

## КРАТКИЕ СООБЩЕНИЯ (SHORT REPORTS)

ISSN 2519-8742. Механика. Исследования и инновации. Вып. 10. Гомель, 2017

УДК 378.1

Д. А. КЛИМОВСКИЙ, Л. П. НАЗАРОВА, В. В. СКРЯБИН, Е. В. ФАЛЬКОВА,  
А. М. САВЧЕНКО

Сибирский государственный аэрокосмический университет  
им. академика М. Ф. Решетнёва, Красноярск, Россия

### ПРИМЕНЕНИЕ ЗНАНИЙ ПО ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ МЕХАНИКЕ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Приводятся примеры применения знаний теоретической механики при разработке ракетно-космической техники. Рассмотрено уравнение движения тела переменной массы, которым можно описать движение ракеты-носителя на активном участке траектории, а также анализируется расчет конструкций ферм.

**Ключевые слова:** ракета-носитель, точка переменной массы, уравнение Циолковского, космодром, ферма.

В течение последних десятилетий ракетно-космическая техника (РКТ) получила большое развитие. Это коснулось ракет-носителей (РН), космических аппаратов, разгонных блоков, а также стартовых площадок РН – космодромов. Но при обучении студентов встает вопрос о том, какие научные теории послужили основой возможности совершить первый пуск ракеты?

При решении задач, связанных с поступательным движением твердого тела массы  $M$ , пользуются обычно уравнением, выраженным в форме второго закона Ньютона

$$M \cdot \dot{v} = \sum P_i,$$

где  $\dot{v}$  – ускорение,  $P_i$  – действующие на тело силы.

Качественно движение ракеты можно представить в виде движения тела переменной массы. Предположим, что закон изменения массы  $M = M(t)$  – непрерывно возрастающая функция и за время  $\Delta t$  к массе  $M$  присоединяется масса  $\Delta M$ , которая имеет абсолютную скорость  $v_1$  (рисунок 1).

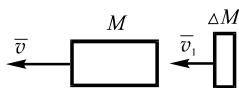


Рисунок 1 – Схема присоединения массы

Применяя теорему об изменении количества движения системы для начального момента времени (до присоединения  $\Delta M$ ) и конечного момента времени, получаем

$$(M + \Delta M)(v + \Delta v) - Mv - \Delta Mv_1 = \Delta t \sum P_i,$$

где  $\Delta t \sum P_i$  – импульс сил, приложенных к системе.

Далее, раскрывая скобки и разделив равенство на  $\Delta t$ , получаем:

$$M\dot{v} = \dot{M}(v_1 - v) + \sum P_i.$$

В полученном уравнении, которое представляет собой закон движения тела переменной массы и описывает движение ракеты,  $\dot{M}$  соответствует производной от массы по времени. В связи с тем, что масса ракеты с течением времени уменьшается, то  $m = -dM/dt$ . Разность  $(v_1 - v)$  – скорость истечения обозначим  $\omega_e$ .

Рассмотрим движение ракеты в идеальных условиях (условия Циолковского), согласно которым РН движется прямолинейно, действие всех внешних сил не учитываются, включая силу тяжести. Получим выражение

$$dv = -\omega_e dM/M.$$

Принимая, что в течение всего времени полета эффективная скорость истечения продуктов сгорания из камеры двигателя – постоянная величина, интегрируем последнее выражение и получаем уравнение Циолковского [1, с. 35]

$$v_k = -\omega_e \ln \mu_k,$$

где  $\mu_k = M_k/M_0$  – относительная конечная масса РН;  $M_0$  – стартовая масса,  $M_k$  – конечная масса.

Основная задача любой ракеты состоит в сообщении заданному полезному грузу (ПГ) определенной скорости. Решая эту задачу, конструктор заранее закладывает запас топлива. С увеличением массы топлива на РН увеличивается масса конструкции баков и других элементов ракеты. Возникает необходимость в увеличении тяги двигателя.

Особенностью является то, что скорость сообщается не только ПГ, но и всей конструкции ракеты. Поэтому, чтобы обеспечить вывод ПГ на орбиты разной высоты, необходимо применять многоступенчатые ракеты. Конечная скорость сообщается ПГ в результате последовательной работы ступеней и отброса отработавших блоков. В настоящее время РН имеют три ступени, каждая из которых имеет свой запас топлива для разгона последующей.

Для трехступенчатой РН уравнение Циолковского будет иметь вид

$$v_k = \sum_{i=1}^3 (-\omega_{ei} \ln \mu_{ki}) = -\omega_{e1} \ln \mu_{k1} - \omega_{e2} \ln \mu_{k2} - \omega_{e3} \ln \mu_{k3}.$$

Следует отметить, что полученная зависимость  $v_k$  для РН для идеальных условий Циолковского и на практике значительно отличается от теоретических данных. Это связано с потерями скорости, возникающими вследствие действия силы тяжести на РН, при движении в условиях атмосферы тяга

двигателя не является максимальной, РН испытывает влияние аэродинамического сопротивления, происходит потеря тяги на управляющие усилия.

При строительстве космодромов возникает вопрос о месте его расположения. Зная законы механики, можно объяснить тот факт, что чем ближе происходит запуск РН к экватору, тем менее энергозатратным будет полет. Это связано с вращательным движением Земли вокруг собственной оси. Угловую скорость вращения Земли можно определить по формуле

$$\omega_3 = \frac{2\pi}{T}.$$

Из формулы  $v = \omega_3 R$  видно, что наибольшей скорости соответствует наибольший радиус. Принимая, что звездные сутки  $T = 86164,091$  с, получим  $\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5}$  рад/с. Следовательно, максимальная скорость точки, расположенной на поверхности Земли, будет на экваторе, и она равна

$$v = \omega_3 R = 7,29 \cdot 10^{-5} \cdot 6378137 = 465,09 \text{ м/с}.$$

При старте с экватора РН имеет большую кинетическую энергию, чем при запуске с других широт, поэтому космодромы целесообразно располагать ближе к экватору [2, с. 18].

Как известно, на космодроме «Байконур», после установки РН на стартовый стол происходит ее фиксация в вертикальном положении при помощи ферм-опор. Кроме того, к РН подводятся фермы обслуживания, на которых располагаются площадки обслуживания. Расчет ферм можно выполнить, используя методы статики [3, с. 41]. Если учитывать силу тяжести каждого стержня и реакции, возникающие за счет крепления ферм относительно неподвижных объектов (стартового стола), то получим систему уравнений:

$$\sum_{i=1}^n F_{ix} = \sum_{j=1}^m R_{jx} + \sum_{k=1}^l G_{kx}; \quad \sum_{i=1}^n F_{iy} = \sum_{j=1}^m R_{jy} + \sum_{k=1}^l G_{ky}, \quad \sum_{i=1}^n M_{iO} = \sum_{j=1}^m M_{RjO} + \sum_{k=1}^l M_{GkO},$$

где  $R_{jx}$ ,  $R_{jy}$  – проекции реакций, возникающих в стержнях оси  $x$  и  $y$  соответственно;  $G_{kx}$ ,  $G_{ky}$  – проекции сил тяжести на эти же оси.

Далее по определенным значениям сил, возникающих в стержнях, назначают параметры поперечного сечения стержней: форму, размеры т. п.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что стремительное развитие РКТ не было бы возможным без знания элементарных законов теоретической механики. С помощью законов теоретической механики можно описать движение РН на активном участке траектории, рассчитать некоторые конструкции ракетно-космического комплекса и др. Но, как и в случае любой научной теории, практика выявляет ряд погрешностей, возникающих вследствие упрощений при построении расчетных моделей. Для того чтобы приблизить получаемые расчетные значения к реальным, вводятся дополнительные коэффициенты, слагаемые, характеризующие величину потерь и др. Чтобы обеспечить требуемую точность применяются различные методы, большая часть которых реализуется на компьютерной технике.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 **Дмитриевский, А. А.** Внешняя баллистика : учеб. для студентов вузов / А. А. Дмитриевский, Л. Н. Лысенко. – М. : Машиностроение, 2005. – 608 с.

3 **Феодосьев, В. И.** Основы техники ракетного полета / В. И. Феодосьев. – М. : Наука, 1979. – 496 с.

2 **Журавлев, В. Ф.** Основы теоретической механики / В. Ф. Журавлев.– М. : Физматлит, 2008. – 304 с.

*D. A. KLIMOVSKIY, L. P. NAZAROVA, V. V. SKRYABIN, E. V. FALKOVA*  
*Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev,*  
*Krasnoyarsk, Russia*

## ANALYSIS OF THE THEORETICAL MECHANICS KNOWLEDGE APPLICATION IN ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

In this article there presented the examples of application of knowledge in theoretical mechanics for the rocket and space technology development. The equation of the variable weight body movement describing the movement of the carrier rocket on an active area of a trajectory is considered. An analysis of calculation of the trusses designs is performed.

Получено 14.04.2017

---

**ISSN 2519-8742. Механика. Исследования и инновации. Вып. 10. Гомель, 2017**

---

УДК 531.1:534

*Д. В. КОМНАТНЫЙ*

*Гомельский государственный технический университет им. П. О. Сухого,*  
*Гомель, Беларусь*

## ПРЕПОДАВАНИЕ ДИНАМИКИ И ОСНОВ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ПОДГОТОВКЕ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНОЙ АВТОМАТИКЕ И ТЕЛЕМЕХАНИКЕ

Предлагаются темы для изучения в курсах динамики и основ автоматического управления для студентов специальности железнодорожная автоматика и телемеханика. Целью их изучения является повышение практической направленности и теоретического уровня подготовки студентов.

**Ключевые слова:** теоретическая механика, динамика, автоматические регуляторы, методика преподавания.

Курс теоретической механики для подготовки инженеров-электромехаников железнодорожной автоматики и телемеханики имеет важнейшее значение для формирования навыков и компетенций будущего специалиста и вместе с тем изучается в очень сжатом виде. Указанный курс должен иметь и высокий теоретический уровень, и повышенную практическую направленность. Для достижения этого необходимо уделять особое внимание подбору задач, рассматриваемых на лекциях и практических занятиях в качестве примера приложения фундаментальных законов и теорем.