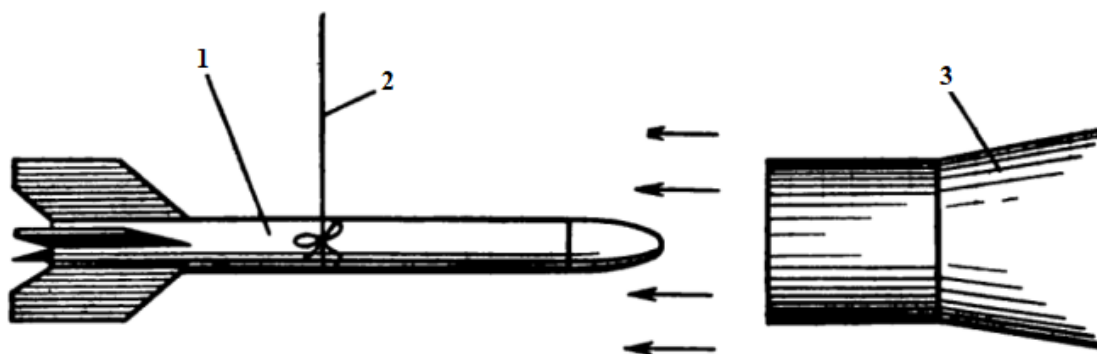


Рисунок 6. Испытания модельной ракеты в потоке воздуха, выходящего из сопла аэродинамической трубы: 1 – модельная ракета; 2 - нить; 3 – аэродинамическая труба.

В полете по мере выгорания топлива в двигателе меняется и положение ц.т. модели [3,4]. Но, почти у всех моделей, двигатель расположен в хвостовой (кормовой) части. При сгорании топлива масса ракеты будет уменьшаться, а ц.т. перемещаться ближе к головной части, увеличивая, тем самым, статическую устойчивость модели.

4. Сравнение методов определения ц.д. модельной ракеты и определение погрешности

Для определения погрешности описанных методов используем экспериментальную модель, представленную на рисунок 3.

Для практического определения ц.д. модельной ракеты путем продувки используем программу SolidWorks Flow Simulation (рисунок 7). Результаты занесены в таблицу 1.

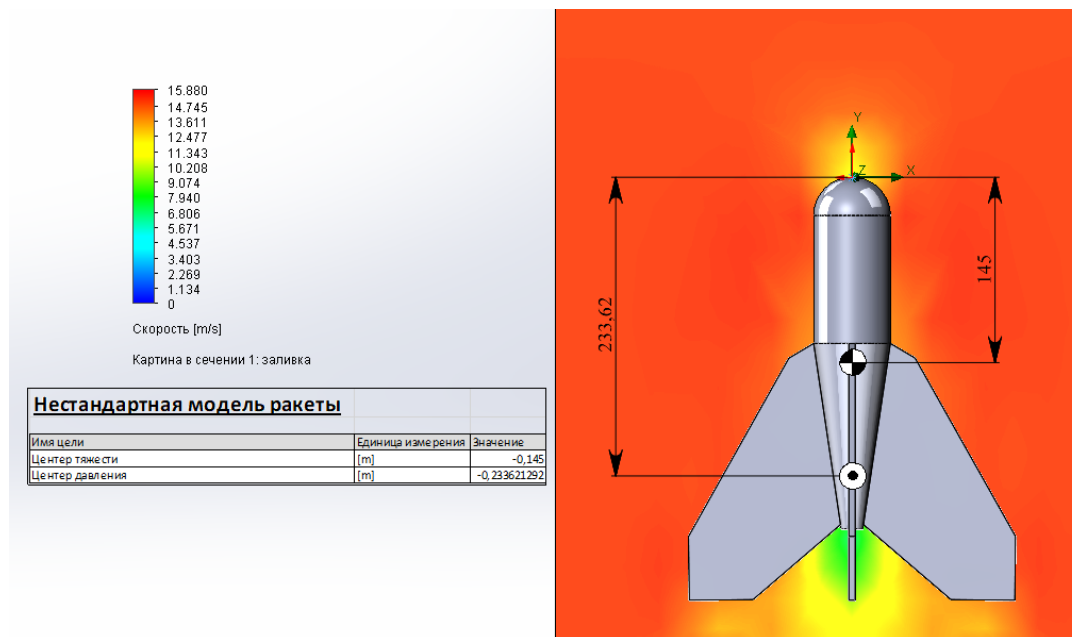


Рисунок 7. Продувка нестандартной модели ракеты в SolidWorks Flow Simulation.

Таблица 1. Погрешность определения центра давления нестандартной модели ракеты.

Метод определения ц. д.	Координата ц. д., мм	Абсолютная погрешность, мм	Относительная погрешность, %
Расчетный	217	-	-
По "плоской фигуре"			
Практический	212	5	2,304
По "плоской фигуре"			
Продувка	233	16	7,37

5. Выводы

Определение центра давления по плоской фигуре является наиболее простым и надежным способом. Его целесообразно применять для демонстрационных ракет при допустимой погрешности расцентровки 15% и более. Аналитические методы

целесообразны для проектирования спортивных моделей ракет с высокими лётными требованиями, например, для международных соревнований, рекордных полетов [5,6,7].

Предлагаемая в работе методика обеспечения статической устойчивости нестандартной модельной ракеты позволяет упростить процесс проектирования как демонстрационных, так и спортивных моделей для проведения надежных показательных запусков.

Список литературы

1. Калтыга, С.В. Проектирование модельной ракеты с ракетным двигателем на твердом топливе: учебное пособие / С.В. Калтыга, В.В. Кольга, Н.А. Терехин. – Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2022. – 97 с.
2. Бордачев, В.А. Метод определения положения центра давления модельной ракеты / В.А. Бордачев, В.В. Кольга, Е.А. Рожкова // Решетневские чтения: материалы XXVI Междунар. науч. конф. (9–11 ноября 2022, г. Красноярск): в 2 ч. –СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Красноярск. – 2022. – Ч. 1. – С. 15-17.
3. Тестоедов, Н.А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет носителей / Н.А. Тестоедов, В.В. Кольга, Л.А. Семенова. – Красноярск: СибГАУ, 2014. – 308 с.
4. Кольга, В.В. Определение основных проектно-конструктивных параметров и массовых характеристик при проектировании ракет: учебное пособие / В.В. Кольга. – Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2021. – 112 с.
5. Рожков, В.С. Космодром на столе / В.С. Рожков. – М.: Машиностроение, 1999. – 144 с.
6. Эльштейн, П. Конструктору моделей ракет / П. Эльштейн. – М: Мир, 1978. – 320 с.
7. Кротов, И.В. Модели ракет: проектирование / И.В. Кротов. – М: ДОСААФ, 1979. – 176 с.