

*Г. Л. Гдалевич*

## ИЗМЕРЕНИЕ НАПРЯЖЕННОСТИ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ПОЛЯ У ПОВЕРХНОСТИ РАКЕТЫ ВО ВРЕМЯ ЕЕ ПОЛЕТА В ИОНОСФЕРЕ

### ВВЕДЕНИЕ

До настоящего времени, кроме краткого сообщения [1], не было опубликовано экспериментальных данных о напряженностях электростатических полей вблизи поверхности ракеты во время ее полета. Хотя упоминания об измерениях электростатического поля на ракетах в литературе имеются [2], но ни описания методики измерений, ни их результатов не приводится.

Методы измерения напряженности электростатического поля у поверхности проводящего тела, находящегося в непроводящей среде, хорошо известны. Одним из наиболее надежных является метод электростатического флюксметра [3]. Он позволяет определить как собственный электрический заряд тела, так и напряженность внешнего электростатического поля. Измерения для этого надо проводить следующим образом (предполагаем для простоты, что мы имеем дело с телом вращения). Два электростатических флюксметра устанавливаются в диаметрально-противоположных точках 1 и 2 некоторого сечения тела. Тогда составляющая внешнего электростатического поля  $E$  в направлении прямой, соединяющей точки 1 и 2, и заряд тела  $Q$  определяются уравнениями:

$$\left. \begin{aligned} E &= \frac{E_1 - E_2}{2r}, \\ Q &= \frac{E_1 + E_2}{2p}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где  $E_1$  и  $E_2$  — значения напряженности поля, измеренные в точках 1 и 2;  $r$  и  $p$  — коэффициенты, определяемые экспериментально [3].

И определение собственного заряда ракеты, летящей в ионосфере, и измерение электростатического поля в ионосфере представляют значительный интерес. Изучение собственного заряда ракеты в ионосфере может быть использовано для оценки некоторых эффектов, возникающих при ее движении в ионосфере, и может оказаться весьма полезным для интерпретации результатов измерений с помощью приборов, находящихся на ракете и измеряющих параметры ионосферы [4]. Знание напряженности электростатического поля в ионосфере необходимо для создания полной теории полярных сияний, для проверки теорий магнитных бурь и для разрешения ряда других вопросов физики верхней атмосферы. Однако применение на ракете, летящей в ионосфере, метода электростатического флюксметра, о котором шла речь выше, связано с известными осложнениями,

обусловленными тем, что измерения проводятся, во-первых, в среде, обладающей проводимостью (созданной свободными заряженными частицами), а во-вторых, на теле, движущемся в этой среде.

В настоящей статье рассматриваются условия у поверхности ракеты в ионосфере в связи с измерениями электростатического поля, описывается аппаратура, при помощи которой проводились опыты при измерениях этим методом на трех вертикально запущенных геофизических ракетах АН СССР, приводятся и обсуждаются результаты этих опытов.

### 1. УСЛОВИЯ У ПОВЕРХНОСТИ РАКЕТЫ В ИОНОСФЕРЕ В СВЯЗИ С ИЗМЕРЕНИЯМИ НАПРЯЖЕННОСТИ [ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ПОЛЯ]

В ионосфере ракета будет приобретать заряд, так как скорость электронов на два-три порядка выше скорости положительных ионов. Следовательно, ракета будет заряжаться до тех пор, пока токи зарядов противоположного знака на ее поверхность не станут равными [5]. Кроме того, на величину заряда будет влиять фотоэффект, обусловленный воздействием ультрафиолетового и рентгеновского излучения Солнца. Электрическое поле ракеты, создаваемое ее зарядом, будет экранироваться слоем объемного заряда, образующимся вокруг заряженного тела.

Напряженность электростатического поля  $E$  у поверхности ракеты в ионосфере определяется величиной потенциала  $V$ , приобретаемого ракетой, и толщиной экранирующего заряд ракеты слоя объемного заряда  $\delta$  в месте расположения флюксметра [6]:

$$E = \frac{V}{a\delta}, \quad (2)$$

где  $a$  принимает различные значения в зависимости от плотности газа.

Рассмотрим, как заряжается ракета в ионосфере вследствие разности скоростей электронов и ионов (не принимая во внимание движение ракеты). Строго говоря, приобретение заряда поверхностью ракеты из-за различия скоростей положительных ионов и электронов нельзя рассматривать отдельно от токов диффузии, возникающих в результате исчезновения заряженных частиц с ее поверхности, так как заряд на поверхности ракеты в ионосфере устойчиво сохраняется лишь при наличии тока диффузии. Кроме того, время установления потенциала на поверхности и толщина слоя объемного заряда, экранирующего электрическое поле, определяются, как мы далее увидим, концентрацией положительных ионов в этом слое. Концентрацию же положительных ионов можно найти из уравнения диффузии. Однако время установления потенциала на поверхности (в первом приближении, т. е. без учета влияния процесса исчезновения заряженных частиц на поверхности ракеты) на несколько порядков меньше, чем время установления диффузии. Поэтому мы будем рассматривать процесс приобретения заряда ракетой из-за различия скоростей электронов и ионов и образование вокруг нее слоя объемного заряда отдельно от токов диффузии, вызываемых исчезновением заряженных частиц.

В установившемся состоянии общий ток (сумма электронного и ионного токов) на поверхность тела равен нулю. Поэтому потенциал ракеты  $V$  можно определить из условия, что ток положительных ионов равен сумме токов отрицательных ионов и электронов [7]:

$$\frac{eN_+v_+}{4} = \frac{eN_-v_-}{4} \exp\left(-\frac{eV}{kT_i}\right) + \frac{eN_e v_e}{4} \exp\left(-\frac{eV}{kT_e}\right), \quad (3)$$

причем

$$N_+ = N_- + N_e.$$

Здесь  $e$  — заряд электрона;  $N_+$ ,  $N_-$ ,  $N_e$  — концентрации положительных ионов, отрицательных ионов и электронов соответственно;  $v_+$ ,  $v_-$ ,  $v_e$  — их средние (арифметические) скорости при максвелловском распределении, связанные с температурой  $T$  и массой  $M$  соотношением

$$v = \sqrt{\frac{8kT}{\pi M}};$$

$T_i$  и  $T_e$  — температуры ионов и электронов соответственно;  $k$  — постоянная Больцмана. Следует иметь в виду, что при производимых ниже оценках считается  $v_+ \approx v_- \ll v_e$  и  $T_e \gg T_i$ .

Так как ракета при своем движении проходит через ионосферу начиная с самых нижних ее слоев, то представляет интерес рассмотреть процесс заряжения ракеты в трех случаях.

Случай *а*:

$$N_e v_e \exp\left(-\frac{eV}{kT_e}\right) \ll N_- v_- \exp\left(-\frac{eV}{kT_i}\right).$$

При этом из уравнения (3) следует, что  $V = 0$  и условие сводится к

$$N_e v_e \ll N_- v_-.$$

Случай *б*:

$$N_e v_e \exp\left(-\frac{eV}{kT_e}\right) \approx N_- v_- \exp\left(-\frac{eV}{kT_i}\right).$$

При этом  $V = \frac{kT_e}{e}$ . Отсюда  $eV \approx kT_e$ , т. е. средняя тепловая энергия приблизительно равна энергии, необходимой для преодоления потенциального барьера. Условие приводится к виду:

$$N_- v_- \approx N_e v_e \exp\left(\frac{T}{T_e} - 1\right).$$

Случай *в*:

$$N_e v_e \exp\left(-\frac{eV}{kT_e}\right) \gg N_- v_- \exp\left(-\frac{eV}{kT_i}\right).$$

Отметим, что случаи *а* и *б* относятся к слою *D* и к началу слоя *E*. Случай *в* относится, по-видимому, ко всей остальной части ионосферы.

Из рассмотрения случаев *а* и *б* следует, что чем больше относительная концентрация отрицательных ионов, тем меньше приобретаемый ракетой отрицательный потенциал. Исследуем поэтому случай  $N_- < N_e$ , т. е.  $N_+ \approx N_e$ . Из уравнения (3) (после подстановки значения скоростей

$v = \sqrt{\frac{8kT}{\pi M}}$ ) получим

$$V = \frac{kT_e}{2e} \ln \frac{T_e M}{T_i m},$$

где  $m$  — масса электрона,  $M$  — масса иона.

Так как отношение  $T_e/T_i$  входит под знаком логарифма, то различие температур в несколько раз очень слабо влияет на величину потенциала; в то же время маловероятно [8], чтобы  $T_e$  отличалось от  $T_i$  на порядок.

Поэтому мы не будем учитывать различие температур электронов и ионов. Тогда

$$V = \frac{kT_e}{2e} \ln \frac{M}{m}. \quad (4)$$

Так как в области высот 80—500 км  $2 \cdot 10^4 \leq M/m \leq 6 \cdot 10^4$  (см. [9]), то

$$eV \approx 5kT_e. \quad (5)$$

Как было отмечено, при установлении потенциала вокруг ракеты образуется слой объемного заряда, в котором концентрация электронов отличается от концентрации электронов в свободной ионосфере. Оценим толщину этого слоя, т. е. расстояние, на котором сказывается заряд ракеты. Для простоты подсчитаем  $\delta$  для плоского тела (получаемая при этом оценка будет справедлива для тела, у которого радиус кривизны поверхности много больше толщины слоя объемного заряда). Для этого можно воспользоваться формулой, приведенной В. Л. Грановским ([6], стр. 43). Используя обозначения, употребляемые в настоящей статье, имеем

$$\delta = A^{1/r} V^{m/r} j_+^{-1/r}, \quad (6)$$

где  $j_+ = \frac{eN_+v_+}{4}$ ;  $V = \frac{5kT_e}{e}$ ;  $A$ ,  $m$  и  $r$  принимают различные значения в зависимости от отношения  $l/\delta$  ( $l$  — длина свободного пробега<sup>1</sup>). Таким образом, вид зависимости  $\delta$  от  $N_+$  определяется плотностью воздуха на высоте, на которой движется ракета.

На рис. 1 представлена зависимость  $\delta = f(N_+)$  для случая  $l > \delta$ .

В этом случае  $A = \frac{\sqrt{2}}{9\pi} \sqrt{\frac{e}{M}}$ ,  $m = \frac{3}{2}$ ,  $r = 2$ . Из графика следует, что уже при  $N_+ = 10^3$  ион·см<sup>-3</sup> величина  $\delta$  не превышает 15 см, что, например, для ракет типа ФАУ-2 оправдывает предположение о плоском виде зонда. Из рис. 1 также следует, что при изменении концентрации в десять раз  $\delta$  изменяется примерно в три раза; это, согласно (2), как раз и соответствует изменению напряженности поля ( $E \sim N_+^{1/2}$ ). Изменения потенциала ракеты, связанные с изменением температуры в ионосфере, вызывают изменения  $\delta$  [см. формулу (6)], так что напряженность электростатического поля, создаваемого зарядом ракеты, довольно слабо зависит от температуры ( $E \sim T_e^{1/2} T_i^{1/4}$ ). Таким образом, изменения напряженности электростатического поля, создаваемого собственным зарядом ракеты, будут значительно меньше изменений параметров ионосферы (концентрации заряженных частиц и температуры).

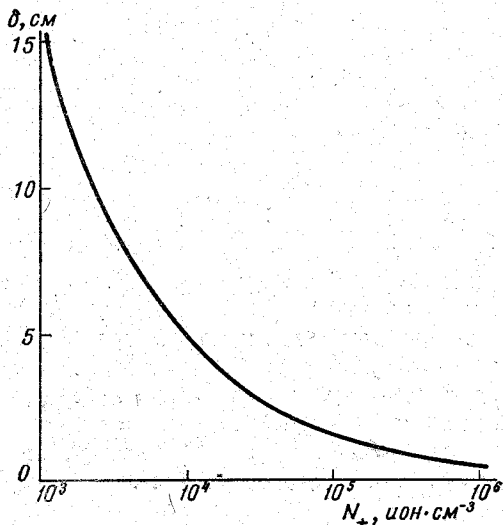


Рис. 1. Зависимость толщины ленгмюровского слоя  $\delta$  от концентрации положительных ионов  $N_+$  для случая  $l > \delta$ ,  $T = T_e = 300^\circ \text{K}$ ;

$$V = \frac{5kT_e}{e}$$

<sup>1</sup> Значения  $l$  на различных высотах приведены в таблице (см. Приложение), составленной по данным ракетных измерений [10].

Движение ракеты сравнительно мало сказывается на величине ее потенциала и толщине слоя объемного заряда, так как средняя тепловая скорость ионов при наибольших скоростях движения ракеты одного порядка со скоростью ракеты. Но движение ракеты приводит к перераспределению токов, текущих на ее поверхность. Это создает неравномерное распределение концентрации положительных ионов у поверхности ракеты (как в направлении от вершины к хвостовой части ракеты, так и в диаметрально противоположных точках поверхности) и, возможно, приводит к появлению постоянных токов, текущих на отдельные участки поверхности ракеты. Неравномерность распределения концентрации заряженных частиц способствует появлению различий в толщине объемного заряда в местах расположения датчиков, а следовательно [см. формулу (2)] и может обусловить разницу в измеренных датчиками значениях напряженности электростатического поля. Появление токов, текущих на рабочую поверхность датчиков, может привести к искажению результатов измерений напряженности электростатического поля [11].

Аналогичные явления (различие толщин объемного заряда и появление токов) возникают из-за фотоэффекта, но между эффектами, обусловленными движением ракеты, и эффектами, появляющимися в результате эмиссии электронов, имеется различие. Роль эффектов, возникающих из-за движения ракеты, уменьшается по мере подъема ракеты, и в вершине траектории эти эффекты практически отсутствуют. Фотоэффект с поверхности ракеты практически остается постоянным во всей области высот, в которой ракета освещена лучами Солнца. Кроме того, фотоэффект под воздействием ультрафиолетового и рентгеновского излучения Солнца и вторичная эмиссия с поверхности ракеты уменьшают отрицательный потенциал ракеты, а в некоторых случаях могут привести к появлению положительного заряда ракеты.

Различия в толщинах слоев объемного заряда в местах расположения датчиков будут появляться и из-за движения ракеты в магнитном поле Земли, так как при этом возникает разность потенциалов между диаметрально противоположными точками поверхности ракеты. Разность потенциалов (в вольтах) между двумя точками поверхности ракеты, отстоящими друг от друга на расстоянии  $l$  (см), может достигать значения

$$\Delta V = 10^{-8} u H l,$$

где  $u$  — скорость ракеты,  $H \approx 0,4$  э — напряженность магнитного поля Земли. Если  $l \approx 10^2$  см, а  $u = 2 \cdot 10^5$  см·сек<sup>-1</sup>, то  $\Delta V \approx 0,1$  в. Соответствующая напряженность поля на поверхности ракеты будет  $E = \Delta V/l \approx 10^{-3}$  в·см<sup>-1</sup>. Это поле в проводящей среде создает ток, текущий на поверхность ракеты и, следовательно, на рабочую поверхность датчиков. Такой ток будет влиять на результаты измерений практически только в том случае, если напряженность поля, обусловленного собственным зарядом, соизмерима с напряженностью поля, обусловленного индукцией в магнитном поле, или меньше этой напряженности. Поскольку этот эффект связан со скоростью движения ракеты, то в вершине траектории он отсутствует. Следует отметить, что разность измеренных значений напряженности поля, связанная с эффектами движения, для стабилизированных ракет должна менять знак после прохождения вершины траектории.

Таким образом, проведенное рассмотрение показывает, что создаваемое собственным зарядом ракеты поле будет мало изменяться по мере подъема ракеты по сравнению с изменениями параметров среды (концентрация заряженных частиц и их температура) в случае измерений на стабилизированных ракетах. В случае нестабилизированных ракет, толщины

слоев объемного заряда в местах расположения датчиков могут изменяться вследствие вращения и соответственно могут изменяться измеряемые датчиками значения напряженности электростатического поля.

Что касается внешних электростатических полей в ионосфере, то необходимо отметить следующее. Вследствие высокой проводимости ионосферы маловероятно, чтобы там наблюдались большие значения стационарных полей. Но поскольку в ионосферу постоянно вторгаются заряженные частицы, то возможно нарушение квазинейтральности в отдельных областях и возникновение при этом электростатических полей. Кроме того, поскольку в ионосфере существуют токовые движения, они сопровождаются соответствующим статическим полем. Так как в вершине траектории все токи, вызываемые движением ракеты, отсутствуют, то само наличие постоянных токов (если нет фотоэффекта с поверхности ракеты) свидетельствовало бы о наличии электростатического поля.

В заключение настоящего раздела остановимся на вопросе о времени установления потенциала ракеты, так как при вращении экранной пластины флюксметра вблизи измерительной пластины непрерывно нарушаются квазистационарные условия. В этом случае на прибор периодически течет ток, который не будет сказываться на результатах измерений только в том случае, если время установления потенциала много меньше постоянной времени электростатического флюксметра (см. раздел 2). Для оценки времени установления можно воспользоваться тем обстоятельством, что изменение заряда в любой момент времени равно разности электронного и ионного токов в этот момент. Разность токов будет определяться тепловыми токами, фототоком и направленным током ионов в результате движения ракеты. Индукцию зарядов при движении в магнитном поле Земли учитывать не нужно, так как магнитное поле только перераспределяет заряды, а полный заряд ракеты при этом остается неизменным. Следовательно, скорость увеличения заряда ракеты будет

$$\frac{dQ}{dt} = C \frac{dV}{dt} = \int_S (j_e - j_+ - j_\Phi - j_H) dS,$$

где  $C$  — емкость ракеты в ионосфере;  $S$  — поверхность ракеты;  $j_e = \frac{eN_e v_e}{4} \exp\left(-\frac{eV}{kT_e}\right)$  — плотность электронного тока;  $j_+ = \frac{eN_+ v_+}{4}$  — плотность тока положительных ионов;  $j_\Phi$  — плотность фототока;  $j_H = eN_+ u$  — плотность направленного тока положительных ионов,  $u$  — скорость ракеты.

Для простоты предположим, что плотности токов не изменяются вдоль поверхности ракеты. (При этом надо считать, что фототок и направленный ток текут на половину поверхности). Тогда

$$C \frac{dV}{dt} = S \left[ \frac{eN_e v_e}{4} \exp\left(-\frac{eV}{kT_e}\right) - \frac{eN_+ v_+}{4} - \frac{j_\Phi}{2} - \frac{j_H}{2} \right]. \quad (7)$$

Как обычно принято, временем установления будем считать время, в течение которого потенциал достигает 67% от полной величины потенциала, приобретаемого ракетой в ионосфере. При таком значении потенциала в результате решения уравнения (7) получаем время установления

$$t = \frac{C}{S} \frac{kT_e \left[ \ln \frac{A_1 - A_2}{A_1 \exp\left(-0,67 \frac{eV}{kT_e}\right) - A_2} - 0,67 \frac{eV}{kT_e} \right]}{e \left[ eN_+ \left( \frac{v_+}{4} + \frac{u}{2} \right) + \frac{j_\Phi}{2} \right]}, \quad (8)$$

где

$$A_1 = \frac{eN_e v_e}{4}, \quad A_2 = \frac{eN_+ v_+}{4} + \frac{i_\Phi}{2} + \frac{i_H}{2}.$$

Для расчета необходимо определить емкость ракеты с учетом объемного заряда, образующегося вокруг нее. Для этого воспользуемся выражением для заряда ракеты  $Q$

$$Q = CV = \frac{\int EdS}{4\pi}, \quad (9)$$

где  $E$  — напряженность поля у поверхности ракеты,  $\int EdS$  — интеграл по поверхности ракеты.

Напряженность поля  $E$  определяется соотношением (2). Так как на высотах более 120 км  $\delta \ll l$  (см. Приложение), то значение  $a$  в (2) будет  $a = 1,3$ . Подставляя (2) в (9) и предполагая для простоты, что  $\delta$  не изменяется вдоль поверхности ракеты, получаем

$$C \approx \frac{S}{16\delta}.$$

Тогда из (8) имеем

$$t \approx \frac{1}{16\delta} \frac{kT_e \left[ \ln \frac{A_1 - A_2}{A_1 \exp\left(-0,67 \frac{eV}{kT_e}\right) - A_2} - 0,67 \frac{eV}{kT_e} \right]}{e \left[ eN_+ \left( \frac{v_+}{4} + \frac{u}{2} \right) + \frac{i_\Phi}{2} \right]}. \quad (10)$$

Так как фототок и направленный ток положительных ионов уменьшают время установления, то при расчете по формуле (10) мы не будем учитывать эти токи. Тогда, воспользовавшись (5), получим

$$t = \frac{0,15}{16\delta} \frac{kT_e}{e^2 N_+ v_+} \approx 5 \cdot 10^{-6} \text{ сек.}$$

Для получения максимального возможного времени установления параметров при расчете были выбраны (с учетом условий в ионосфере) следующими  $T_e = T_i = 10^3 \text{ К}$ ,  $v_+ = 10^5 \text{ см.сек}^{-1}$ ,  $\delta = 1 \text{ см}$ ,  $N_+ = 10^4 \text{ см}^{-3}$ .

## 2. ПРИМЕНЯЕМАЯ АППАРАТУРА

Для измерений был выбран метод электростатического флюксметра [3]. При разработке прибора для измерений напряженности поля был использован опыт изготовления такого рода аппаратуры для тропосферных измерений [12]. Разработанная и использованная в описываемых экспериментах аппаратура представляет собой устройство, предназначенное для одновременного определения величины и знака напряженности электростатического поля в двух точках поверхности тела. В соответствии с этим аппаратура для измерений состоит из двух датчиков, преобразующих измеряемую в заданных точках напряженность электростатического поля в переменное напряжение, усилителя-преобразователя, в котором совмещены два измерительных канала, и соединительных кабелей.

В составе каждого датчика имеются измерительная и экранирующая пластины, электродвигатель, с помощью которого осуществляется вращение экранирующей пластины, и магнитоэлектрический генератор, создающий опорное напряжение для работы синхронного детектора в усилителе-преобразователе.

Измерительная и экранирующая пластины изготовлены в виде плоских дисков с шестью равномерно расположенными вырезами в виде секторов для увеличения частоты экранирования и экспонирования. Для уменьшения контактной разности потенциалов между пластинами они изготовлены из одного листа латуни и никелированы. Расстояние между пластинами выбрано равным 3 мм.

Магнитоэлектрический генератор представляет собой магнит из высокомагнитного материала с магнитной индукцией  $B \geq 6000$  гс и коэрцитивной силой  $f \geq 400$  э, который насажен на одну ось с экранирующей пластиной; магнит вращается в железном яре с катушками, насаженными на выступы последнего. Такой выбор конструкции генератора обеспечивает простоту съема напряжения и отсутствие при этом наводок. Совпадение частоты генератора с частотой измеряемого напряжения обеспечивается выбором формы магнита в виде звездочки с шестью парами полюсов в соответствии с шестью секторами измерительной и экранирующей пластин. Конструкция генератора позволяет получать напряжения с амплитудой примерно 100 в (использовался электродвигатель со стабилизированной скоростью вращения, равной  $9000 \text{ об} \cdot \text{мин}^{-1}$  с точностью  $2 \div 3\%$ ). Для уменьшения наводок измерительная цепь отделена от цепей питания и магнитоэлектрического генератора.

Усилитель-преобразователь, принципиальная схема которого показана на рис. 2, содержит два канала, в каждом из которых имеется усилитель, синхронный детектор, катодный повторитель, устройство для автоматического переключения чувствительности и выпрямитель.

Усилитель представляет собой трехкаскадный усилитель на лампах 6Ж1Б (лампы Л1, Л2 и Л5 или Л6) с безындукционным фильтром на частоту 900 гц и служит для усиления сигналов, вырабатываемых датчиком. Коэффициент усиления усилителя при максимальной чувствительности равен  $5 \cdot 10^5$ . Полоса пропускания усилителя равна 100 гц (по уровню 0,95). Автоматический переключатель чувствительности был необходим в первых экспериментах для расширения диапазона измеряемых значений напряженности поля. Он состоит из двухкаскадного усилителя на лампах 6Ж1Б (Л3 и Л4). Для переключения в аноде второго каскада поставлено реле Р1 (или Р2) типа PS-81.

Синхронный детектор представляет собой мост, в два плеча которого включены диоды ДГЦ-8. Измеряемое напряжение подается на синхронный детектор с третьего каскада усилителя одновременно с опорным напряжением, вырабатываемым магнитоэлектрическим генератором датчика и превосходящим в несколько раз измеряемый сигнал. Применение синхронного детектора позволяет различать направление электрического поля, избавляться от помех, не синхронных с измеряемым сигналом, и ослаблять сигналы, находящиеся с измеряемым в определенной фазе, отличной от 0 и  $180^\circ$ .

Одновременное применение в схеме автоматического переключателя чувствительности и синхронного детектора в ряде случаев позволяет определить, вызываются ли изменения выходного сигнала измеряемым (рабочим) сигналом или постоянными токами, модулированными вращением экранной пластины (токи помехи). Действительно, токи помехи имеют сдвиг фаз  $90^\circ$  относительно входного рабочего тока при работе электростатического флюксметра в режиме сопротивления [11]. В приборах,



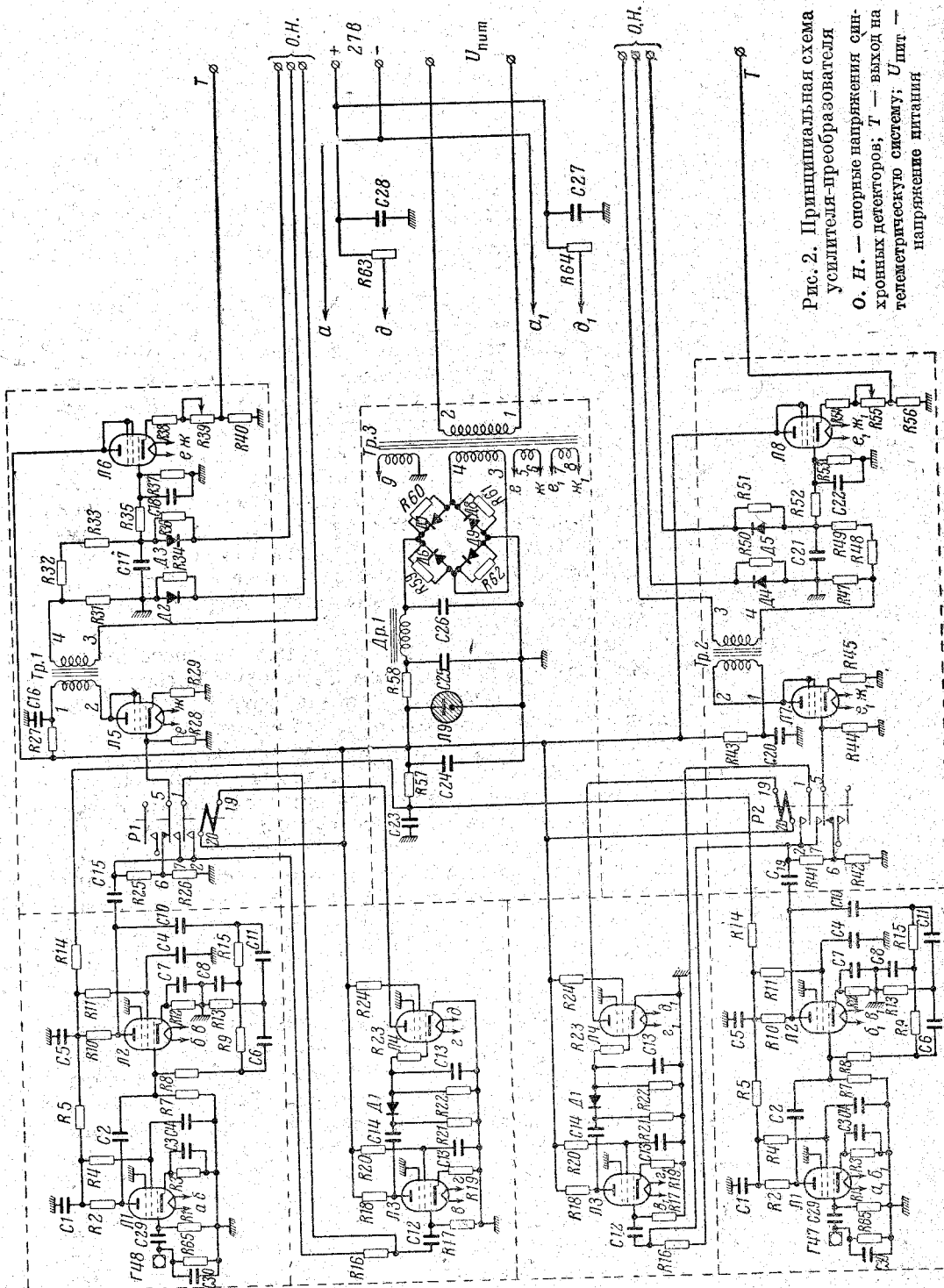


Рис. 2. Принципиальная схема усилителя-преобразователя О. Н. — опорные напряжения синхронных детекторов; Т — выход на телеметрическую систему; Uпит — напряжение питания

использованных в описываемых ниже экспериментах, сдвиг фаз  $\phi$  между опорным напряжением синхронного детектора и рабочим напряжением детектора, обусловленным действием измерительной схемы, не превышал  $10^\circ$ . Следовательно, в этих приборах синхронный детектор ослабляет влияние токов помехи на выходные сигналы, по сравнению с влиянием рабочих токов, примерно в пять раз, а на автоматический переключатель чувствительности токи помехи влияют так же, как и рабочие токи. Поэтому, если входной сигнал, измеренный на выходе усилителя в момент переключения чувствительности, в пять раз меньше сигнала, при котором должно происходить переключение, измеренные значения напряженности определяются токами помехи, а не рабочими токами.

Катодный повторитель (лампа Л6 или Л8) применяется для согласования выходных параметров усилителя-преобразователя с телеметрической системой.

Чувствительность используемых приборов (до переключения на более грубый диапазон) такова, что  $0,1\epsilon$  на выходе усилителя соответствует напряженности поля  $E = 0,2 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1}$ . Переключение чувствительности для данных приборов должно было происходить в случае отсутствия токов помех при  $E = 6 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1}$ .

После изготовления аппарата была испытана на работоспособность в условиях вибрации, при постоянных ускорениях, в широком диапазоне температур, в разреженной среде. Испытания показали, что изменение чувствительности прибора не превышает 15%, а изменение нулевых показаний прибора за 30 минут не превышало  $0,2 \epsilon$ . Поскольку  $0,2 \epsilon$  соответствуют напряженности поля  $0,4 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1}$ , то максимальная ошибка  $\Delta E = \pm 0,4 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1} + (0,15 E)$ .

Таким образом, эта аппаратура отвечает всем требованиям, предъявляемым к аппаратуре, работающей в условиях полета ракеты. Кроме того, при разработке были учтены особенности, возникающие при измерении электростатических полей в условиях проводящей среды. В частности, объемный заряд, остающийся между измерительной и экранирующей пластинами в момент экранирования измерительной пластины и создающий электростатическое поле, будет мало сказываться на результатах измерений, так как частота экранирования  $f = 900 \text{ гц}$  и поэтому период экранирования  $T \approx 10^{-3} \text{ сек}$  на порядок больше времени рассасывания объемного заряда  $t \approx 10^{-4} \text{ сек}$ .

Время рассасывания объемного заряда определяется расстоянием между измерительной и экранирующей пластинами  $d$  и скоростью  $v_+$  теплового движения положительных ионов:  $t = d/v_+$ . В нашем случае  $d = 0,3 \text{ см}$ ,  $v_+ \geq 10^4 \text{ см} \cdot \text{сек}^{-1}$ .

Постоянная времени  $\tau$  для разработанного прибора выбрана таким образом, чтобы постоянный ток, который течет на измерительную пластину при ее экспонировании только до момента установления потенциала, не сказывался на результатах измерений. Поскольку время установления потенциала  $t \approx 5 \cdot 10^{-6} \text{ сек}$  (см. выше), то  $\tau$  было выбрано равным  $5 \cdot 10^{-5} \text{ сек}$ .

Для градуировки прибора используется специальная пластина, укрепленная на крышке датчика, защищающей измерительную и экранирующую пластины от механических повреждений при наземных работах. Градуировочная пластина поставлена на расстоянии  $d = 1 \text{ см}$  от измерительной пластины и образует вместе с последней плоский конденсатор. На градуировочную пластину подается постоянное напряжение относительно корпуса датчика. Изменяя напряжение, подаваемое на пластину, и фиксируя показания на выходе усилителя-преобразователя, получаем градуировочную характеристику прибора. Для учета того, что градуиро-

вочная пластина находится на конечном расстоянии, а также краевого эффекта конденсатора экспериментально (в лаборатории) определялся коэффициент  $K$  перехода к реальным условиям. Измерения проводились в конденсаторе с пластинами размером  $100 \cdot 100 \text{ см}^2$ . В середине одной из пластин и на одном уровне с нею помещалась экранная пластина датчика. При последовательном удалении пластин на расстояние  $d$  и сохранении постоянной расчетной напряженности поля  $E$  определяли  $K$ . На рис. 3 приведены градуировочные характеристики прибора при  $d$  равном 10, 15 и 20 см соответственно. Практически все три характеристики совпадают. Здесь же показана градуировочная характеристика прибора, снятая с помощью градуировочной пластины; из рисунка следует, что  $K = 2,2$ .

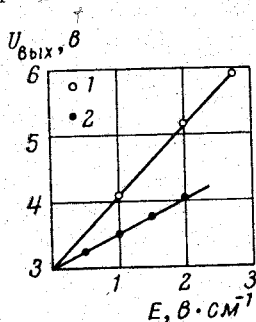


Рис. 3. Градуировочные характеристики прибора:

1 — получена с помощью градуировочной пластины; 2 — получена в плоском конденсаторе при расстоянии между пластинами  $d = 10$ ; 15; 20 см

### 3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Первый из обсуждаемых здесь экспериментов был проведен 9.IX 1957 г. в 19 час. 54 мин. (после захода Солнца; угол погружения —  $6^\circ$ , что соответствует высоте земной тени около 30 км). Ракета во время полета в ионосфере не была стабилизирована и могла вращаться. Результаты этого эксперимента приводятся на рис. 4. Напряженность электростатического поля соответствовала отрицательному заряду ракеты по всей области высот, кроме высот 175—200 км, где напряженность поля, измеряемого одним из датчиков, на обеих ветвях траектории соответствовала положительному заряду ракеты. На восходящей ветви траектории значения напряженности электростатического поля по измерениям двух датчиков отличаются друг от друга до высоты 175 км не более чем на  $0,15 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1}$ . На высоте 175 км напряженность поля, измеряемая одним из датчиков, резко изменяется, и напряженности поля, измеренные каждым датчиком, значительно отличаются. На нисходящей ветви траектории картина качественно повторяется, но напряженности поля, измеряемые двумя датчиками, отличаются друг от друга несколько больше, чем на восходящей ветви траектории. Обращает на себя внимание, что в вершине траектории показания обоих датчиков практически совпадают, и напряженность поля, измеренная каждым датчиком, равна  $0,6 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1}$ . Следует отметить также, что кривые на рис. 4 пересекаются на некоторых высотах.

Второй эксперимент был осуществлен 21.II 1958 г. в 12 час. 40 мин. Результаты представлены на рис. 5. Во время эксперимента один из датчиков (1) подключался к телеметрической системе периодически, а другой (2) непрерывно. К сожалению, для высоты более 300 км на восходящей ветви траектории и более 325 км на нисходящей ветви результаты отсутствуют. На нисходящей ветви траектории запись прекратилась на высоте 185 км. Следует отметить, что во время этого эксперимента, в отличие от предыдущего, ракета была стабилизирована на протяжении всего полета.

На восходящей ветви траектории до высоты 225 км и на нисходящей ветви напряженность поля, измеряемая обоими датчиками, соответствовала отрицательному заряду ракеты. На восходящей ветви траектории напряженность поля, измеряемая в области высот 225—300 км датчиком 2, и в области 250—285 км датчиком 1, имеет резкие выбросы и соответствует положительному заряду ракеты. Обращают на себя внимание

периодические изменения напряженности электростатического поля, измеряемого датчиком 2, подключенным к непрерывному каналу, на нисходящей ветви траектории в области высот 325—250 км. К сожалению, измерения напряженности поля другим датчиком не дают возможности сделать заключение о характере изменений, так как в моменты изменений

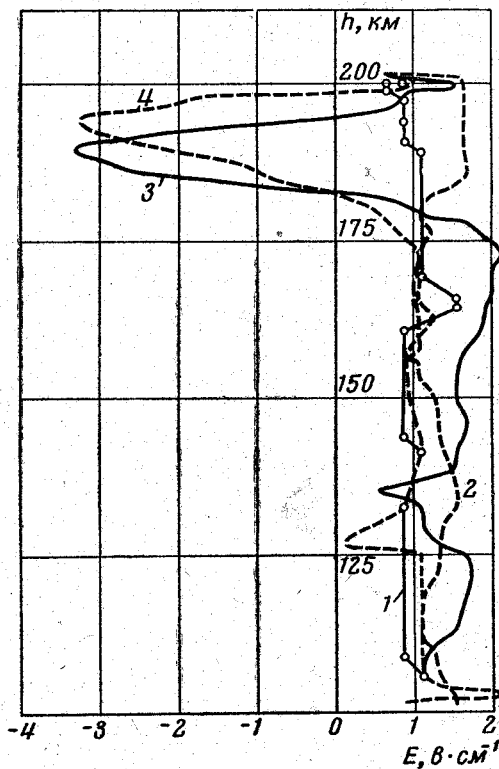


Рис. 4. Зависимость напряженности электрического поля  $E$  высоты  $h$  в эксперименте 9.IX 1957 г.

1, 2 — результаты измерений первого датчика при подъеме и спуске ракеты соответственно; 3, 4 — то же для второго датчика

измерения отсутствуют. Значения напряженности поля на восходящей ветви траектории, измеренные датчиком 2, подключенным к непрерывному каналу, лежат в основном левее значений, измеренных другим датчиком, а на нисходящей ветви — правее.

Третий эксперимент был произведен 27.VIII 1958 г. в 15 час. 40 мин. Во время всего полета в ионосфере ракета была стабилизирована. Результаты эксперимента приведены на рис. 6.

Во время эксперимента оба датчика подключались к телеметрической системе непрерывно. При этом были получены результаты на протяжении всей восходящей траектории (включая вершину траектории), а на нисходящей ветви запись прекратилась на высоте 150 км. Как видно из рис. 6, напряженность поля, измеренная одним из датчиков на восходящем участке в области высот 100—185 км и другим датчиком на нисходящем участке в области высот 160—260 км, соответствует положительному заряду ракеты. На протяжении остальной части полета напряженность поля, измеряемая обоими датчиками, соответствует отрицательному заряду

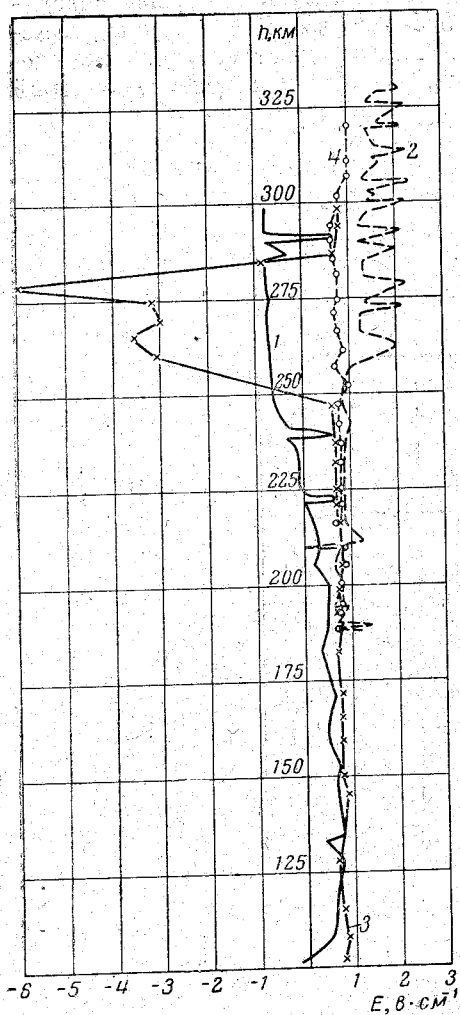


Рис. 5. Зависимость напряженности электрического поля от высоты в эксперименте 21.11.1958 г.

Обозначения те же, что на рис. 4

кеты. Следует отметить, что напряженности поля, измеренные обоими датчиками, отличаются друг от друга на протяжении всего полета, включая вершину. Разность между значениями напряженности электростатических полей, измеренными разными датчиками, меняет знак при прохождении вершины (10 км от вершины).

Обращают на себя внимание, как и в предыдущем эксперименте, периодические изменения напряженности электростатического поля, зарегистрированные одним из датчиков в области высот 350—415 км.

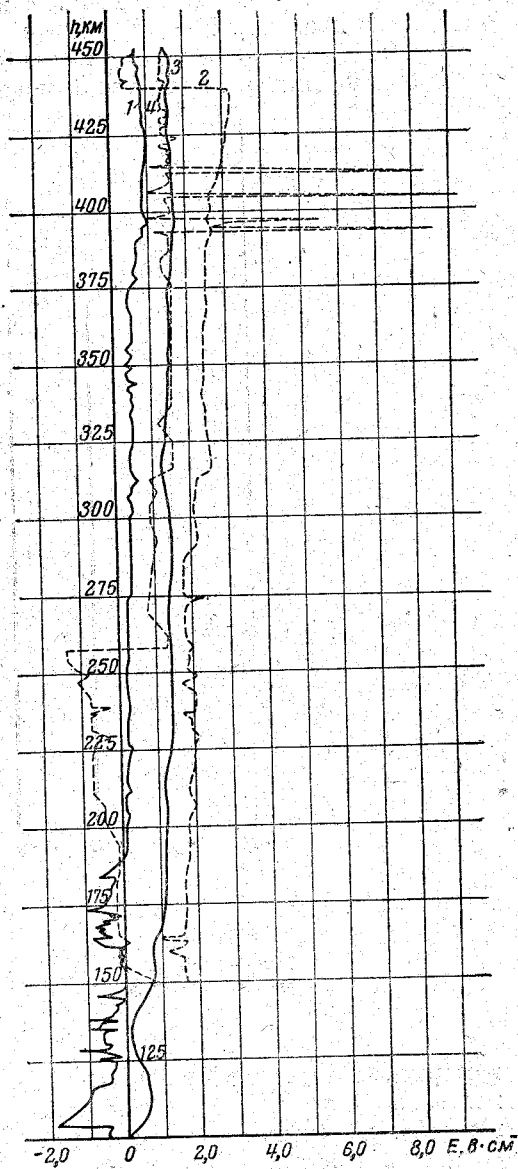


Рис. 6. Зависимость напряженности электрического поля от высоты в эксперименте 27.VIII.1958 г.

Обозначений те же, что на рис. 4

## 4. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ И ВЫВОДЫ

Не рассматривая все особенности кривых, показанных на рис. 4—6, обратим внимание на достоверность полученных значений напряженности  $E$  на два наиболее существенных результата наших экспериментов: 1) знак заряда ракеты; 2) наличие внешнего электростатического поля в ионосфере. В основном напряженность электростатического поля соответствовала отрицательному заряду ракеты и колебалась в пределах  $0,2—2 \text{ в.см}^{-1}$ . Необходимо отметить, однако, что есть участки траектории, на которых ракета имела положительный заряд.

Для оценки достоверности измеренных значений достаточно обсудить вопрос о различии напряженностей электростатического поля, регистрируемых датчиками одновременно в каждом из экспериментов. Действительно, указанное различие, характеризующее согласно формуле (1) наличие внешнего электростатического поля в ионосфере, является наиболее удивительным из всех полученных результатов. Оно может быть либо результатом ошибок при измерении (аппаратурные ошибки, влияние токов помехи), либо результатом особенностей измерений в ионосфере (различие в толщине слоя объемного заряда в местах расположения датчиков). В последнем случае измеренные значения напряженности электростатического поля соответствуют реальным напряженностям у поверхности ракеты в ионосфере, но различие напряженностей, регистрируемых датчиками одновременно, может не характеризовать внешнего электростатического поля.

В соответствии с изложенным выше (разделы 1 и 2) причины, вызывающие появление различий в измеряемых датчиками значениях напряженности, можно разделить на пять основных групп.

I. Аппаратурные ошибки: 1) изменения условного нуля усилителя-преобразователя в обоих каналах; 2) изменение контактной разности потенциалов обоих датчиков; 3) изменение коэффициентов усиления обоих каналов усилителя; 4) различный уход частоты электродвигателей.

Следует отметить, что поскольку мы рассматриваем ошибку разности измеренных значений напряженности электростатического поля, то одинаковые изменения на выходе усилителя в обоих каналах не создают ошибок.

II. Эффекты, связанные с движением ракеты: 1) появление постоянных токов помехи, возникающих в результате перераспределения зарядов вокруг ракеты из-за ее движения в ионосфере; 2) различие в толщине объемного заряда в местах расположения первого и второго датчиков; 3) индукция зарядов, обусловленная движением в магнитном поле Земли.

III. Эффекты, связанные с воздействием ультрафиолетового и рентгеновского излучений Солнца: 1) фотоэмиссия с измерительной пластины датчиков; 2) фотоэмиссия с части поверхности ракеты.

IV. Эффекты, связанные с наличием внешнего электростатического поля: 1) токовые движения в ионосфере; 2) объемные заряды.

V. Эффекты, связанные с ветрами в ионосфере.

Как показали лабораторные испытания разработанной аппаратуры (см. раздел 2), максимальная среднеквадратичная аппаратурная ошибка для измеренных значений  $E \leq 3 \text{ в.см}^{-1}$  не превышает  $0,6 \text{ в.см}^{-1}$  (в действительности ошибка могла быть меньше). Поэтому если различия напряженностей превышают  $1,2 \text{ в.см}^{-1}$ , то аппаратурные ошибки можно не принимать во внимание.

При обсуждении результатов измерений сначала попытаемся объяснить их, не рассматривая эффекты, связанные с наличием внешнего электростатического поля.

Обратимся к результатам эксперимента, проведенного 9.IX 1957 г. (см. рис. 4). Абсолютные значения напряженности, измеренные в этом эксперименте, значительно больше максимально возможных аппаратурных ошибок. Анализ работы переключателя чувствительности показывает, что плотность токов помехи в этом эксперименте не превышала  $5 \cdot 10^{-10} \text{ а} \cdot \text{см}^{-2}$ , так как переключений чувствительности во время полета ракеты в ионосфере не происходило. Следовательно, влияние токов помехи незначительно. Таким образом, измеренные значения напряженности электростатического поля соответствуют реальным напряженностям у поверхности ракеты в ионосфере.

Пересечение кривых 1 и 3, 2 и 4 на рис. 4, показывающих измеренные различными датчиками напряженности, можно объяснить все время меняющимся из-за вращения ракеты в этом эксперименте распределением плотности положительных ионов в местах расположения флюксметров (эффекты групп II и III). Разность одновременно измеренных датчиками значений напряженности на восходящей и нисходящей ветвях траектории, за исключением напряженности в области высот 175—200 км, может быть также объяснена и аппаратурными ошибками и эффектами групп II и III. На высоте 175—200 км при подъеме и спуске ракеты напряженность поля, измеренная одним из датчиков, изменяет направление, а различие напряженностей, измеренных двумя датчиками в этой области, становится настолько большим, что ни аппаратурными эффектами, ни влиянием токов помехи нельзя его объяснить. Изменение направления поля и такую величину разности невозможно объяснить эффектами движения, поскольку вблизи вершины траектории эти эффекты малы. Кроме того, для объяснения равенства напряженностей в вершине траектории и различия в области высот 175—200 км необходимо предположить, что в вершине траектории ракета поворачивается на  $180^\circ$ , что маловероятно. Все-таки возможно, что это изменение знака в определенной области высот объясняется влиянием фотоэффекта и одновременным вращением ракеты. Равенство напряженностей поля, измеренных датчиками в вершине траектории, не противоречит такому объяснению, так как вблизи поверхности неподвижной ракеты происходит выравнивание плотностей положительных ионов.

Для решения вопроса о влиянии эффектов, связанных с движением ракеты и фотоэмиссией, обратимся к следующим экспериментам. Рассмотрим результаты опыта, проведенного 21.II 1958 г. (см. рис. 5).

Абсолютные значения измеренных датчиками напряженностей электростатического поля в этом эксперименте, как и в эксперименте 9.IX 1957 г., значительно больше максимально возможных аппаратурных ошибок. Анализ работы переключателя чувствительности показывает, что плотность токов помехи нигде, кроме области высот 250—280 км при подъеме ракеты, не превышала величины  $5 \cdot 10^{-10} \text{ а} \cdot \text{см}^{-2}$ . В области высот 250—280 км происходило переключение чувствительности в канале усилителя, подключаемого к телеметрической системе с перерывами. К сожалению, отсутствие непрерывной записи по этому каналу не позволяет решить вопрос, объясняются ли выбросы в этой области высот эффектами групп V или IV.

Как уже отмечалось, в этом эксперименте, в отличие от предыдущего, ракета была стабилизирована. Однако, несмотря на это, как видно из рис. 5, имеется участок (область высот 240—300 км на восходящей ветви траектории), где происходит изменение знака напряженности поля и имеются различия в напряженностях, измеренных датчиками в области высот 260—325 км при спуске ракеты, превышающие  $1,2 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1}$ . Выше уже указывалось (раздел 1), что если бы эффекты, связанные с движением,

определяли различие в измеренных значениях, то в этом эксперименте (ракета стабилизирована) напряженности, измеренные датчиками, менялись бы местами после прохождения вершины. Поэтому, несмотря на изменение знака разности значений, измеренных после прохождения вершины, можно утверждать, что эти эффекты здесь не играют существенной роли. Что касается фотоэффекта, то его влияние, если бы оно имело место, проявлялось бы на всей траектории одинаково, так как ракета не изменяла своей ориентации относительно Солнца. Следовательно, влиянием фотоэффекта нельзя объяснить ни изменение разности измеренных значений, ни изменение знака напряженности поля.

Наконец, рассмотрим результаты, полученные в эксперименте 27.VIII 1958 г. (см. рис. 6). Абсолютные значения напряженности, измеренные в этом эксперименте, везде, кроме области высот 125—275 км для одного датчика (кривая I) и 200—160 км для другого датчика (кривая 4), также значительно больше максимально возможных аппаратурных ошибок. Влияние токов помехи незначительно, так как переключения чувствительности не происходило (за исключением области высот 415—380 км при спуске ракеты). Плотность токов помехи в области высот 415—380 км, оцененная по измеренным значениям выходных сигналов, достигает примерно  $10^{-7} \text{ а} \cdot \text{см}^{-2}$ . В остальной части траектории величина токов помехи не превышала  $5 \cdot 10^{-10} \text{ а} \cdot \text{см}^{-2}$ .

Как видно из рис. 6, разность между измеренными двумя датчиками значениями напряженности электростатического поля наблюдается на всей траектории, включая вершину. Отличие напряженностей поля в вершине траектории примерно на  $1 \text{ в} \cdot \text{см}^{-1}$  еще раз подчеркивает, что эффекты, связанные с движением ракеты, играют второстепенную роль. Как и в предыдущем эксперименте, это подтверждается тем, что, хотя разность измеренных значений меняет знак после прохождения вершины (10 км от вершины), измеренные датчиками значения напряженности электростатического поля не меняются местами. Такое различие показаний датчиков в вершине траектории можно объяснить влиянием фотоэффекта, так как он может обусловить появление различных толщин слоев объемного заряда в местах расположения датчиков (см. раздел 1). Однако изменение знака разности измеренных напряженностей на восходящей и нисходящей ветвях траектории объяснить фотоэффектом невозможно, так же как и одновременным влиянием эффектов групп II и III. Изменение знака напряженности электростатического поля, измеряемой одним датчиком на восходящей ветви траектории и другим датчиком на нисходящей ветви траектории, не может быть объяснено по указанным выше причинам эффектами групп II, III и V.

Таким образом, без привлечения эффектов группы IV (связанных с наличием внешнего электростатического поля) нельзя понять ни изменения знака заряда ракеты, ни различий между измеренными двумя датчиками значениями напряженности электростатического поля. Эффекты группы IV могут просто объяснить всю совокупность полученных результатов.

Оценка величины напряженности внешнего поля должна проводиться с учетом специфики явлений, происходящих вблизи тела, находящегося в плазме, и должна быть предметом специального рассмотрения.

Проведенное обсуждение показывает, что измеренные значения напряженности электростатического поля соответствуют реальным напряженностям у поверхности летящей в ионосфере ракеты (за исключением отдельных выбросов). Из полученных результатов следует, что ракета в ионосфере на большей части траектории заряжается отрицательным зарядом, но на некоторых участках поверхности ракеты имеется положительный заряд.



Плотность заряда ракеты, рассчитанная из полученных значений напряженности электростатического поля в предположении, что ракета представляет собой однородный проводящий цилиндр, заключена в пределах  $5 \cdot 10^{-5} - 10^{-3}$  CGSE см<sup>-2</sup>.

Анализ результатов приводит также к выводу о том, что в ионосфере в ряде случаев регистрируется внешнее электростатическое поле, не связанное с появлением ракеты.

В дальнейшем при измерениях напряженности методом электростатического флюксметра целесообразно применять методику, предложенную в [11], в значительной степени исключающую влияние токов помехи.

В заключение автор выражает признательность за руководство работой К. И. Грингаузу и И. М. Имянитову и благодарит В. И. Жданова и В. А. Крайнева за помощь в подготовке аппаратуры.

Дата поступления  
24 августа 1962 г.

### Приложение

Зависимость от высоты  $h$  концентрации нейтральных частиц  $N_n$  и длины свободного пробега  $l$

$h$ , км	$N_n$ , $10^{12}$ молекул·см <sup>-3</sup>	$l$ , $10^8$ см	$h$ , км	$N_n$ , $10^{12}$ молекул·см <sup>-3</sup>	$l$ , $10^8$ см
0	$2,6 \cdot 10^7$	$8,6 \cdot 10^{-8}$	130	1,2	3,7
60	8200	$2,6 \cdot 10^{-4}$	140	0,1	8,7
70	2500	$9,3 \cdot 10^{-4}$	150	0,007	18
80	390	$4,3 \cdot 10^{-3}$	160		36
90	87	0,02	180		100
100	23	0,09	200		300
110	7,4	0,3	220		870
120	2,7	1,3			

### ЛИТЕРАТУРА

1. Г. Л. Гдалевич. Докл. АН СССР, 146, 1064, 1962.
2. G. R. Hill. J. Amer. Soc. Nav. Eng., 63, 292, 1951.
3. И. М. Имянитов. Приборы и методы для получения атмосферного электричества. Гостехиздат, 1957.
4. И. М. Имянитов. УФН, 63, 267, 1957.
5. Н. А. Капцов. Электроника. ГИТТЛ, 1953.
6. В. Л. Грановский. Электрический ток в газе, т. I. ГИТТЛ, 1952.
7. Л. Леб. Основные процессы электрических разрядов в газах. ГИТТЛ, 1950.
8. Н. С. Герзон. УФН, 47, 561, 1952.
9. Я. Л. Альперт, В. Л. Гинзбург, Е. Л. Файнберг. Распространение радиоволн. ГИТТЛ, 1953.
10. L. E. Miller. J. Chem. Education, 31, N 3, 412, 1954.
11. И. М. Имянитов, Я. М. Шварц. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып. 3. Изд-во АН СССР, 1959, стр. 77.
12. И. М. Имянитов, В. В. Михайловская и др. Изв. АН СССР, серия геофиз., № 9, 1121, 1956.