

May 26, 1954

**M. K. Tikhonravov, 'Memorandum on an Artificial
Earth Satellite'**

Citation:

"M. K. Tikhonravov, 'Memorandum on an Artificial Earth Satellite'", May 26, 1954, Wilson Center Digital Archive, Published in Raushenbakh, editor (1991), 5-15. Selected, edited, and annotated by Asif Siddiqi and translated by Gary Goldberg.
<https://digitalarchive.wilsoncenter.org/document/165393>

Summary:

On the possibility of launching the "simplest satellite" along with future considerations of launching humans into space

Original Language:

Russian

Contents:

Transcript - Russian
Translation - English

ДОКЛАДНАЯ ЗАПИСКА ОБ ИСКУССТВЕННОМ СПУТНИКЕ ЗЕМЛИ

В настоящее время имеются реальные технические возможности достижения с помощью ракет скорости, достаточной для создания искусственного спутника Земли. Наиболее реальным и осуществимым в кратчайший срок является создание искусственного спутника Земли в виде автоматического прибора, который был бы снабжен научной аппаратурой, имел радиосвязь с Землей и обращался вокруг Земли на расстоянии порядка 170-1100 км от ее поверхности. Такой прибор будем называть простейшим спутником.

Простейший спутник мыслится как аппарат без людей, движущийся по эллиптической орбите и предназначенный для научных целей. Вес такого спутника мог бы быть порядка 2–3 т, считая и научную аппаратуру. Как будет видно из дальнейшего, пути реализации простейшего спутника в настоящее время принципиально ясны. Без сомнения, некоторые вопросы потребуют дальнейших исследований, но, во всяком случае, можно говорить о создании технического проекта простейшего спутника. Срок осуществления его зависит исключительно от сроков осуществления ракеты, с помощью которого возможно получение нужной скорости. Проектирование спутника может идти параллельно с созданием такой ракеты. В случае, если в этом направлении работа будет начата немедленно, создание простейшего спутника может быть осуществлено в ближайшее время.

Однако на базе тех же ракет возможно, как показали расчеты, осуществление целой программы работ, постепенно приближающих нас к созданию искусственного спутника Земли, значительно более совершенного, чем простейший спутник, такого, на котором могли бы существовать люди.

Коротко эта программа могла бы заключаться в следующем.

Начальным этапом работ должен быть указанный выше простейший спутник. Наряду с простейшим спутником в этот же этап работ должны быть включены освоение человеком техники полета на ракетах и разработка методов безопасного спуска со спутника на Землю. Заметим, что практическая разработка этих методов возможна, как будет видно из дальнейшего, и до осуществления спутников с людьми.

Таким образом, включением в начальный этап работ полетов человека на ракетах, а также изучения и разработки методов безопасного спуска достигается естественный переход от простейшего спутника к небольшому экспериментальному спутнику с людьми, рассчитанному на длительное пребывание 1-2 человек на круговой орбите.

Наряду с научными задачами на этом спутнике должны быть изучены условия длительного существования людей в условиях невесомости и экспериментально решен вопрос о создании спутника-станции, являющегося дальнейшим этапом работ в этом направлении.

Спутник-станция должен быть достаточно больших размеров, иметь собственные энергетические установки и различное оборудование, и в нем должны быть созданы условия, необходимые для существования людей, т.е. решены вопросы воздухоснабжения, пищевого режима и т.д., возможно, создана необходимая минимальная сила тяжести. Такой спутник должен иметь более или менее регулярное сообщение с земной поверхностью.

Значение такого спутника трудно переоценить. Он может быть лабораторией

для целого ряда научных исследований, иметь огромное народно-хозяйственное значение, например, позволит длительное время наблюдать процессы, происходящие на Земле и т.д. Наконец, он может быть отправной станцией для исследования, например, Луны и других планет.

Далее изложенные этапы работ рассматриваются более подробно, причем основное внимание уделяется ближайшему этапу работ - простейшему спутнику и полетам человека на изделиях Р.

ПРОСТЕЙШИЙ СПУТНИК

Простейший автоматический спутник может рассматриваться как первый этап создания более совершенных и сложных спутников. Действительно, простейший спутник мыслится как аппарат без людей, в связи с чем отпадает ряд проблем, связанных с необходимостью подъема человека на орбиту. Кроме того, простейший спутник может двигаться по эллиптической орбите, получение которой проще, чем круговой, наиболее целесообразной для спутника-станции. Можно показать, что для получения движения по круговым орбитам целесообразно разделить активный участок полета на две части; при этом наиболее экономным в смысле затрат энергии является следующий путь. Активный участок выбирается так, чтобы вектор скорости ракеты относительно центра Земли в конце первой части активного участка был перпендикулярен радиусу Земли. Величина скорости после окончания работы двигателя должна обеспечивать движение спутника по эллипсу с апогеем, высота которого равна высоте круговой орбиты. Перигей этого эллипса будет совпадать с точкой, в которой заканчивается работа двигателя.

В апогее этого эллипса производится добавочное дожигание топлива, после чего спутник выходит на круговую орбиту или на орбиту, близкую к ней.

Если для простейшего спутника мы откажемся от дожигания топлива в апогее эллипса, которое сопряжено с необходимостью достаточно точного определения точки апогея и ориентировки в этой точке спутника, то получим движение по эллипсу, который для спутника с круговой орбитой являлся бы переходным.

Произведенные расчеты дают следующие характеристики орбиты такого спутника в 3 т, не считая веса конечной ступени ракеты, которая может отделяться от спутника, но может и не отделяться. Высота перигея над поверхностью Земли 170 км. Высота апогея соответственно 1100 км. Вследствие довольно низкой высоты перигея, где, хотя и незначительно, существует сопротивление атмосферы, спутник в конце концов упадет на Землю, но до этого он совершит более 300 оборотов, т.е. будет обращаться вокруг Земли более чем 20 сут.

Период обращения вокруг Земли 1 час 37 мин. За 24 ч спутник делает 15 оборотов, каждый раз смещаясь по долготе на $24,4^\circ$ к западу. Путем уменьшения веса спутника можно увеличить высоту перигея и тем самым увеличить продолжительность времени обращения спутника вокруг Земли. На этом вопросе мы остановимся, когда будем говорить о весе спутника.

Место старта и направление пуска ракеты (азимут) выбраны таким образом, чтобы к ее скорости добавилась возможно большая составляющая окружной скорости Земли ($v=200$ м/с) и в то же время чтобы полет спутника возможно большее время проходил над нашей территорией. Последнее является главным. За каждые сутки спутник в течение 16 ч десять раз проходит над нашей территорией. В это время осуществляется радиоприем различных данных со спутника. В момент выхода на орбиту широта перигея 50° , долгота 45° , азимут орбиты в перигее 35° . При этом наклонение орбиты 68° . При этом

спутник будет подниматься приблизительно до полярного круга и непрерывно находиться над нашей территорией максимум в течение 15 мин за время одного оборота.

При надлежащем выборе момента времени пуска орбита может быть осуществлена так, чтобы ее плоскость была перпендикулярной к направлению на Солнце. В этом случае первые восемь суток обращения Солнце будет непрерывно освещать спутник, т.е. последний будет обращаться, не погружаясь в земную тень.

Скорость относительно центра Земли в перигее равна 8,07 км/с. Скорость в апогее 7,050 км/с. Эксцентриситет орбиты - 0,067.

Смещение перигея за один оборот вследствие эллиптичности Земли 4,35' (на юго-запад), т.е. примерно за сутки - 1°. Максимальное изменение наклона орбиты от начального значения меньше $\pm 2,55'$.

Ночью спутник будет виден, если он находится в лучах Солнца, как звезда от - 1,75 до 9 величины в зависимости от зенитного расстояния, места наблюдения и положения его (альбедо 0,6-0,2).

Максимальная перегрузка на активном участке около 11.

Простейший спутник предназначается для получения систематических научных данных, изучения условий радиосвязи, изучения поведения животных в условиях его полета и получения ряда данных, необходимых для последующего проектирования спутника с людьми.

Спуск простейшего спутника на Землю вряд ли может быть осуществлен без разрушения его материальной части. Поэтому считалось, что он на Землю не спускается и ликвидируется в нужный момент времени.

Однако для сохранения ряда полученных научных данных, которые невозможно передать по радио на Землю, необходимо в конструкции спутника предусмотреть специальную кассету, которая могла бы быть спасена и в которой сохранилась бы первичная научная документация. Могут быть ориентировочно указаны следующие возможные способы выброса и последующего обнаружения такой кассеты:

1) В случае, если спутник ориентирован относительно Земли таким образом, что его ось совпадает с касательной к орбите, кассета может быть доставлена на Землю по принципу бомбометания со спутника в определенную точку, причем кассета тормозится с помощью реактивной силы. В случае ориентации спутника относительно звезд момент времени, в который производится выброс, должен быть предварительно рассчитан.

2) Выброс кассеты может быть произведен на одном из последних оборотов спутника перед падением на Землю. Для этого необходимо предварительно отделить кассету от спутника и стабилизировать ее за счет аэродинамических сил. Затем при помощи реактивного импульса, даваемого в нужный момент с целью спуска в удобном месте, кассета должна будет перейти на более крутую траекторию и упасть на Землю

Обнаружение кассеты может быть выполнено различными способами. Например, путем приема сигналов от радиопередатчика, выбрасываемого вместе с кассетой или, возможно, путем использования кассеты с радиоактивного вещества, применяя специальные индикаторы. Место падения можно будет засечь, ориентируясь по интенсивности радиоизлучения от

кассеты.

На спутнике возможно поместить телевизионную установку для передачи показаний приборов и других изображений на Землю. Вес такой установки мог бы быть порядка 300 кг.

Простейший спутник, если не будет принято никаких мер, будет телом неориентированным в пространстве. Такой неориентированный спутник дает возможность осуществить радиосвязь с Землей и передачу ряда научных данных. Для решения, однако, некоторых научных проблем желательна определенная ориентация спутника. Эта задача достаточно сложна и в случае невозможности быстрого ее решения первый спутник должен быть сделан неориентированным, тем более, что помимо научного, пуск первого спутника в нашей стране будет иметь также огромное политическое значение.

Из ряда возможных решений вопроса ориентации могут быть указаны следующие.

1. В случае ориентации относительно неподвижных звезд на спутнике необходимо иметь от 4 до 6 труб, в поле зрения которых находились бы заранее выбранные звезды. Шесть труб соответствуют самому невыгодному случаю. При удачном выборе звезд, например, две звезды у горизонта впереди спутника на угловом расстоянии $60-120^\circ$ и, соответственно, две звезды сзади него, возможно, удастся обойтись четырьмя трубами. Необходимо, чтобы незадолго до отделения спутника от ракеты, звезды уже находились в поле зрения труб. Это может быть достигнуто заранее рассчитанной трубой. При этом важно, чтобы спутник был выпущен в определенный момент времени с точностью хотя бы до 1-2 мин, так как за это время небесный свод повернется всего на 15 - 30'. Поле зрения труб должно быть порядка нескольких градусов, что при достаточно ярких выбранных звездах обеспечивает попадание их в поле зрения и исключает возможность попадания других ярких звезд, которые могли бы нарушить ориентировку. Движение современных ракет на активном участке, с точки зрения угловых отклонений, позволяет осуществить такую систему.

Сигналы от фотоэлементов, установленных в трубах, передаются на управляющие органы, которыми могут быть или парогазовая система сопел в трех плоскостях, или система маховиков. Последняя система исключает расход парогаса, кроме, возможно, начального участка орбиты, где возмущения наибольшие. На этом участке, по всей вероятности, необходимо будет применение парогазовой системы.

Принцип действия системы с маховиком заключается в следующем. При воздействии внешнего возмущающего момента на корпус спутника настройка на звезду трубы, жестко связанной с корпусом, нарушается. В обмотке ротора электромотора, жестко связанного с маховиком, возникает ток, пропорциональный углу отклонения корпуса и его производным по времени. Так как ротор находится в магнитном поле статора, установленного неподвижно на корпусе спутника, то вращение ротора вызывает обратное вращение корпуса спутника, которое компенсирует возмущающее действие внешнего момента. Расчеты показывают, что при средней угловой скорости, не превышающей одного оборота в минуту, практическое создание такой системы возможно, т.е. возможно погасить действие возмущений раньше, чем звезда выйдет из поля зрения трубы. Заметим, что при движении спутника по орбите нет основания ожидать появления возмущений даже указанного порядка^[1].

2. В случае ориентации относительно Солнца труба, жестко связанная со спутником, направляется на Солнце. При попадании спутника в тень Земли ориентация нарушается. Поэтому на спутнике необходима установка специальной аппаратуры, снова наводящей трубу на Солнце, после того как он

выйдет из тени Земли. Эта аппаратура может быть разработана на принципе использования гироскопов, которые стабилизируют бы спутник во время прохождения тени Земли или использования тока от термоэлементов. В последнем случае максимум тока совпадает с направлением на Солнце. Управляющие органы могут быть устроены так же, как в предыдущем случае. Заметим, что при такой ориентации не устраняется вращение относительно оси, направленной на Солнце.

3. В случае ориентации относительно Земли может быть предложен метод, основанный на использовании какой-либо искусственной вертикали. Вертикаль может быть создана при помощи:

а) фотоэлементов, направленных на линию горизонта. Фотоэлементы должны быть направлены под определенными углами и настроены на горизонт до отделения спутника от ракеты. В связи с изменением высоты спутника при его движении по эллиптической орбите углы между осью спутника, направленной по вертикали, и осями фотоэлементов должны автоматически меняться для того, чтобы линия горизонта не уходила из поля зрения последних. Изменение углов может производиться по сигналам от самих фотоэлементов:

б) радиоволн (радиовертикаль). Радиовертикаль ввиду большого удаления спутника от Земли и, следовательно, малого влияния неровностей рельефа, будет достаточно точной. Создание радиовертикали возможно в случае, если удастся получить на спутнике необходимые мощности электроэнергии. Управляющие органы могут быть устроены такими же, как и в предыдущих случаях.

в) специальных приспособлений, использующих свойства гравитационного поля Земли. Не останавливаясь подробно на этом случае, укажем лишь, что, как показывают предварительные исследования, при достаточно малых возмущениях в конце активного участка ракеты возможно достаточно просто ориентировать спутник относительно Земли, используя неоднородность поля земного тяготения.

Кроме изложенных способов ориентации возможны другие, более совершенные, но и более сложные, например, астронавигация. Но для решения ряда научных задач перечисленные способы, по-видимому, будут достаточными.

Наконец, необходимо остановиться на вопросе радиосвязи со спутником. Так как непосредственная связь будет возможна только в пределах прямой видимости, то, при условии расположения 3-4 принимающих радиостанций на нашей территории в числе в состав радиоаппаратуры спутника должно войти специальное запоминающее устройство, работающее, пока спутник будет находиться под горизонтом. Тогда полученные данные могли бы быть переданы во время прохождения спутника над нашей территорией.

Что касается источников питания для радиостанции на спутнике, то в случае, если ими являются аккумуляторы, их вес может быть оценен в 280 кг на 6 ч непрерывной работы. Если удастся решить вопрос о создании специального источника электроэнергии на самом спутнике, хотя бы за счет использования энергии Солнца, можно будет говорить о круглосуточной работе радиостанции спутника.

На основании всего сказанного можно составить следующую ориентировочную весовую сводку (в кг) для простейшего спутника весом 3000 кг.

□□□

□□□□

1. Конструкция с устройством для ориентации спутника

1300 кг

кг

2. Источники питания

кг

кг

Применение аккумуляторов на 6 ч. непрерывной работы

280 кг

кг

Использования энергии Солнца (например, термоэлементы)

100 кг

кг

3. Средства связи с Землей:

кг

кг

Радиостанция с запоминающим устройством

170 кг

кг

Телеустановка

300 кг

кг

Кассета с устройством для ее спуска на Землю

180 кг

кг

4. Научно-исследовательская аппаратура:

кг

кг

научная аппаратура

510-1250 кг

кг

киноаппарат, пленка, животные

160 кг

Эти грузы не все сразу должны помещаться на спутнике. Например, батарея аккумуляторов может быть заменена термоэлектрической установкой, киноаппарат и животные могут браться не в каждый полет. Поэтому для научной аппаратуры поэтому может быть использован различный вес. Если радиостанцию мы берем в каждый полет, то научная аппаратура может весить 510 - 1070 кг при условии, что источником питания являются аккумуляторы и 870-1250 кг при условии, что будет создан источник питания с использованием энергии Солнца.

В случае, если будет желательно увеличить высоту перигея, то это, как уже указывалось, возможно но за счет уменьшения веса спутника. Так, при весе спутника в 2000 кг по расчету получается максимально возможная, при принятом ракете, высота перигея 370 км и высота апогея 700 км ($V = 7,78$ км/с) при условии эквивалентной замены снятого полезного груза топливом, т.е. при увеличении баков последней ступени ракеты. Путем уменьшения веса спутника без переделки баков высота перигея может быть повышена до 310 км, при этом высота апогея будет 400 км.

При весе спутника в 2000 кг, с учетом того, что силовая конструкция может

быть сделана легче, вес научной аппаратуры будет 320 кг при условии, что источник питания - аккумуляторы и 500 кг при источнике питания, использующем энергию Солнца.

Спутники с такими орбитами будут обращаться вокруг Земли не менее 10 лет, после чего они все же упадут на Землю, так как сопротивление атмосферы на высоте 300 км, хотя и ничтожное, но существует.

ПОЛЕТ ЧЕЛОВЕКА НА СУЩЕСТВУЮЩИХ РАКЕТАХ

Работы по освоению человеком полета на ракетах могут идти параллельно с работами по подготовке пуска простейшего спутника. Целью этих работ является ознакомление человека с условиями полета на ракетах в верхних слоях атмосферы и вне атмосферы, особенно в условиях невесомости.

Эти работы должны проводиться по специальной программе с постепенным усложнением задач каждого полета.

Программа всех этих опытов должна, по нашему мнению, войти составной частью в программу работ Академии Наук СССР по пуску ракет. Сначала, возможно, должны следовать вертикальные подъемы человека с целью предварительного знакомства с условиями полета на ракетах, потом - полеты с выводом изделия на горизонтальный участок с последующим наклонным движением к поверхности Земли и планированием. В этих последних полетах величина скорости на горизонтальном участке должна постепенно повышаться.

При подъеме человека на ракетах наиболее существенным является снижение перегрузок до допустимой величины. Это может быть достигнуто путем соответствующего дросселирования двигателя.

При проектировании кабины для человека должен быть использован богатый опыт авиации.

ИЗУЧЕНИЕ МЕТОДОВ СПУСКА ПРИ СКОРОСТИ ВХОДА

В АТМОСФЕРУ ПОРЯДКА 8 км/с

Эти работы также могут идти параллельно с созданием простейшего спутника. Целью этих работ является разработка необходимых средств спуска на Землю при скорости входа в атмосферу до 8 км/с. Без сомнения, разработка этих средств может быть начата с изучения спуска при меньших скоростях, с их последующим постепенным повышением.

Проблема спуска, собственно говоря, является проблемой или спуска со спутника или спуска самого спутника на Землю.

Заметим, что это задача может быть решена еще до того, как будет создан спутник, коль скоро возможно получить ракету со скоростью порядка 7 км/с. В этом случае программа активного участка должна быть выбрана таким образом, чтобы после окончания работы двигателя высота и угол наклона траектории давали возможность начать сразу спуск, не выходя на эллиптическую орбиту. При спуске на Землю рационально использовать торможение в атмосфере для того, чтобы подойти к Земле с безопасной малой скоростью.

Угол входа в атмосферу, из условий безопасного спуска, считая высоту 80 км практической границей атмосферы, желательно иметь в пределах от 0° до 4°, что, как показывают расчеты, вполне осуществимо.

Для спуска с использованием торможения в атмосфере можно наметить два способа:

а) баллистический спуск, т.е. спуск без участия подъемных аэродинамических сил;

б) спуск при помощи крыльев.

При баллистическом спуске аппарат целесообразно выполнять в виде статически устойчивого конуса с углом раствора 90° . Такой конус, при наличии дополнительных тормозных устройств, будет значительно тормозиться в верхних слоях атмосферы. Как показывают ориентировочные расчеты, равновесная температура поверхности корпуса может быть порядка $1000-2000^\circ\text{C}$. При такой температуре возможно применение защитных тугоплавких покрытий или наружного охлаждения путем впрыска жидкого охладителя через поры в материале.

После того, как скорость движения станет дозвуковой, спуск производится с помощью парашютов. При баллистическом спуске в значительной степени упрощается управление полетом, что является преимуществом этого метода по сравнению со спуском на крыльях. Однако при баллистическом спуске трудно обеспечить достаточно малые, допустимые для человеческого организма, перегрузки. Приближенные расчеты показывают, что в течение 1 мин на пилота могут действовать перегрузки свыше 5. Максимальные перегрузки могут достигать до 7-10. Путем применения регулируемых тормозных устройств, вероятно, можно будет снизить максимальные перегрузки до 5-6.

Исследование второго способа, т.е. спуска на крыльях, показало, что при нагрузке на крыло $150-200\text{ кг/м}^2$, коэффициенте подъемной силы $C_y = 0,05-0,07$ и полном лобовом сопротивлении аппарата примерно в 5 раз большем, чем сопротивление самолета-истребителя, можно путем целесообразного выбора режима спуска (по α) обеспечить осевые перегрузки меньше 3. При этом нормальные перегрузки не превышают 1,5. Ввиду нагрева, корпуса спутника при движении с большими скоростями в атмосфере, придется применять специальные меры защиты, хотя, как показывают расчеты, температура поверхности спускающегося аппарата, в этом случае получается на $800^\circ-1500^\circ\text{C}$ ниже, чем при спуске без крыльев, так как полет совершается по более пологой кривой. Здесь могут быть намечены те же, что и для баллистического спуска, метода защиты - применение тугоплавких материалов или наружное охлаждение путем впрыска охладителя через поры в материале и испарения его на поверхности аппарата. Расчеты, проведенные по специально разработанному методу, показали, что необходимые запасы охладителя (воды), составляют всего $0,3\text{ кг на }1\text{ м}^2\text{ на }1\text{ мин полета}$. По расчету продолжительность действия высоких температур на аппарат порядка 8 мин.

Такие сравнительно легкие условия спуска получились благодаря малым углам входа в атмосферу и, следовательно, продолжительному торможению в верхних слоях атмосферы. Если бы угол входа составлял, например, 20° , температуры поверхности аппарата получились значительно большими.

Выше было отмечено, что разработка методов спуска может быть начата уже при использовании аппаратов, имеющих скорости значительно меньше 8 км/с . На начальном этапе работ могут быть использованы ракеты имеющие скорости порядка $3-3,5\text{ км/сек}$.

Таким образом, без сомнения, имеются технические возможности для успешного решения одной из самых трудных проблем создания спутника - проблемы спуска человека с орбиты на Землю.

ВОЗМОЖНЫЕ ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬНЕЙШИХ РАБОТ

1. Экспериментальный спутник с людьми. В результате выполнения первого этапа, о котором мы говорили, станет возможным приступить к осуществлению экспериментального спутника с людьми. В настоящее время мы рассматриваем такой спутник как перспективу, и поэтому программа первого этапа, в известной мере, должна строиться с учетом этой работы.

Под экспериментальным спутником понимается спутник, рассчитанный на пребывание 1-2 человек на круговой орбите в продолжение нескольких месяцев. Выход на круговую орбиту должен производиться по методу, указанному выше, т.е. с дожиганием топлива в апогее переходного эллипса. Экспериментальный спутник должен быть снабжен устройствами для безопасного возвращения людей на Землю. Задачами этого спутника являются изучение условий длительного существования людей на нем, экспериментальное решение ряда проблем спутника – станции, научные исследования и т.д.

Не останавливаясь на проблемах, решение которых необходимо для реализации экспериментального спутника, заметим, что значительная часть их будет решена в первом этапе, т.е. при осуществлении простейшего спутника и освоении человеком полетов на ракетах, а остальные, как показали предварительные исследования, могут быть решены на базе современной техники. Таким образом, создание экспериментального спутника с людьми возможно на базе разрабатываемых ракет.

2. Спутник-станция. Задача создания спутника–станции может быть поставлена реально только после осуществления экспериментального спутника с людьми и освоения полетов и жизни на нем, включая подъем, спуск и управление спутником.

Так как в настоящее время не может быть указан рациональный способ подъема изготовленного на Земле спутника–станции на какую-либо орбиту, то остается только метод построения такой станции непосредственно на выбранной орбите. Поэтому важнейшей проблемой становится осуществление встречи малых спутников, типа экспериментального, о котором шла речь, между собой в пространстве вне Земли на орбите, выбранной для спутника–станции. Коль скоро эта проблема будет решена, постройка станции становится чисто инженерной проблемой, которую мы в настоящем докладе развивать не будем.

3. Проблема достижения Луны. Кратко остановимся на проблеме достижения Луны в ближайшем будущем. Задачу поставим так: каким должно быть ракета, чтобы в конце активного участка была получена скорость 11,2 км/сек, достаточная для достижения орбиты Луны, с условием или падения на нее или облета вокруг нее с возможным возвращением на Землю. В последнем случае посадка на Землю совершается исключительно за счет торможения в атмосфере. Полезный груз примем в 1,5 т.

Проделанные расчеты показывают, что если подъем такой ракеты будет совершаться с поверхности Земли, то она должна быть трехступенчатой типа «пакет», и, в случае применения двигателей с удельной тягой в пустоте 310, будет весить 650 т. Если удельная тяга будет повышена до 400 с, то вес уменьшается до 250 т и ракета может быть двухступенчатой.

Если же подъем ракеты будет совершаться со спутника–станции, о которой говорилось выше, и на которой ракета должно быть собрана и обеспечена топливом, то ее вес, при удельной тяге двигателя в 310 будет всего 5 т.

При взлете со спутника–станции ракета, предназначенное для посадки на Луну и возвращения на Землю, будет иметь вес порядка 100 т (при удельной тяге 310 с и том же весе полезного груза). Межпланетные полеты становятся реальными и возможность их осуществления может значительно приблизиться.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Как уже указывалось, пути реализации первого этапа работ, включающего в себя проблему простейшего спутника, в настоящее время предельно ясны. Таким образом, можно говорить о создании технического проекта простейшего спутника. В случае, если работа в этом направлении будет начата немедленно, создание простейшего спутника может быть осуществлено в ближайшее время.

Что же касается проблемы освоения человеком техники полетов на ракетах, которая также должна быть включена в первый этап, то она может проводиться на существующих ракетах. Проектные работы могут быть начаты и проведены приблизительно параллельно с работой по осуществлению спутника.

Научное значение простейшего спутника Земли неоспоримо. Целый ряд отраслей науки будет заинтересован в проблеме создания такого спутника.

Физика получит возможность более глубокого изучения природы космического излучения, например продолжительного экспонирования пластинок с целью изучения наиболее сильных компонентов космических лучей; изучения космического излучения в отсутствие атмосферы в зависимости от радиации Солнца; изучения космических лучей за длительное (порядка недель) время, как в тени Земли, так и в лучах Солнца.

Станет возможной постановка ряда опытов по проверке теории относительности.

Физика атмосферы получит большие возможности для изучения строения атмосферы и, особенно, ее верхней части – ионосферы.

Следует отметить, что изучение ионосферы с помощью спутника будет иметь большое значение для радиотехники, например, с точки зрения излучения распространения радиоволн в атмосфере.

Изучение атмосферных явлений с помощью спутника откроет новые возможности перед метеорологией, например, возможность одновременного получения различных данных с больших пространств Земли.

Геофизика сможет более полно изучить энергетический баланс Земли, а также ее гравитационное и магнитное поля.

Большие перспективы откроются перед астрономией благодаря отсутствию атмосферы и связанных с ней помех. Например, станет возможным наблюдение и более полное изучение радиации Солнца, спектров звезд, в особенности их ультрафиолетовых концов, атмосфер планет, излучений мирового пространства и т. д.

Без сомнения, и в других областях науки могут быть указаны проблемы, решение которых будет успешно продвинуто в результате создания спутника.

Необходимо отметить, что в настоящее время невозможно дать сколько-нибудь полный перечень проблем, которые могут быть решены с помощью спутника, так как его создание вводит нас в совершенно новую, неисследованную область. Несомненно, однако, что создание спутника откроет большие перспективы для различных областей науки, и уже первые полеты могут привести к ряду новых открытий.

Научные задачи спутника должны быть конкретизированы Академией наук СССР в самом ближайшем будущем. Академией Наук должны быть также намечены состав тех приборов, которыми следует оборудовать спутник.

Укажем, что искусственный спутник Земли может иметь и оборонное значение, причем последнее будет повышаться с постепенным прогрессом техники построения таких машин и реализацией перспектив, о которых кратко говорилось.

[\[1\]](#) Ограничение в величине средней угловой скорости связано с трудностью получения источников большой мощности на спутнике

26 May 1954

(Classification Secret)

Copy. No. 2

Memorandum ON an artificial earth satellite

At the present time there are realistic technical possibilities of achieving speeds with the aid of the article R,^[1] sufficient to create an artificial earth satellite. The most realistic and achievable in the shortest period is the creation of an artificial Earth satellite in the form of an automated device which would be supplied with scientific apparatus, have radio communications with the Earth, and circle around the Earth at a distance of about 170-1100 km from its surface. We will call such a device the simplest satellite.

The simplest satellite is imagined as an apparatus without people, moving in an elliptical orbit and intended for scientific purposes. The weight of such a satellite might be on the order of two or three tons, taking into account the scientific apparatus. As will be evident from the following, at the present time the ways to realize the simplest satellite are fundamentally clear. Without doubt, several questions will require further research, but in any event one can speak of the creation of a technical design of the simplest satellite. The timeframe for accomplishing it depends exclusively on the time to create the article R with the aid of which it is possible to obtain the necessary speed. The design of the satellite can go in parallel with the creation of such an article R. In the event work is done immediately in this direction, the creation of the simplest satellite can be done in the near future.

However, based on the same article R, it is possible, as calculations have shown, to create an entire program of work gradually bringing us close to the creation of an artificial Earth satellite considerably more improved than the simplest satellite, one on which people could exist.

Briefly put, this work program could be as follows.

The first stage of the work should be the simplest satellite indicated above. Along with the simplest satellite the same stage of work should include human mastery of the technique of flying the article R and the development of methods of safely descending from a satellite to Earth. We note that the practical development of these methods is possible, even up to and including the realization of satellites with people, as will be evident from the following.

Thus, by the inclusion of human flight in rockets in the initial stage of work, also of the study and development of methods of safe descent, a natural transition is achieved from the simplest satellite to a small experimental satellite with people, accounting for a long stay of one or two people in a circular orbit.

Along with the scientific tasks on this satellite, the conditions of the prolonged existence of people in conditions of weightlessness should be studied and the question of the creation of a satellite-station, the furthest stage of work in this direction, should be experimentally solved.

A satellite-station should be sufficiently large, have its own power plants and various equipment, and conditions should be created in it which are necessary for the existence of people, that is, the questions of air supply, food, etc. are solved and, possibly, a minimal force of gravity created. Such a satellite should have more or less regular communication with the Earth's surface.

The importance of such a satellite is hard to overestimate. It might be a laboratory for an entire series of scientific research, and have enormous economic importance, for example, [and] permit the observation of processes occurring on the Earth for a long time, etc. Finally, it might be a jump-off station for research of the Moon and other planets.

The work stages we have explained so far will be examined in more detail later. In the meantime, the main attention is devoted to the first stage of work, the simplest satellite and flights of humans on the article R.

THE simpleST satellite

The simplest automated satellite can be viewed as the first stage in the creation of more improved and complex satellites. In fact, the simplest satellite is imagined as an apparatus without people, and as a result, a number of problems associated with the need to lift a human to orbit are eliminated. In addition, the simplest satellite can move in an elliptical orbit, the attainment of which is simpler than a circular one, and is the most suitable for a satellite-station. It can be shown that to attain the movement in circular orbits it is advisable to divide the acceleration phase of the flight into two parts; when this is done the following is the most economical in the sense of energy expenditure. The acceleration phase is chosen such that the velocity vector of the rocket relative to the center of the Earth at the end of the first part of the acceleration phase is perpendicular to the radius of the Earth. The magnitude of the velocity after the end of operation of the engine should support movement of the satellite along an ellipse with an apogee whose altitude is equal to the altitude of the circular orbit. The perigee of this ellipse will coincide with the point at which the operation of the engine ceases.

An additional afterburning is done at the apogee of this ellipse, after which the satellite is launched into a circular orbit or into an orbit close to it.

In the case of the simplest satellite, if we omit the afterburning of fuel at the apogee of the ellipse, we will need to determine fairly accurately the point of the apogee and then the orientation of the satellite on this point. On doing so, we will then achieve movement in an ellipse, which for a satellite with a circular orbit would be transitional.

Calculations which have been made provide the following characteristics of an orbit of such a satellite (Fig. 1). [2] These characteristics are obtained with a satellite weight of 3000 kg, not counting the weight of the final stage of the article R, which can or cannot be separated from the rocket. The height of the perigee over the Earth's surface is 170 km. The height of the apogee is accordingly 1100 km. As a consequence of the quite low height of the perigee where there is some atmospheric resistance, although insignificant, the satellite finally falls to Earth, but before this it makes more than 300 orbits, that is, it will rotate around the Earth for more than 20 days.

The period of rotation around the Earth is one hour and 37 minutes. In 24 hours the satellite makes 15 rotations, each time moving 24.4° west in longitude. The height of the perigee can be increased by reducing the weight of the satellite and thereby the length of time the satellite rotates around the Earth is increased. We will dwell on this question when we talk about the weight of the satellite.

The launch site and the direction of the article R's launch (azimuth) are chosen in order to add to the speed of the article R the largest possible component of the orbital velocity of the Earth ($v=200$ m/s), and at the same time for the flight of the satellite to pass over our territory for a longer time. The latter is the main thing. Each day the satellite, in the course of 16 hours, passes over our territory ten times. [3] The radio reception of various data from the satellite is done at this time. At the moment

of orbital insertion the latitude of the perigee is $\sim 50^\circ$, the longitude is $\sim 45^\circ$, and the azimuth of the orbit at perigee is 35° . When this is done the inclination of the orbit is 68° . At the same time the satellite will be lifted to an approximately polar orbit and be constantly over our territory for a maximum of 15 minutes per orbit.

With the proper choice of the launch time the orbit can be made such that its plane is perpendicular to the direction to the Sun. In this event the Sun will constantly illuminate the satellite for the first eight rotations, that is, the latter will rotate without dropping into the Earth's shadow.

At perigee the velocity relative to the center of the Earth is $V=8.07$ km/sec. The velocity at apogee is $V=7.05$ km/sec. The eccentricity of the orbit is 0.067.

The movement of the perigee in one rotation as a consequence of the elliptical nature of the Earth is $4.35'$ (to the southwest), that is, about one degree per day. The maximum change of the inclination of the orbit from the initial value is less than $\pm 2.55'$.

The satellite will be visible at night if it is in the Sun's rays like a star of from -1.75 to 9 magnitude, depending on the colatitude, the place of observation, and its position (with an albedo of 0.6 - 0.2).

The maximum G-force in the acceleration phase is about 11.

The simplest satellite is designed to obtain systematic scientific data, study the conditions of radio communications, study the behavior of animals in its flight conditions, and to acquire a host of data needed for subsequent planning of a satellite with people.

The descent of the simplest satellite to Earth can hardly be done without destroying its material. Therefore it was thought that it is not recovered to Earth and is eliminated at the necessary moment.

However, to preserve the host of scientific data acquired which cannot be sent to Earth by radio, it is necessary in the design of the satellite to provide for a special cassette which could be saved and in which the primary scientific documentation would be preserved. The following possible means of choosing and subsequent detection of such a cassette can be approximately pointed out.

1. In the event that the satellite is oriented relative to the Earth such that its axis coincides with the tangent to the orbit the cassette can be delivered to Earth on the principle of bombing from the satellite to a designated point; however, the cassette is braked with the aid of a reactive force. If the satellite is oriented in relation to the stars, the moment at which the ejection occurs should be calculated in advance.

2. The ejection of the cassette can be done on one of the subsequent rotations of the satellite before [its] fall to Earth. To do this it is necessary to separate the cassette from the satellite in advance and stabilize it through aerodynamic forces. Then the cassette should be switched to a steeper trajectory with the aid of a reactive impulse given at the necessary moment in order to descend in a convenient place and fall to Earth.

The detection of the cassette might be done by various methods. For example, by the reception of signals from a radio transmitter ejected together with the cassette or possibly by using a cassette with a radioactive substance employing special tracers. The place of its descent might be located according to the intensity of the radio

signals from the cassette.

A television apparatus might be placed on the satellite to send instrument readings and other images to Earth. The weight of such an apparatus might be on the order of 300 kg.

If no measures are adopted, the simplest satellite will be a body unoriented in space. Such an unoriented satellite provides an opportunity to conduct radio communications with the Earth and transmit a host of scientific data. However, an orientation of the satellite is desirable to solve several scientific problems. This problem is quite complex, and if it is impossible to solve quickly the first satellite ought to be made unoriented, especially since, besides scientific [importance], the launch of the first satellite will also have enormous political importance.

The following can be pointed out from among a number of possible solutions of the orientation problem.

1. In the event of orientation with respect to fixed stars, it is necessary to have from four to six telescopes [truby] on the satellite which would have previously-chosen stars in the field of view. Six telescopes would be necessary only in the most disadvantageous case. If there is a successful choice of stars, for example, two stars on the horizon ahead of the satellite at an angular distance of 60-120°, and accordingly two stars behind it, one can possibly get by with four telescopes. It is necessary that the stars be in the field of view of the telescopes not long before the satellite separates from the article R. This can be achieved by a previously calculated installation of the telescopes. When this is done it is important that the satellite be launched at a certain time with an accuracy of at least one to two minutes, since during this time the firmament turns a total of 15-30'. The telescopes' field of view should be on the order of several degrees, which with stars chosen which are sufficiently bright, it ensures they fall within the field of view and exclude the possibility of other bright stars falling [within the field of view], which would disrupt the orientation. From the point of view of angular deviations the movement of modern article R in the acceleration phase allows such a system to be accomplished.

Signals from photoelectric cells installed in the telescopes are sent to controls, either a steam-and-gas system of nozzles in three planes or a system of flywheels (Fig. 2).

[4] The latter system excludes the expenditure of steam-and-gas, except the initial phase of the orbit, where the perturbations are the greatest. In all probability it is necessary to use a steam-and-gas system in this phase.

The principle of operation of a system with a flywheel is as follows. When there is an external destabilizing moment on the body of the satellite the synchronization of the telescope to the star firmly connected with the housing is disrupted. A current arises in the winding of the rotor of the electric motor firmly connected to the flywheel proportional to the angle of inclination of the body and its time derivative. Since the rotor is in the magnetic field of the stator installed on the satellite housing in a stationary manner, then the rotation of the rotor causes a retrograde rotation of the satellite housing which compensates for the disturbing action of the destabilizing moment. Calculations show that the practical creation of such a system is possible with an average angular velocity not exceeding one rotation per minute, that is, it is possible to cancel the effect of the destabilization before the star leaves the telescope's field of view. We note that while the satellite is moving along [its] orbit there are no grounds to expect the appearance of destabilization even of this sort. [5]

2. In the event of orientation in relation to the Sun, the telescope, rigidly fixed to the satellite, is aimed toward the Sun. If the Sun falls into the Earth's shadow the orientation is disrupted. Therefore a special apparatus needs to be installed on the satellite which again leads the telescope to the Sun after it comes out of the Earth's

shadow. This apparatus can be developed on the principle of the use of gyroscopes which would stabilize the satellite while it passes through the Earth's shadow or uses current from photoelectric cells. In the latter case the maximum current would coincide with the direction towards the Sun. The controls can be installed just as in the previous case. We note that with such an organization the rotation relative to the axis directed at the Sun is not eliminated.

3. In the event of orientation in relation to the Earth, a method can be proposed based on the use of some sort of artificial vertical. A vertical can be created with the aid of:

a) photoelectric cells directed at the horizon line. The photoelectric cells should be directed at certain angles and set to the horizon until the satellite is separated from the rocket. In connection with the change of altitude of the satellite during its movement along an elliptical orbit the angles between the satellite's axis directed along a vertical and the axes of the photoelectric cells should change automatically so that the horizon line does not fall out of the field of view of the latter. The change of angles might be done via signals from the photoelectric cells themselves;

b) radio waves (a radiovertical). In view of the great remoteness of the satellite from the Earth and, accordingly, the small influence of uneven terrain features, the radiovertical will be sufficiently precise. The creation of a radiovertical is possible in the event that the necessary electrical power is obtained on the satellite. The controllers can be installed the same as in the previous cases;

c) special apparatus, using the properties of the Earth's gravitational field. Without dwelling in detail in this case we will point only to how preliminary research shows that with sufficiently low disturbances at the end of the acceleration phase of the article [or rocket] it is possible to orient a satellite to the Earth sufficiently simply using the irregularity of the field of the Earth's gravity.

Other, more modern, but also more complex means of orientation are possible besides those presented, for example, astronavigation. But the listed means will evidently be sufficient to solve a number of scientific problems.

Finally, it is necessary to dwell on the question of radio communications with the satellite. Since direct communications will be possible only within the line-of-sight distance, in a situation where there are three or four receiving stations located on our territory the radio equipment of the satellite should include a special storage device which operates while the satellite is above the horizon. Then the data acquired could be sent during the satellite's passage over our territory.

As regards the sources of power for the radio on the satellite, in the event that they are batteries, their weight might be estimated at 280 kg for six hours of uninterrupted operation. If the problem of the creation of a special source of electrical power on the satellite itself is solved, even by using solar energy, one will be able to speak of 24-hour operation of the satellite's radio.

On the basis of everything that has been said one can draw up the following approximate weight summary (in kilograms) for a very simple satellite of 3000 kg:

□□□

□□□□

a structure with a device for orienting the satellite

1300 □□□

□□□□

Power sources:

1000
 10000
 the use of batteries for six hours of uninterrupted 280 operation
 280 operation 1000
 10000
 the use of solar power (for example, photoelectric)
 100 cells 1000
 10000
 Equipment for communications with Earth:
 1000
 10000
 a radio with a storage device
 170 1000
 10000
 a television device
 300 1000
 10000
 a cassette with devices to return it to Earth
 180 1000
 10000
 Scientific-research equipment:
 1000
 10000
 scientific equipment
 510-1250 1000
 10000
 camera, film, animals
 160 100 100

This cargo should not all be placed on the satellite right away. For example, the battery can be replaced by a photoelectric device, and the camera and animals need not be taken on each flight. Therefore a different weight can be used for the scientific apparatus. If we take a radio on each flight then the scientific equipment can weigh 510-1070 kg provided that the power source is batteries, and 870-1250 kg on condition that a power source is created with the use of solar energy.

In the event that it is desirable to increase the altitude of the perigee then, as already pointed out, this is possible, but at the expense of reducing the weight of the satellite. For example, with a satellite weight of 2000 kg, according to calculations it turns out that the maximum possible perigee with the adopted article R is 370 km and an apogee of 700 km ($V=7.78$ km/sec) given an equivalent replacement of the payload removed with fuel, that is, with an increase of the tanks of the last stage of the article R. By reducing the weight of the satellite without modifying the tanks, the perigee can be increased to 310 km and the apogee will be ~ 400 km.

With a satellite weight of 2000 kg, considering that the basic structure can be made more easily, the weight of the scientific apparatus will be ~ 320 kg given that the power source is batteries, and ~ 500 kg if the power source uses solar energy.

Satellites with such orbits will rotate around the Earth for no less than 10 years, after which they will nevertheless fall to Earth since atmospheric resistance at an altitude of 300 km, although insignificant, still exists.

MANNED FLIGHT ON EXISTING R ARTICLES

Work to master manned flight on R articles can proceed in parallel with work to prepare the launch of the simplest satellite. The goal of this work is familiarize human beings with the flight conditions on R articles in the upper layers of the atmosphere and beyond the atmosphere, especially in conditions of weightlessness.

This work should be done according to a special program, with a gradual sophistication of the missions of each flight.

The program of these experiments should, in our opinion, be a constituent part of a program of work of the USSR Academy of Sciences to launch R articles. At first, possibly they should result in vertical ascents of a human with the goal of preliminary familiarization with the flight conditions on R articles, then flights with the placement of the article [rocket] on a horizontal acceleration leg with a subsequent downward movement toward the Earth's surface and gliding. The magnitude of the velocity on the horizontal acceleration leg should gradually increase in these last flights.

In the ascent of human beings in R articles, the most essential consideration is the reduction of G-forces to a tolerable magnitude. This can be achieved by a corresponding throttling back of the engine.

The rich experience of aviation should be used when designing a cabin for a human.

THE STUDY OF METHODS OF DESCENT DURING AN APPROACH SPEED IN THE ATMOSPHERE ON THE ORDER OF 8 KM/SEC

This work can also go in parallel with the creation of the simplest satellite. The goal of this work is the development of the necessary means of descent to Earth during an approach speed in the atmosphere on the order of 8000 m/sec. Without doubt the development of these resources can be started with the study of descent at lower speeds with their subsequent gradual increase.

The problem of descent, at a velocity of reentry into the atmosphere on the order of 8000 m/sec, strictly speaking, is the problem either of the descent from the satellite or the descent to Earth of the satellite itself.

We note that this problem can be solved even before the satellite is created as long as it is possible to get the article R to a speed on the order of 7 km/sec. In this event, the program of active flight leg should be chosen such that after the end of the operation of the engine the altitude and angle of climb provide an opportunity to begin descent right away without going into an elliptical orbit. During descent to Earth it is rational to use braking in the atmosphere in order to approach the Earth with a low safe speed.

It is desirable to have from 0° to 4° as the angle of entry into the atmosphere from the conditions of safe descent, which, as calculations show, is completely achievable, considering an altitude of 80 km as the practical boundary of the atmosphere.

One can select two methods to descend with the use of braking in the atmosphere:

- a) a ballistic descent, that is, a descent without the involvement of aerodynamic lift; [and]
- b) a descent with the aid of wings.

In a ballistic descent it is advisable to make the apparatus in the form of a statically stable cone with a cone angle of 90° . With the presence of additional braking devices such a cone will decelerate considerably in the upper levels of the atmosphere. As tentative calculations show the equivalent temperature of the surface of the body can be on the order of $1000-2000^\circ\text{C}$. With such a temperature it is possible to use protective refractory coatings or external cooling by spraying a liquid coolant through pores in the material.

After the velocity becomes subsonic the descent is done with the aid of parachutes. In a ballistic descent, flight management is simplified to a considerable degree, which is the advantage of this method compared to descent on wings. However, in this case it is difficult to ensure sufficiently small G-forces acceptable for the human organism. Approximate calculations show that G-forces over 5 might act on the pilot for one minute. The maximum G-force can reach 7-10. The maximum G-forces can probably be reduced to 5 or 6 by employing controlled braking devices.

Research of the second method, that is, a descent on wings, showed that with a load of $150-200\text{ kg/m}^2$ on the wings, a coefficient of lift $C = 0.05-0.07$, and total drag of the vehicle at approximately five times more than the drag of a fighter aircraft, it is possible through a suitable choice of the descent regime (according to C_y) to secure axial G-loads of less than 3. Normal G-forces do not exceed 1.5 when this is done. Special protective measures need to be employed in view of the heating of the satellite housing during movement in the atmosphere at great speed, although as calculations show, in this case, the temperature of the surface of the descending apparatus turns out to be $800-1500^\circ\text{C}$ lower than in a descent without wings since the flight is being made along a flatter curve. Here the same protective methods can be planned as for a ballistic descent, the use of refractory materials or external cooling by the spraying of a liquid coolant through pores in the material and vaporizing it on the surface of the apparatus. Calculations conducted by a specially developed method have shown that the necessary reserves of coolant (water) constitute a total of 0.3 kg per square meter per minute of flight. According to the calculation, the duration of the effects of high temperatures on the apparatus is on the order of eight minutes.

Such comparatively easy conditions of descent are obtained thanks to low angles of entry into the atmosphere and, accordingly, prolonged braking in the upper levels of the atmosphere. If the angle of entry were, for example, 20° , the surface temperatures of the apparatus would turn out to be considerably higher.

It was noted above that the development of methods of descent might be begun even during the use of apparatuses having a velocity considerably less than 8000 m/second . At the initial stage of work, the article R can be used having a velocity on the order of $3000-3500\text{ m/second}$.

Thus, without doubt, there are technical possibilities for a successful solution to one of the most difficult problems of the creation of a satellite, the problem of the descent of a human from orbit to Earth.

THE POSSIBLE PROSPECTS OF FURTHER WORK

1. An experimental satellite with people. As a result of performing the first stage, of which we have been speaking, it will become possible to begin to make an experimental satellite with people. At the present time we view such a satellite as a prospect, and therefore to a certain degree the first stage problem should be constructed with this work in mind.

By an experimental satellite we mean a satellite designed for the habitation of one or two people in a circular orbit for several months. Ascent to a circular orbit should be done by the method indicated above, that is, an afterburning at the apogee of the transfer ellipse. The experimental satellite should be equipped with devices for the safe return of the people to Earth. The tasks of this satellite are the study of the conditions of the prolonged occupancy of people in it, the experimental solution of a number of problems of a satellite-station, scientific experiments, etc.

Without dwelling on the problems the solution of which are necessary to realize an experimental satellite, we note that a considerable part of them will be solved in the first stage, that is, in the creation of the simplest satellite and the mastery of manned flight on rockets, but the rest, as preliminary research has shown, can be solved on the basis of contemporary technology. Thus, the creation of an experimental satellite with people is possible based on the rockets being developed.

2. A satellite-station. The task of creating a satellite-station can be posed realistically only after an experimental satellite with people is achieved and the mastery of flights and life on it, including the ascent, descent, and control of the satellite.

Since at the present time no efficient way can be suggested of lifting a satellite-station manufactured on Earth into any kind of orbit, there only remains the method of building such a station directly in a chosen orbit. Therefore the achievement of a rendezvous of small satellites of the experimental type around each another in space outside Earth in the orbit chosen for the satellite-station, of which we have been speaking, becomes the most important problem. Whenever this problem is solved the construction of a satellite becomes a purely engineering problem which we will not develop in this report.

3. The problem of reaching the Moon. We will briefly dwell on the problem of reaching the Moon in the near future. We will pose the problem this way: what kind of article R would be needed to obtain a velocity of 11.2 km/second sufficient to reach the orbit of the Moon at the end of the acceleration phase, with the condition that it either falls on it or it flies around it with a possible return to Earth. In the latter case a landing on Earth is made exclusively by braking in the atmosphere. We take the payload to be 1.5 tons.

Calculations which have been done show that if the ascent of such a rocket is done from the Earth's surface then it should be a "cluster" (paket) of the three-stage type, and in the event that engines are used with a specific thrust in vacuum of 310 seconds it would weigh ~650 tons. If the specific thrust is increased to 400 seconds then the weight is reduced to 250 tons and the rocket can be two-stage.

If the ascent of the article R is made to the satellite-station mentioned above and on which the article R should be assembled and supplied with fuel, then its weight with a specific thrust of 310 s would be a total of ~5 tons.

During a flight from an satellite-station of a rocket, designed for landing on the Moon and return to Earth, would weigh on the order of 100 tons (with a specific thrust of 310 seconds and the same payload weight as above). Interplanetary flights are practicable, and the possibility of performing them may draw considerably closer.

CONCLUSION

As already pointed out, at the present time, ways to realize the first stage of the work, including the problem of the simplest satellite, are clear in principle. Thus, one can speak of the creation of the final design of the simplest satellite. The creation of the simplest satellite might be accomplished in the immediate future. In the event that work is immediately begun in this direction.

As regards the problem of human mastery of the technique of space flight on R articles, which should also be included in the first stage, then it can be done on existing models of the article R. The design work might be done and carried out approximately parallel with the work to create the satellite.

The scientific significance of the simplest Earth satellite is indisputable. A whole series of fields of science will be interested in the problem of creating such a satellite.

The science of physics will get an opportunity to more deeply study the nature of cosmic radiation, for example, through the prolonged exposure of plates in order to study the strongest components of cosmic rays, for the study of cosmic radiation in relation to solar radiation in the absence of an atmosphere, and for the study of cosmic rays for a prolonged period of time (on the order of weeks), both in the Earth's shadow as well as in the Sun's rays.

Experimental research to verify the theory of relativity will become possible.

The science of physics of the atmosphere will acquire great opportunities to study the structure of the atmosphere and especially its upper part, the ionosphere.

It ought to be noted that the study of the ionosphere with the aid of a satellite will have great importance for radio engineering, for example, from the point of view of the study of the propagation of radio waves in the atmosphere.

The study of atmospheric phenomena with the aid of a satellite will open new possibilities to meteorology, for example, the ability to receive various data from large areas of the Earth at the same time.

Geophysics will be able to more fully study the energy balance of the Earth, and also its gravitational and magnetic fields.

Broader vistas will open up before astronomy thanks to the absence of an atmosphere and the interference associated with it. For example, it will become possible to observe and more fully study solar radiation, stellar spectra, especially their ultraviolet extremities, the atmospheres of planets, the radiation of outer space, etc.

Undoubtedly, problems in other fields of science can also be pointed out, the solution of which will be successful as a result of the creation of the satellite.

It needs to be pointed out that at the present time it is impossible to give any complete list of problems which can be solved with the aid of the satellite since its creation will lead us into a completely new, unresearched field. However, there is no doubt that the creation of a satellite will open up broad prospects for various fields of science and the first flights might already lead to a number of new discoveries.

The scientific tasks of the satellite ought to be specified by the USSR Academy of Sciences in the immediate future. The Academy of Sciences should also plan the composition of those instruments with which the satellite ought to be equipped.

We will point out that an artificial Earth satellite can also have military importance, the latter increasing with the gradual progress of the technology of building such machines and the realization of the prospects of which we have been briefly speaking.

Colonel-Engineer: p/p
(M. K. Tikhonravov)[\[6\]](#)

Overleaf: 26 May 1954[\[7\]](#)

ARCHIVAL SOURCE: Memorial Office-Museum of Academician M. V. Keldysh, Inv. No. 5891, ll. 1-24.

FIRST PUBLISHED IN: B. V. Raushenbakh, ed., *Materialy po istorii kosmicheskogo korablia 'vostok'* (Moscow: Nauka, 1991), 5-15. A slightly uncensored version was published in: V. A. Davydova, ed., *Pervyi pilotiruemyi polet: sbornik dokumentov v dvukh knigakh, kn. 1-ia* (Moscow: Rodina MEDIA, 2011), 31-43.

[1] Here and after the "Article R" refers to the planned intercontinental ballistic missile, known as the R-7.

[2] Figure of an image of the simplest satellite with a perigee of 170 km and an apogee of 1100 km is not included.

[3] There is a footnote to this proposal: "See the attached map." There is, however, no map in this file.

[4] Figure not included here.

[5] There is a footnote to this proposal: "The limitation in the magnitude of the average angular velocity is due to the difficulty of obtaining sources of high [enough] power for the satellite."

[6] M. K. Tikhonravov, an employee of the NII-4 institute of the Ministry of Defense, was asked by Chief Designer S. P. Korolev (of the NII-88 institute of the Ministry of the Defense Industry) to prepare this memorandum in February 1954. Tikhonravov was helped directly in its preparation by his colleagues I. M. Iatsunskii and G. Iu. Maksimov. In addition, the feedback of others such as designers at NII-88 (V. P. Mishin and K. D. Bushuev), OKB-456 (V. P. Glushko), and the Department of Applied Mathematics of the Mathematics Institute of the USSR Academy of Sciences (M. V. Keldysh) were taken into account. Final updates were added by T. M. Eneev and V. A. Egorov, scientists at the Department of Applied Mathematics, and a final version prepared by 26 May 1954.

[7] Signature illegible.