

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное автономное образовательное
учреждение высшего образования
«СЕВАСТОПОЛЬСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

А.Г. Рипп, В.В. Довгаленко

Р А К Е Т А В ИЗОХОРНОМ РЕЖИМЕ

Учебное пособие
по общей физике
для студентов технических
и естественно-научных специальностей



Севастополь
СевГУ
2026

УДК 629.76:621.453/.457(075.8)
ББК 39.651-01я73
Р537

Рецензент:
Ю.В. Браславский – канд. техн. наук, доцент

Рипп, А. Г.

Р537 Ракета в изохорном режиме: учебное пособие по общей физике для студентов технических и естественно-научных специальностей / А. Г. Рипп, В. В. Довгаленко. – Севастополь: СевГУ, 2025. – 16 с.: ил. – Текст: электронный.

Учебное пособие разработано преподавателями кафедры «Физика» СевГУ и предназначено для студентов 1- и 2-го курсов технических и естественно-научных специальностей, выполняющих лабораторные работы по дисциплинам: «Физика» и «Физический практикум». В пособии студентам предлагается познакомиться с изохорным режимом работы ракетного двигателя. Студентам предлагается экспериментальным путём проверить характер изменения давления газа в ракете, а также проверить уравнения кинематики ракеты. Кроме того, студентам предлагается измерить внутренние параметры ракеты – реактивную постоянную, скорость истечения газа, разгонную скорость и температуру газа в ракете. Лабораторная установка, на которой предлагается провести эксперименты, виртуальная.

Пособие содержит краткий теоретический материал, описание лабораторной установки, порядок выполнения лабораторной работы и методы оценки погрешности измерений. Материал изложен подробно и в доступной форме. Для студентов, желающих получить больше информации, в конце пособия приводится список литературы.

УДК 629.76:621.453/.457(075.8)
ББК 39.651-01я73

Учебное пособие рассмотрено и утверждено на заседании кафедры «Физика», протокол № 2 от 28 октября 2025 г.

© ФГАОУ ВО «Севастопольский
государственный университет», 2025

Работа 74А. Ракета в изохорном режиме

Цели работы

1. Исследовать характер движения ракеты в изохорном режиме истечения газа.
2. Измерить реактивную постоянную ракеты.

1. Краткая теория

1.1. Скорость ракеты

Под реактивным движением понимают движение тела за счет изменения его массы. Именно так движутся ракеты – как игрушечные, так и военные, и космические.

Рассмотрим в некоторой инерциальной системе отсчёта ракету массой M , движущуюся со скоростью $\mathbf{v}$. Из ракеты вылетает струя газа со скоростью $\mathbf{u}$ относительно ракеты.

Если система ракета – газ является замкнутой, то есть на любую часть этой системы не действуют никакие внешние силы, то, в соответствии с законом сохранения импульса, импульс системы не изменяется с течением времени:

$$\mathbf{p} = \text{const}, \quad \frac{d\mathbf{p}}{dt} = 0.$$

Будем понимать систему ракета – газ как две подсистемы:

- подсистема 1 – ракета с газом (топливом) внутри,
- подсистема 2 – газ, вылетевший из ракеты.

Обозначим $m(t)$ массу газа в ракете в момент времени t . Рассмотрим теперь малый промежуток времени dt и определим изменение импульса системы $d\mathbf{p}$ за время dt . Изменение импульса ракеты $d\mathbf{p}_1$ равно

$$d\mathbf{p}_1 = d[(M + m(t))\mathbf{v}] = dm(t)\mathbf{v} + (M + m(t))d\mathbf{v},$$

а изменение импульса газа $d\mathbf{p}_2$ равно импульсу порции газа, вылетевшей из ракеты за время dt . Масса этой порции равна $dm_2 = -dm(t)$, а её скорость равна $\mathbf{v}_2 = \mathbf{u} + \mathbf{v}$. Тогда

$$d\mathbf{p}_2 = dm_2 \mathbf{v}_2 = -dm(t)(\mathbf{u} + \mathbf{v}).$$

В результате:

$$\begin{aligned} d\mathbf{p} &= d\mathbf{p}_1 + d\mathbf{p}_2 = dm(t)\mathbf{v} + (M + m(t))d\mathbf{v} - dm(t)(\mathbf{u} + \mathbf{v}) = \\ &= (M + m(t))d\mathbf{v} - dm(t)\mathbf{u}. \end{aligned}$$

Так как $d\mathbf{p}$ должно быть равно нулю, то получаем равенство:

$$(M + m(t))d\mathbf{v} = dm(t)\mathbf{u}. \quad (1)$$

Масса газа внутри ракеты $m(t)$ убывает, поэтому $dm(t) < 0$, и тогда векторы d и $\mathbf{u}$ антипараллельны. Следовательно, скорость ракеты за каждый промежуток времени dt прирастает в направлении, противоположном направлению истечения струи газа. Поэтому, если ракета стартовала из неподвижного состояния, то её скорость будет всегда направлена против скорости $\mathbf{u}$, увеличиваясь по величине. Это значит, что ракета движется *ускоренно и прямолинейно*.

Поделив обе части равенства (1) на dt , придём к равенству, которое называется *уравнением Мещерского*:

$$(M + m(t)) \frac{dv}{dt} = u \frac{dm(t)}{dt}. \quad (2)$$

Уравнение Мещерского можно понимать как второй закон Ньютона для реактивного движения, поэтому его правую часть $u \frac{dm(t)}{dt}$ называют *реактивной силой*.

Если известен закон изменения массы газа в ракете, то есть функция $m(t)$, то уравнение Мещерского – это дифференциальное уравнение относительно функции (t) . Данное уравнение можно решить, даже не зная функцию $m(t)$. Для этого надо использовать метод разделения переменных. Сначала уравнение приводится к виду:

$$dv = u \frac{dm(t)}{M+m(t)},$$

а затем вычисляются интегралы от обеих частей:

$$\int_0^v dv = \int_{m_0}^m u \frac{dm}{M+m},$$

где m_0 – начальная масса топлива в ракете.

Если скорость истечения u поддерживается **неизменной**, то u можно вынести из интеграла в правой части, и тогда интеграл легко вычисляется:

$$v(t) = u \ln(M + m) \Big|_{m_0}^m = u \ln \frac{M+m(t)}{M+m_0}.$$

Эту формулу можно записать и в скалярной форме, приравняв модули левой и правой частей:

$$v(t) = u \ln \frac{M+m_0}{M+m(t)}. \quad (3)$$

Из этой формулы вытекает, в частности, один интересный результат: чему равна максимальная скорость, до которой может разогнаться ракета (её называют *разгонной* скоростью)? – Этой скорости ракета достигнет в тот момент времени, когда в ней кончится топливо, то есть, когда $m(t)$ обратится в нуль. Подставив в (3) $m(t) = 0$, получим:

$$v_p = u \ln \frac{M+m_0}{M}. \quad (4)$$

Интересно, что величина разгонной скорости ракеты не зависит от характера сгорания топлива, то есть от функции $m(t)$, а зависит только от начальной массы топлива m_0 , скорости истечения u и, конечно, от массы ракеты M . Формула (4) известна под названием *формулы Циолковского*.

1.2. Скорость истечения

Выясним, при каких условиях скорость истечения может быть *неизменной* и от чего она зависит. Будем считать, что ракетный двигатель работает импульсно, причём каждый импульс состоит из двух стадий.

- Первая стадия – *формирование*. Формируется некоторая фиксированная порция газа, которая поступает в рабочую камеру. Это может быть реализовано, например, в результате химической реакции сгорания топлива или в результате нагрева порции газа при ядерной реакции.

- Вторая стадия – *разгон*. Газ из рабочей камеры через сопло вылетает из рабочей камеры, создавая реактивную силу.

С точки зрения времени, основной стадией является **вторая**, первая стадия – кратковременная, гораздо более короткая, чем вторая. Нас, естественно, интересует стадия разгона, так как именно на ней происходит истечение реактивной струи. Рассмотрим процесс, происходящий с газом в окрестности сопла. Будем считать, что рабочая камера имеет форму цилиндра с площадью сечения S_0 , причём сопло находится на оси цилиндра, и площадь сечения сопла равна S – см. рисунок 1.

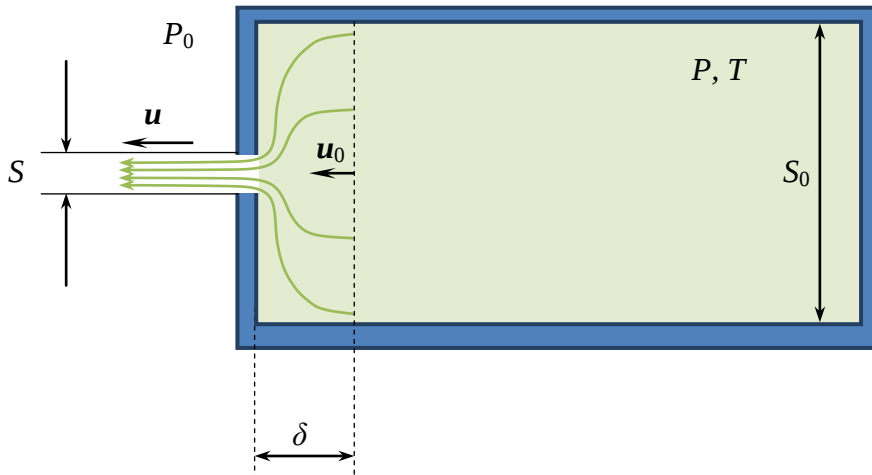


Рис. 1. Рабочая камера

Так как площадь отверстия S , через которое вытекает газ, значительно меньше площади сечения камеры S_0 , то время истечения газа из рабочей камеры значительно больше времени релаксации газа. Это означает, что газ можно считать равновесным практически во всей рабочей камере, за исключением узкого слоя вблизи сопла, в котором газ разгоняется от нулевой скорости до скорости истечения u . Но даже в этом узком слое состояние газа мало отличается от равновесного. Главное отличие состоит в том, что в слое есть упорядоченное движение газа. В остальном слой будем считать равновесным (*квазиравновесным*), то есть в нём давление P , плотность ρ и температура газа T такие же, как и во всей камере.

Считая, что плотность газа в слое везде одинаковая, к нему можно применить уравнения гидродинамики: уравнение *непрерывности* и уравнение *Бернулли*, связывающие друг с другом характеристики двух любых точек сплошной среды. Рассмотрим две точки в слое на оси камеры: одну – на выходе из камеры (в сопле), другую – на расстоянии δ от сопла. Тогда уравнение непрерывности имеет вид:

$$Su = S_0 u_0, \quad (5)$$

где u_0 – скорость газа в сечении камеры на расстоянии δ от сопла. Теперь запишем уравнение Бернулли:

$$P_0 + \frac{\rho u^2}{2} + \rho g h_1 = P + \frac{\rho u_0^2}{2} + \rho g h_2,$$

где h_1 и h_2 – высота точек над уровнем Земли.

В данной лабораторной работе предлагается изучение горизонтального движения ракеты в пустоте, поэтому $h_1 = h_2$, $P_0 = 0$. В результате уравнение Бернулли упрощается:

$$\frac{\rho u^2}{2} = P + \frac{\rho u_0^2}{2}.$$

Немного преобразуем это уравнение.

$$\frac{\rho}{2} (u^2 - u_0^2) = P. \quad (6)$$

Из уравнения непрерывности (5) $Su = S_0 u_0$ следует, что $u_0 = \frac{S}{S_0} u$. Тогда

$$u^2 - u_0^2 = u^2 - \left(\frac{S}{S_0} u\right)^2 = \left[1 - \left(\frac{S}{S_0}\right)^2\right] u^2,$$

Введём обозначение:

$$\alpha = 1 - \left(\frac{S}{S_0}\right)^2. \quad (7)$$

Данную величину будем называть сопловым параметром. Используя это обозначение, равенство (6) можно записать так:

$$\frac{\rho}{2} \alpha u^2 = P,$$

откуда следует формула для скорости истечения:

$$u = \sqrt{\frac{2P}{\alpha\rho}}.$$

Из уравнения Менделеева – Клапейрона следует, что

$$\frac{P}{\rho} = \frac{RT}{\mu},$$

где μ – молярная масса газа, R – универсальная газовая постоянная.

Тогда формула для скорости истечения приводится к виду

$$u = \sqrt{\frac{2R}{\alpha\mu}} T. \quad (8)$$

Следовательно, условие постоянства скорости истечения очень простое: $T = \text{const}$, то есть процесс, происходящий с газом в рабочей камере, должен быть *изотермическим*.

1.3. Режимы работы ракетного двигателя

Тот факт, что процесс, происходящий с газом в рабочей камере, изотермический, не определяет, однако, в полной мере этот процесс, так как неясно, как изменяются давление и объём газа. Ответ на этот вопрос естественно искать в уравнении Менделеева – Клапейрона

$$PV = \frac{m(t)}{\mu} RT.$$

Так как масса газа в камере убывает, то произведение PV не остаётся постоянным, как в законе Бойля – Мариотта, а *убывает*. Как меняется при этом каждый из параметров газа (давление и объём), из уравнения Менделеева – Клапейрона *не следует*, так что у разработчика ракетного двигателя есть возможность самому задать закон изменения давления и объёма газа во времени, то есть режим работы двигате-

ля. Режим определяет, в первую очередь, функцию $m(t)$. И хотя, в соответствии с уравнением Циолковского, эта функция не влияет на разгонную скорость ракеты, но она влияет на время разгона.

Наиболее естественным является *изохорный* режим. В этом случае струя газа самопроизвольно вылетает из камеры, так как давление газа в камере больше наружного давления (напоминаем: в предлагаемой вам лабораторной установке снаружи ракеты – вакуум). Однако, по мере уменьшения массы газа в камере давление газа постепенно снижается, в результате снижаются скорость выброса массы $\left| \frac{dm(t)}{dt} \right|$ и реактивная сила $u \frac{dm(t)}{dt}$. Для увеличения реактивной силы есть единственный выход: следует принудительно остановить ракетный импульс и начать новый – опять начнётся стадии формирования, и ракета наполнится новой порцией газа при высоком давлении.

Разумеется, могут быть и другие режимы истекания газа в ракетном двигателе, но в данной лабораторной работе вам предлагается исследовать только изохорный режим.

1.4. Особенности изохорного режима

Выясним сначала характер изменения массы газа в рабочей камере с течением времени, то есть получим выражение для функции $m(t)$. За основу удобно взять формулу (9), которая представляет собой дифференциальное уравнение для функции $m(t)$.

$$\frac{dm(t)}{dt} = -\rho S u \quad (9)$$

Плотность газа ρ в этом уравнении связана с массой газа: $\rho = \frac{m}{V}$, в результате чего получается такое уравнение:

$$\frac{dm(t)}{dt} = -S u \frac{m}{V}.$$

Это уравнение легко решается методом разделения переменных. В итоге:

$$m(t) = m_0 e^{-\beta t}, \quad \beta = \frac{uS}{V}, \quad (10)$$

где m_0 – начальная масса газа, которая поступает в камеру на стадии формирования, а параметр β будем называть *реактивной постоянной*.

Зная функцию $m(t)$, можно определить, как зависят от времени ещё ряд важных параметров ракетного двигателя. Прежде всего, это скорость выброса массы и реактивная сила:

$$\begin{aligned} \left| \frac{dm(t)}{dt} \right| &= \beta m_0 e^{-\beta t}, \\ F_p &= u \frac{dm(t)}{dt} = F_0 e^{-\beta t}, \quad F_0 = u \beta m_0. \end{aligned} \quad (11)$$

Оба эти параметры, как и масса, экспоненциально убывают со временем. Причина этого уже отмечалась – падение давления газа в рабочей камере. Оно тоже падает экспоненциально, что следует из уравнения Менделеева – Клапейрона:

$$P(t) = \frac{m(t)RT}{\mu V} = P_0 e^{-\beta t}, \quad P_0 = \frac{m_0 RT}{\mu V}. \quad (12)$$

Эту зависимость реально проверить *экспериментально*, для чего достаточно к камере подсоединить манометр и его показания передавать наблюдателю по каналу телеметрии. Получение экспериментальной зависимости $P(t)$ позволяет, кроме того, измерить реактивную постоянную β . Это сразу даёт возможность измерить однозначно связанные с ней скорость истечения газа u и температуру газа в камере T – см. формулы (10) и (8).

Чтобы измерить реактивную постоянную β , можно поступить так. Сначала линеаризуем формулу (12), для чего достаточно её прологарифмировать:

$$\ln P = \ln P_0 - \beta t.$$

Из этого выражения следует, что вспомогательная величина $y = \ln \frac{P_0}{P}$ пропорциональна времени:

$$y = \beta t,$$

так что для измерения реактивной постоянной β надо просто измерить коэффициент пропорциональности зависимости $y(t)$. Но сначала надо, разумеется, убедиться в том, что экспериментальная зависимость $y(t)$ действительно – прямо пропорциональная. Это является критерием правильности формулы (12), то есть экспоненциального убывания давления газа в камере.

А ещё подстановка формулы (10) в формулу (3)

$$v(t) = u \ln \frac{M+m_0}{M+m(t)}$$

позволяет получить *уравнения кинематики ракеты*.

• Уравнение для скорости:

$$v(t) = u \ln \frac{1+q}{1+q e^{-\beta t}}, \quad (13)$$

где обозначено: $q = \frac{m_0}{M}$. Это число q будем называть *массовым параметром*.

• Уравнение для ускорения получается дифференцированием скорости:

$$a(t) = \frac{dv}{dt} = \frac{u\beta}{\frac{1}{q}e^{\beta t} + 1}. \quad (14)$$

• Уравнение для координаты.

Это уравнение можно получить, если вычислить интеграл:

$$x(t) = \int_0^t v(t) dt = u \int_0^t \ln \frac{1+q}{1+q e^{-\beta t}} dt. \quad (15)$$

Интеграл можно вычислить так: сначала сделать замену переменной $y = q e^{-\beta t}$, а затем разложить подинтегральную функцию в ряд по степеням y . В результате, правда, получается довольно громоздкая формула, которая здесь не приводится. Если интересно, получите её самостоятельно.

2. Постановка задачи

Уравнения кинематики ракеты можно проверить *экспериментальным путём*. Для этого надо расставить на пути следования ракеты датчики, снабжённые секундомерами, которые фиксируют момент прохождения мимо них ракеты. Зная координаты датчиков, можно в итоге получить экспериментальную зависимость $x(t)$ и затем сравнить её с теоретической – (15). К сожалению, теоретическая зависимость

сложная, так что её проверка затруднительна. Поэтому можно поступить так: на основе экспериментальной зависимости $x(t)$ получить экспериментальные зависимости $v(t) = \frac{dx}{dt}$ и $a(t) = \frac{dv}{dt}$, и их уже сравнить с теоретическими (13) и (14). Достаточно это сделать для одной из зависимостей – если эксперимент подтвердит хотя бы одно из уравнений кинематики, то тем самым будут подтверждены и все остальные, так как они друг с другом связаны.

Необходимо при этом решить три проблемы.

- Как получить экспериментальные зависимости $v(t) = \frac{dx}{dt}$ и $a(t) = \frac{dv}{dt}$?
- Какое из уравнений кинематики целесообразнее проверять?
- Каким способом следует сравнивать теоретическое уравнение кинематики с экспериментальной зависимостью?

Метод получения экспериментальных кинематических зависимостей

Итак, экспериментальным путём определена зависимость $x(t)$, то есть измерен ряд значений координаты ракеты в различные моменты времени. Для того, чтобы получить вторую кинематическую зависимость – $v(t)$, надо определить *способ измерения скорости* ракеты. По определению скорости, $v = \frac{dx}{dt}$. Если промежутки времени Δt между измерениями координат (то есть между моментами прохождения ракеты мимо датчиков с номерами k и n) достаточно малы, то скорость движения шарика между этими датчиками можно измерить, используя формулу

$$v = v(t') \approx \frac{s}{\tau} = \frac{x_n - x_k}{t_n - t_k}, \quad (16)$$

где t' – момент времени, для которого определена скорость. Значение t' можно считать средним между t_n и t_k :

$$t' = \frac{t_n + t_k}{2}. \quad (17)$$

Измерив скорость шарика в моменты времени t' , можно аналогичным образом измерить и *ускорение* шарика между каждой парой близких моментов времени t' .

Описанный метод измерения скорости и ускорения называется прямым методом численного дифференцирования. Он достаточно прост и понятен, но даёт низкую точность измерений. Погрешность тем больше, чем больше порядок дифференцирования, поэтому измерять этим методом скорость ещё можно, но ускорение уже нецелесообразно.

Способы сравнения теоретических и экспериментальных зависимостей

Есть экспериментальная зависимость между двумя величинами x и y , то есть два соответствующие друг другу набора чисел (результатов измерений) $\{x_n\}$ и $\{y_n\}$, и есть теоретическая формула $y = f(x)$, определяющая связь между теми же величинами x и y . Как убедиться, что экспериментальная зависимость согласуется с тео-

ретической, то есть подтверждает её? Есть несколько способов. Наиболее популярные из них – это прямое сравнение и линеаризация.

Прямое сравнение.

Сначала нужно рассчитать значения функции $f(x)$ в той области значений x , в которой находятся результаты измерений $\{x_n\}$, а затем построить на одном координатном поле два графика: экспериментальный и теоретический. Экспериментальные точки следует снабдить планками погрешностей, а теоретические точки *не ставить*, а только провести по ним линию. Если теоретическая линия пройдёт через экспериментальные точки (через планки погрешностей), то теоретическую формулу $y = f(x)$ можно будет считать подтверждённой экспериментально.

Линеаризация.

Надо попытаться перейти от переменных x и y , связанных теоретической зависимостью $y = f(x)$ к другим переменным так, чтобы новые переменные (например, r и s) оказались зависящими друг от друга *линейно*. Затем надо, используя экспериментальные наборы $\{x_n\}$ и $\{y_n\}$, получить два других набора $\{r_n\}$ и $\{s_n\}$. Наконец, надо по данным $\{r_n\}$ и $\{s_n\}$ построить график экспериментальной зависимости $r(s)$. Точки на графике следует снабдить планками погрешностей, а затем провести через точки прямую линию тренда. Если эта линия пройдёт через экспериментальные точки, то теоретическую формулу $y = f(x)$ можно будет считать подтверждённой экспериментально.

Из двух уравнений кинематики (13) и (14) линеаризовать удаётся только уравнение для ускорения (14), но с точки зрения точности измерений целесообразнее измерять только скорость, поэтому следует проверять уравнение (13), причём методом прямого сравнения.

3. Описание экспериментальной установки

Экспериментальная установка виртуальная, то есть представляет собой компьютерную программу, имитирующую реальную установку. Программа разработана в Национальном исследовательском Томском политехническом университете.

При включении установки (при запуске программы) открывается начальное окно с названием работы и кнопками **Ход работы**, **Эксперимент**, **Завершение работы**. Вам надо нажать на кнопку **Эксперимент**, и тогда откроется окно, показанное на следующем рисунке 3.

В верхней части окна «Эксперимент» расположена область визуализации: движущаяся горизонтально ракета с показанной внутри неё рабочей камерой и две линейки, показывающие координату ракеты.

Под областью визуализации расположена инструментальная панель: управляющие кнопки, приборы и инструменты.

- Инструмент **Ракета**. Предназначен для выбора одной из 6 ракет, которые отличаются только массой – значение массы показано слева от линейки с ракетами.
- Инструмент **Топливо**. Предназначен для выбора газа, которым на этапе формирования заполняется рабочая камера (7 вариантов). После выбора газа появля-

ются значения его параметров: масса (начальная), температура, молярная масса, объём и давление.

- Инструмент **Диаметр сопла**. Позволяет выбирать диаметр сопла в диапазоне от 10 мм до 30 мм.
- Инструмент **Режим вытекания топлива**. Позволяет выбирать один из двух режимов работы ракетного двигателя: *изобарный* и *изохорный*.

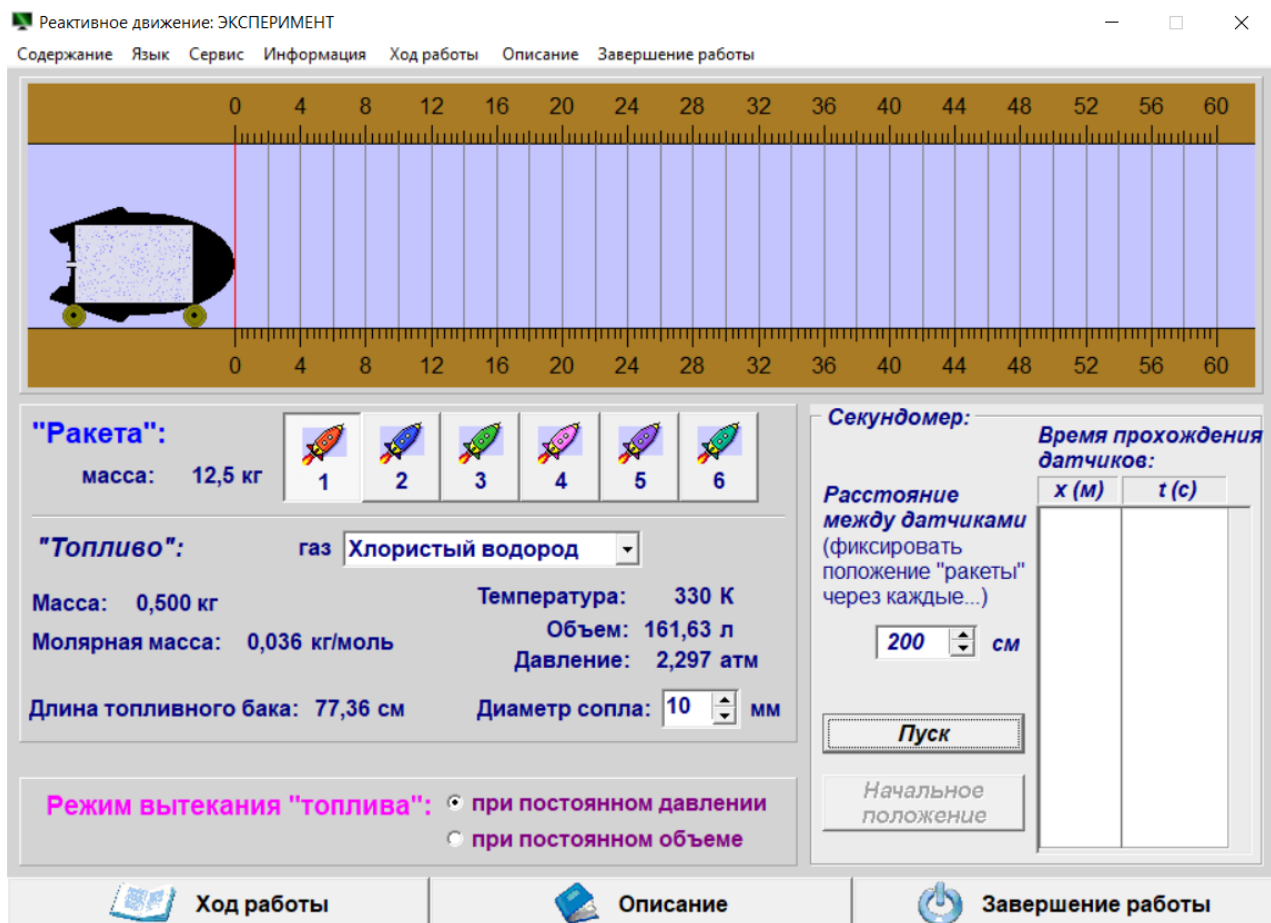


Рис. 3. Окно «Эксперимент»

- Прибор **Секундомер**. Он фиксирует моменты времени t_i прохождения ракеты мимо датчиков, расположенных вдоль её пути. Эти моменты и координаты датчиков x_i в ходе эксперимента появляются в окне **Время прохождения датчиков**. Расстояние между датчиками можно менять – от 200 см до 600 см.
- Кнопка **Пуск**. При нажатии на эту кнопку ракета начинает разгон и одновременно включается секундомер. Сама кнопка превращается в кнопку **Стоп**.

4. Порядок выполнения работы

Включите режим **Эксперимент** и обратитесь к преподавателю для того, чтобы он выбрал для вас ракету. Затем вам нужно будет выполнить два эксперимента. Но перед этим заполните таблицу 1 «Условия экспериментов» и таблицу 2 «Расчётные значения параметров ракетного двигателя».

Таблица 1

Условия экспериментов

Ракета			
Масса ракеты	M	кг	
Газ			
Молярная масса газа	μ	кг/моль	
Температура	T	К	
Длина камеры	L	см	
Объём камеры	V	л	
Диаметр сопла	d	мм	
Начальное давление газа	P_0	атм	
Начальная масса газа	m_0	кг	
Погрешности прямых измерений и заданных величин	$\Delta(x)$	м	
	$\Delta(t)$	с	
	$\Delta(P)$	атм	

Таблица 2

Расчётные значения параметров ракетного двигателя

Сечение камеры	S_0	см ²	
Сопловый параметр	$\alpha = 1 - (S/S_0)^2$		
Массовый параметр	$q = m_0/M$		
Скорость истечения газа	u	м/с	
Реактивная постоянная	β	с ⁻¹	

Напоминаем: для расчёта скорости истечения газа и реактивной постоянной используйте формулы (8) и (10):

$$u = \sqrt{\frac{2R}{\alpha\mu}T},$$

$$\beta = \frac{uS}{V}.$$

Эксперимент 1. Исследование характера убывания давления газа и измерение реактивной постоянной ракеты

- 4.1.** Сначала получите экспериментальную зависимость координаты ракеты от времени, она вам будет нужна и для второго эксперимента. Для этого установите минимальное расстояние между датчиками и нажмите кнопку **Пуск**.
- 4.2.** После того, как опыт закончится, и ракета вылетит за пределы области визуализации, перенесите информацию из окна **Время прохождения датчиков** в следующую таблицу 3.

Таблица 3

Зависимость координат ракеты от времени

x	t	x	t	x	t
м	с	м	с	м	с
0	0	22	0	42	
2		24		44	
4		26		46	
...		...		...	
...		40		60	
20					

4.3. Выберите несколько датчиков (не менее 10) и измерьте давление газа в моменты прохождения ракеты мимо этих датчиков. Для этого каждый раз надо действовать так.

- Нажмите кнопку **Начальное положение**, а затем кнопку **Пуск**.
- Наблюдайте за движением ракеты и в момент времени, когда она подлетает к выбранному вами датчику, нажмите кнопку **Стоп**. Если вы промахнулись и нажали кнопку **Стоп** немного раньше или позже того момента, когда ракета была у датчика, повторите опыт.

После того, как вы решите, что опыт прошёл успешно, запишите в таблицу 4 результаты опыта: время t прохождения ракетой датчика (из таблицы 3) и давление газа P , которое вам выдала установка в момент, когда вы нажали кнопку **Стоп**.

Закончив опыты, оцените погрешность измерения давления в момент прохождения ракеты мимо выбранных вами датчиков, главная причина данной погрешности – естественная неточность действий экспериментатора. Оценив погрешность, запишите её в таблицу 1.

Таблица 4

Зависимость давления газа в ракете P от времени t

Номер опыта	t	P	$y = \ln(P_0/P)$	$\Delta(y)$
	с	Па		
1	0			
2				
...				
...				

4.4. Используя данные в таблице 4, постройте график зависимости вспомогательной переменной y от времени t . Не забудьте нанести планки погрешностей.

Прокомментируйте построенный график.

4.5. Значение реактивной постоянной вы увидите из уравнения тренда, но для измерения β вместе с оценкой погрешности этого измерения целесообразно использовать функцию ЛИНЕЙН, и для этого заполните следующую таблицу 5.

Таблица 5

Измерение реактивной постоянной β

Размерность	с^{-1}
Значение	
Абсолютная погрешность	
Относительная погрешность	

Прокомментируйте результат измерения.

Эксперимент 2. Исследование кинематики ракеты

- 4.6. Все прямые измерения вами уже проделаны и записаны в таблице 3. Поэтому их просто надо перенести в следующую таблицу 6 – в столбцы t и x . Достаточно перенести не все 60 пар результатов измерений, а меньше – можно выбрать от 10 до 20 пар.

Таблица 6

Зависимость координат и скорости ракеты от времени

Номер замера n	t	x	t'	s	τ		$\varepsilon()$	$\Delta()$
	с	м	с	м	с	м/с		м/с
1	0	0,0				0		0
2								
3								
...								
...								

Затем заполните столбцы t' , и $\Delta()$, начиная со второй строки ($n = 2$). Для этого используйте формулы (16) и (17), а для оценки погрешности загляните в раздел 5.

- 4.7. Для *прямого* сравнения результатов экспериментального исследования кинематики ракеты с теоретическими уравнениями кинематики проделайте расчёты значений скорости ракеты по формуле (13).

Расчёты следует провести для 10 – 20 моментов времени, начиная с $t = 0$ и кончая числом, немного большим максимального экспериментального значения из таблицы 6. Шаг изменения t желательно задавать постоянным или примерно постоянным. Результаты расчётов поместите в таблицу 7. Значение реактивной постоянной следует взять расчётное – из таблицы 2.

Таблица 7

Теоретическая зависимость скорости ракеты от времени

t	βt	$e^{\beta t}$	
с			м/с
0,0			
...			
...			

- 4.8. По данным таблиц 6 и 7 постройте следующие графики.

- Экспериментальная зависимость $x(t)$.

- Экспериментальная и теоретическая зависимости (t) – два графика на одном координатном поле.

Обратите внимание: если на одном координатном поле строятся два графика – экспериментальный и теоретический, то на экспериментальном графике должны быть *точки и планки погрешностей*, а на теоретическом графике точки не показывают, но показывают *линию*, для чего выбирают тип диаграммы «Точечная с гладкими кривыми».

Каждый из двух рисунков прокомментируйте.

4.9. Сформулируйте общие выводы по лабораторной работе.

5. Оценка погрешностей измерений

5.1. Погрешность измерения координат ракеты.

В окне **Время прохождения датчиков** координаты ракеты x выдаются в метрах, с одним знаком после запятой. Поэтому погрешность $\Delta(x)$ можно было бы оценить как 0,1 м. Однако реально в лабораторной установке датчики положения ракеты установлены точнее: их координаты выверены с точностью 1 – 2 см. Поэтому рекомендуется принять $\Delta(x) = 0,02$ м.

5.2. Погрешность измерения времени.

Значения времени выдаются в том же окне **Время прохождения датчиков** в секундах с четырьмя цифрами после запятой, поэтому можно считать, что $\Delta(t) = 0,0001$ с.

5.3. Погрешность измерения давления газа.

Как указано в разделе 4, главная причина этой погрешности – естественная неточность действий экспериментатора, так что вам надо оценить данную погрешность самостоятельно.

5.4. Погрешность измерения вспомогательной переменной $y = \ln(P_0/P)$.

В соответствии с общим правилом,

$$\Delta(y) = y' \left(\frac{P_0}{P} \right) \cdot \Delta \left(\frac{P_0}{P} \right) = \frac{P}{P_0} \cdot \Delta \left(\frac{P_0}{P} \right).$$

Так как

$$\varepsilon \left(\frac{P_0}{P} \right) = \varepsilon(P_0) + \varepsilon(P) = 2\varepsilon(P), \quad \cdot \Delta \left(\frac{P_0}{P} \right) = \frac{P_0}{P} \varepsilon \left(\frac{P_0}{P} \right) = 2 \frac{P_0}{P} \varepsilon(P),$$

то

$$\Delta(y) = 2\varepsilon(P).$$

5.5. Погрешность измерения скорости ракеты [7].

Скорость измеряется с использованием формулы (16) $v = v(t) \approx \frac{s}{\tau}$. Из этой формулы следует:

$$\varepsilon(v) = \varepsilon(s) + \varepsilon(\tau) = \frac{\Delta(s)}{s} + \frac{\Delta(\tau)}{\tau},$$

где

$$s = x_n - x_k, \quad \tau = t_n - t_k.$$

Поэтому

$$\Delta(s) = 2\Delta(x), \quad \Delta(\tau) = 2\Delta(t), \quad \Delta(v) = 2v \left[\frac{\Delta(x)}{s} + \frac{\Delta(t)}{\tau} \right].$$

6. Контрольные вопросы

- 6.1. Какое движение называется реактивным?
- 6.2. Напишите уравнение Мещерского и объясните, какие величины входят в это уравнение.
- 6.3. Что такое реактивная сила?
- 6.4. Напишите формулу Циолковского и объясните, какие величины входят в эту формулу.
- 6.5. От чего зависит скорость истечения газа из сопла ракеты?
- 6.6. При каком условии скорость истечения газа не изменяется в процессе работы ракетного двигателя?
- 6.7. Что такое реактивная постоянная?
- 6.8. Какой вид имеют уравнения кинематики ракеты при изохорном режиме работы двигателя?
- 6.9. Какой эксперимент вы будете выполнять для измерения реактивной постоянной?
- 6.10. Какое уравнение кинематики вы будете проверять в эксперименте 2?

7. Литература

- 7.1. Савельев И.В. Курс общей физики. Т. 1. – М.: Наука, 1989.
- 7.2. Детлаф А.А., Яворский Б.М. Курс физики. – М.: Высшая школа, 1989.
- 7.3. Кравченко Н.С., Ревинская О.Г. Лабораторный практикум по изучению моделей физических процессов на компьютере. – Томск: Издательство НИ ТПУ, 2007.
- 7.4. Рипп А. Г. Обработка измерений : методическое пособие / А. Г. Рипп. – Севастополь: СНУЯЭП, 2012. – 28 с.

У ч е б н о е и з д а н и е

**Рипп Александр Гешелевич
Довгаленко Владимир Васильевич**

РАКЕТА В ИЗОХОРНОМ РЕЖИМЕ

Учебное пособие

В авторской редакции