

УТОЧНЁННАЯ ОЦЕНКА СКОРОСТИ «САТУРН-5»

S.G. Pokrovsky

A REFINED ESTIMATE OF THE “SATURN-5” VELOCITY

Введение

В [1] нами по кино- и фотоматериалам была выполнена оценка скорости ракеты-носителя «Сатурн-5» с кораблем «Аполлон-11» в точке отделения первой ступени. Полученная оценка заметно (на 800–1100 м/с) была ниже скорости, необходимой по графику полета для доставки экспедиции заявленного формата к Луне.

За год после написания статьи возникли некоторые замечания и уточнения, некоторые модели были откорректированы, была найдена возможность представить оценки более просто и наглядно.

Кроме того, выявилось, что используемые понятия сверхзвуковых течений, скачков уплотнения и ударных волн являются весьма туманными для читателей даже с естественно-научным и техническим образованием. В соответствующих учебных курсах понятия вводятся формально математически. Поэтому в статье были бы весьма желательны справочные вставки-разъяснения физического смысла, используемого в оценках понятийного аппарата.

Справка 1. О содержании статьи [1]

В [1] было представлено описание ролика [5]. Ролик номинальной длительностью 30 секунд (по таймеру) содержал 726 кадров, что формально соответствует скорости съемки 24 кадра в секунду. Нами кадры ролика были пронумерованы от начала и до конца.

Первые 165 кадров (~7 секунд) – полет ракеты с включенными маршевыми двигателями первой ступени. После этого дымовой факел двигателей резко сжимается. На 179 кадре фиксируется возникновение новых дымов, соответствующее включению РДТТ второй ступени

(для осадки топлива). На 189 кадре фиксируется образование значительного, расширяющегося и в последующем скрывающего ракету облака дымов, соответствующего включению тормозных РДТТ первой ступени.

После 210 кадра дымовое облако РДТТ начинает приоткрывать головную часть ракеты, тормозиться и отставать.

Около 266 кадра становится ярким свечение в хвосте второй ступени. Это соответствует 3 секундам с момента начала разделения – выходу ЖРД второй ступени на номинальный режим – в соответствии с графиком полета, известным по литературе.

Указанные маркеры времени со 179 по 266 кадр – включение РДТТ осадки топлива и тормозных, выход на номинальный режим ЖРД второй ступени – использованы в [1] для подтверждения справедливости использования для измерения времени скорости 24 кадра в секунду.

Для дальнейшего движения головной части и первой ступени обращено внимание на малое отставание первой ступени от второй. На приведенном в статье кадре расстояние между ступенями через 13 секунд после начала разделения составляло около 3 корпусов головной части, т.е. около 180 метров. Впрочем, на этом моменте, противоречащем данным о режиме полета и наблюдаемой на кадрах работе двигателей второй ступени, в статье, тем не менее, акцента не было. Нам здесь это понадобится. Главным результатом работы была оценка скорости Сатурн-5 в точке разделения как недостаточной.

Аннотация статьи

На основании анализа кинозаписи полета комплекса «Сатурн-5-Аполлон» в момент отделения первой ступени ракеты-носителя показано, что набранная ракетой скорость существенно (на 800-1100 м/с) ниже необходимой по програм-

¹ Кандидат технических наук, физик, член-корреспондент МАОН.

© Покровский С.Г., 2014.

ме полета на данном участке траектории. А потому декларированная полезная нагрузка, необходимая для лунных экспедиций, не могла быть выведена к Луне.

Справка 2. Некоторые сведения о скачках уплотнения (ударных волн)

Представим себе, что в трубе движется плотно прилегающий к стенке поршень. И толкает перед собой находящийся в этой же трубе воздух.

При малых скоростях до приблизительно 70 м/с сжатие воздуха перед поршнем пренебрежимо. Скорость молекул много больше скорости поршня. Импульс, передаваемый поршнем молекулам, передается все большему и большему числу молекул воздуха. Скорость этой передачи сигнала (возмущения) – скорость звука.

При увеличении скорости движения поршня до 70–100 м/с сжатием воздуха перед поршнем становится уже сложно пренебрегать. Молекулы по-прежнему имеют скорости выше скорости движения поршня, но это превышение уже невелико. Воздух начинает проявлять существенную упругость. Дальнейший рост скорости приводит к быстрому нарастанию сопротивления. И по-прежнему большой слой воздуха впереди поршня будет «знать», что поршень движется. Через секунду после начала движения, так или иначе, придут в движение молекулы на расстоянии 330 метров от поршня.

При превышении поршнем скорости звука возникает качественно новое явление – **скачок уплотнения**. Поршень теперь движется быстрее, чем молекулы могут передавать друг другу движение.

Между поршнем и невозмущенным воздухом образуется «пробка» из сжатого воздуха. Перед скачком уплотнения воздух «не знает», что сейчас его начнут двигать. За скачком уплотнения воздух движется – со скоростью поршня. Но как передние слои «узнают», что их сзади что-то подталкивает? – Воздух в «пробке» не только сжат, но и разогрет. Скорость звука в этом разогретом воздухе возрастает пропорционально корню квадратному из температуры. Чтобы передние слои точно «знали», с какой скоростью им следует двигаться, необходимым условием является достаточно хорошее равенство скорости звука в пробке – той скорости, с которой движется поршень. Описанный скачок уплотнения называется **прямым**. В нем движение потока перпендикулярно фронту скачка.

Непрерывное изменение физических параметров газа (давление, плотность, температура, скорость) происходит на очень коротких рас-

стояниях – масштаба длины свободного пробега молекул. В таблице 1 приводится рассчитанная толщина скачка уплотнения, отнесенная к длине свободного пробега λ молекул невозмущенного газа, – в зависимости от отношения давления за скачком к давлению в невозмущенном газе [2].

Таблица 1

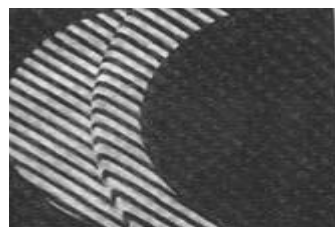
Толщина скачка уплотнения

p_2/p_1	2	5	10	50	100	1000
d/λ	6.5	3.85	2.9	1.9	1.8	1.7

Такое резкое изменение параметров в большинстве практически важных случаев очень хорошо математически описывается как скачкообразный разрыв. До скачка невозмущенный газ не имеет скорости направленного движения, имеет плотность, давление и температуру невозмущенного воздуха. За этой поверхностью **все** молекулы приобретают скорость направленного движения. Возрастает плотность, давление, температура.

На практике в качестве поршня выступают быстролетающие тела, например снаряд, пуля. Или сжатые газы, вытекающие из баллона, из реактивного двигателя, из винтовочного или орудийного ствола, возникающие в результате взрыва. А прямой скачок уплотнения, который образуется в таких случаях, имеет еще одно название – ударная волна (УВ).

Ударная волна обычно не видна. В экспериментах ее делают видимой, например с помощью т.н. теневых и интерференционных методов (фото 1).



а)



б)

Фото 1. Интерференционная – а) [3] и теневая – б) [4] фотографии ударных волн

В случае ядерного взрыва фронт УВ совпадает с границей расширяющейся светящейся области. Фронт УВ в некоторых случаях может также группировать находящиеся в воздухе дымовые частицы и визуализироваться благодаря ним. Разберем этот случай, поскольку он важен для нас.

1. Если УВ налетает на покоящийся воздух с находящимися в нем дымовыми частицами, то молекулы воздуха приходят в движение со скоростью УВ. Они же увлекают за собой и мелкие аэрозольные частички, из которых состоят дым. В последующем захваченные ударной волной молекулы оттесняются назад от фронта, уступая место новым. Но скорость этого потока только немного меньше скорости УВ. Поэтому и дымовые частички достаточно долго оказываются прижатыми к фронту, размещаясь вместе со спутным потоком сжатого воздуха на малом расстоянии сзади УВ. И соответственно – декорируют ее.

2. В другом варианте обычного взрыва дымовые частички возникают при самом взрыве и разлетаются вместе с газами взрыва. Опеределить тормозящуюся УВ взрыва могут только массивные тела с большой инерцией. А наноразмерные

дымовые летят практически со скоростью потока газов. Наоборот, УВ может от дымов оторваться и уйти вперед – за счет захвата все новых и новых слоев невозмущенного воздуха и отставания спутного потока, содержащего дымовые частички. В этом случае, если по движению дымов определяется скорость, оценка оказывается заниженной. Скорость самой УВ несколько выше.

Этих сведений оказывается вполне достаточно для понимания одного из методов оценки скорости.

Оценка скорости по диаметру фронта дымового облака

При разделении ступеней ракеты-носителя Сатурн-5 срабатывают тормозные твердотопливные двигатели (РДТТ), выбрасывающие вперед по ходу ракеты облако дыма. Это облако обгоняет ракету и на продолжительное время около 0.8 с. скрывает ее (фото 2)

Следовательно, скорость дымов при этом *не ниже* скорости ракеты. А скорость ракеты должна быть сверхзвуковой. Следовательно, дым распространяется вперед по ходу ракеты не как обычное облачко, а вслед за ударной волной. Скорость этой УВ еще выше.

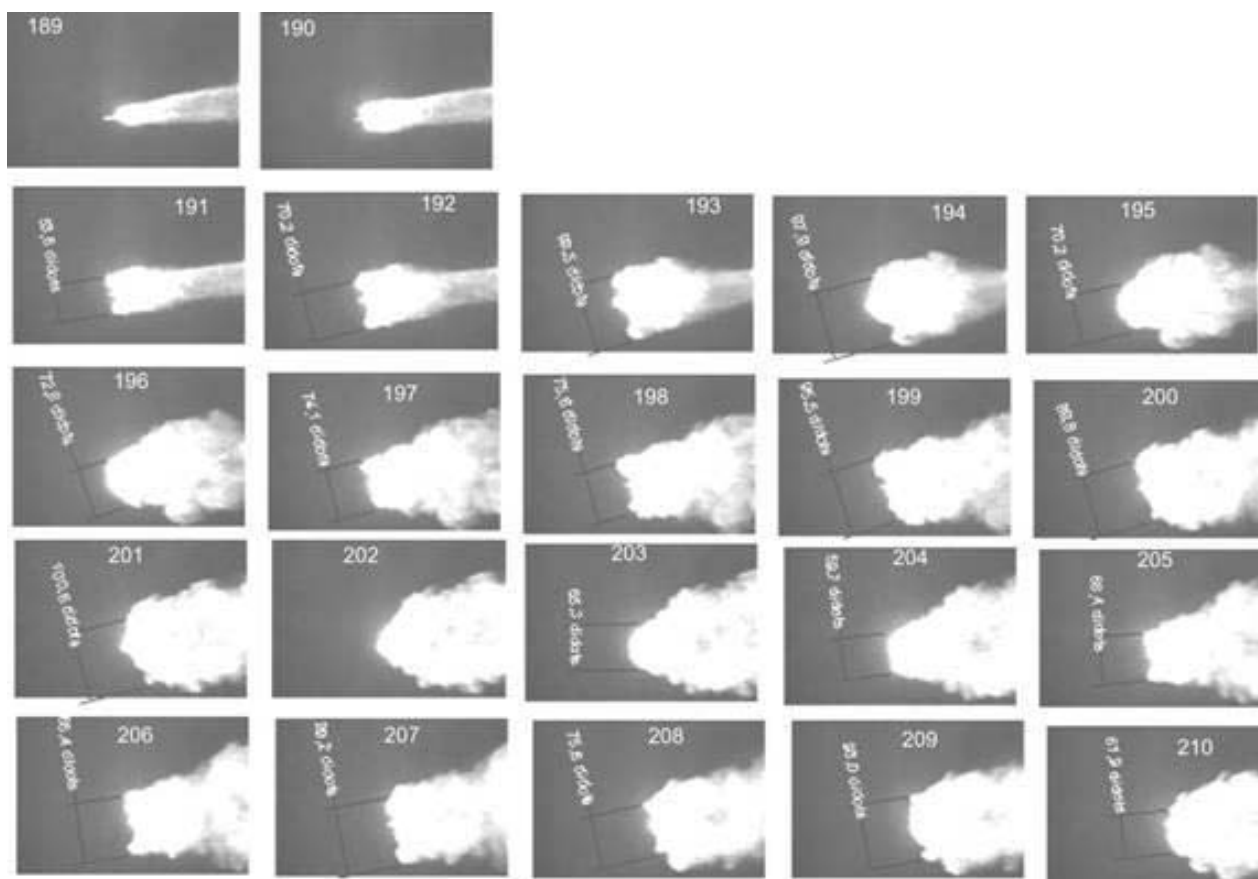


Фото 2. Диаметры фронта аэрозольного облака. Кадры 189–210. Средний радиус фронта облака, начиная со 192 кадра, 61 ± 3 м [1]

При своем движении УВ обязательно вовлекает в движение со своей скоростью все попадающиеся на пути молекулы воздуха. В дальнейшем, по мере отставания от фронта УВ, молекулы тормозятся, приобретенная ими энергия поступательного движения диссипирует – превращается в тепло. Сама область охваченного движением воздуха расширяется в радиальном направлении. И на эту все возрастающую массу воздуха перераспределяется импульс, приобретенный молекулами на фронте УВ.

Как энергия, так и импульс, полученные молекулами невозмущенного воздуха при пересечении ими фронта УВ, возникают только за счет энергии и импульса той тонны продуктов сгорания твердого топлива, которые выбрасываются из сопел восьми РДТТ.

В [1] мы оценивали баланс энергии газов РДТТ и переданной на фронте дымового облака воздуху. Оценка оказалась недостаточно наглядной – из-за необходимости введения в рассмотрение дополнительных сущностей: температуры, теплоемкости, излучения энергии фронтом.

Гораздо более наглядной оказывается оценка по закону сохранения импульса. Суммарный импульс, передаваемый РДТТ ракете, равен произведению тяги двигателей $F = 39 \times 8 = 312$ тонн силы на время работы РДТТ $\tau = 0.66$ с. Он же равен импульсу газов, вылетающих из сопел РДТТ, в системе отсчета, связанной с ракетой. Только за счет этой части импульса и происходит разгон воздуха на фронте УВ впереди головы ракеты. Часть импульса газов, равная произведению их массы на скорость ракеты в системе отсчета, связанной с неподвижным воздухом, не передается на фронте УВ, поскольку является условием того, что сами газы долетят до фронта УВ. Эта часть импульса остается с самими поддавливающими фронт УВ газами.

Импульс, переданный на фронте встретившимся молекулам воздуха, очевидным образом равен $\pi R^2 \rho \tau_1 V^2$. Здесь V – должна быть скоростью фронта УВ. Ударная волна со скоростью V за некоторый промежуток времени проходит расстояние $V\tau_1$. При радиусе переднего фронта R и плотности воздуха ρ масса вовлеченного в движение воздуха $\pi R^2 \rho \tau_1 V$ приобретает на фронте УВ ту же скорость, которую в последующем теряет уже за фронтом. Но скорость УВ мы не знаем. Более того, мы ее не видим, мы видим только дымовую область, располагающуюся чуть сзади УВ. Мы можем определенно сказать, что и скорость фронта дымов, и скорость УВ не ниже (а выше) скорости ракеты. Подставляя в закон сохранения импульса вместо скорости

УВ скорость ракеты, получаем *неравенство*: $\pi R^2 \rho \tau_1 V^2 < Ft$.

Время $\tau_1 = 0.8$ – получаем подсчетом кадров, в течение которых облако скрывает ракету.

Плотность воздуха на декларированной НАСА высоте разделения ракеты 67 км и на близких к ней высотах 65 и 60 км получаем интерполяцией табличных данных для стандартной атмосферы. В отличие от [1], где использовалась стандартная атмосфера по моделям 1960-х годов, здесь мы пользуемся уже современной моделью [6]. Это не дает существенных отличий в данном измерении. Но методически более корректно.

Таблица 2

Радиус переднего фронта облака	Скорость на высотах разделения. Менее ... (м/с)		
	H = 60 км $\rho = 3.9 \cdot 10^{-4}$ кг/м ³	H = 65 км $\rho = 1.9 \cdot 10^{-4}$ кг/м ³	H = 67 км $\rho = 1.7 \cdot 10^{-4}$ кг/м ³
50 м	920	1320	1370
60 м	770	1100	1160
70 м	660	940	1000

Из неравенства получаем верхние оценки скорости ракеты для различных высот и различных радиусов переднего фронта. Измерения из [1] дали оценку радиуса фронта 61 ± 3 метра.

Несколько подробнее о методе измерения радиуса.

Радиус переднего фронта получен в [1] прямым измерением поперечного траектории размера более-менее плоской части облака на переднем фронте. И этот размер сопоставлен с длиной ракеты, учитывая при этом искажение, возникающее из-за движения ракеты не параллельно плоскости кадра. При этом в [1] длина видимой ракеты полагалась 100 метров (т.е. не учитывалась длина иглы 10 м).

О коэффициенте искажения скажем подробнее.

На хорошем фотоснимке (фото 3) ракеты в конце процедуры разделения отчетливо видимый и хорошо измеряемый половинный угол раствора конуса уже косога скачка уплотнения составляет 26° . А этот же угол на кинокадрах – 66° .

Но на фотокадре он тоже искажен. Правда, заметно слабее. Угол конуса обтекателя, имеющий на фото со стартовой площадки 19 градусов, увеличивается на фото не более чем до 20 градусов. С учетом всех погрешностей, можно оценить реальный угол скачка не ниже 22.5 градуса. Тогда единица масштаба в радиальном к траектории направлении должна быть в 1.57 раза меньше единицы масштаба вдоль траекто-

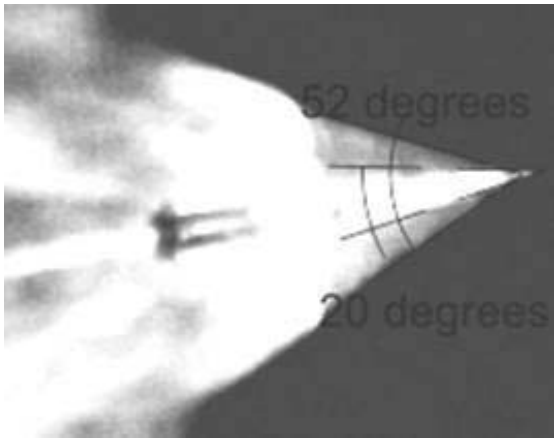


Фото 3. Угол обтекателя и полный угол конуса косоугольного скачка уплотнения при полете космического корабля «Аполлон-11» в точке отделения первой ступени [5]

рии. Учет искажения в пределах 10–15% дает половину угла косоугольного скачка уплотнения не менее 22.5 градусов.

Сейчас мы можем несколько скорректировать оценку радиуса фронта из [1].

На многих кадрах фронт дымового облака имеет достаточно удобный для определения размера плоский вид. Но между 201 и 205 кадрами (предпоследняя строка кадров на фото 2) фронт *заострен*. И сделанные в [1] измерения, как видим, дают малый диаметр фронта. Но у твердотельных двигателей давление в камере сгорания и тяга неравномерны. Они сначала нарастают, а потом спадают. Кадры 201–205 соответствуют развитию дымового облака под воздействием газов РДТТ в максимуме характеристик двигателей. Сокращение диаметра фронта в это время – физически несуразно. Мы должны интерпретировать ситуацию 201–205 кадров как очередной прорыв газами РДТТ плоского фронта диаметра, скажем, как на 199 кадре, и соответствующего заострения облака. Для этих кадров нельзя фронт считать «сжежившимся». В статистике для среднего диаметра его следует оставить хотя бы на уровне 199 кадра. Это уточнение поднимает оценку среднего радиуса фронта до 62.6 м. При этом разброс (дисперсия среднего) несколько сокращается.

Очередное уточнение носит чисто методический характер. Нам надо считать не средний радиус, а среднее сечение. Радиус, рассчитанный из среднего квадрата измеренных размеров, получается 63 метра. Отличие от $R = 61$ м из [1], как видим, не принципиальное. Но зато мы исключили методические и физические неточности.

Гораздо большее изменение оценки возникает, если предположить, что ракету мы видим с иглой. В этом случае радиус фронта возрастает еще на 10% и вплотную приближается к 70 м. Оценка скорости при этом опускается до отметки $V < 1000$ м/с. Но поскольку серьезных оснований для предположения о видимости иглы нет, настаивать на этом не следует.

Далее. В оценку импульса воздуха не попадают три кадра 189–191, на которых фронт еще мал. Но скорость его движения к носу ракеты в среднем по этим кадрам на 800 м/с выше скорости ракеты.

В оценку импульса воздуха не попадают еще и три кадра после приведенных 211–213 (см. фото 5), на которых передний фронт облака остается практически на уровне носа ракеты, но уже начинает тормозиться. В любом случае скорость фронта еще масштаба скорости ракеты. И он захватывает и разгоняет молекулы воздуха. Это еще приблизительно 15% времени взаимодействия УВ с воздухом, недоучтенного в оценке. Оценка скорости, таким образом, завышена относительно реальной скорости на 5–7%. При этом только за счет 211–213 кадров.

С учетом этих замечаний можно утверждать, что оценка $V < 1150$ м/с (при радиусе фронта 60 м на высоте 67 км) – надежная. Неравенство – сильное. Следует сразу отметить, что при такой конечной скорости первой ступени ракета не способна взобраться на высоту разделения 67 км (получено прямым компьютерным расчетом). Но вполне в состоянии оказаться на высоте 61–63 км. Именно ради этого мы и показали, как изменяется оценка скорости с высотой.

Справка 3. «Заострение фронта»

Несмотря на то что предположение заострения фронта на максимальном режиме работы РДТТ не вносит серьезных изменений в оценку скорости, сам вопрос интересный и практически не освещенный в литературе. Да и терминология необычна. Тем не менее, у автора данной работы есть собственный экспериментальный материал, иллюстрирующий этот момент.

При исследовании снижения порога оптического пробоя на ударных волнах [4] были получены теневые фотографии, очень хорошо иллюстрирующие события. На приведенном выше фото 1–б кроме основной (первичной) УВ, представленной дугой большого радиуса, видна небольшая кривая с внутренней стороны УВ. Воздух за фронтом УВ, имеющий повышенную плотность и ионизацию, разогревается лазерным излучением. Возникает локальный тепловой взрыв. Ударная волна этого нового взрыва

идет по сжатому горячему воздуху за фронтом первичной УВ, сжимает и разогревает его еще сильнее. И, когда доходит до фронта первичной УВ, прорывает фронт. Образуется быстро движущийся вперед «протуберанец». После его торможения процесс повторялся на голове нового фронта. Возникали кратные прорывы фронта УВ.

Фотоаппарат не в состоянии зарегистрировать быстрое начальное движение УВ, экспозиции (менее 15 наносекунд) хватало только тогда, когда скорость фронта снижалась ниже 5 км/с. Но более скоростной способ электронной фоторазвертки показал на этапе быстрого движения из «прорыва» скорости, достигающие 100 км/с. Средняя же скорость развития вперед цуга фронтов с фото 4б составила 50 км/с.

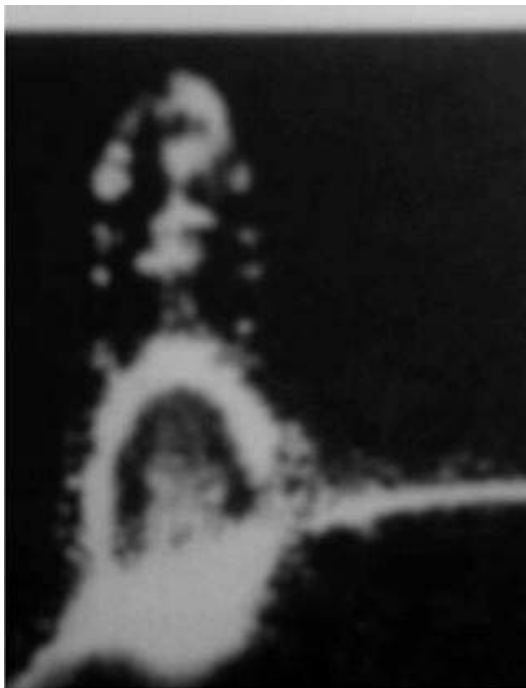
Случай с ракетой «Сатурн-5» вполне аналогичен. Только источником энергии для локального прорыва фронта УВ и образования заостряющего фронт выступа является не лазерное излучение, а струя все более и более плотных и высокоскоростных газов – по мере усиления горения твердого топлива РДТТ. Она нагоняет фронт и дожимает его. Сбоку от этой локальной области сильного сжатия и высокой температуры – сжатый фронт уже существующей УВ воздух. Сзади – собственно дожимающая фронт

струя. Спереди – невозмущенный воздух, оказывающий наименьшее сопротивление. Именно вперед и устремляется новый взрыв. Первичная УВ никуда не исчезает. Она продолжает двигаться – до нее еще не добралась информация о новом мощном возмущении. Но впереди из этой УВ вырастает быстро движущийся нарост. Собственно это и есть заострение фронта.

Оценка скорости по отставанию дымового облака

В [1] был рассмотрен эпизод отставания дымового облака после окончания работы РДТТ. Было показано, что скорость отставания фронта фрагмента облака от носа ракеты возрастает и стабилизируется на уровне приблизительно 1300 м/с.

Мы ранее сочли эту скорость отставания равной скорости ракеты из соображений, что скорость облака уменьшается относительно неподвижного воздуха до нуля. При этом была допущена ошибка понимания физической картины событий. За фронтом УВ воздух сильно разогрет. Если, например, УВ движется через воздух комнатной температуры со скоростью 1 км/с, то температура его после прохождения фронта возрастает до 750 К. За фронтом она продолжает повышаться за счет термализации энергии направленного движения молекул.



а)



б)

Фото 4. Образование последовательных прорывов фронта первичной УВ:
а) наблюдение двух последовательных фронтов УВ впереди фронта первичной УВ;
б) число вторичных фронтов доходит до 6

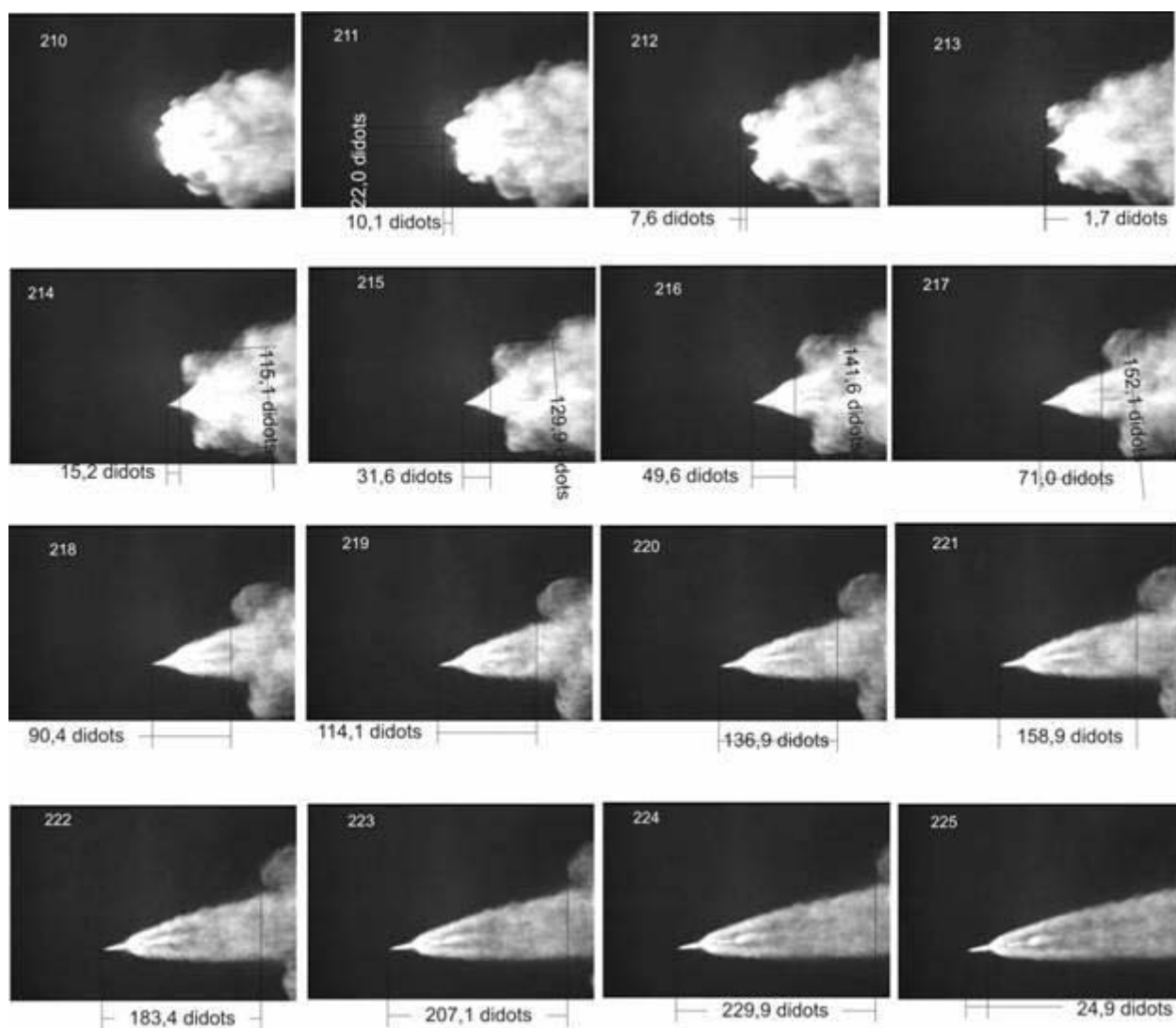


Фото 5. Отставание облака аэрозольных продуктов срабатывания РДТТ после завершения их работы. 210–225-й кадры видеоролика. По этой группе кадров в [1] была получена оценка скорости ракеты $V < 1200\text{--}1600$ м/с

Разогретый до высокой температуры воздух остывает за счет излучения и за счет расширения в радиальном направлении. В итоге сзади ракеты образуется область разрежения. Дымовое облако не просто останавливается по отношению к неподвижному воздуху, но разгоняется назад по ходу ракеты. Максимально возможная скорость разгона в пустоту по теории [9] равна $u_{max} = 2c_n / (\gamma - 1)$. Здесь c_n – скорость звука в неподвижном газе, а γ – отношение теплоемкости при постоянном давлении и постоянном объеме. Для воздуха $\gamma = 1.4$.

Если скорость звука в неподвижном воздухе 300 м/с, то максимально возможная скорость разгона этого воздуха при истечении в пустоту достигает 1500 м/с. Схлопывание области ды-

мов за ракетой очень хорошо видно на кадре 193 использованного киноматериала [5] (фото 6).



Фото 6. 193 кадр. Видно быстрое сужение области дымов за ракетой

Понятно, что сзади фронта облака отнюдь не пустота. В этом случае скорость движения в разреженную область имеет вид: $u \sim 2(c_1 - c_2)/(\gamma - 1)$.

Как уже упоминалось, при скорости движения УВ 1000 м/с воздух на фронте разогревается до 750 К. Оценим скорость звука в воздухе такой температуры:

$$c(750) \sim c(273)[750/273]^{1/2} = 330[2.75]^{1/2} \sim 550 \text{ м/с.}$$

Если, например, воздух в области за ракетой остыл до 500 К (скорость звука около 450 м/с), то скорость, с которой еще не остывший воздух остановившегося фронта начинает возвращаться в остывшее пространство – масштаба 500 м/с. Предел остывания разреженного пространства

сзади ракеты – температура окружающей среды. На высоте разделения – чуть больше 200 К (скорость звука – около 300 м/с).

Неопределенность скорости движения облака вспять может быть весьма значительной. Можно только говорить, что скорость ракеты ниже 1300 м/с (или какой-либо иной скорости, полученной с учетом поправок на геометрию облака и условия наблюдения). И может быть значительно ниже.

Очень интересной оказалась попытка оценки скорости не по удаленному от ракеты фрагменту облака, а по выступу на дымовом шлейфе. Эта оценка выполнена при интернет-обсуждении статьи [1] А. Решняком.

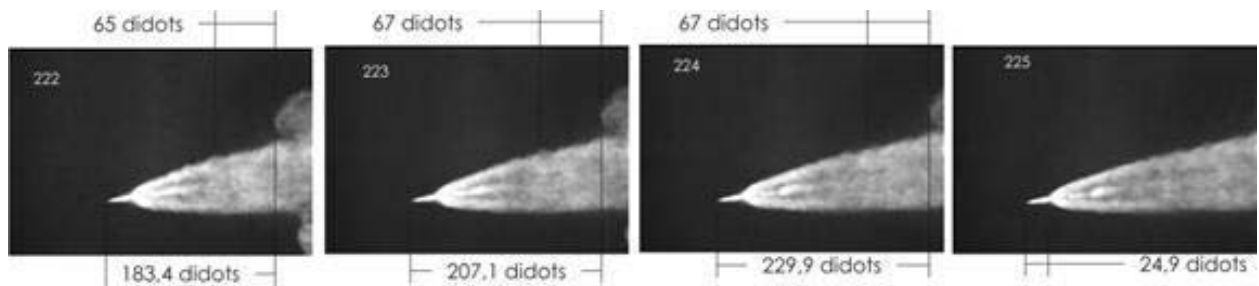


Фото. 7. К оценке отставания от головы ракеты выступа на дымовом шлейфе

Выступ на дымовом шлейфе следует назад на одном и том же расстоянии от фронта удаленного фрагмента дымового облака. Но сам этот выступ на дымовом шлейфе – имеет своим происхождением работу запускающихся двигателей второй ступени. То есть, он движется в струе выхлопа ЖРД второй ступени. Скорость отставания этого выступа от головы ракеты складывается из скорости самой ракеты и из скорости движения струи газов ЖРД назад относительно неподвижного воздуха. Эта скорость отставания заведомо должна превышать скорость ракеты. Но в нашем случае она (не исключено, что и просто случайно) совпала со скоростью отставания от головы ракеты фрагмента облака, удаленного от оси полета $V < 1300\text{--}1450$ м/с (в зависимости от допущения, видим мы ракету без иглы или с иглой).

Интересно, что эта оценка, в отличие от оценки из [1], практически не содержит сомнительных элементов относительно влияния радиального разлета дымов или искажений, связанных с геометрией наблюдения. И она (будучи заведомо завышенной) – при этом совпала с измерениями из [1]. Обратим внимание, как по сравнению с [1] изменилась логика. Если в [1] оцененная по отставанию дымов скорость представлялась

близкой к истинной как сверху, так и снизу, то **сейчас мы выполняем оценку только сверху!**

Мы выявили фактор, за счет которого наша оценка оказывается заведомо завышенной. Это резко упростило согласование полученной оценки с другими. Причем, с точки зрения анализа возможности/невозможности доставки экспедиции на Луну, нам большего и не требуется. Но все-таки некоторые вопросы из предыдущей статьи следует разобрать.

Влияние радиального движения

Наибольшие сомнения в данной оценке вызвало далекое от оси траектории положение облака дымов, по которому проводятся оценки, и возможное влияние радиального расширения этого облака на результат. Совершенно понятно, что наибольшее влияние радиальное расширение облака имеет тогда, когда скорость радиального расширения максимальна. Но это как раз те самые кадры, на которых облако имеет и наибольшие скорости движения вдоль траектории, сопоставимые со скоростью ракеты.

А собственно оценка скорости ракеты осуществлялась тогда, когда скорость отставания стабилизировалась – по группе последних кадров. Что при этом происходит с радиальным развитием облака? Фото 7.

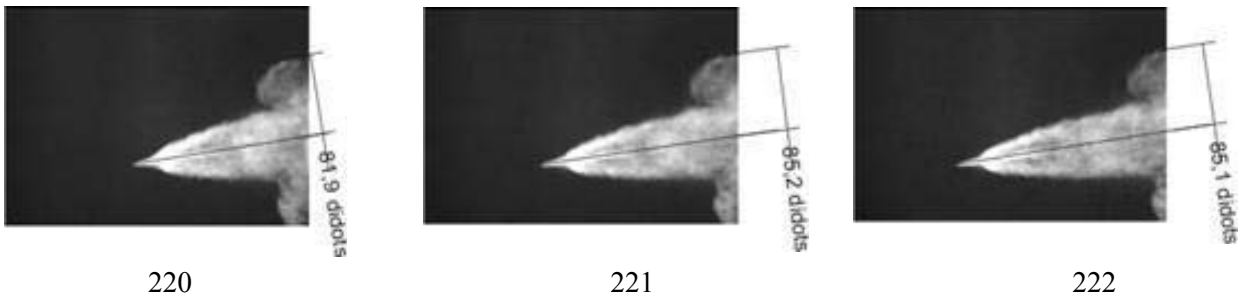


Фото 8. Эволюция фрагмента облака в радиальном направлении. Кадры 220–222

Если между 220 и 221 кадрами облако еще расширяется (со скоростью масштаба 240 м/с), то между 221 и 222 кадрами радиальное расширение облака уже не фиксируется (фото 8). Происходит снижение радиальной скорости до нуля. Дальнейшую эволюцию скорости мы наблюдать уже не можем: верхняя точка фрагмента облака уходит за кадр, а измерения по другим реперам – крайне неточны. Исходя из сформулированного нами представления о последующем схлопывании облака дымов, мы можем предполагать, что на последующих использованных для оценки кадрах 223 и 224 радиальное движение приобретет отрицательную скорость – к оси траектории (фото 5, 7). И будет вносить погрешность завышения, а не занижения оценки скорости.

Но даже нулевая радиальная скорость облака, зафиксированная нами для 221–222 кадров, дает достаточные основания считать, что сколь угодно серьезной недооценки скорости из-за радиального расширения облака в предыдущей работе допущено не было.

Кроме радиальной и осевой скоростей существует еще одна – тангенциальная составляющая, перпендикулярная как осевой, так и радиальной. Но у нее нет иных причин возникновения, кроме турбулентных эволюций со скоростью масштаба радиальной или менее. С этой стороны к оценкам из [1] – тоже вопросов быть не может.

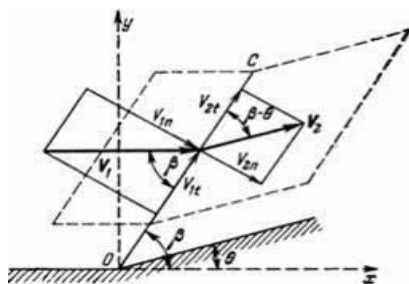


Рис. 1. Схема углов и составляющих скоростей при обтекании клина и формировании косоугольного скачка уплотнения [5]

Справка 4. Косой скачок уплотнения. Пограничный слой

Кроме рассмотренного нами в предыдущей справке прямого скачка уплотнения при движении тел хорошо обтекаемой формы возникает так называемый **косой скачок** уплотнения. Теория косоугольного скачка уплотнения хорошо изложена в классическом труде Лойцянского [8]. Набегающий поток отклоняется поверхностью.

При этом тангенциальная составляющая скорости остается неизменной, а нормальная – уменьшается. (Линия ОС на рис. 1 – разрез УВ, скорость проецируем на эту ось и перпендикуляр к ней, проекции обозначены индексами: *t* – тангенциальная – вдоль ОС или параллельная фронту УВ, *n* – нормальная, перпендикулярная ОС, т.е. фронту УВ).

Воздух после скачка уплотнения сжимается. Необходимость возникновения скачка уплотнения и его угол определяются прежде всего условием непрерывности потока.

Углы клина и конуса θ_0 на рис. 2 равны. На клин набегающий поток с $M = 1.9$, на конус – поток с $M = 1.65$. При этом возникающий угол косоугольного скачка уплотнения на клине заметно больше, чем на конусе. Для косоугольного скачка уплотнения на клине имеются детально разработанные графики и номограммы, позволяющие по известным углам определить скорости, выраженные в чис-

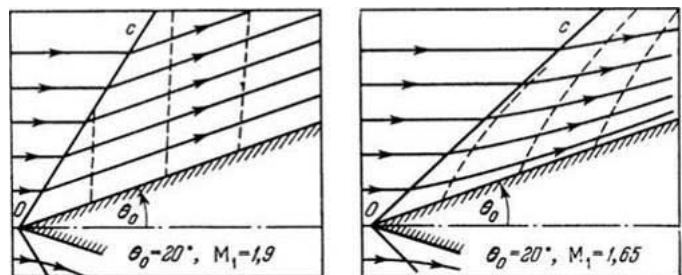


Рис. 2. Сравнение обтекания клина (слева) и конуса (справа) [8]

лах Маха. Число Маха M – это отношение скорости потока или тела по отношению к скорости звука в среде. Соответствующий график и номограмма из [8] были приведены в [1]. При обтекании конуса математическая теория сложнее. Но есть очень важное свойство обтекания конуса по сравнению с обтеканием клина. При равных углах клина и конуса угол скачка уплотнения в случае обтекания конуса – меньше. Это хорошо иллюстрируется рисунком 2 из [8], который мы здесь приводим.

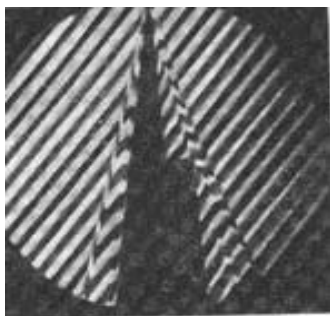


Фото 9. Интерференграмма плоскости с зазубриной, обтекаемой потоком [3]

Следующим важным понятием является понятие о **пограничном слое**. При движении тела в воздухе, вблизи поверхности образуется слой, как бы «прилипший» к поверхности. Если тело не является достаточно гладким, то небольшие неровности поверхности сглаживаются, «заштукатуриваются» пограничным слоем. Это наглядно видно на фото 9.

Между острием и краем зазубрины возникает область малоподвижного воздуха, сглаживающая поверхность. По излому полос интерференграммы видно, что между пограничным слоем и обтекающим потоком возникает прямолинейная граница. Косой скачок уплотнения ведет себя так, как будто поток обтекает обычный клин.

Оценка скорости по углу косого скачка уплотнения

Как мы ранее сказали, для полета «Аполлона-11» существует хорошего качества фотография (фото 3), на которой отчетливо виден скачок уплотнения с углом полураствора 26° . Учет искажения угла за счет движения ракеты не совсем параллельно плоскости кадра позволяет утверждать, что этот угол в реальности не меньше 22.5° . Все это соответствует рассуждениям статьи [1]. Но теперь мы должны исправить возникшую там ошибку. В [1] полагалось, что конус скачка уплотнения формируется на конусе обтекателя третьей ступени с углом полураствора 9.5° . Однако длина этого скачка вдоль ракеты много

больше длины конуса обтекателя. А как мы указали в справке, угол косого скачка определяется из условия непрерывности потока. Если бы угол скачка задавался обтекателем, то после выхода потока на цилиндрическую часть третьей ступени он должен был бы загибаться.

Большая длина прямолинейной границы скачка хорошо объясняется с учетом действия пограничного слоя. Между обтекателем командного модуля «Аполлона-11» и началом цилиндрической второй ступени образуется «заштукатуренная» пограничным слоем неровность, работающая в потоке как цилиндр с углом полураствора 6° .

Если бы через воздушную среду двигался клин с таким углом, то скорость, соответствующая углу скачка уплотнения 22.5° , достигала бы 3.2 Маха. Ракета же обтекается не как клин, а как конус, и при таком угле скачка уплотнения ее скорость ниже. Но для **оценки скорости сверху** приближения клина нам вполне достаточно.

На декларированной НАСА высоте разделения 67 км температуру получаем линейной интерполяцией данных таблицы стандартной атмосферы Земли. Она составляет 231 К, и этой температуре соответствует скорость звука 304 м/с. Тогда скорость ракеты меньше 970 м/с.

По выполненным нами расчетным оценкам ракета с такой малой конечной скоростью не может добраться на высоту 67 км. Реальная высота разделения, похоже, на несколько километров отличается от декларированной. А ниже идет заметное повышение температуры и, соответственно, скорости звука.

Оценка скорости 3.2 Маха для высоты, например, 60 км соответствует 1030 м/с. Но это оценка для клина. Скорость ракеты меньше. Существенная неточность такой оценки может быть связана и с отличием атмосферы в зоне активного участка траектории от средней стандартной. В [1] была использована старая модель атмосферы, при которой на высоте 65 км температура составляла 319 К и скорость звука была близка к 360 м/с. А на высоте 60 км она возрастала до 375 м/с. Примем эти последние цифры за верхнюю границу возможной скорости звука на высоте разделения ступеней. Тогда $V < 1150\text{--}1200$ м/с, что прекрасно коррелирует с оценкой скорости, полученной из закона сохранения импульса.

Уточнение логики

Теперь более подробно рассмотрим логику того, почему нам пришлось отказаться от использования конуса обтекателя в качестве задающего конфигурацию скачка уплотнения, а

говорить о другом конусе. Рассуждения проведем от противного. Допустим, положение косо-го скачка в его начале определяется обтекателем третьей ступени с углом полураствора 9.5° .

Если бы он не был длиной всего несколько метров, а был бы протяженным (десятки метров), то при неизменной геометрии, определяющей обтекание поверхности, конус скачка уплотнения оставался бы ровно таким же. Реально же у нас за конусом обтекателя третьей ступени происходит переход к цилиндрической части ступени. Поскольку на фото мы видим прямолинейную границу конуса скачка, то это означает, что:

1) либо образовалась большая по объему полость, в которую не желает затекать воздух; это физически невозможно;

2) либо эта область недоступна для обтекающих тело струй воздуха из-за наличия воздушной пробки; такая воздушная пробка науке известна: малоподвижный относительно движущегося тела пограничный слой, заполняющий неровности рельефа поверхности.

Но если мысленно продлить границу конуса обтекателя третьей ступени на несколько десят-

ков метров, то соответствующая прямая уходит в пространство, не заканчиваясь ни на каких материальных границах, связанных с ракетой. Понятно, что пограничный слой достаточно далеко от обтекаемого тела ракеты существовать не может. Следовательно, наше предположение о том, что скачок определяется углом обтекателя третьей ступени, высказанное в первой статье, неверно. Под таким углом невозможно существование протяженного пограничного слоя.

Следовательно, существует другая поверхность пограничного слоя, внутри которой располагается и обтекатель третьей ступени. Единственная естественная граница такого пограничного слоя располагается под конической поверхностью, связывающей край обтекателя командного отсека «Аполлона» с началом цилиндрической части второй ступени (фото 10).

Обтекатель третьей ступени целиком располагается под этой поверхностью, касаясь ее в месте стыка переходника с цилиндрической частью третьей ступени.

Обсуждение результатов

Выполнен ряд оценок скорости ракеты. Причем первая из них – по радиусу дымового облака – серьезно опирается на американские данные о параметрах РДТТ и о высоте разделения ступеней. Полученные же оценки прямо говорят: о доверии к данным НАСА не может быть и речи.

Тем не менее. Посмотрим структуру оценки скорости в первом случае. Верхний предел скорости пропорционален корню квадратному из произведения тяги РДТТ на время их работы, т.е. импульсу, который РДТТ сообщили первой ступени. Для получения «правильной» (по НАСА) скорости ракеты около 2350–2400 м/с необходимо увеличение соответствующего импульса более чем в 4 раза. Но по конструктивным данным ракеты этот импульс сообщается объекту массой 100 тонн. Соответствующая расчетная скорость отставания первой ступени должна при этом составить около 80 м/с. Но, как отмечено в первой справке, через 13 секунд после начала разделения отставание первой ступени составило около 180 метров. Или данные НАСА о работе РДТТ близки к истине, или... масса первой ступени в 4 раза больше, не 100 тонн, а 400. Что после этого может полететь к Луне? – Нам ведь важно именно это. Наоборот, снижение тяги против декларируемой требует еще меньшей скорости ракеты.

Предположение, которое могло бы серьезно изменить оценку скорости по размеру облака, опровергается фотоматериалами о последующих секундах полета.



Фото 10. Предположенное нами положение края пограничного слоя при сверхзвуковом обтекании тела ракеты. Линия, связывающая обтекатель командного отсека «Аполлона» и начало цилиндрической части второй ступени, имеет с осью ракеты угол 6 градусов

Несколько сложнее с данными по высоте разделения. Несколько километров выше декларируемой высоты 67 км – и плотность воздуха снижается настолько, что при декларируемой НАСА скорости наблюдаемый диаметр облака становится вполне корректным.

Однако здесь важно подчеркнуть, что мы сделали не одиночную оценку. У нас есть оценка по углу конуса скачка уплотнения. На высотах 65–80 км идет уменьшение температуры. С соответствующим снижением скорости звука. А угол скачка уплотнения требует скорости не выше 3.2 Маха.

И опять мы имеем ситуацию, в которой предположение о том, что данные НАСА о высоте точки разделения неверны и являются дезинформирующими, не может повлиять на общий вывод о невозможности доставки к Луне экспедиции. Полученная нами скорость не более 1150–1200 м/с является максимально возможной для всего диапазона высот от нуля до 90 км, для которых существует аэродинамическое обтекание атмосферным воздухом и образуются скачки уплотнения.

Вывод. В данной работе мы уточнили оценку верхних возможных значений скорости ракеты-носителя «Сатурн-5» в точке разделения ступеней.

Скорость ракеты-носителя строго меньше 1150–1200 м/с. Оценку скорости снизу мы не выполняем – как избыточную для вывода о возможности/невозможности экспедиции.

Одновременно проанализирован использованный в [1] метод оценки скорости по отставанию дымов. Уточнена физическая картина событий, в которой существенным источником погрешностей определения скорости ракеты является схлопывание разреженной остывшей области за ракетой. Скорость отставания дымового облака от ракеты оказывается выше скорости ракеты на величину попятного движения облака в сторону разреженного пространства за ракетой. Метод пригоден для демонстрации, но дает сильное завышение скорости ракеты. Также показано, что радиальные эволюции облака дымов не привели в [1] к сколько-нибудь значительной недооценке скорости.

Полученный уточненный масштаб скорости $V < 1150–1200$ м/с однозначно свидетельствует о невозможности доставки на Луну возвращаемой экспедиции формата программы «Аполлон».

В расчетных условиях программы «Аполлон» каждому метру в секунду характеристической скорости соответствовало 15 кг выводимо-

го к Луне груза [10]. Там же указана скорость в точке разделения – 2750 м/с. Учитывая, что скорость вращения Земли около 400 м/с, получаем более чем половинный дефицит скорости ракеты относительно атмосферного воздуха против необходимой по графику полета.

При дефиците скорости масштаба 1150–1200 м/с в первом приближении невозможно было вывести к Луне 17000–18000 кг массы. НАСА продекларировало вывод к Луне приблизительно 46 тонн, из которых 28 должен был иметь собственно корабль «Аполлон». Поскольку все наши оценки скорости – верхние, дефицит выводимой ракетой-носителем массы может быть еще выше.

С учетом полученных оценок все рассуждения о том, что же все-таки могло быть реализовано в ходе программы «Аполлон», должны учитывать, что к Луне могло быть выведено не более 28 тонн, включая корабль, из 46 тонн, продекларированных в информации НАСА.

Литература

1. Покровский С.Г. Попасть на Луну американцы не могли // Актуальные проблемы современной науки. – 2007. – № 5. – С. 152–166.
2. Райхенбах Г. Ударные волны в газах // Физика быстропротекающих процессов / пер. под ред. Н.А. Златина. – М.: Мир, 1971. – III том. – 360 с.
3. Эртель Х. Измерения в гиперзвуковых ударных трубах // Физика быстропротекающих процессов / перевод под ред. Н.А. Златина. – М.: Мир, 1971. – III том. – 360 с.
4. Покровский С.Г. Лазерная обработка тонких металлических пленок для задач полиграфического машиностроения: дис. ... канд. тех. наук. – М.: ИМЕТ, 1998. – 169 с.
5. http://www.stmms.org/apollo11_launchclip03.mpeg
6. <http://www.krugosvet.ru/articles/118/1011820/1011820a1.htm>
7. Light, Michael. Full Moon. – London: Jonathan Cape, 1999. – All photographs courtesy National Aeronautics and Space Administration.
8. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: учеб. для вузов. – 7-е изд., испр. – М.: Дрофа, 2003. – 840 с.
9. Орленко Л.П. Физика взрыва и удара: учебное пособие для вузов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 304 с.
10. Шунейко И.И. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики SATURN V APOLLO // Итоги науки и техники. – Сер. «Ракетостроение». – М., 1973.