

СПОСОБ
ПОСАДКИ НА ЛУНУ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДЛЯ
ТОРМОЖЕНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
И КОММЕНТАРИИ АВТОРА К ЭТОЙ РАБОТЕ 1959 г.

1959 г.

Содержание

Содержание	1
Введение	1
ДАННЫЕ О НАЛИЧИИ ПЫЛЕВЫХ ОБРАЗОВАНИЙ НА ЛУНЕ.....	3
СПОСОБ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО ПЫЛЕВОГО СЛОЯ НА КОСМИЧЕСКОМ ТЕЛЕ ДЛЯ ПОСАДКИ УПРАВЛЯЕМОГО ИЛИ АВТОМАТИЧЕСКОГО АППАРАТА БЕЗ ЗАТРАТЫ ТОПЛИВА НА ТОРМОЖЕНИЕ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ.	7
НЕОБХОДИМЫЕ РАЗМЕРЫ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ.....	11
ПЫЛЕВОЙ ТОРМОЗ.....	11
ЗАМЕЧАНИЯ О ДРУГИХ ВОЗМОЖНОСТЯХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЫЛЕВОГО СЛОЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ.....	17
ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР МЕСТА ПОСАДКИ РАКЕТЫ НА ПЫЛЕВОЙ СЛОЙ....	18
ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ НА ПЫЛЕВОЙ СЛОЙ ЛУНЫ И НЕКОТОРЫЕ ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ.....	19
ВЫВОДЫ	25
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....	26
Комментарии 2008г. автора к его статье 1959 г.: Способ посадки на Луну без использования для Торможения ракетных двигателей.	27

Введение

Большой практический интерес для техники космических полетов в настоящее время имеет решение вопросов, связанных с посадкой космического аппарата на Луну или другие планеты без атмосферы или с атмосферой малой плотности.

Предложенный ранее способ торможения посредством ракетных двигателей космического аппарата до скорости, безопасной для посадки, требует значительного расхода топлива.

Например, в случае посадки аппарата на Луну с начальной относительной скоростью $V_0=2270$ м/сек. и при применении ракетного тормозного двигателя со скоростью истечения из сопла $c=3000$ м/сек, найдем, что потребный коэффициент запаса топлива одиночной ракеты (отношение начальной массы топлива M_T к начальной массе ракеты « M_0 ») равен:

$$a = \frac{M_T}{M_0} = 1 - \frac{1}{10^{\frac{V_0}{2,203c}}} = 0,53$$

Таким образом, полезная (опускаемая на поверхность Луны) масса ракеты составит лишь 47% начальной массы.

Следует отметить, что указанное значение коэффициента «а» подсчитано без учета дополнительного расхода топлива на эволюции по ориентации ракеты перед посадкой и при посадке.

С учетом указанного дополнительного расхода топлива, прилуненная масса аппарата составляет примерно 40-42% начальной массы космического аппарата.

Прилунение таким способом заставило бы делать космический аппарат, особенно с человеком, больших размеров.

Например, для обеспечения обратного взлета ракеты с человеком с Луны, прилуненная масса ракеты должна быть порядка 1200-1500 кг. (ускорение силы тяжести на поверхности Луны – $1,64$ м/сек²), а начальный вес перед посадкой на Луну должен быть порядка 6,0-8,0 т.

Большее значение, поэтому, приобретает изыскание способов посадки космического аппарата на Луну или на другие космические тела, утратившие свою атмосферу, без затраты топлива на торможение с помощью ракетных двигателей.

Такой способ дал бы выигрыш в начальном весе космической ракеты перед посадкой в несколько раз / в случае Луны в 3-4 раза/.

Таким способом, по-видимому, является способ, основанный на использовании для торможения и посадки ракетного аппарата пылевого слоя, имеющегося на поверхности многих космических тел, утративших свою атмосферу.

ДААННЫЕ О НАЛИЧИИ ПЫЛЕВЫХ ОБРАЗОВАНИЙ НА ЛУНЕ

По данным В.Г. Фесенкова и О.П. Крамер коэффициент теплопроводности лунной поверхности очень мал, примерно в 1000 раз меньше, чем в случае любых земных пород, например, гранита, стекла, песка, и пр. [1, 3, 5, 9-12].

Указанное явление может быть объяснено лишь крайней пористостью или разрыхленностью поверхностных слоев почвы.

Поляризационные исследования поверхности Луны, проведенные с 1811 г., показали, что в подавляющем большинстве породы равнинных площадей поверхности Луны находятся в тонкораздробленном пылеобразном состоянии и похожи на земные вулканические пеплы [1, 4, 6, 7-9, 12] или шлаки метеорных выбросов [10, 11].

Исследования характера охлаждения затененной поверхности Луны при лунных затмениях, показавшие, что температура поверхности затененной области менее, чем за час падает с +70 °С до -115 °С, также свидетельствует о том, что поверхностные слои лунной почвы состоят из пород, очень плохо проводящих тепло, близких по структуре к пылевым образованиям.

Основными причинами образования на поверхности Луны пылевого слоя являются:

- первичные извержения вулканов;
- температурные колебания в поверхностных слоях почвы в течение лунных суток;
- метеорные выбросы, имеющие место в результате ударов метеорных тел о почву, и последующее оседание части выброшенного вещества на поверхность Луны;
- осаждение пыли космического происхождения.

Толщина рыхлого элювиального плаща из пепла и пыли на Луне по мнению многих исследователей /А.В. Хабакова и др./ достигает нескольких десятков метров [1, 8].

Предельные /максимальное и минимальное/ значение толщины пылевого слоя на поверхности лунных «морей» по данным различных авторов равны: [4] – 1 см; [8] – 1000 м.

Поскольку Луна плохо отражает свет (ее альbedo составляет около 7%), некоторые ученые (например, Ф. Уиппл) считают, что покрывающая поверхность Луны пыль должна быть крупнозернистой, т.к. тонкая пыль обычно является хорошим отражателем. Это мнение, однако, противоречит данным о чрезвычайно низкой теплопроводности поверхностного слоя лунной поверхности; кроме того, можно указать пылевидные образования, имеющие низкую отражательную способность /сажа, вулканический пепел и др./.

По мнению многих астрономов и астрофизиков на поверхности космических тел, потерявших свою атмосферу, вследствие недостаточной для ее удерживания массы (малой параболической скорости – порядка 2-4 км/сек. и менее) из-за действия, по крайней мере, одного из указанных выше факторов, должен иметься слой пыли значительной толщины.

Необходимо привести некоторые соображения в защиту предположения о наличии значительного по толщине слоя пыли на Луне.

Толщина « δ » пылевого слоя на поверхности Луны равна:

$$\delta = \frac{G_B \tau}{S_\Lambda \gamma};$$

где:

G_B - вес (земной) вещества, оседающего на поверхность Луны в результате разброса и последующего опускания на поверхность Луны вещества метеорных выбросов;

S_Λ - площадь поверхности Луны;

γ - объемный (земной) вес вещества пылевой субстанции;

τ - продолжительность существования Луны без значительной атмосферы.

С достаточной степенью приближения можно принять:

$$\frac{G_{ML}}{G_{M3}} \cong \frac{S_L}{S_3} \cong \frac{R_L^2}{R_3^2},$$

где:

$G_{мл}$ и $G_{мз}$ – количества (веса – земные) метеорного вещества, выпадающего ежесуточно (в земных сутках) на поверхность, соответственно, Луны и Земли;

S_3 – площадь поверхности Земли;

$R_л$ и $R_з$ – радиусы, соответственно, Луны и Земли.

Для оценки веса $G_в$ вещества, выбиваемого метеорными телами при соударении и оседании затем на поверхность Луны, можно принять:

$$\frac{mW^2}{2} = G_в hk \frac{g_л}{g_з},$$

где:

$m = \frac{G_{мл}}{g_з}$ – масса /ежесуточная/ вещества, выпадающего на поверхность

Луны при взрывах метеорных тел;

$g_з$ и $g_л$ – ускорение силы тяжести на поверхности Земли и Луны;

W – относительная скорость встречи метеорного тела с поверхностью Луны (средняя);

h – средняя высота подъема метеорных выбросов над поверхностью Луны;

k – коэффициент, учитывающий «потери» энергии метеорного тела при взрыве за счет перехода в кинетическую энергию выбрасываемого из лунной поверхности вещества лишь части начальной энергии метеорного тела.

Подставляя полученные соотношения в выражение для δ , найдем:

$$\delta = \frac{mW^2 \tau g_з}{2khS_л \gamma g_л} = \frac{G_{мл} W^2 \tau g_з}{2g_з khS_л \gamma g_л} = \frac{G_{мз} W^2 \tau}{2S_з \gamma g_л kh}$$

Так как

$$S_з \cong 4\pi R_з^2,$$

то

$$\delta = \frac{G_{мз} W^2 \tau}{8\pi R_з^2 g_л kh \gamma},$$

Полагая:

$$G_{мз} = 7000 \text{ кг/сутки};$$

$$W = 50000 \text{ м/сек};$$

$$\tau = 3 \text{ млрд. лет} \approx 3 \cdot 10^9 \cdot 365 \text{ суток};$$

$$R_3 = 6378 \cdot 10^3 \text{ м.};$$

$$G_{\text{Л}} = 1,64 \text{ м/сек}^2;$$

$$k = 2;$$

$$h = 100 \cdot 10^3 \text{ м.},$$

найдем:

$$\delta = \frac{7000 \cdot 5^2 \cdot 10^8 \cdot 3 \cdot 10^9 \cdot 365}{8 \cdot 3,14 \cdot 6378^2 \cdot 10^6 \cdot 1,64 \cdot 2 \cdot 100 \cdot 10^3 \cdot \gamma} = 57,3 \frac{10^3}{\gamma}.$$

Если даже принять, что объемный вес вещества лунной пылевой субстанции равен объемному весу, характерному для поверхностных слоев земной коры ($\sim 2,5 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$), то по формуле, приведенной выше, найдем, что толщина пылевого слоя равна примерно 23 м.

Учитывая особенности пылевого слоя лунной поверхности (очень низкую теплопроводность, малое альbedo, результаты наблюдения Луны в поляризованном свете и др.), можно предположить, что объемный вес (земной) пылевого слоя на поверхности Луны значительно ниже и колеблется в пределах от 10 до 100 кг/м^3 , а возможно и менее 10 кг/м^3 .

Поэтому, при принятых предположениях можно ожидать, что толщина пылевого слоя на поверхности Луны измеряется десятками и сотнями метров.

Учитывая, что полученный результат представляется весьма важным для посадки на Луну аппаратов любого типа, следует несколько подробнее остановиться на принятых в расчете значениях: $G_{\text{мз}}$, W , τ , h , k .

Значение $G_{\text{мз}}=7000 \text{ кг/сутки}$, $W=50 \text{ км/сек}$, $\tau \approx 3 \text{ млрд. лет}$, по-видимому, особых сомнений не вызывает.

Принятая в расчете средняя высота подъема метеорных выбросов взята условно равной 100 км и, по видимому, несколько завышена.

Величина $1/k$, в расчете равная 0,5, характеризует долю начальной кинетической энергии метеорных тел, переданной веществу метеорного выброса, оставшемуся после взрыва в сфере притяжения Луны. Если даже величина k в 10 раз меньше принятой, - толщина лунного пылевого слоя будет измеряться десятками метров.

В расчете принято, что атмосфера Луны не представляет существенной преграды для метеорных тел (по данным Н.Н. Сытинской плотность лунной атмосферы составляет $\sim 10^{-13}$ земной).

Возможно, что в определении принятых в расчете величин имеются некоторые отклонения от фактических. Тем не менее, порядок полученной величины толщины пылевого слоя на поверхности Луны, по-видимому, позволяет обосновать необходимость рассмотрения как возможности использования этого слоя для посадки, так и особенностей посадки на этот слой космических аппаратов как с использованием ракетных двигателей, так и с применением других средств.

Данные радиоизмерений не противоречат предположению о значительной толщине пылевого слоя, а лишь подтверждают его.

Если эксперимент покажет отсутствие значительной толщины пылевого слоя поверхности Луны, то это будет означать, что либо на Луне имеется атмосфера, например, из тяжелых газов, достаточная для гашения скорости и обеспечения свободного падения заторможенных метеорных тел на поверхность Луны (по крайней мере, такая же по плотности, как над Землей на высоте 80-120 км над уровнем моря), либо количество метеорных тел было меньше в отдельные эпохи существования Луны.

СПОСОБ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО ПЫЛЕВОГО СЛОЯ НА КОСМИЧЕСКОМ ТЕЛЕ ДЛЯ ПОСАДКИ УПРАВЛЯЕМОГО ИЛИ АВТОМАТИЧЕСКОГО АППАРАТА БЕЗ ЗАТРАТЫ ТОПЛИВА НА ТОРМОЖЕНИЕ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ.

Если принять среднее значение толщины пылевого слоя равным нескольким десяткам метров, то целесообразно рассмотреть возможности использования этого слоя на ровных участках лунной поверхности в областях «морей» для торможения при посадке космических аппаратов без затраты или с незначительной затратой ракетного топлива.

Можно предложить следующую схему космического аппарата для посадки на пылевой слой Луны. (Рис.1)

Для посадки на Луну космический аппарат должен иметь лыжу с регулируемым углом атаки, опорные боковые плоскости, пылевой тормоз, рули

глубины /высоты/ и поворота, радиолокатор-автомат, передающий управляющие команды автоматике ракетного двигателя или рулям управления при необходимости огибания препятствия или перелета через неожиданное препятствие.

Герметическая кабина пилота, расположенная в передней части ракеты так же, как и ракетная часть /баки с топливом, ракетный двигатель, система и органы управления/ должны быть хорошо амортизированные в расчете на возможные боковые ускорения до 30-40 м/сек².

Пылевой тормоз может быть выполнен в виде:

- якоря на тросе;
- плуга, смонтированного на лыже;
- заборников пыли, сообщаемых трубопроводами с пылевыми соплами, через которые пыль, поступившая в заборники, выбрасывается вперед и в стороны, приобретая скорость, обратную по знаку скорости движения космического аппарата.

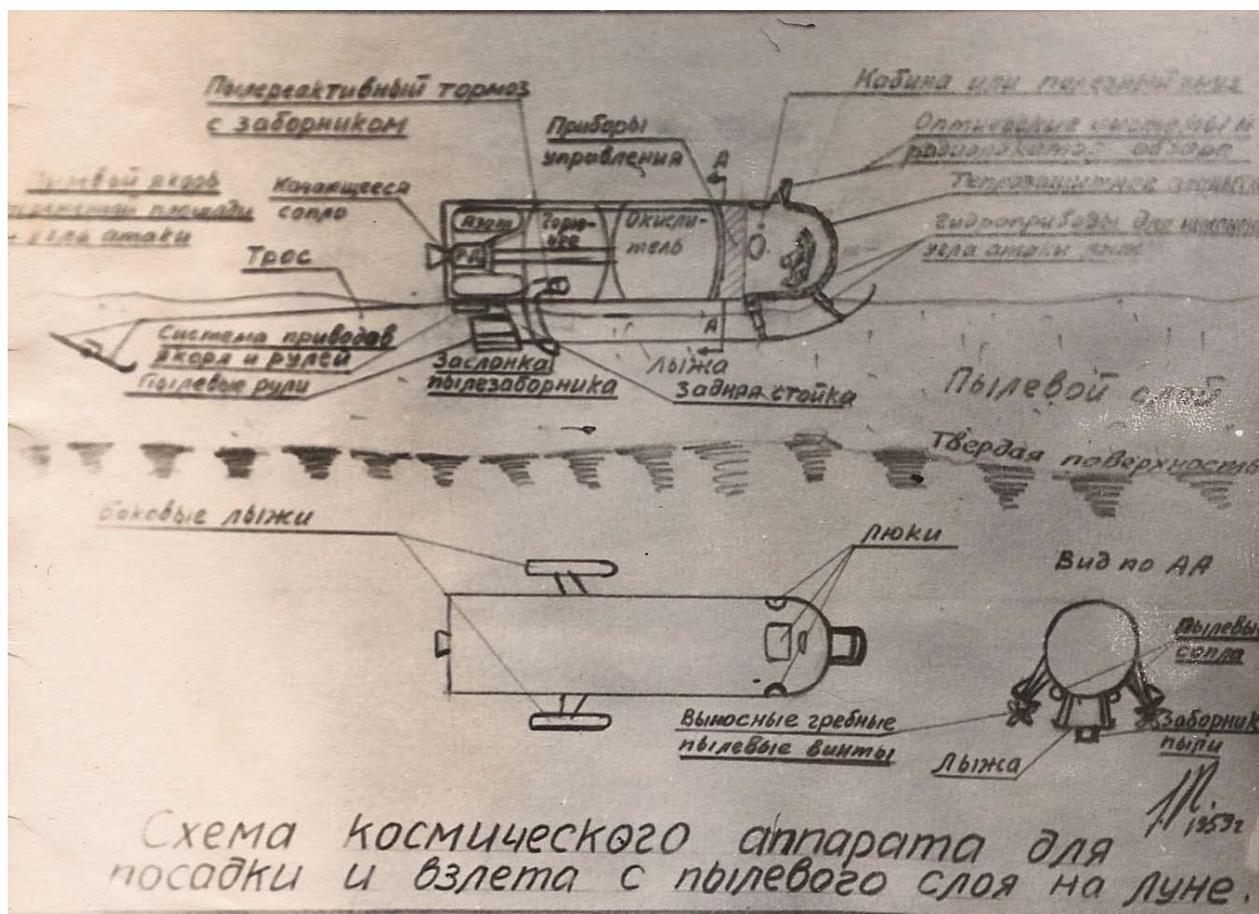


Рис. 1

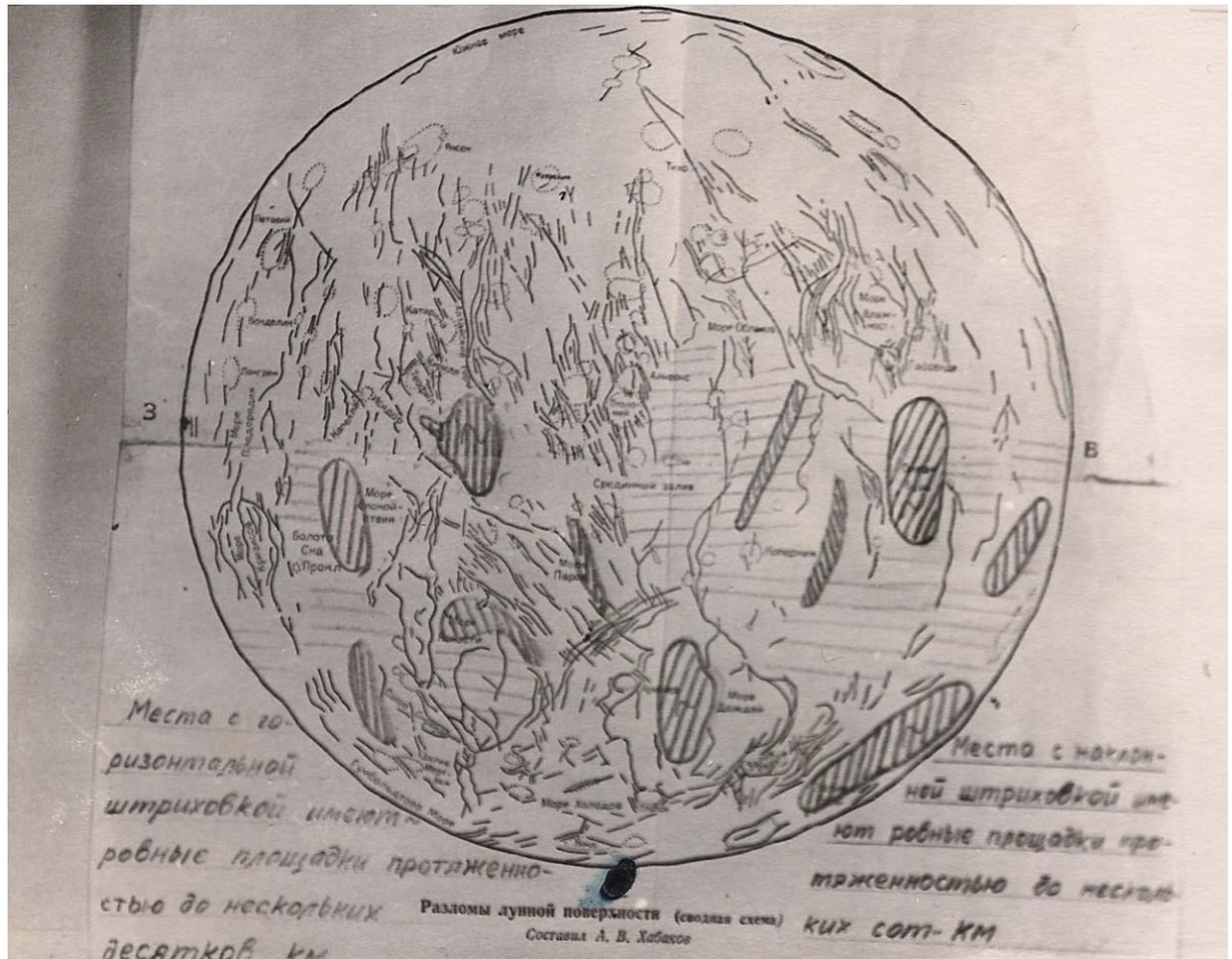


Рис.2

Конструкция якоря, плуга или внутренних каналов для пылевого тормоза должна допускать изменение тормозящего усилия в соответствии с допустимой (заданной) перегрузкой.

Сиденье пилота должно допускать перевод пилота перед посадкой в положение, при котором ускорение во время посадки направлено вдоль линии «грудь-спина» и при котором организм пилота сможет противостоять максимальным перегрузкам (до 150 м/сек^2).

Выбор посадочной площадки производится заранее, посадка осуществляется автоматически без контроля пилота.

Траектория движения космического аппарата должна выбираться так, чтобы перед посадкой обеспечить направление вектора скорости по касательной к лунной поверхности, либо под малым углом встречи к поверхности Луны при минимально возможной величине скорости /1500-2400 м/сек/.

Перед посадкой аппарат посредством рулевых стабилизирующих сопел должен быть развернут в положение опорной лыжи и кабиной вперед, как показано на рис.1.

Посадка должна осуществляться на опорную лыжу при минимальном угле атаки, обеспечивающем допустимые поперечные ускорения не более 15-25 м/сек².

Минимальная скорость аппарата перед посадкой на Луну составит: 2400 м/сек – при приближении аппарата по касательной к Луне со стороны Земли и 1500-1650 м/сек – при приближении аппарата к Луне с орбиты искусственного спутника Луны [2].

Можно рассмотреть два случая посадки:

1. автоматического космического аппарата – без человека;
2. космического аппарата с человеком.

В первом случае допустимое ускорение при посадке может достигать величины 300-500 м/сек² и более.

Во втором случае максимальная величина допустимого ускорения составит 150 м/сек² (при направлении ускорения: «грудь-спина»).

Оценим потребные минимальные размеры (длину), «S» посадочной площадки для космического аппарата с пылевым тормозом, предполагая, что торможение аппарата происходит с постоянным ускорением /замедлением/ «а».

Поскольку

$$S = v_0 t - \frac{at^2}{2}$$

$$v = v_0 - at$$

При $t = \tau : v_0 = 0$

Отсюда: $\tau = \frac{v_0}{a}$

Подставляя значение t в выражение для S найдем величину:

$$S_{\min} = \frac{v_0^2}{a} - \frac{av_0^2}{2a^2} = \frac{v_0^2}{2a}$$

Результаты определения величин S_{\min} и τ для различных v_0 и a приведены в таблице:

$[S_{\min}] = \text{км}; [\tau] = \text{сек}.$

a \ v ₀ (м/сек.)	1500		1650		2400	
	S _{min}	τ	S _{min}	τ	S _{min}	τ
30	37,5	50	45,5	55	96,0	80
50	22,5	30	27,3	33	57,6	48
150	7,5	10	9,1	11	19,2	16
500	2,3	3	2,7	3,3	5,8	4,8

Анализ результатов, приведенных в таблице, показывает, что минимальная длина посадочной площадки для космического аппарата с человеком составляет 7,5-9,0 км. – при посадке с искусственного спутника Луны и 19-20 км – при посадке ракеты, запущенной с Земли или искусственного спутника Земли.

При меньших принятых замедлениях величина S растет обратно пропорционально значению a.

Следует отметить, что продолжительность действия ускорения $a=150$ м/сек² находится в пределах 10-16 сек., что допустимо для хорошо тренированных пилотов, какими и будут пилоты первых ракет, садящихся на Луну.

Посадка последующих ракет может проводиться при меньших замедлениях $a \approx 30-50$ м/сек², так как пилоты или автоматы первых ракет, по-видимому, выберут ровные посадочные площадки протяженностью в несколько десятков, а может быть и в 100-150 км, покрытые пылевым слоем достаточной толщины.

Для автоматических ракет, садящихся на Луну без затраты топлива /на лыжу, с пылевым тормозом и т.п./ длина посадочной площадки может быть избрана порядка 2-6 км, т.е. сравнимой с длиной посадочно-взлетных полос для самолетов многих типов.

В дальнейшем, на поверхности Луны могут быть подготовлены специальные площадки необходимой длины для посадки космических аппаратов на пылевой слой без затраты топлива.

НЕОБХОДИМЫЕ РАЗМЕРЫ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ.

ПЫЛЕВОЙ ТОРМОЗ.

Полагая, что пылевая субстанция, входящая в заборник пылевого тормоза и проходящая трубопроводы, выбрасывается через сопла в направлении движения ракеты со скоростью движения ракеты, найдем:

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = \int_0^{\tau} \frac{G}{g} \frac{W^2}{2} dt + \int_0^{S_n} Q ds + \int_0^{S_n} R ds,$$

где:

m_0 – начальная масса аппарата;

G – секундный расход пыли через заборник;

$$G = \gamma_n F_{\text{заб.}} W;$$

W – скорость космического аппарата при посадке;

γ_n – объемный вес пыли;

$F_{\text{заб.}}$ – площадь входного сечения заборника;

$$Q = \rho_n F_{\text{заб.}} \frac{W^2}{2} C_{x3} - \text{сила сопротивления заборника};$$

$$R = \rho_n F_R \frac{W^2}{2} C_{xR} .$$

ρ_n – плотность пыли;

C_{x3} – коэффициент сопротивления заборника;

C_{xR} – коэффициент сопротивления ракеты;

$F_{\text{заб.}}$ – площадь миделя заборника;

F_R – площадь миделя ракеты, находящегося в пылевом слое.

Полагая в первом приближении C_x не зависящим от величины скорости W и считая движение равнозамедленным с ускорением (замедлением) «а», найдем:

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = \int_0^{\tau} \frac{\gamma_n F_{\text{заб.}} W}{g} \frac{W^2}{2} dt + \int_0^{S_n} \rho_n \frac{W^2}{2} (F_{\text{заб.}}' C_{x_{\text{заб.}}} + F_R C_{x_R}) ds,$$

Принимая

$$\frac{\gamma_n}{g} = \rho_n = \text{const}; F_{\text{заб.}} = \text{const}; F_{\text{заб.}}' = \text{const}; C_x = \text{const}$$

и учитывая, что

$$ds = (v_0 - at) dt,$$

найдем

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = \frac{\rho_n F_{заб.}}{2} \int_0^{\tau} W^3 dt + \frac{\rho_n}{2} (F_{заб.}' Cx_{заб.} + F_R Cx_R) \int_0^{\tau_n} (v_0 - at) W^2 dt.$$

Так как движение предполагается равнозамедленным, т.е. $W = v_0 - at$, то

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = \left(\frac{\rho_n F_{заб.}}{2} + \frac{\rho_n F_{заб.}'}{2} Cx_{заб.} + \frac{\rho_n F_R Cx_R}{2} \right) v_0^3 \int_0^{\tau_n} \left(1 - \frac{t}{\tau}\right)^3 dt$$

Полагая

$$1 - \frac{t}{\tau} = \varphi,$$

$$dt = -\tau d\varphi,$$

найдем

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = - \left[\frac{\rho_n}{2} (F_{заб.} + F_{заб.}' Cx_{заб.} + F_R Cx_R) \tau v_0^3 \frac{\varphi^4}{4} \right]_1^0,$$

или

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = \frac{\rho_n}{8} (F_{заб.} + F_{заб.}' Cx_{заб.} + F_R Cx_R) \tau v_0^3,$$

найдем

$$F_{заб.} + F_{заб.}' Cx_{заб.} + F_R Cx_R = \frac{4m_0}{\tau \rho_n v_0} = \frac{4m_0 a_{доп.}}{\rho_n v_0^2}$$

или

$$F_{заб.} + F_{заб.}' Cx_{заб.} + F_R Cx_R = \frac{4G_0 a_{доп.}}{\gamma_n v_0^2}.$$

Полагая:

$$G_0 - 2500 \text{ кг};$$

$$a_{доп.} - 150 \text{ м/сек}^2;$$

$$\gamma_n - 100 \text{ кг/м}^3;$$

$v_0 - 1500; 1650 \text{ и } 2400 \text{ м/сек.}$, найдем соответственно:

$$F_{заб.} + F_{заб.}' Cx_{заб.} + F_R Cx_R = 0,00676; 0,00606; 0,0026 \text{ м}^2$$

Таким образом, часть мишеля космической ракеты, погруженного в пылевой слой в начальный период посадки, должна быть достаточно малой. Можно будет, по-видимому, ограничиться простейшим дополнительным тормозом в виде якоря, тормозных парашютов, плуга или тормозных щитков.

Якорь может отпускатся на тросе, в сторону, обратную движению ракеты после прилунения и служить для придания ракете устойчивости при торможении и для гашения скорости.

Этой же цели будут служить и специальный стабилизатор, рули в хвостовой части ракеты, а так же рули крена на боковых вспомогательных лыжах.

При скольжении ракеты по поверхности лунного пылевого слоя при посадке, как следует из предыдущего, заглублиение лыж в пылевой слой должно быть незначительным, во избежание больших тормозных усилий – не более нескольких десятков сантиметров.

Якорь может быть выполнен в виде плоскости (крыла) или решетки с тросовым стабилизатором, углубляющимся в пылевой слой, на большую глубину (порядка 50-70 см.).

Таким образом, для посадки ракеты на пылевой слой Луны достаточен участок ровной горизонтальной поверхности, но котором слой пыли не превосходит 1-2 м.

Следует учитывать, что при скольжении лыжи ракеты по пылевому слою начальная кинетическая энергия аппарата будет рассеиваться в виде теплоты за счет трения якоря и лыж о поверхность слоя. Целесообразно принять меры, чтобы эта теплота была рассеяна в окружающее пространство, а не передана ракете, во избежание ее разрушения.

Действительно, при начальной скорости 1500, 1650 и 2400 м/сек. каждый килограмм начального земного веса ракеты имеет кинетическую энергию, выраженную в тепловых единицах, равную соответственно, 268, 326 и 690 ккал. Космический аппарат при его начальном весе 2500 кг имеет энергию при указанных скоростях посадки, равную, соответственно, (в тепловых единицах): 671000, 814000 и 1724000 ккал. Указанная кинетическая энергия должна превратиться в тепловую на пути торможения S.

При этом доля кинетической энергии, гасящаяся за счет скольжения лыж по пылевому слою, незначительна; основное тормозное усилие должен давать якорь.

В самом деле:

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = \int_0^{S_n} F ds + \int_0^{S_n} R_{\text{я}} ds,$$

где:

$$F = km g_{\text{л}} = k \frac{G_3}{g_3} g_{\text{л}} - \text{сила трения скольжения лыж};$$

$$R_{\text{я}} = Cx_{\text{я}} F_{\text{я}} \rho_n \frac{W^2}{2} - \text{сила сопротивления якоря};$$

k – коэффициент трения скольжения;

$F_{\text{я}}$ – площадь миделя якоря;

$Cx_{\text{я}}$ – коэффициент сопротивления якоря.

Полагая k и $Cx_{\text{я}}$ не зависящими от скорости и торможение равнозамедленным, найдем:

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} = k \frac{G_3}{g_3} g_{\text{л}} S + Cx_{\text{я}} F_{\text{я}} \frac{\rho_n}{2} \frac{v_0^3}{4} \tau$$

Принимая:

$$k = 0,01;$$

$$G_3 = 2500 \text{ кг};$$

$$g_3 = 9,81 \text{ м/сек}^2;$$

$$g_{\text{л}} = 1,64 \text{ м/сек}^2;$$

Найдем

$$F_s = 4,18 \text{ с}$$

$$\text{Или } F_s = \frac{2,09 v_0^2}{a}$$

При $a = 150 \text{ м/сек.}^2$; $v_0 = 1500 \text{ м/сек.}$

$$F_s = \frac{2,09 \cdot 1500^2}{150} = 31400 \text{ кгм}$$

Учитывая, что кинетическая энергия равна в рассматриваемом случае $671000 \times 427 = 287 \times 10^6 \text{ кгм}$, можно видеть, что работа силы трения скольжения составляет – 0,01% от работы, которую надо передать от ракеты пылевому слою.

Поэтому с достаточной точностью можно считать $F_s \approx 0$, тогда:

$$\frac{m_0 v_0^2}{2} \approx Cx_{\text{я}} F_{\text{я}} \frac{\rho_n}{2} \frac{v_0^3}{4} \tau$$

$$\text{или } F_{\text{я}} = \frac{4m_0}{Cx_{\text{я}} \rho_n \tau v_0} = \frac{4G_0}{Cx_{\text{я}} \gamma_n \tau v_0}.$$

$$\text{т.к. } \tau = \frac{v_0}{a_{\text{доп.}}}, \text{ то } F_{\text{я}} = \frac{4G_0 a_{\text{доп.}}}{C_{\text{хя}} \gamma_n v_0^2}$$

при $G_0 = 2500$ кг; $a_{\text{доп.}} = 150$ м/сек²; $C_{\text{хя}} = 1,5$; $\gamma_n = 100$ кг/м³; $v_0 = 1500$ м/сек
получим $F_{\text{я}} \approx 0,0045$ м².

При меньшем допустимом ускорении и большей начальной скорости площадь миделя якоря должна быть еще меньше.

Например, при $a=30$ м/сек² и $v=2400$ м/сек найдем:

$$F_{\text{я}} = \frac{G_0}{g_3} a$$

при $a=30$ м/сек²; $R_{\text{я}}=7640$ кг, при $a=150$ м/сек²; $R_{\text{я}}=38200$ кг.

Анализ полученной зависимости для $F_{\text{я}}$ показывает, что при уменьшении скорости необходимая для соблюдения постоянного ускорения площадь якоря должна возрастать обратно пропорционально скорости (если считать $C_{\text{хя}} = \text{const}$).

Например, при скорости $v=50$ м/сек, $G_0 = 2500$ кг, $\gamma_n = 100$ кг/м³

$$C_{\text{хя}} F_{\text{я}} = \frac{2G_0 a_{\text{доп.}}}{g_3 \rho_n v^2} = \frac{2G_0 a_{\text{доп.}}}{\gamma_n v^2}$$

найдем $C_{\text{хя}} F_{\text{я}} = 0,02 a_{\text{доп.}}$

для $a_{\text{доп.}}=30$ м/сек² и 15 м/сек² найдем соответственно:

$$C_{\text{хя}} F_{\text{я}} = 6 \text{ м}^2 \text{ и } 30 \text{ м}^2$$

Увеличения $C_{\text{хя}} F_{\text{я}}$ по мере торможения ракеты можно достигнуть, в основном, за счет увеличения тормозной площади $F_{\text{я}}$.

Увеличения можно добиться либо путем использования специальных тормозных щитков, выдвигаемых из корпуса, либо путем постепенного заглубления в пылевой слой корпуса ракеты посредством автоматических рулей, связанных с датчиком ускорения при торможении, либо применением тормозных регулируемых по площади якорей или парашютных пылевых систем.

Использование любого из указанных способов увеличения $C_{\text{хя}} F_{\text{я}}$ по мере уменьшения скорости ракеты при торможении является вполне технически возможным.

ЗАМЕЧАНИЯ О ДРУГИХ ВОЗМОЖНОСТЯХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЫЛЕВОГО СЛОЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ.

Положение центра масс прилуняющейся ракеты может быть выбрано так, чтобы после посадки и остановки ракета могла погружаться в пылевой слой, постепенно поворачиваясь хвостовым отсеком вниз для обеспечения последующего вертикального старта.

В случае необходимости взлета прилунившейся ракеты на спутник Луны может оказаться целесообразным взлет ракеты по касательной к поверхности Луны с использованием лыж для скольжения по поверхности пылевого слоя до отрыва.

Может быть использована возможность передвижения по поверхности пылевого слоя Луны на лыжах или на специальных пылевых катерах с гребным винтом или с реактивным двигателем с пылевым эжектором.

Поскольку пылевой слой на поверхности Луны по многочисленным измерениям с Земли (во время затмений, с помощью поляризационных методов и пр.) имеет ничтожный коэффициент теплопроводности, то можно будет, по видимому, использовать этот слой для обеспечения заданного стационарного теплового режима внутри ракеты в любое время лунных суток путем погружения ракеты в пылевой слой, путем создания искусственного пылевого слоя над ракетой и т.п.

По этому же принципу можно обеспечить наивыгоднейшие условия жилья, для хранения продуктов, легко испаряющихся компонентов топлива, жидкого кислорода для дыхания и др. веществ.

Для создания жилых помещений под пылевым слоем могут быть использованы надувные баллоны из прочной воздухонепроницаемой ткани на полиэтиленовой основе с достаточным для нормального функционирования человека парциальным давлением кислорода и общим давлением (порядка 0,3-0,4 ата).

В конструкции и оборудовании ракеты, (скафандров и помещений для пилотов и оборудования) должны быть предусмотрены пылезащитные устройства (фильтры, пылеуловители и др.)

Поскольку пылевой слой Луны имеет низкий коэффициент теплопроводности, то можно ожидать, что он имеет хорошие электроизоляционные

свойства. Это можно будет, по-видимому, использовать для обеспечения дальнейшей связи или для передачи энергии посредством проводов без изоляции, проложенных на малой глубине в пылевом слое.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР МЕСТА ПОСАДКИ РАКЕТЫ НА ПЫЛЕВОЙ СЛОЙ.

Наиболее ровными участками лунной поверхности являются «Моря».

Девять главных морей видимой части Луны имеют в поперечнике каждое от 400 до 1200 км. На видимой с Земли стороне Луны, согласно данным (фотографиям), полученным с помощью третьей советской космической ракеты, преобладают горные районы, а Морей мало.

На видимой части Луны на долю кратеров приходится около 10%, а на межкратерные пространства, особенно в равнинах Морей – до 91% общей площади.

Наиболее крупными Морями на видимой части Луны являются Океан Бурь, Южное Море, Море Дождей, Море Спокойствия, на невидимой части Луны – Море Москвы и Море Мечты.

Для первых посадок на пылевой слой Луны целесообразно выбрать наибольшие по размерам горизонтальные равнины в зонах Морей без кратеров и разломов. На рис. 2 соответствующие области на видимой части Луны заштрихованы.

Наибольшими по протяженности горизонтальными (в пределах видимости на фотографиях) равнинами без заметных кратеров и разломов являются участки лунной поверхности:

- в Океане Бурь: между кратерами Кеплер, Флемстид, Рейнер, Марий, Геродот и Вессарион; длина этого участка с севера на юг достигает 570 км, а ширина – с запада на восток – 150-300 км.

- в Море Дождей: между кратерами Архимед, Тимохарис, Питеас, Карлини, Геликон, Пико, Кирх: длина этого участка с северо-запада на юго-восток – достигает 440 км, а северо-востока на юго-запад – достигает 250 км.;

- в Море Спокойствия: между кратерами Тарунций, Торричелли, Араго, Витрувий; длина этого участка достигает с севера на юг 400 км, а с запада на восток – 350 км, в центре этого участка есть два небольших кратера;

- в Заливе Росы: между кратерами Лувилл, Меран, Волластон, Лихтенберг, Лавуазье, Герард, Хардинг, Репсольд; длина участка с севера на юг достигает 470 км, с запада на восток – 350 км.

Можно указать и некоторые другие зоны видимой поверхности Луны без кратеров и разломов с поперечником в несколько сот километров.

По-видимому, первые посадки ракеты с человеком на поверхность пылевого слоя Луны целесообразно проводить при скоростях, характерных для спутников Луны, т.е. порядка 1500-1600 м/сек.

В этом случае максимальная необходимая протяженность посадочной площадки не превысит 40-50 км /при замедлении не менее 30 м/сек²/.

Можно надеяться, что ровные участки местности такой протяженности на Луне в указанных выше зонах без кратеров и проломов можно будет выбрать.

В отношении использования для посадки поверхности невидимой части Луны в районе Моря Москвы и Моря Мечты, а так же в материковой зоне пока высказываться преждевременно, поскольку характер кратерообразования и разломов в этой зоне еще не известен.

Однако по протяженности Море Москвы и, особенно, Море Мечты вполне достаточны для посадки даже при малых замедлениях лунной ракеты при посадке.

ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ НА ПЫЛЕВОЙ СЛОЙ ЛУНЫ И НЕКОТОРЫЕ ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ.

Прежде всего необходимо однозначно решить вопрос о толщине, структуре и составе поверхностного слоя лунной поверхности в предполагаемых местах посадки. Это можно сделать путем выстреливания небольших ракет с зарядом взрывчатого вещества по поверхности Луны вперед по направлению полета искусственного спутника Луны.

Характер взаимодействия с лунной поверхностью ракеты, заряженной ВВ, должен изучаться с помощью киносъемки и визуальных наблюдений в телескопы с борта искусственного спутника Луны.

При достаточных зарядах ВВ можно обеспечить подъем вещества грунта поверхности Луны после взрыва на высоту траектории искусственного спутника Луны и обеспечить взятие и анализ проб грунта, определение его состава, структуры и пр.

Можно так же выбрать траекторию искусственного спутника Луны или летящей с Земли космической ракеты таким образом, чтобы они в представляющих интерес зонах для посадки приближались к поверхности Луны на 0,5-1,5 км.

При этом с борта спутника может быть сброшен на тросе в сторону Луны под углом к направлению полета, трал с заборником грунта, который после встречи с поверхностью будет поднят на борт, где и будут сделаны анализы его содержимого. Траление и анализы могут быть сделаны и с помощью управляемой с Земли автоматической космической ракеты, орбита которой проходит вблизи поверхности Луны.

Полученные в результате анализа проб данные вместе с фотографиями этих проб и картины взаимодействия трала с поверхностным слоем Луны могут быть переданы радиотелевизионными устройствами на Землю.

Аналогичным путем может быть организована посадка первой автоматической космической ракеты при больших замедлениях при посадке – порядка 400-500 м/сек². В этом случае потребный пробег ракеты при посадке с пылевым тормозом даже при параболической начальной скорости не превзойдет 5-6 км.

Запуск такой ракеты может быть осуществлен теми же средствами, какими были запущены первые три советские космические ракеты, однако в этом случае требования к точному выбору орбиты или ее корректировка вблизи Луны более жесткие, поскольку необходимо обеспечить сближение ракеты с Лунной поверхностью под минимальным углом встречи и обеспечить ее прилунение в заранее намеченной зоне поверхности Луны с поперечными размерами не более 100-200 км. Автоматическая ракета при этом должна быть снабжена радиопередающими устройствами для передачи на Землю полученных после

посадки на Луну сведений о структуре, составе и толщине пылевого слоя, о температуре поверхностного слоя, тепловом режиме и пр.

Из всех приведенных способов определения толщины, структуры и состава пылевого слоя на поверхности Луны последний, по-видимому, является наиболее результативным и достоверным и осуществим в короткие сроки, хотя реализация этого способа при наличии на поверхности Луны тонкого пылевого слоя или при отсутствии пыли может привести к разрушению ракеты или ее головной части при посадке.

Приведение экспериментальной посадки на пылевой слой Луны целесообразно осуществить в ближайшее время.

При приближении ракеты к поверхности Луны в сторону поверхности Луны должен быть сброшен на тросе якорь, первым соприкасающимся с поверхностью пылевого слоя и обеспечивающим сближение ракеты и ее лыж с Луной под заданным углом атаки.

Последний в этом случае будет определяться местом крепления троса к корпусу ракеты и положением относительно этой точки центра масс.

Сбрасывание якоря может быть осуществлено либо путем его выстреливания или выталкивания с ракеты в необходимом направлении, либо с использованием небольшого ракетного двигателя на самом якоре.

Якорь на тросе может быть направлен вперед по движению ракеты и в сторону вогнутости орбиты заблаговременно перед сближением ракеты с лунной поверхностью с тем, чтобы обеспечить его соприкосновение с пылевым слоем в пределах видимости для лунных ракет с человеком.

Важной научной задачей является исследование пылегазодинамики взаимодействия лыж, рулей и якоря (щитков и т.п.), ракеты с поверхностью пылевого слоя при больших (до 1,5-2,6 км/сек) и малых скоростях движения (до 2-3 м/сек), малых плотностях пыли, малых ускорениях силы тяжести и при отсутствии атмосферы (или незначительных ее следах).

Коэффициент трения элементов конструкции ракеты о пылевой слой и характер и темп поглощения кинетической энергии космического аппарата при этом будет, по-видимому, зависеть не только от величины скорости движения ракеты, конструкции лыж, якоря, рулей и щитков, угла атаки, но и от того, на

горячей (освещенной Солнцем) или на холодной (затемненной) пыли садится космический аппарат, от структуры, состава и плотности пыли, толщины пылевого слоя и характера подстилающей поверхности.

Поскольку в настоящее время плотность пыли неизвестна, а она может быть очень малой, может статься, что первая автоматическая ракета, вследствие ничтожной плотности пыли, погрузится в пылевой слой на большую глубину и в этом случае роль якоря уменьшится, а придется рассчитывать на торможение всем корпусом ракеты. Поэтому корпус первой ракеты должен быть обтекаемым.

Важной технической задачей является создание устройств для передвижения пилотов по поверхности пылевого слоя Луны, а так же обеспечение всплытия на поверхность пылевого слоя при его малой плотности и большой толщине.

Для всплытия к поверхности пылевого слоя можно будет, по-видимому, использовать надувные баллоны, снабженными простейшими гребными устройствами для передвижения.

В случае посадки ракеты на Луну с использованием для торможения ракетных двигателей, а так же при взлете с Луны с помощью ПРД или ЖРД существенным является характер взаимодействия газовых струй основных и управляющих ракетных двигателей с пылевым слоем и поведение последнего под действием на него газовой струи. Можно ожидать, что газовые струи будут приводить в движение значительные массы пыли, которые могут нарушить ориентировку в начальный период движения ракеты при старте с Луны или в период посадки.

При взлете ракеты с пылевого слоя Луны имеется возможность оседания пыли на наружной поверхности иллюминаторов, телескопов и т.п., что требует введения специальных устройств для ее удаления.

Последнее может быть обеспечено, по-видимому, путем сдувания пыли соответствующим образом направленных газовых (воздушных) струй, вытекающих из сопел, расположенных у иллюминаторов и других средств наблюдения.

Для уменьшения количества тепла, идущего на нагрев лыж или корпуса ракеты при посадке на пылевой слой Луны, первую посадку автоматической ракеты целесообразно осуществить на холодную почву Луны в затемненной зоне или приурочить ее к началу лунного дня на освещенной стороне Луны.

Для уменьшения коэффициента трения лыж или корпуса о поверхность пылевого слоя и, одновременно, для уменьшения их нагрева может быть применено смачивание трущихся о пылевой слой поверхностей лыж в их передней части специальными жидкостями.

Трущиеся о пылевой слой части ракеты должны быть выполнены из материалов, хорошо противостоящих истиранию при высокой температуре в отсутствие окислителя, который, как можно ожидать, находится в пылевом слое лишь в связанном состоянии.

В случае, если первая автоматическая посадка ракеты на Луну будет осуществлена с использованием ракетных двигателей для торможения перед посадкой, то полученные данные о толщине, структуре и физических данных о поверхностном слое «почвы» Луны послужат для дальнейшего обоснования возможностей использования этого слоя для посадки на него космических аппаратов без применения ракетных двигателей для торможения.

3. ПЛАН ДАЛЬНЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Приведенные выше материалы являются постановкой задачи на экспериментальные и теоретические исследования, связанные с использованием пылевого слоя на поверхности Луны для посадки на него космических аппаратов без применения ракетных двигателей для торможения.

В соответствии с изложенным выше, целесообразно наметить следующий план дальнейших исследований:

I. Экспериментальное определение толщины? Структуры, физических и химических данных поверхностного слоя лунной почвы в различных участках поверхности Луны и, в первую очередь, на указанных горизонтальных или относительно ровных ее участках:

а) с помощью ракет, опускающихся на поверхность Луны с использования для торможения ракетных двигателей;

б) с помощью космических ракет, пролетающих в непосредственной близости от поверхности Луны с трением почвы или анализом пыли, поднятой при взрыве специальной ракеты с ВВ, сбрасываемой (выстреливаемой) по Луне;

в) путем наблюдения с Земли за взаимодействием космических ракет с лунной поверхностью при попадании их в Луну;

г) путем посадки на лыжу на пылевой слой Луны автоматической ракеты при замедлениях порядка 300-500 м/сек² и проведением с ее помощью необходимого анализа поверхностного слоя почвы.

II. Теоретическая разработка вопросов пылегазодинамики взаимодействия с пылевым слоем Луны космического тела при посадке его с большой начальной скоростью (1500-2000 м/сек) с помощью специальных лыж и пылевых тормозных устройств.

III. Окончательный выбор места посадки пилотируемой ракеты на поверхность пылевого слоя Луны при длине посадочной площадки до 100-200 км.

IV. Решение технических проблем посадки автоматической ракеты и пилотируемой ракеты на пылевой слой Луны без использования для торможения ракетных двигателей:

а) разработка скользящих поверхностей (лыж) с обеспечением переменного угла атаки, защиты лыж от чрезмерного истирания или перегрева;

б) разработка якоря, пылевого тормоза переменной площади, автоматически регулируемой в зависимости от величины замедления, показываемого специальным датчиком;

в) разработка рулевых органов и средств управления;

г) разработка средств противопылевой защиты;

д) создание средств передвижения по пылевому слою или внутри него;

е) разработка специальных радиолокационных устройств для обнаружения находящихся перед ракетой препятствий при посадке;

ж) создание сигнализаторов, характеризующих размеры препятствия и необходимые радиусы поворотов или траектории перелета;

з) разработка автоматических устройств, обеспечивающих заданную программу посадки ракеты на пылевой слой.

Наличие пылевого слоя на поверхности Луны и других космических тел без атмосферы весьма вероятно, особенно на крупных космических телах типа Луны.

При создании ракет для посадки на Луну необходимо учитывать наличие на Луне пылевого слоя и использовать его как для снижения затрат топлива при

посадке, так с целью создания лучших условий для пребывания пилотов или оборудования на Луне (защиты от резкой смены температуры, от космических лучей, ионизированных потоков и пр.)

Пылевой слой на поверхности Луны можно сравнить с атмосферой Земли или других космических тел.

Так же, как и атмосфера планет, пылевой слой может быть использован для торможения при посадке космических аппаратов.

Его использование при посадке позволит сэкономить топливо или же увеличить вес полезного груза, доставляемого на Луну одной и той же ракетой.

ВЫВОДЫ

1. В ближайшее время целесообразно провести специальные эксперименты с помощью космических ракет с целью определения толщины, структуры и физико-химического состава поверхностного слоя лунной почвы в зонах «Морей»: Океана Бурь, Залива Росы, Моря Дождей и Моря Спокойствия.
2. Посадка космического аппарата на пылевой слой лунной поверхности на специальную лыжу возможна без использования для торможения ракетных двигателей.
3. Для обеспечения посадки на пылевой слой поверхности Луны космический аппарат должен быть снабжен лыжей, пылевым тормозом, рулями управления, радиолокатором для обнаружения и обеспечения облета препятствий, противопылевой защитой.
4. Длина пробега автоматической лунной ракеты при посадке на пылевой слой Луны может выбираться равной 3-6 км. (при замедлениях до 500 м/сек²).

Потребная при замедлении 30-50 м/сек² длина пробега пилотируемой ракеты по пылевому слою не превосходит 40-50 км при начальной скорости, равной круговой скорости и не превосходит 60-100 км – при начальной скорости, равной параболической скорости.

При предельно допустимом замедлении в направлении:

«грудь-спина» необходимая длина пробега пилотируемой ракеты не превзойдет 20 км.

Величина пробега автоматических ракет при посадке на пылевой слой Луны сравнима с длиной пробега современных тяжелых реактивных самолетов – при посадке на Землю (2-3 км).

5. На поверхности Луны в зонах «Морей» могут быть найдены относительно ровные посадочные площадки с поперечником до 300-400 км без кратеров и проломов. (см. на карте).

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.В. Хабаков «Об основных вопросах истории развития поверхности Луны», ГИГЛ.М.1949 г.
2. В.А. Егоров «О некоторых задачах динамики полета к Луне». Успехи физических наук, 1958, т. 63, в1а, стр.73-117.
3. П.Г. Куликовский «Справочник астронома-любителя» ГИТТЛ. М-Л, 1949г.
4. В.П. Цесевич «Что и как наблюдать на небе» ГИТТЛ. М-Л, 1950 г.
5. В.Г. Фесенков «Космогония солнечной системы» Изд-во А.Н. СССР, 1944 г., М-Л.
6. Ф. Уиппл «Земля, Луна и планеты» ОГИЗ. ГОСТЕХИЗДАТ, 1948 г.
7. Н.П. Барабашов. Луна. Изд. «Советская Россия» М.1958 г.
8. Исследование мирового пространства. Пер. с англ. Г.И.Ф.М.Л., М. 1959 г.
9. В.А. Бронштэн. Планеты и их наблюдение. ГИТТЛ. М. 1957 г.
10. Н.Н. Сытинская. Луна и ее наблюдение. ГИТТЛ. М. 1956 г.
11. Н.Н. Сытинская. Природа Луны. ГИФМЛ. М. 1959 г.
12. А.В. Марков. О физической особенности лунной поверхности и ее возможных изменениях. Изв. ГАО 19. вып.2, № 149. 1952 г.

Комментарии 2008г. автора к его статье 1959 г.: Способ посадки на Луну без использования для Торможения ракетных двигателей.

1. Перед осуществлением разработки технических средств для посадки на Луну после создания и отработки составных космических ракет, имеющих вторую космическую скорость, прежде всего, было необходимо установить, какой по структуре является поверхность Луны: твёрдой или пылевой, т.е. иметь и опираться при проектировании и расчётах на главные исходные данные для определения конструкций лунного посадочного аппарата, а так же выбора средств передвижения по поверхности Луны, способа и динамики посадки и старта автоматических и пилотируемых аппаратов, выбора аппаратуры для выявления и регистрации основных характеристик материалов (вещества) поверхностного слоя, способов наблюдения за режимом посадки и старта, способов использования оптической, астрономической, астрофизической бортовой аппаратуры, способов сохранения возможности функционирования лунного аппарата, обеспечения безопасности и т.д.

Систематические визуальные и астрономические наблюдения за состоянием поверхности обращённой к Земле стороны Луны, проводимые в течение сотен лет, свидетельствовали о практической неизменности поверхности Луны.

Космогонические гипотезы о происхождении Земли и нашего естественного спутника так же не давали четких данных о состоянии и физических характеристиках поверхностного слоя Луны. В то же время видимая с Земли поверхность Луны покрыта горными местностями и огромными плоскими образованиями - равнинами – «морями» между областями гор, кратеров и цирков, занимающих большую часть видимой поверхности Луны. Их структура явно свидетельствовала об имевшей место в прошлом бомбардировке Луны, видимо, метеорными космическими телами разных размеров, метеорными потоками движущимися со скоростями в десятки км/сек., встреча которых с лунной поверхностью неминуемо приводила к взрывам, выбросам и подъемам вещества лунной поверхности на большую высоту, его измельчением, до пылевых структур, разлётом и последующим падением крупных кусков с проникновением до твёрдого основания и, возможно, более медленным оседанием пыли и проседанием её вглубь почвы. В результате длительной бомбардировки поверхности метеорными телами, таким образом, многими наблюдателями и исследователями ожидалось формирование значительного по толщине слоя мягкой не спёкшейся пыли на всей лунной поверхности. Толщина слоя большей частью оценивалась умозрительно в диапазоне от сантиметров до сотен метров. Другая часть учёных, наблюдавших, например, вращающиеся спутники Марса угловатой формы, а так же упавшие на Землю метеорные тела, предполагали, что поверхность Луны твёрдая за счёт спекания и уплотнения частиц пыли, выброса мелких частиц из сферы притяжения Луны и т.д. В пользу представления о значительном по толщине слое пыли свидетельствовало относительно гладкая поверхность равнин «морей» между мелкими кратерами.

Различие взглядов на возможный характер и физико-химические и прочностные параметры вещества поверхностного слоя Луны привело к значительным дискуссиям о том, каким должен быть спускаемый на Луну аппарат и к необходимости исследования возможностей посадки, как на твёрдую поверхность, так и на пылевой слой.

Сторонники взглядов о пылевой поверхности считали бесполезной и опасной, вследствие неизбежных потерь техники в пылевом слое, саму идею полёта на Луну с прилунением.

Имелись уже в 50-е годы представления о том, что Луна ранее была спутником планеты Фаэтон, обращавшегося между орбитами Марса и Юпитера. После взрыва планеты Фаэтон и образовавшегося в результате взрыва пояса астероидов и смещения Луны с орбиты Фаэтона, Луна была захвачена полем тяготения Земли около 15 тысяч лет тому назад (у многих народов в легендах говорится о том, что ранее этого времени Луны на небе не было). При взрыве имевшийся возможно на спутнике Фаэтона пыль была сброшена и унесена в пространство. Поэтому продолжительность возможного оседания новой пыли на поверхность Луны после захвата её Землёй должна составлять около 15 тыс. лет, т.е. толщина ожидаемого слоя пыли тоже должна быть почти в 300 тысяч раз меньше, чем в случае образования Луны одновременно с Землёй (около 5 млрд. лет). Если опираться на эти представления, то толщина пылевого слоя вместо расчётной (от сотен метров до километра – при одновременном возникновении Земли и Луны), должна быть равной всего долям сантиметра.

Исходя из этих представлений, я считал, что поверхность Луны можно считать твёрдой – из твердых веществ, покрытой лишь незначительным слоем пыли. Обсуждая этот вопрос с Михаилом Клавдиевичем Тихонравовым, я высказывал ему эти суждения, как приоритетные в связи с необходимостью принятия исходных данных о проектировании лунных посадочных средств. Однако надо было учитывать, что точка зрения о нецелесообразности осуществления посадки на Луну и даже полёта к Луне из-за возможности предполагаемого большого пылевого слоя, существовала и разделялась многими учёными и распределяющими ресурсы чиновниками. Поэтому было необходимо рассмотреть как возможности посадки на твёрдую поверхность Луны, так и иметь научно-техническое основание и обосновать технические возможности посадки даже на предполагаемый и рассчитываемый из условий одновременности образования Земли и Луны толстый пылевой слой Луны. В связи с этим и возникла приведенная выше работа автора, показавшая эти возможности и выбившая козыри противников посадки на Луну.

Необходимо отметить, что я посылая свои расчёты и соображения о приоритете суждения о твёрдой поверхности Луны, а так же свои расчёты на случай одновременности формирования системы Земля – Луна и возможности и при этом условии осуществления посадки на пылевой слой большой толщины на Луну академику украинской Академии наук Барабашеву Алексею Георгиевичу. Алексей Георгиевич в ответ прислал мне письмо, в котором он так же поддержал идею о твёрдой поверхности Луны. Мои расчёты, соображения в пользу твердой поверхности Луны, общения с М.К. Тихонравовым и А.Г. Барабашевым, возможно, повлияли на решение Сергея Павловича Королёва принять исходные данные для проектирования лунных аппаратов на основе соображений о твёрдой поверхности Луне. Как известно, на одном из документов о выборе пути разработок лунных аппаратов он своей рукой написал под свою ответственность: «Луна твёрдая!»

Известно, что при последующих полётах и посадках наших и американских лунных космических аппаратов, луноходов и пилотируемых американских экспедиций было установлено, что на Луне присутствует небольшое количество пыли, причем это количество соответствует недавнему присутствию Луны на земном небосклоне и скорее её возникновение у Земли после взрыва Фазтона, чем гипотезе об одновременном создании системы Земля – Луна миллиарды лет тому назад.

Необходимо сказать, что реализация посадки на твёрдую поверхность Луны технически значительно проще, чем на пылевой слой. Приведенные выше соображения, а также приведенные в представленной работе расчёты и выводы, тем не менее, показали принципиальные технические возможности обеспечения даже посадки на покрытые толстым слоем пыли космические тела без выраженной атмосферы.

Я.И. Колтунов.

30.11.2008г.