



Червенчук Владимир Дмитриевич

Кандидат технических наук, доцент

ФГБОУ ВО Омский ГАУ, г. Омск

vd.chervenчук@omgau.org

К вопросу о вычислении мгновенной скорости на 106 -й секунде полёта корабля APOLLOU-11 по данным съёмки его пуска

Аннотация: Проводится анализ метода д.ф-м.н. А.И. Попова по определению верхней границы мгновенной скорости на 106-й секунде полета корабля APOLLOU-11 по оценке скорости тени этого корабля на перистых облаках, имевших место над местом старта этого корабля во время его пуска.

Ключевые слова: мгновенная скорость, уравнения реактивного движения, производные функций, спидометр, перистые облака, мезопауза, сплошная среда и свободномолекулярное течение.

Введение

Если известен закон движения летательного аппарата (ЛА), то его траектория может быть вычислена во времени (параметры его движения в любой момент) при условии, что известны начальные параметры этого движения. Известно, что реактивное движение ЛА является следствием закона сохранения импульса [1, с.26-27]. Высота h и скорость v ЛА в момент запуска пяти маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) равны нулю. И это будет продолжаться до тех пор, пока суммарная тяга этих двигателей не превысит 3000 тс (полная масса корабля с ракетоносителем Сатурн -5 согласно данным NASA примерно 3000 т). И только после этого начнется ускоренное движение ЛА с ростом его параметров h и v . Следовательно, такая суммарная тяга должна быть выше 3000 тс, а каждый ЖРД 1-й ступени такого ракетносителя (РН) должен иметь тягу, большую, чем $3000/5 = 600$ тс.

Однако самые мощные кислородно-керосиновые однокамерные ЖРД в то время не превосходили тягу 100 тс, а американские ЖРД не дотягивали и до 93 тс. В настоящее время считается, что технологическим пределом для одной камеры сгорания таких ЖРД является предельный порог 233 тс. К этому пределу сегодня вплотную приблизился модернизированный советский двигатель РД-191М, на основе которого сегодня работает российский РН «Ангара». Его тяга 214 тс. Но ведь этот успех дался не просто так. Потребовались десятилетия, чтобы увеличить тягу однокамерного ЖРД в два раза.

Можно ли поверить, что американский ЖРД F-1, который сегодня куда-то исчез, на заре космонавтики, имел тягу около 700 тс? Извините, но наука таким чудесам не верит. Она не верит, а знает, что таких чудес не бывает.

Именно поэтому определять из решения уравнений реактивного движения скорость ЛА на 106-й секунде его полета, когда выработалась половина всего запаса топлива, опираясь на данные NASA, нельзя. Но если воспользоваться непрерывной документальной съемкой старта этого ЛА при наличии перистых облаков в момент старта, можно получить оценку данной скорости косвенным методом. И такая любительская непрерывная съемка, независимая от NASA, по счастливой случайности имеется. Именно этим и воспользовался А.И. Попов.

Материалы и обсуждение

А.И. Попов применил очень простой и понятный широкому читателю метод оценки верхней границы скорости $v(t)$ при $t = 106$ с. Именно в этот момент наблюдаемый ЛА пронзил перистые облака и отбросил на них тень своего корпуса. Осталось лишь измерить величину смещения ΔS этой тени и поделить ее на интервал времени Δt , в течение которого это смещение произошло.

$$v(t) = \frac{dS}{dt} \approx \frac{\Delta S}{\Delta t}. \quad (1)$$

Смещение ΔS можно измерить обычной линейкой, а интервал времени Δt можно определить по числу кадров киноплёнки, которые визуализировали в динамике это смещение. Вот и весь фокус.

В результате данного метода А.И. Попов получил оценку скорости $v = 115$ м/с. Каждый, кто владеет дифференциальным исчислением и умеет вычислять производные от функций численным методом, понимает, что мгновенная скорость $v(t)$ здесь вычислена правильно. Но что делать с теми «критиками» данного метода, которые этого не понимают и обвиняют автора метода в некомпетентности в области реактивного движения? Причем здесь реактивное движение?

Доцент ВГИК Л.В. Коновалов с помощью своих косвенных методов, применяемых в кинематографии, из анализа киноленты, на которой был снят старт корабля APOLLOU-11, определил, что эта скорость $v = 100$ м/с.

Получены разными косвенными методами очень близкие результаты, что подтверждает их правильность. Но по данным NASA эта скорость на 106-й секунде полета ЛА равна 920 м/с, а его высота над уровнем моря равна 24 км, хотя перистые облака в атмосфере так высоко не летают. Они могут находиться лишь в диапазоне от 10 до 15 км от поверхности Земли.

Имеет место полное несоответствие данных NASA, опубликованных в открытом доступе, с реальными фактами. Но «критики» метода А.И. Попова этого не замечают. И это первая загадка.

Ответы на аргументы критиков обсуждаемого метода

Аргументы, что Л.В Коновалов и А.И. Попов не специалисты в области ракетной техники здесь не срабатывают. Их методы определения мгновенной скорости полета ЛА никак не связаны не только с ракетной техникой, но и с динамикой реактивного движения, и даже с уравнением Циолковского. Тень корпуса ЛА не имеет массы и к ней уравнение Циолковского не применимо. Почему они даже таких простых вещей не понимают? У подобного типа «критиков», обвиняющих ученых в области лазерной техники и кинематографии в некомпетентности, серьезные проблемы с физическим мышлением. Они путают реальный объект с его изображением, корпус ЛА с его тенью. Когда наталкиваешься на подобный абсурд, недоумеваешь – откуда у них такое образование? Многие из таких «критиков» даже свои дипломы показывают, патенты на изобретение, сертификаты на научные доклады. Откуда это у них? Это уже вопрос ко всем отечественным ученым, ВАК, редакторам научных журналов и сборников.

Из истории советской космонавтики можно вспомнить множество различных примеров определения различных параметров верхних слоев атмосферы не путем прямого их измерения, а косвенными методами. Вспоминается случай определения давления и плотности в зоне мезопаузы с помощью низко-перигейных спутников с высоким баллистическим коэффициентом. Такие спутники представляли собой монолитные шары из урана с малым миделевым сечением и большой массой. Их эллиптические орбиты с большим эксцентриситетом (высота перигея порядка 80-120 км (область мезопаузы), а апогея до 1500 км) в результате воздействия на такой спутник аэродинамического торможения в области перигея изменяют оскулирующие параметры таких орбит. Эти изменения фиксируются следящими за ними радиолокационными станциями (РЛС). Затем по изменениям этих параметров из системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику орбитального движения, вычисляют давление и плотность атмосферы в области мезопаузы. Прямое

измерение в этой области таких параметров осложняется тем, что мезопауза – это переходная область от мезосферы, где применима физика сплошной среды, до термосферы, где имеет место физика свободномолекулярного течения газа. Ниже приводится структура атмосферы Земли (рис. 1) и изменение температуры в зависимости от высоты. В области мезопаузы температура минимальная и равна -90°C . А в отношении давления и плотности эта переходная область сильно неоднородна и в разных ее точках эти параметры будут сильно отличаться по своим числовым значениям.



Рисунок 1.

Поэтому прямое измерение давления и плотности с помощью аэродинамических зондов дают лишь их мгновенные значения, разброс которых достаточно велик и зависит от многих случайных факторов, в том числе и от погоды в момент измерения. Требуется большое количество таких измерений и нахождение средних значений параметров атмосферы в этой переходной области.

С помощью же низко-перигейных спутников можно получить сразу усредненное значение давления и плотности в области мезопаузы. Здесь в качестве чувствительного элемента такого своеобразного измерительного прибора выступает РЛС, отслеживающая изменение оскулирующих параметров орбиты. Сам же такой своеобразный измерительный прибор имеет довольно непривычную конструкцию. Его корпус – это эллиптическая орбита низко-перигейного спутника, а его стрелка, указывающая значение давления и плотности, это компьютерная программа решения системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику орбитального движения спутника.

Большинство приборов измерительной техники и датчиков работают на совершенно иных физических явлениях, отличных от физики изменения измеряемого параметра. Например, датчик Холла, который используется в автомобилестроении для измерения скорости автомобиля, работает на эффекте Холла, который никак не связан с термодинамикой работы ДВС [2, с.92-95]. Может ли кому-то придти в голову, что этим датчиком нельзя измерять скорость движения какого-либо электромобиля, о котором Холл понятия не имел? А вот в среде «критиков» А.И. Попова и Л.В. Коновалова с подобным абсурдом приходится встречаться довольно часто.

Довольно часто критики А.И. Попова и А.В. Коновалова обвиняют их в неточностях их высказываний, придираются к второстепенным мелочам, не видят за деревьями леса, обвиняют их в упрощенности изложения. Считаю эти их замечания тенденциозными и предвзятыми. Ведь те упрощения, которые используют в своих объяснениях А.И. Попов и Л.В. Коновалов, на мой взгляд, не недостатки. Напротив, это их удачные методические находки, объясняющие непростые вещи простыми словами, доступными для понимания широкой аудитории.

Выводы:

Природа – Творец мироздания – сама благоволила А.И. Попову и снабдила его нерукотворным спидометром, чем он и воспользовался. Чувствительным элементом этого своеобразного «спидометра» является киноплёнка и перистые облака в области тропопаузы (рис. 1), а его корпус – атмосфера Земли в момент старта ЛА. Не было бы в нужный момент в нужном месте перистых облаков, а также не было бы любительской съёмки этого старта, независимой от NASA, и фальсификаторам удалось бы обмануть человечество своей лунной аферой более чем полувекковой давности. Но Творец этого обмана допустить не мог, и дал в руки людей прибор, который позволил тем, кому Он даровал разум и кто оправдал Его надежды, раскрыть эту аферу. Почему же люди, обремененные учеными степенями и званиями, так усердно стараются не замечать этой аферы? Почему в мире столько декларативных заявлений о высадке американцев на Луну более полувек назад, но нет тому ни одного научно обоснованного доказательства? И это вторая загадка нашего времени.

Ссылки на источники:

1. Червенчук, В. Д. Учебное пособие по физике : учебное пособие / В. Д. Червенчук. — Омск : Омский ГАУ, 2013. — 254 с. — ISBN 978-5-9931-0232-0. — Текст : электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/202214> (дата обращения: . — Режим доступа: для авториз. пользователей).

2. Червенчук, В. Д. Основы электрооборудования автомобилей и тракторов : учебное пособие / В. Д. Червенчук, А. А. Руппель, К. В. Зубарев. — Омск : Омский ГАУ, 2017. — 130 с. — ISBN 978-5-93204-973-0. — Текст : электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/221765> . — Режим доступа: для авториз. пользователей.

Червенчук Владимир Дмитриевич

Кандидат технических наук, доцент

ФГБОУ ВО Омский ГАУ, г. Омск

vd.chervenчук@omgau.org

On the issue of calculating the instantaneous velocity at the 106th second of the flight of the APOLLOU-11 spacecraft based on the data from filming its launch

Abstract: This paper analyzes Doctor of Physical and Mathematical Sciences A.I. Popov's method for determining the upper limit of instantaneous velocity at 106 seconds into the flight of the APOLLOU-11 spacecraft by estimating the velocity of the spacecraft's shadow on the cirrus clouds present above the launch site.

Keywords: instantaneous velocity, jet propulsion equations, derivatives of functions, speedometer, cirrus clouds, mesopause, continuous medium, and free-molecular flow.

Chervenчук Vladimir Dmitrievich

Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
FSBEI HE Omsk State Agrarian University, Omsk
vd.chervenчук@omgau.org