

ТЕОРЕТИК И ПРАКТИК МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ АКАДЕМИКА Т.М. ЭНЕЕВА

© 2024 г. Г.К. Боровин^{а,*}, В.В. Ивашкин^{а,**}

^аФедеральный исследовательский центр “Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН”,
Москва, Россия

*E-mail: borovin@keldysh.ru

**E-mail: ivashkin@keldysh.ru

Поступила в редакцию 11.06.2024 г.

После доработки 13.06.2024 г.

Принята к публикации 29.07.2024 г.

В статье представлены научные достижения академика Тимура Магометовича Энеева (1924–2019) – одного из основателей современной динамики космического полёта, внесшего значительный вклад в осуществление запуска первого искусственного спутника Земли, полёта Ю.А. Гагарина, полётов к Луне, планетам и малым телам Солнечной системы, в теорию космогонии, решение ряда задач генетики. Новые математические методы, предложенные Т.М. Энеевым для исследования космоса, составляют золотой фонд отечественной астродинамики и успешно применяются при реализации российских космических проектов.

Ключевые слова: динамика полёта ракет, управление движением ракет и космических аппаратов, астродинамика, планеты Солнечной системы, космогония, биология, динамика сложных дискретных систем.

DOI: 10.31857/S0869587324090089, **EDN:** FBNSTF

Тимур Магометович Энеев родился 23 сентября 1924 г. в городе Грозный. Его отец Магомет Алиевич Энеев, балкарец, человек высокой культуры, связавший свою судьбу с революцией, после 1917 г. стал видным деятелем культурного и государственного строительства на Северном Кавказе, в частности, именно он составил один из первых букварей балкарского языка. Тимуру было всего четыре года, когда отец трагически погиб, и все заботы по воспитанию двоих малолетних детей (в семье росла и дочь) легли на плечи их матери Евгении Петровны (урожденная Фёдорова).

В школьные годы Тимур увлёкся астрономией, и этот интерес определил в дальнейшем его жизненный путь. Все планы поломала война. В 1941 г. юноша рвался на фронт, но ему отказали из-за возраста. В эвакуации Энеев работал на военном заводе. В одну из смен произошёл несчастный случай – станком ему изуродовало правую руку и из-за начавшейся гангрены её пришлось ампутировать почти полностью. Однако инвалидность не сломила юношу. В 1943 г. Энеев поступил на механико-математический факультет МГУ имени М.В. Ломоносова. Здесь он активно участвовал в работе семинара А.А. Космодемьянского “Динамика



Рис.1. Тимур Магометович Энеев (1924–2019)



Рис. 2. Фото с выпускного вечера мехмата МГУ. 1948 г. (в центре в первом ряду А.А. Космодемьянский, слева от него Т.М. Энеев)

тел с переменной массой”, где изучалась механика полёта ракеты. Надо отдать должное замечательному преподавателю: многие студенты, слушавшие лекции Космодемьянского на мехмате, участвовавшие в его семинаре, выбрали делом жизни науку об освоении космоса (рис. 2).

В 1948 г. Энеев защищает диплом на механико-математическом факультете (тема дипломной работы “Программное управление ракеты в атмосфере”), поступает в аспирантуру НИИ механики МГУ и успешно оканчивает её в 1951 г. С 1950 г. начинает работать младшим научным сотрудником в отделе механики Математического института им. В.А. Стеклова АН СССР (МИАН), в то время им заведовал академик М.В. Келдыш. Отдел механики МИАН позже вошёл в Отделение прикладной математики МИАН СССР, созданное в 1953 г. по распоряжению Совета Министров СССР. Директором отделения, а затем Института прикладной математики (ИПМ) АН СССР, организованного в 1966 г. на базе этого отделения, был академик М.В. Келдыш (ныне Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН).

Почти вся трудовая биография Т.М. Энеева связана с отделом № 5 ИПМ, которым руководил талантливый механик и математик, создатель научной школы в области динамики космического полёта, автор фундаментальных трудов в области прикладной небесной механики, робототехники и мехатроники член-корреспондент АН СССР (1960),

академик РАН (1991) Д.Е. Охоцимский и в котором (одновременно с ОКБ-1 С.П. Королёва и некоторыми другими организациями) рассчитывались траектории первых полётов искусственных спутников Земли (ИСЗ), полётов к Луне и к планетам Солнечной системы. Вместе со своими замечательными соратниками Энеев внёс выдающийся вклад в разработку основ теоретической и прикладной космонавтики (рис. 3). Основные направления его научной деятельности — динамика полёта и управление движением ракет и космических аппаратов (КА), моделирование динамики сложных дискретных систем в задачах космологии и биологии.

Ещё в 1940-х годах в МИАН СССР под руководством М.В. Келдыша начались баллистические исследования полётов управляемых жидкостных ракет и определения наилучших режимов управления их полётом. Важную роль в развитии отечественной ракетодинамики сыграли проведённые Т.М. Энеевым и Д.Е. Охоцимским с коллегами исследования оптимальных режимов управления ракетами.

В 1951 г. Т.М. Энеев рассмотрел и решил задачу выбора оптимального программного управления ориентацией оси составной ракеты. Используя закон управления по тангажу¹, полученный при решении этой задачи, А.К. Платонов (позднее доктор физико-математических наук) и Т.М. Энеев в 1955–56 гг. провели серию расчётов по выбору оптимального

¹ Тангаж — угловое движение космического аппарата относительно горизонтальной поперечной оси инерции.

программного управления ракетой по тангажу при выведении искусственного спутника Земли на околоземную орбиту. Было показано, что на безатмосферном участке выведения спутника (на основной части траектории выведения) оптимальная программа управления по тангажу может быть представлена линейной функцией по времени. Этот результат был впоследствии использован при расчёте практически всех возможных программ управления ракетой для выведения спутника на орбиту ИСЗ.

В 1956 г. Т.М. Энеев и Д.Е. Охочимский, опираясь на методы вариационного исчисления для вырожденного случая, исследовали задачу выбора оптимального режима расхода топлива при выведении ракеты на орбиту ИСЗ. Часть этих результатов, посвящённая поиску оптимальной траектории выведения будущего первого искусственного спутника Земли, была опубликована в сентябре 1957 г. [1], другие, также очень важные, остались в отчётах ОПМ МИАН СССР или вошли в том избранных трудов М.В. Келдыша [2, 3].

Переходя к другому циклу работ, отметим, что М.В. Келдыш в 1957 г. попросил Д.Е. Охочимского и Т.М. Энеева попробовать организовать обработку оптических наблюдений спутника с целью определить его орбиту на ЭВМ “Стрела”, только что установленной тогда в ОПМ МИАН СССР (история первой в нашей стране машинной обработки траекторных наблюдений описана в статьях [4–6]). Приобретённый в ходе этих работ опыт лёг в основу методик определения орбит спутников на основе измерений, проводимых в отечественных баллистических центрах. Сегодня многое из давнего опыта кажется очевидным, но тогда перед исследователями стояло много вопросов, ответы на которые им предстояло найти. Наряду с Д.Е. Охочимским и Т.М. Энеевым большой вклад в решение сложнейших задач внесли доктор технических наук П.Е. Эльясберг и Э.Л. Аким (позднее член-корреспондент РАН).

При обработке траекторных измерений для определения орбиты КА возникало немало трудностей. Участвовавший в этих работах А.К. Платонов вспоминал: «Как оказалось, может быть, главная вычислительная проблема в задачах определения траекторий по измерениям возникает благодаря большой размерности пространства определяемых параметров. В этом первом опыте обработки оптических наблюдений первого и второго спутников в качестве искомым параметров были выбраны 18 коэффициентов, возникающих при квадратической аппроксимации зависимости от времени 6 оскулирующих элементов орбиты. Задача решалась методом наименьших квадратов. Зависимость измерений, выполненных при наблюдениях спутника, от искомым параметров — весьма нелинейная, поэтому их значения приходилось находить итеративно методом Гаусса—Ньютона, решая на каждой итерации систе-



Рис. 3. Слева направо: А.К. Платонов, Т.М. Энеев, Д.Е. Охочимский. 1960-е годы

му так называемых нормальных уравнений, шаг за шагом приближаясь к точке минимума функционала в пространстве определяемых параметров. И конечно (теперь-то это понятно) в пространстве такой размерности сразу же возникла проблема “оврагов”. Все попытки спуститься к искомому решению после двух-трёх достаточно хороших уменьшений функционала заканчивались, и мы переходили на медленный, практически незаметный, почти пологий спуск, болтаясь у дна “оврага”. При таком характере сходимости дожидаться конца процесса было практически невозможно. К чести Тимура Магомедовича он достаточно быстро объяснил причину этого явления — “овраг”. Но что было делать? Отказ от определения квадратичных уходов оскулирующих элементов, то есть уменьшение размерности пространства определяемых параметров с 18 до 12 не изменил ситуацию. Тогда мы стали менять алгоритм решения и перепробовали массу (около десяти) разных методов логического управления сходимостью, но всё было безрезультатно. Найти решение не удалось. С грустным сердцем участники работы разошлись на очередное празднование 7 ноября, но уже 8 ноября 1957 г. Тимур Магомедович радостно сообщил, что он, по-видимому, решил проблему “оврагов”. Энееву пришла в голову блестящая идея “метода наискорейшего — параболического спуска”» [5, с. 819–820]. Этот метод, ставший теперь класси-

ческим, и обеспечивший возможность машинной обработки измерений в каждом из баллистических центров, поражает своей красотой. Итак, Эннеев в нужный момент придумал способ борьбы с “оврагами”. Позже выяснилось, что ранее, в 1948 г., Л.В. Канторович (будущий академик, лауреат Нобелевской премии) также предложил очень похожее описание развития метода Ньютона, но без привязки к способу наименьших квадратов. Так родился метод, обеспечивший надёжное решение задач машинной обработки траекторных измерений, теперь широко используемый [7]. Много позднее, в 1972 г., американский учёный А. Брайсон на конгрессе по теоретической механике рассказал об открытом им аналогичном методе.

Ещё одно, более ранее, достижение Тимура Магомедовича связано с тем, что перед запуском первого ИСЗ были опасения: аэродинамическое торможение на его невысокой орбите (100–150 км) может привести к тому, что космический аппарат упадёт на Землю, не совершив и одного оборота. Попытки получить точное значение времени жизни спутника с помощью моделирования оказались трудно реализуемыми ввиду значительного диапазона значений действующих сил и практической невозможности учесть на имевшихся в то время ЭВМ воздействие слабых возмущений. Эллиптический вид возможной орбиты первого спутника предполагал слабые импульсные тормозные эффекты при его сближении с Землёй в районе перигея орбиты. Слабые

воздействия торможения оказывались малым параметром, значительно увеличивая время интегрирования, что приводило к росту ошибок округления. Кроме того, при учёте ускорений от аэродинамических сил и действующих гравитационных ускорений первые либо оказывались за разрядной сеткой ЭВМ, либо теряли почти все свои значащие разряды. Требовалось предложить что-то новое, а конкретнее — найти способ численного интегрирования системы уравнений колебательного движения, в котором учитывалось бы действие как малых, так и сильных воздействий.

Задача была решена Д.Е. Охочимским, Т.М. Эннеевым и Г.П. Таратыновой. Эннеев предложил идею, которую Охочимский сразу оценил. Был разработан алгоритм, который реализовала кандидат физико-математических наук Г.П. Таратынова как основной метод численных расчётов не только времени жизни спутников, но и вообще длительных многооборотных орбитальных движений с малыми возмущениями [8, 9]. Главная мысль заключалась в том, что при исследовании эволюции амплитуды колебательного движения в ряде случаев можно пренебречь точным знанием закона изменения его фазы и для построения дифференциального уравнения, описывающего эту эволюцию, воспользоваться стандартным методом усреднения, выполняя это усреднение численно. Эта идея была реализована в виде двухциклового метода интегрирования системы дифференциальных уравнений. Внешний

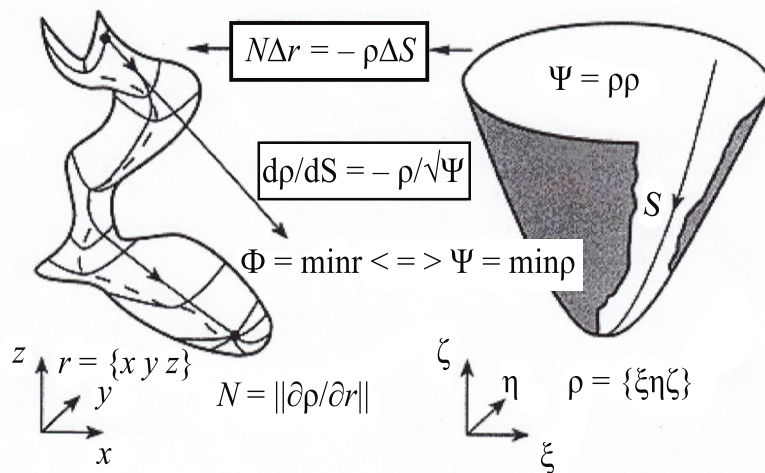


Рис. 4. Схема метода наискорейшего — параболического спуска, предложенного Т.М. Эннеевым

Слева — “плохое” пространство с осями координат ox, oy, oz . Пунктирная линия отображает путь из начальной точки (вдоль короткой стрелки) к искомому значению функции $\Phi = \min r$. Любые ошибки движения приводят к смещению от пунктирной линии на склоны “оврага”, то есть движение снова идёт по склону, а не к точке функции Φ . В этом и заключается известный “овражный” эффект. Справа — “хорошее” пространство с осями координат ξ, η, ζ (предполагается, что параболоид $\Psi = \rho\rho$ имеет минимум, совпадающий с минимумом функции Φ). Кратчайший спуск вдоль линий тока S ведёт к $\Psi = \rho\rho$. Связь векторов $r = \{x, y, z\}$ и $\rho = \{\xi, \eta, \zeta\}$ описывает матрица N , с помощью которой соответствующее уравнение позволяет шаг за шагом отображать малые смещения ΔS вдоль линии тока в “хорошем” пространстве в соответствующие смещения Δr в “плохом” пространстве. Получаемое движение в нужную точку функции Φ произойдёт по сплошной линии вблизи дна “оврага”

цикл состоял в численном интегрировании методом невысокого порядка с большим шагом усреднённых уравнений движения спутника в оскулирующих элементах, внутренний — в вычислении правых частей этих уравнений в подшаговых точках и в каждой такой точке сводился к интегрированию исходных уравнений (на одном обороте спутника) методом высокого порядка. Проведённые по этой методике расчёты позволили построить в безразмерных параметрах графики времени жизни ИСЗ для различных орбит. Анализ полученного решения показал, что увеличение времени жизни спутника достижимо путём подъёма высоты апогея его орбиты, а значит, увеличивая скорость в конце разгона и не изменяя программу выведения. Это условие и было выполнено при запуске первого искусственного спутника Земли, в подготовке которого активное участие приняли Д.Е. Охочимский и Т.М. Энеев.

В 1954 г., за 7 лет до полёта Ю.А. Гагарина, Энеев выполнил комплекс сложнейших расчётов с целью выяснить, возможен ли безопасный спуск космонавта с орбиты искусственного спутника Земли — не сгорит ли он, не раздавят ли его перегрузки при торможении в атмосфере. Эти вопросы в то время обсуждались специалистами, но какие-либо надёжные численные значения для обоснования ответа отсутствовали. Для решения задачи потребовалось прежде всего построить модель движения спускаемого аппарата (СА) в атмосфере Земли (подобные расчёты применительно к крылатым ракетам [10] Энеев ранее выполнил в своей кандидатской диссертации). Сложнее было выбрать способ спуска — баллистический или крылатый. Учёный взялся за более сложную для себя задачу — оценку возможности баллистического спуска как технически более простого в реализации (рис. 4).

Немалую трудность представлял выбор формы спускаемого аппарата. К.П. Феоктистов предложил самую простую — сферическую, и эта идея была принята. Задача расчётов аэродинамических сил, действующих на сферическое тело при его движении на сверхзвуковых скоростях во всём диапазоне высот траектории спуска КА, в то время ещё не была разработана. Имелись некоторые данные о движении со скоростями в пределах 3М (три маха) на высотах около 20 км. Здесь же речь шла о значительно больших скоростях на высотах, начиная с самых верхних слоёв атмосферы. Для надёжного определения максимальных перегрузок при торможении КА Энеев выбирал худшие значения коэффициента аэродинамического сопротивления C_x . Далее надо было построить модель тепловых явлений при входе СА в атмосферу Земли. При этом потребовалось выяснить особенности трёх тепловых процессов: нагрева спускаемого аппарата вследствие его трения об атмосферу, теплопередачи внутрь СА с учётом теплоизоляционных свойств различных материалов, наконец, горения оболочки “шарика” и уноса части тепла элементами её плавления. Если

температуры нагрева можно было просчитать с запасом, исходя из изменения энергии СА в процессе торможения, то параметры теплопередачи внутрь “шарика” и уноса раскалённого вещества требовали специальных расчётов. Здесь Тимур Магомедович воспользовался опытом отдела ОПМ МИАН, возглавляемого будущим академиком А.А. Самарским, в котором велись подобные расчёты. В результате был получен важный результат: безопасное возвращение человека с орбиты с помощью баллистического спуска возможно, если правильно подобрать угол входа в атмосферу. Перегрузка, по расчётам, достигала 10g лишь на короткое время, а температура в капсуле не должна была превысить 40°C.

После запуска первого ИСЗ начались работы по созданию орбитального корабля для полёта человека. Был решён большой комплекс задач, связанных с выведением аппарата, безопасным его полётом по орбите, динамикой движения относительно его центра масс и т.д. Энеев с коллегами разработал методику оценки рассеивания точек приземления спускаемого аппарата на местности, с её использованием проведён анализ точности приземления СА в заданном районе. Был выполнен ряд других исследований по динамике и управлению полётом КА с человеком на борту, в том числе по выбору оптимальных условий схода с орбиты с применением простых и надёжных солнечных датчиков ориентации КА (рис. 5).

Важным, а в ряде случаев и определяющим стал вклад Т.М. Энеева в теорию и практику полётов к планетам Солнечной системы. Не будем забывать, что в начале космической эры выведение КА на траектории полёта к Луне и планетам осуществлялось с помощью непрерывного активного участка от точки старта ракеты-носителя с космодрома на территории СССР до точки начала пассивного полёта к внешнему небесному телу, включая участок разгона на гиперболу отлёта от Земли. При этом возник ряд новых сложных задач. Выделим из них две.

Во-первых, сложной оказалась задача наглядного представления небесно-механических, баллистических результатов анализа траекторий. При этом важной при проектировании орбит оказалась проблема окон для старта КА. В Отделении прикладной математики под руководством Энеева была разработана численная методика массовых решений на ЭВМ так называемой задачи Ламберта и ручного построения изолиний энергетических затрат на плоскости: время старта с Земли — время прилёта к внешнему телу. В результате разработчики космических станций получили нарисованные тушью на кальке наборы почти эквидистантных кривых. Их центральная точка давала заветную траекторию с наилучшим весом станции, а диапазон предельно допустимых энергетических затрат определял диапазон дат старта и соответствующий разброс сроков подлёта к планете. С чьей-то лёгкой руки эти гра-



Рис. 5. Полёт Ю.А. Гагарина 12 апреля 1961 г.:

a — старт ракеты-носителя “Восток”; *б* — космонавт в скафандре перед стартом; *в* — траектория полёта; *г* — спускаемый аппарат корабля “Восток” в музее РКК “Энергия” им. С.П. Королёва

фики получили название “ракушки Энеева”. Они оказались очень удобны для описания свойств планируемых траекторий самого разного типа (облётные, пролётные, попадающие в цель на первом или на втором полувитках орбиты и т.п.). С развитием средств машинной графики “ракушки Энеева” стали строиться автоматически.

Во-вторых, при проектировании полётов к Луне, Марсу и Венере выявились противоречия между условиями энергетической оптимальности межпланетной орбиты перелёта и условиями полёта по непрерывному активному участку, включая старт с космодрома на территории СССР и участок разгона на гиперболу отлёта от Земли. Энеев предложил использовать для разгона межпланетных космических аппаратов разрывные активные участки с паузой в работе двигателей, во время которой ракета-носитель с космическим аппаратом движется по промежуточной орбите ИСЗ до оптимальной точки включения разгонного двигателя. При этом пауза в работе двигателей должна подбираться так, чтобы их повторное включение и вместе с ним окончательный разгон космического аппарата происходили на низких широтах Земли, в соответствии с положением Луны и планет на их орбитах. “Ракушки” показали, что получить в ближайшие годы приемлемые веса полезных нагрузок проектируемых полётов к Венере и Марсу не удастся при старой схеме разгона с помощью непрерывного активного участка.

Тимур Магометович стал искать выход из этой

ситуации. Прежде всего он постарался понять, почему в некоторые годы энергетические затраты менее эффективны, чем в другие. Здесь очень пригодился описанный выше опыт решения вариационных задач для разгонных участков траектории. Причина предполагаемых трудностей заключалась в неудачных углах склонения планет в момент прилёта, определяющих краевые условия в конце участка разгона. При высоких углах склонения планеты траектория разгона слишком круто направлена вверх и потери от сил тяжести велики. В любом случае угол склонения планеты диктует отличие траектории разгона от привычной оптимальной траектории для вывода спутника на земную орбиту. Энеев предложил изменить схему разгона, чтобы энергетические затраты сильно не зависели от угла склонения планеты, к которой направляется космический аппарат. Для реализации такой схемы требуется сначала в оптимальном режиме выйти на орбиту спутника, а затем стартовать из такой её точки, которая при оптимальном доразгоне позволяет получить требуемое склонение скорости в начале пассивного участка траектории.

Следует признать, что предложенный Энеевым вариант потребовал решительного пересмотра прежних подходов. Надо было, хотя бы в рассуждениях, выйти за границы всех предыдущих расчётов, на основе которых принимались технические решения. Надо было отказаться от трёхступенчатой схемы ракеты и ввести четвёртую ступень, которую

никто ранее не использовал. Ведь запуск этой последней ступени должен был произойти в момент пролёта КА над южной частью Атлантического океана, почти через час после выключения третьей ступени, при новом значении стартового угла тангажа. Расчёты показали полную баллистическую пригодность предложенной схемы выведения. Использование нового способа разгона, получившего название “звёздочка”, существенно облегчило решение ряда баллистических проблем лунных и межпланетных перелётов, расширив оптимальные навигационные интервалы возможных дат старта, улучшив условия слежения за КА. Разгон космических аппаратов с промежуточным выведением на незамкнутую орбиту ИСЗ стал впоследствии универсальным способом разгона космических аппаратов различного назначения.

Под руководством Т.М. Энеева была разработана также схема операций управления полётом КА к Луне и планетам Солнечной системы, которая обеспечивала достижение высокой точности такого управления и достижения минимальных весовых затрат топлива на эти цели. При проектировании полётов к Марсу, Венере и Луне задача состояла в разработке принципов точного наведения КА на планету — цель для попадания во внешнее тело или для траекторий с его облётом. Из-за ошибок в кинематических параметрах в конце участка выведения ракеты-носителя для дальнейшего межпланетного перелёта промах вблизи планеты-цели мог достигать сотен и даже тысяч километров. В связи с этим возникала необходимость активного управления полётом КА на всей траектории от Земли до планеты-цели.

Схема управления содержала две главные операции, последовательно выполняемые в ходе полёта несколько раз. Первая — определение траектории полёта путём обработки траекторных измерений (в решение этой проблемы большой вклад внёс коллектив ИПМ под руководством Э.Л. Акима и группа НИИ-4, руководимая П.Е. Эльясбергом). Вторая — определение корректирующего импульса бортовой двигательной установки, исправляющего нужным образом траекторию (в решение данной

проблемы значителен вклад внёс коллектив ИПМ под руководством А.К. Платонова). Реализация этой схемы вызвала серьёзные трудности, связанные с определением траектории полёта КА. На практике в этих целях использовались радиоизмерения наклонной дальности и радиальной скорости (с помощью принципа Доплера). При движении КА вблизи Земли и нескольких наземных измерительных пунктов есть возможность с их помощью получать хорошую пространственную “завязку” траектории. Но на большом удалении от Земли, порядка десятков и сотен миллионов километров, трудно одновременно определять все три координаты КА. Энеев с коллегами предложил “завязать” траекторию, привлекая знание закона движения КА относительно земного пункта наблюдения путём обработки наклонной дальности и/или радиальной скорости, измеренных на длительном промежутке времени хотя бы с одного измерительного пункта. Оказалось, что при длительных и достаточно точных измерениях можно с высокой точностью определять траекторию движения КА при любом его удалении от Земли. Режим измерений при полёте к планетам Солнечной системы стал формироваться из двух основных этапов — на приземном участке полёта (с высоким темпом измерений с нескольких пунктов) и межпланетном (с медленным темпом измерений, с крупными массивами данных за длительные временные интервалы). Появился при этом и третий компонент — режим измерений на участке вблизи планеты-цели, имеющий свои особенности. Энеев с коллегами разработали также теорию автономной навигации, первоначально для управления пилотируемым КА на орбите спутника Луны и на орбите облёта Луны [11, 12].

Космический аппарат “Зонд-5” (15–21 сентября 1968 г.) впервые в мире облетел Луну и вернулся к Земле со 2-ой космической скоростью. На рисунке 6 приведена схема траектории полёта аналогичного КА “Зонд-6”, совершившего управляемый спуск в атмосфере. Для пилотируемого варианта КА “Зонд” была разработана система автономной навигации “Альфа” с использованием автономных

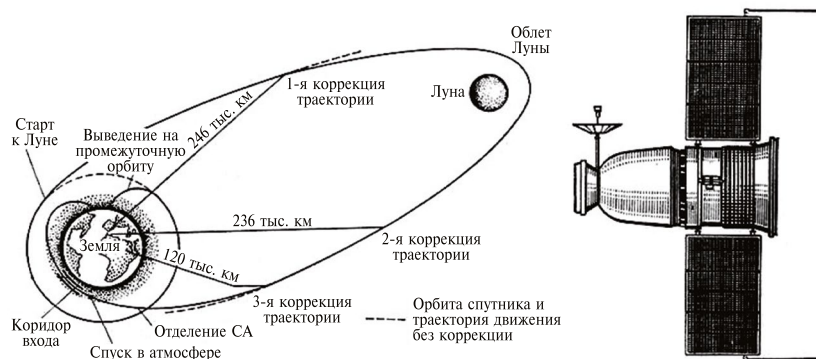


Рис. 6. Схема траектории полёта КА “Зонд-6”

оптических измерений с помощью секстанта и отечественной бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) “Салют-1” [11].

Нельзя не упомянуть о вкладе Т.М. Энеева в космогонию. В 1970-х годах он совместно с доктором физико-математических наук Н.Н. Козловым (ИПМ) предложил модель формирования Солнечной системы с учётом проведённого исследования эволюции протопланетных систем, аккумуляции планет из большого числа частиц, первоначально движущихся по околокруговым орбитам. Новая модель позволила объяснить ряд эффектов при образовании планет и систем их спутников, в том числе закон Тициуса—Боде для планетных расстояний от Солнца и собственное вращение планет, механизм которого безуспешно привлекал усилия многих классиков науки [14–17].

Эти результаты могут иметь важное практическое приложение для оценки химического состава протоземли, гипотез геологического строения Земли и прогноза стратегии поиска полезных ископаемых. На основании полученных результатов моделирования и их анализа Энеев пришёл к выводу о важности получения реликтовых образцов вещества, сохранившего минеральный, химический и изотопный состав со времён формирования Солнечной системы. Такие образцы из разных её поясов могут содержать в себе малые тела — астероиды Главного пояса и спутники планет, например, спутник Марса Фобос. Доставке вещества с астероида Фортуна был посвящён российско-европейский

проект “Fortuna”, а в российскую космическую программу (проект “Фобос-Грунт”) была включена задача доставки реликтового вещества с Фобоса [18].

Важная часть научного наследия Т.М. Энеева — разработка методов и выполнение расчётов траекторий межпланетных полётов КА с использованием двигателей малой тяги (плазменных и ионных). В начале 1960-х годов учёный предложил метод “транспортирующей траектории” для такого рода расчётов, а в 1980–1990-х годах, когда возможность полётов с двигателями малой тяги приобрела реальные черты, возглавил исследования в этой области, имея в виду реально существующие технические средства (двигатели и энергетические установки, солнечные батареи и т.д.). При этом на основе разработанной им концепции о приоритетных целях исследований изучались в первую очередь траектории полётов к малым телам Солнечной системы, астероидам Главного пояса, кометам и спутнику Марса Фобосу с целью забора реликтового вещества и доставки его на Землю [18].

Другое приложение результатов моделирования Энеевым с коллегами формирования Солнечной системы относится к проблеме астероидной опасности. В 1979 г. он предсказал существование астероидного пояса за Нептуном (и даже нескольких поясов) и выдвинул предположение, что Плутон является одним из тел этого пояса. В последние десятилетия открыто большое число астероидов занептунного пояса, что доказало верность предсказания. Совместные с доктором физико-математических наук

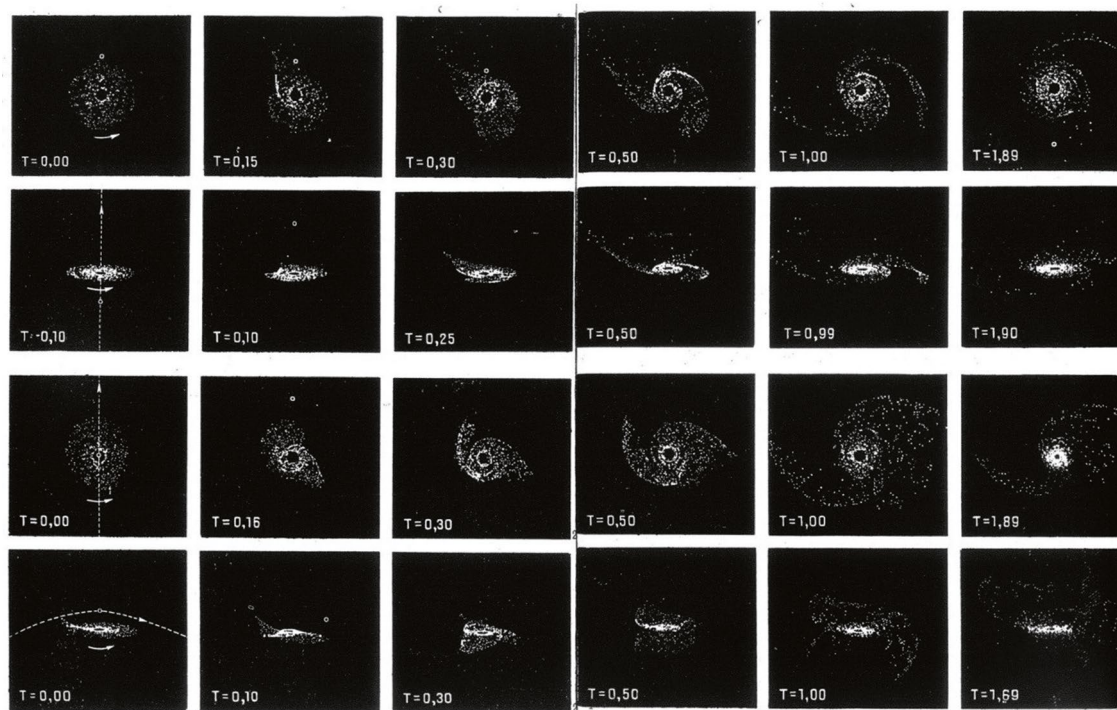


Рис. 7. Моделирование галактик

С.И. Ипатовым исследования Энеева по миграции малых тел в Солнечной системе показали, как может происходить “раскачка” орбит тел в занептунном поясе и вследствие возмущений от больших планет миграция их в окрестность орбиты Земли. Таким образом, было высказано предположение, что значительная часть астероидов, сближающихся с Землёй (и представляющих для неё опасность) — мигранты из удалённого пояса Койпера. Энеев сформулировал задачу возможно полного обнаружения популяции тел, представляющих опасность для Земли, предложил схему их выявления с помощью средств космического базирования [19]. В связи с проблемой астероидной опасности он предложил создать “оптический барьер”. Его суть в формировании системы космических аппаратов с телескопами на борту, что позволяет создать “оптический барьер” для выявления и каталогизации небесных тел размером от нескольких сотен метров, регулярно пересекающих окрестность орбиты Земли, в том числе опасных тел группы Атона, орбиты которых расположены большей частью внутри орбиты Земли и наблюдение которых с Земли затруднено [20].

В 1970-е годы в связи с моделированием формирования Солнечной системы Т.М. Энеев (совместно с Н.Н. Козловым) разработал новый метод моделирования динамики больших дискретных систем. Он отличается экономией числа операций при вычислениях (для него число операций пропорционально $N^{3/2}$, а не N^3 , как обычно), что достигается отбором групп взаимодействующих частиц N из общего их числа — для каждой области взаимодействия, на каждом его шаге. По просьбе астрофизиков метод применили в задаче эволюции галактик при их гравитационном взаимодействии (рис. 7). При моделировании в облаке из тысячи частиц, движущихся по почти круговым орбитам вокруг его ядра, при пролёте другой галактики образовывались спиральные ветви. Они не лежат в исходной плоскости движения частиц, что обычно невозможно при других механизмах их образования. На материале расчётов был снят фильм с экрана дисплея, имевший большой успех у учёных и у широкого зрителя: картинка с него служила заставкой телепередачи “Очевидное — невероятное”.

Одним из приложений метода стал анализ (на базе математического моделирования) процессов структурообразования больших биологических молекул — и как отдельного явления, и как процесса зарождения структуры в целом. В модели при образовании вторичной структуры (петель и стеблей) её варианты выбираются по локальной оптимальности свободной энергии молекулы. При этом качество предсказания структуры оказывается на 20% лучше, чем с использованием косвенных биохимических методов. Продолжая и развивая эти исследования, Энеев с коллегами исследовали свойства генетического кода [21–24].

Т.М. Энеев был не только выдающимся учёным-мыслителем, но и гражданином Отечества. Он активно откликался на острые проблемы, волнующие современное общество (так, трудно переоценить его вклад в борьбу против проекта поворота северных рек на юг). Учёного по праву можно причислить к последователям русского космизма, ибо главное в этом философском и культурном течении — приверженность идее, что жизнь природы и человечества тесно связаны с космосом [24].

Вклад Т.М. Энеева в теоретическую и прикладную космонавтику отмечен Ленинской премией (1957), которую он получил в составе группы учёных, обеспечивших запуск первого искусственного спутника Земли. Он удостоен премии имени Ф.А. Цандера РАН (1992) за цикл работ по теории движения и управления полётом ракет и КА, Демидовской премии (2006), золотой медали имени М.В. Келдыша РАН (2011). Международный астрономический союз назвал его именем одну из малых планет Солнечной системы — 5711 Eneev. Он награждён орденами Ленина (1961), Трудового Красного Знамени (1956, 1975), другими орденами и медалями.

Новые математические методы, предложенные Т.М. Энеевым для решения задач исследования космоса, составляют золотой фонд отечественной астродинамики. Они развиваются и применяются в российских проектах исследования космического пространства.

ЛИТЕРАТУРА

1. Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М. Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли // Успехи физических наук. 1957. Т. 63. Вып. 1а. С. 5–32.
Okhotsimsky D.E., Eneev T.M. Some variational problems associated with the launch of an artificial Earth satellite // Successes of physical Sciences. 1957, vol. 63, is. 1a, pp. 5–32. (In Russ.)
2. Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. М.: Наука, 1988.
Keldysh M.V. Selected works. Rocket technology and Cosmonautics. M.: Nauka, 1988. (In Russ.)
3. Охоцимский Д.Е. К теории движения ракет // Прикладная математика и механика. 1946. Т. 10. Вып. 2. С. 251–272.
Okhotsimsky D.E. To the theory of rocket motion // Applied Mathematics and Mechanics. 1946, vol. 10, is. 2, pp. 251–272. (In Russ.)
4. Энеев Т.М., Платонов А.К., Казакова Р.К. Определение параметров орбиты искусственного спутника по данным наземных измерений // Сб. Искусственные спутники Земли. 1960. Вып. 4. С. 43–55.
Eneev T.M., Platonov A.K., Kazakova R.K. Determination of the parameters of the orbit of an artificial satellite

- based on ground-based measurements // *Sb. Artificial Earth satellites*. 1960, is. 4, pp. 43–55. (In Russ.)
5. *Платонов А.К., Казакова Р.К.* Первая машинная обработка траекторных измерений спутника Земли // *Вестник РАН*. 2002. № 9. С. 815–836.
Platonov A.K., Kazakova R.K. The first machine processing of trajectory measurements of an Earth satellite // *Herald of the RAS*. 2002, no. 9, pp. 815–836. (In Russ.)
 6. *Аким Э.Л., Энеев Т.М.* Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // *Космические исследования*. 1963. Т. 1. Вып. 4. С. 5–50.
Akim E.L., Eneev T.M. Determination of motion parameters of a spacecraft according to trajectory measurements // *Space researches*. 1963, vol. 1, is. 4, pp. 5–50. (In Russ.)
 7. *Энеев Т.М.* Некоторые вопросы применения метода наискорейшего спуска. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР, препринт № 17, 1970.
Eneev T.M. Some questions of the application of the steepest descent method. М.: IPM named after M.V. Keldysh of the USSR Academy of Sciences, preprint No. 17, 1970. (In Russ.)
 8. *Охотимский Д.Е., Энеев Т.М., Таратынова Г.П.* Определение времени существования искусственного спутника Земли и исследование вековых возмущений его орбиты // *Успехи физических наук*. 1957. Т. 63. Вып. 1а. С. 33–50.
Okhotsimsky D.E., Eneev T.M., Taratynova G.P. Determination of the time of existence of an artificial Earth satellite and the study of age-old perturbations of its orbit // *Physics-Uspekhi*. 1957, vol. 63, is. 1a, pp. 33–50. (In Russ.)
 9. *Таратынова Г.П.* Методы численного решения уравнений в конечных разностях и их применение к расчётам орбит искусственных спутников Земли // *Сб. Искусственные спутники Земли*. 1960. Вып. 4. С. 56–81.
Taratynova G.P. Methods of numerical solution of equations in finite differences and their application to calculations of orbits of artificial Earth satellites // *Sb. Artificial Earth satellites*. 1960, is. 4, pp. 56–81. (In Russ.)
 10. *Келдыш М.В., Егоров В.А., Камынин С.С. и др.* Теоретические исследования динамики полёта составных крылатых ракет дальнего действия // М.В. Келдыш. Ракетная техника и космонавтика. М.: 1988. С. 147–196.
Keldysh M.V., Egorov V.A., Kamynin S.S. et al. Theoretical studies of flight dynamics of long-range composite cruise missiles // M.V. Keldysh. Rocket technology and Cosmonautics. Moscow: 1988, pp. 147–196. (In Russ.)
 11. *Eneev T., Ivashkin V., Sharov et al.* Space autonomous navigation system of Soviet project for manned fly by Moon // *Acta Astronautica*. 2010, vol. 66, pp. 341–347.
 12. *Ивашкин В.В.* Лунные траектории космических аппаратов: пионерские работы в Институте прикладной математики и их развитие // *Прикладная небесная механика и управление движением*. Сб. статей, посвящённый 90-летию со дня рождения Д.Е. Охотимского. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2010. С. 73–106.
Ivashkin V.V. Lunar trajectories of spacecraft: pioneering works at the Institute of Applied Mathematics and their development // *Applied celestial mechanics and motion control*. A collection of articles dedicated to the 90th anniversary of the birth of D.E. Okhotsimsky. Keldysh Institute Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences, 2010, pp. 73–106. (In Russ.)
 13. *Аким Э.Л., Энеев Т.М.* Движение искусственных спутников Земли. Межпланетные полёты // Сб. статей, посвящённый 90-летию со дня рождения Д.Е. Охотимского. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2010. С. 7–28.
Akim E.L., Eneev T.M. Movement of artificial Earth satellites. Interplanetary flights // *Applied celestial mechanics and motion control*. A collection of articles dedicated to the 90th anniversary of the birth of D.E. Okhotsimsky. Keldysh Institute Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences, 2010, pp. 7–28. (In Russ.)
 14. *Энеев Т.М., Козлов Н.Н.* Модель аккумуляционного процесса формирования планетных систем. Численные эксперименты // *Астрономический вестник*. 1981. Т. 15. № 2. С. 80–94.
Eneev T.M., Kozlov N.N. Model of the accumulation process of the formation of planetary systems. Numerical experiments // *Astronomical Bulletin*. 1981, vol. 15, no. 2, pp. 80–94. (In Russ.)
 15. *Энеев Т.М.* О возможной структуре внешних (за-нептуновых) областей Солнечной системы // Письма в Астрономический журнал. 1980. Т. 6. № 5. С. 295–303.
Eneev T.M. About the possible structure of external (trans-Neptune) areas of Solar System // *Letters to the Astronomical Journal*. 1980, vol. 6, no. 5, pp. 295–303.
 16. *Козлов Н.Н., Сюняев Р.А., Энеев Т.М.* Приливное взаимодействие галактик // *ДАН СССР*. 1972. Т. 204. № 3. С. 579–582. (In Russ.)
Kozlov N.N., Sunyaev R.A., Eneev T.M. Tidal interaction of galaxies // *Reports of the USSR Academy of Sciences*. 1972, vol. 204, no. 3, pp. 579–582. (In Russ.)
 17. *Энеев Т.М., Козлов Н.Н.* Вращение планет и связь с теорией гравитационной неустойчивости // *Астрономический вестник*. 1981. Т. 15. № 3. С. 131–141.
Eneev T.M., Kozlov N.N. Rotation of planets and connection with the theory of gravitational instability // *Astronomical Bulletin*. 1981, vol. 15, no. 3, pp. 131–141. (In Russ.)
 18. *Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б., Энеев Т.М.* Траектории экспедиций КА с двигателями малой тяги по доставке образцов грунта с астероидов Главного

- пояса и Фобоса. М.: Ин-т прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, препринт № 40, 2008.
- Akhmetshin R.Z., Efimov G.B., Eneev T.M.* Trajectories of spacecraft expeditions with low-thrust engines for the delivery of soil samples from asteroids of the Main Belt and Phobos. М.: Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences, preprint no. 40, 2008. (In Russ.)
19. *Энеев Т.М., Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б.* К вопросу об астероидной опасности // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 2. С. 99–108.
Eneev T.M., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B. On the issue of asteroid danger // Space research. 2012, vol. 50, no. 2, pp. 99–108.
 20. *Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б., Энеев Т.М.* Оптический барьер в схеме космического патруля // Вестник РФФИ. 2013. № 3(79). С. 15–17.
Akhmetshin R.Z., Efimov G.B., Eneev T.M. Optical barrier in the space patrol scheme // Bulletin of the RFBR. 2013, no. 3(79), pp. 15–17. (In Russ.)
 21. *Козлов Н.Н., Кугушев Е.И., Энеев Т.М.* Компьютерный анализ процессов структурообразования нуклеиновых кислот // Математическое моделирование. 2013. Т. 25. № 4. С. 126–134.
Kozlov N.N., Kugushev, E.I., Eneev T.M. Computer analysis of nucleic acid structure formation processes // Mathematical modeling. 2013, vol. 25, no. 4, pp. 126–134. (In Russ.)
 22. *Энеев Т.М.* О возможной структуре внешних (за-нептуновых) областей Солнечной системы // Письма в Астрономический журнал. 1980. Т. 6. № 5. С. 295–300.
Eneev T.M. On the possible structure of the outer (trans-Neptune) regions of the Solar System // Letters to the Astronomical Journal. 1980, vol. 6, no. 5. pp. 295–300. (In Russ.)
 23. *Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М., Аким Э.Л., Сарычев В.А.* Прикладная небесная механика и управление движением. Сборник статей, посвящённый 90-летию со дня рождения Д.Е. Охоцимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2010. С. 328–367.
Okhotsimsky D.E., Eneev T.M., Akim E.L., Sarychev V.A. Applied celestial mechanics and motion control. Collection of articles dedicated to the 90th anniversary of the birth of D.E. Okhotsimsky. М.: IPM named after M.V. Keldysh. 2010, pp. 328–367. (In Russ.)
 24. *Бегиева-Кучемезова Р.* Свет звезды и свечи. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2015. [http:// library.keldysh.ru/e-biblio/eneev/](http://library.keldysh.ru/e-biblio/eneev/)
Begieva-Kuchemezova R. The light of the star and candles. М.: IPM named after M.V. Keldysh, 2015. (In Russ.) [http:// library.keldysh.ru/e-biblio/eneev/](http://library.keldysh.ru/e-biblio/eneev/)

SPACE FLIGHT MECHANICS THEORETIST AND PRACTITIONER ON THE 100TH ANNIVERSARY OF THE BIRTH OF ACADEMICIAN T.M. ENEEV

G.K. Borovin^{a,*}, V.V. Ivashkin^{a,**}

^aFederal Research Center “M.V. Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences”,
Moscow, Russia

*E-mail: borovin@keldysh.ru

**E-mail: ivashkin@keldysh.ru

The article presents materials about Academician Timur Magometovich Eneev, an outstanding scientist in the field of space flight mechanics, one of the founders of modern space flight dynamics. His works have made a significant contribution to the achievements of world science. Namely, his contribution to the launch of the first artificial satellite of the Earth, the flight of Yuri Gagarin, to the implementation of flights to the Moon, planets of the Solar system, to the study of small bodies of the Solar system, to the theory of cosmogony, solving problems of genetics is great. The new mathematical methods proposed by T.M. Eneev to solve the problems of space exploration constitute the golden fund of Russian astrodynamics and are successfully used for the implementation of Russian space exploration projects. T.M. Eneev is not only an outstanding scientist, but also a citizen of our Fatherland, who responded to the problems of the formation of science, cosmonautics, cosmogony, biology and other issues of concern to modern society.

Keywords: rocket flight dynamics, motion control of rockets and spacecraft, astrodynamics, planets of the Solar system, cosmogony, biology, dynamics of complex discrete systems.